

弹道式 导弹瞄准系统

〔苏〕 M.B. 叶飞莫夫 著

周中元 陈诗兴 译



弹道式导弹瞄准系统

〔苏〕M. B. 叶飞莫夫 著

周中元 陈诗兴 译



30174473

国防工业出版社



481328

内 容 简 介

本书比较系统地 and 通俗地讲述了弹道式导弹的瞄准原理、在各种发射方式下所采用的瞄准方法及瞄准系统的各种设备。可供从事火箭技术工作的科技人员、管理人员、有关高等院校师生、火箭部队指战员以及火箭技术爱好者参考。

ПРИЦЕЛИВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

М. В. Ефимов

Воениздат 1968

*

弹道式导弹瞄准系统

〔苏〕 М. В. 叶飞莫夫 著

周中元 陈诗兴 译

*

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 $1/32$ 印张 $3\frac{1}{4}$ 66千字

1983年6月第一版 1983年6月第一次印刷 印数：0,001—1,500册

统一书号：15034·2513 定价：0.39元

译者的话

“弹道式导弹瞄准系统”一书原系俄文本，现根据英译本翻译出来。本书并不着重专业性的理论研究，但其内容比较全面系统，是一本通俗的、概述性的技术丛书。书中不仅通俗地论述了导弹瞄准的基本原理及其设备情况，还对美国各种导弹发射方式所实际采用的瞄准方法作了简要介绍和分析。读者通过这本书可以全面了解导弹瞄准工作的概貌以及它在导弹发射准备中的重要性。因此对各方面的人员，包括：从事火箭技术工作的科研、管理和试验人员；有关的国防技术院校及高等院校师生；导弹试验和作战部队的指战员及其有中等文化水平的火箭技术爱好者均有一定参考意义。

由于经过转译，加上译者水平有限，译文中一定有许多错误和不妥之处，恳请读者批评指正。

谨向本书翻译出版过程中给予热心帮助的同志们表示衷心感谢。

前 言

弹道式导弹的飞行弹道分为两段：主动段和被动段。在主动段上，导弹在发动机推力、地球引力和大气阻力以及操纵部件的控制力和力矩作用下运动。在被动段，发动机不工作，导弹继续自由飞行，此时只受到地球引力和大气阻力的作用。

弹道式导弹在主动段程序弹道上的运动由专门的飞行控制系统进行控制。控制系统有自主式和混合式两种。自主式控制系统的所有元件均装在弹上。混合式控制系统除了自主式控制系统外，还有一个无线电控制系统，其中有些元件装在弹上，有些则置于地面上。

在发射前，对导弹弹体和自主式控制系统的传感器要进行精确的垂直定位和方向定位，其目的是使弹道式导弹的程序弹道通过目标。导弹发射准备期间为确保弹体和控制系统传感器的各轴线在空间处于应有指向的全部工作称为“导弹瞄准”。

在导弹瞄准的过程中，要完成各项工作。这些工作有：确定方位角、测量角度、远距离传输角度值、按一定的角度精确地转动导弹及其控制系统的传感器。这些工作是依靠建立在各种不同工作原理基础上的设备和仪器来完成的。因此，在瞄准中使用了光学仪器、光电仪器、陀螺仪表、电子仪器以及机电设备等。所有这些仪器和设备联结成一个用来实现所有瞄准工作的半自动或自动系统，亦即联结成一个瞄准

系统。

瞄准系统的结构以及各元件在发射场上的布设，随导弹的设计、控制系统类型和发射方式的不同而不同。有些瞄准系统的元件装在弹上的保护容器内和发射台上，有些元件则往往放在距导弹相当远的地面上。

装有自主式控制系统的弹道式导弹的特点是命中目标的精度高。在射程 10000~12000 公里内，火箭头锥的弹着点总共只偏离目标数公里。达到这样高的精度不仅是由于控制系统的完善，而且也是由于瞄准精度高的缘故。

研制这种高精度瞄准系统，必须克服许多原理上和结构上的困难。在研制从机动阵地（潜艇、铁路平板车等）发射的导弹瞄准系统时，遇到的困难更大。在这种条件下发射导弹时，确定初始瞄准方向的方位角极为困难。除此而外，潜艇的摆动会引起瞄准导弹时的附加误差。

本书对国内外公开发表的有关资料作了概括，重点在通俗地介绍导弹瞄准原理、瞄准系统及其元件工作的物理基础。

目 录

第一章 导弹瞄准概述	1
§ 1 瞄准中使用的坐标系	1
§ 2 瞄准的实质	3
§ 3 瞄准用的初始数据	4
§ 4 瞄准中使用的控制元件	7
§ 5 瞄准误差对导弹弹着点偏差的影响	8
§ 6 瞄准系统的任务	11
§ 7 瞄准设备的分类	12
第二章 光电设备	13
§ 1 任务及分类	13
§ 2 光电设备的元件	14
§ 3 装有外部光源的测角仪	16
§ 4 自动准直测角仪	19
§ 5 光电同步机构	24
§ 6 光电角度转换器	26
第三章 偏振装置	28
§ 1 偏振装置的任务和工作原理	28
§ 2 机械调制信号的同步机构	29
§ 3 电调制信号的同步机构	31
§ 4 偏振测角仪	33
第四章 变换放大器	36
§ 1 任务及分类	36
§ 2 光电流放大器	37
§ 3 信号变换器	39
第五章 感应同步机构	42

VI

§ 1	同步机构在瞄准系统中的应用	42
§ 2	同步机构的元件	42
§ 3	机械转换的多通道同步机构	46
§ 4	同步器	49
§ 5	电转换的多通道同步机构	51
第六章	陀螺仪表	53
§ 1	陀螺仪表在瞄准中解决的问题	53
§ 2	陀螺的基本特性	54
§ 3	航向陀螺	56
§ 4	陀螺罗盘	58
第七章	伺服系统	64
§ 1	任务及元件	64
§ 2	伺服系统的基本性能和特点	65
§ 3	跟踪导弹风摆的伺服系统	68
§ 4	测量伺服系统	69
§ 5	同步机构的伺服系统	71
§ 6	转动导弹和陀螺平台的伺服系统	72
第八章	利用外部信息的导弹瞄准系统	75
§ 1	导弹的垂直定位	75
§ 2	导弹从地面发射装置上发射时的瞄准系统	76
§ 3	从机动发射装置上发射导弹时的瞄准	80
§ 4	从井内发射装置上发射导弹时的瞄准	84
§ 5	从潜艇上发射导弹时的瞄准	86
第九章	利用弹上设备的导弹瞄准系统	91
§ 1	利用弹上设备进行瞄准的原理	91
§ 2	陀螺平台的水平定位	91
§ 3	利用陀螺罗盘法的方位瞄准	92
§ 4	陀螺平台的天体定向法	94
结论		96
参考文献		97

第一章 导弹瞄准概述

§ 1 瞄准中使用的坐标系

导弹弹体和控制系统传感器在瞄准期间的定向是相对于图 1 所示的发射坐标系 $OX_cY_cZ_c$ 进行的。这是一个右手坐标系。它的坐标原点与发射台上的导弹质心重合， OY_c 轴垂直向上，而 OX_c 和 OZ_c 轴处于水平面内。 OX_c 轴表示射击方向，其方位由发射方位角 A_n 确定。

通过发射点与导弹运动的程序弹道重合的垂直平面 Y_cOX_c 称为射击平面或发射平面。由于地球旋转以及其他一些因素的影响，导弹的运动轨线是一条具有双曲率的曲线，所以，它与射击平面并不一致，在北半球偏向右边，在南半球偏向左边。

弹体坐标系 $OX_1Y_1Z_1$ 是与导弹弹体固连在一起的，如图 2 所示。它的原点位于导弹的质心上， OX_1 轴与导弹纵

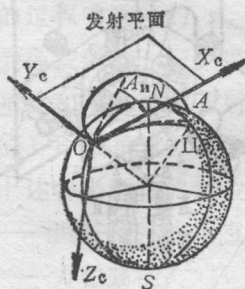


图 1 发射坐标系

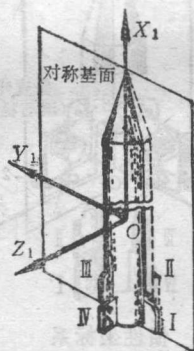


图 2 弹体坐标系

轴重合，其余轴线的方向取决于操纵部件的位置。通过导弹纵轴和舵机 I-III 的平面称为对称基面。

自动控制系统的陀螺和惯性传感器的敏感轴方向确定了惯性坐标系。

自动控制系统有两种类型。第一种，导弹姿态角的稳定是通过作为传感器的自由陀螺来实现的（图 3）。垂直陀螺（滚动稳定器）所产生的指令控制导弹在惯性坐标系中偏航轴 OX 和滚动轴 OY 的位置，水平陀螺产生控制俯仰轴 OZ 的指令。

YOX 平面称为导弹的稳定基面。垂直陀螺转子的转轴与稳定基面相垂直，而水平陀螺转子的转轴处在稳定基面内。导弹俯仰角的程序转弯是在稳定基面内进行的。

在第二种自动控制系统中，系统的主要传感器安装在稳

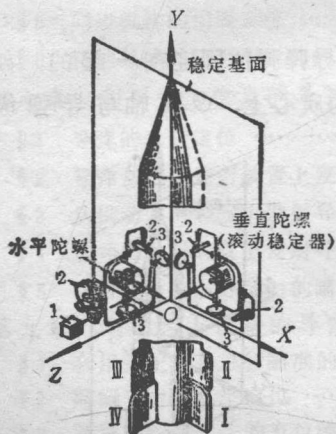


图 3 惯性坐标系

1—程序组合；2—角度传感器；3—力矩转换器。

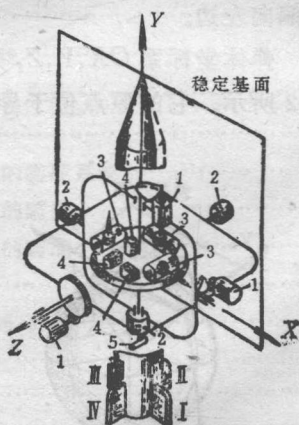


图 4 惯性坐标系

1—稳定马达；2—角度传感器；3—陀螺；4—加速度表；5—控制棱镜。

定平台上，在导弹的整个控制飞行期间，此平台相对于某固定坐标系保持恒定的方位。为了平台的稳定，使用了俯仰、偏航和滚动三个陀螺。装在陀螺稳定平台上的陀螺和惯性传感器（加速度表）相对于惯性坐标系的方位示于图 4 中。图中，惯性坐标系的坐标轴线是由平台的支承轴所确定的，而稳定基面与平台的内环面重合。

导弹发射以前，陀螺平台稳定部分相对于它的固定基座的定向是借助于三通道的水平处置系统和方位处置系统实现的。水平处置系统的敏感元件为加速度表，方位处置系统的敏感元件是装在 OY 轴上的滚动角传感器。

处置系统保证平台在正确锁定之后，保持在所要求的方位上，直到导弹发射瞬时为止。发射前，接通陀螺平台的处置系统。三通道稳定系统即开始工作。

§ 2 瞄准的实质

在发射导弹时，弹体坐标系和惯性坐标系的各轴用专门的方法相对于发射坐标系各轴进行定向，这种定向是在导弹瞄准的过程中进行的。

导弹发射前，三个坐标系各轴的最终位置如下：导弹的稳定基面 and 对称基面与射击平面重合，导弹的纵轴和惯性坐标系的 OY 轴垂直。

上述各坐标轴的定位分四步来进行：

- 调整导弹的垂直度；
- 方位瞄准；
- 调整陀螺平台；
- 调整陀螺平台水平度。

调整导弹的垂直度这个术语是指将发射台上的导弹纵轴调至垂直方向上的全部工作。此项工作是将导弹竖在发射台上后立即就进行的。

方位瞄准这个术语指的是使导弹稳定基面与射击平面相重合的工作，它可以通过两种方法来实现。第一种方法是将导弹与弹上陀螺装置一起绕垂直轴转动，使稳定基面与射击平面重合。这种转动是由发射台的转动机构来完成的。第二种方法分两步进行，先使导弹的对称基面与射击平面相重合，然后再使稳定基面与射击平面相重合。通过转动导弹，实现对称基面和射击平面的粗略重合，然后相对于弹体在方位上转动陀螺平台以便实现精确的方位瞄准。

调整陀螺平台目的在于使稳定基面与对称基面重合，随后接通陀螺平台的方位处置系统。平台的调整是把陀螺平台装在弹体上之后，相对于导弹弹体转动平台的基座来完成的。

调整陀螺平台水平度的工作是使惯性坐标系的 OY 轴与发射坐标系的垂直轴相重合。这项工作自动完成的。一旦陀螺平台的平面偏离水平面，装在平台上的加速度表就产生一个偏差信号，此信号输送到驱动装置，使平台处于水平位置。

§ 3 瞄准用的初始数据

为了直接在发射场上确定射击方位，在导弹瞄准以前要完成两项准备工作：

- 发射用的大地测量准备；
- 射击用初始数据准备。

在为发射用的大地测量准备期间，需要确定发射点的坐标和发射场上定向用的方向。在为射击用的初始数据准备时，要用到发射点的坐标和有关目标位置的数据，而在火箭的方位瞄准中要直接使用大地测量方位。

定向的工作包括确定作为定向线的某直线的大地方位角，这可用下面三种方法来确定：

- 大地测量标点；
- 天文观测；
- 陀螺装置。

用大地测量标点来确定方向的工作可采用三角测量或角度标图的方法来进行。只能取这样的一些标点作为定向用的初始点，这些标点边线的定向误差应该比为发射用的大地测量的允许误差小得多。

如果发射场区没有现成的能满足大地测量准备所需精度的完善的大地测量标点网，就使用天文定向。天文定向的特点是精度高。然而，只能在有利的气象条件下才能使用天文定向。

在发射场上没有预先的大地测量准备时，可借助于陀螺装置来进行定向工作。为此，可利用离发射台有一定距离的外部陀螺装置或导弹上的确定了定向方位的自动控制系统中的陀螺装置。

因此，如果用大地测量标点、天文观测或外部陀螺装置确定了定向方位后，在导弹瞄准时，就可以利用外部信息。这种瞄准方法比较精确并且使用最广。还有一种瞄准方法是利用弹上陀螺装置所产生的信息来确定定向的大地测量方位。

在导弹瞄准期间，定向的大地测量方位应该事先固定下来，这可以利用发射场上的外部信息通过下面两种方法中的一种方法来确定所需的定向：利用设置在地上的定位点或利用准直仪。

前一种方法是利用通过地面上任意两点的直线作为定向线。这时，定向误差 ΔA 取决于在其中一点上设置经纬仪的精度和定向基线的长度：

$$\Delta A = \frac{\Delta l}{L} \quad (1)$$

式中 Δl —— 设置经纬仪的圆误差；

L —— 定向基线的长度。

这里，定向误差值用弧度表示。

在后一种方法中，定向方位是利用准直仪来确定的，准直仪是一种把光源的光线转换成一束平行光束的专用光学仪器（图5），它由物镜和位于物镜焦平面上的某种发光标志所组成。例如，这种标志可以是发光面上的十字细线，或是不透明光栏上的发光狭缝。这里，定向方位即是瞄准轴线——通过准直仪物镜中心和栅板上十字线的一条直线。为了使经纬仪与准直仪的方向一致，需要把经纬仪放在由准直仪所发出的平行光束中。当经纬仪和准直线两者的十字线相重合时，它们的瞄准线就平行了。

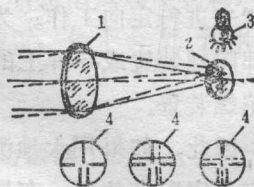


图5 准直仪

1—物镜；2—栅板；

3—灯；4—视场的状态。

在射击用初始数据的准备过

程中，要确定用于校正控制系统的数据和用于瞄准导弹的射

击方位角。

§4 瞄准中使用的控制元件

为了导弹的瞄准,不仅需要确定射击平面的方位,而且需要确定稳定基面的方位。通常,稳定基面是借助于反射镜和反射棱镜两种元件来确定的。

在制造的时候,就将这些元件装在稳定平台上(见图4),并十分精确地相对于导弹稳定基面定向。某些类型的弹道式导弹的控制元件还装在发射台的转动部分上。

矩形反射棱镜是一种比较普通的控制元件,如图6所示。它的工作特性是光线在某一个 P 面内射在棱镜的斜面上,从与 P 面相平行的 Q 面内反射出来,而且,光线在棱镜斜面上的 a 点和 d 点被折射,在涂银侧面上的 b 点和 c 点被反射。基于这种特性,棱镜就不一定精确地调至与 YOX 平面相垂直。因为,即使入射的光线不处在 XOZ 平面内,其反射光线必将在平行于入射面的平面内反射出来。

若用经纬仪测得的经纬仪瞄准轴线和棱镜直角边的垂线之间的偏差角不等于零,则入射光和反射光间的交角等于偏

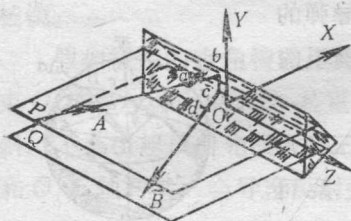


图6 矩形棱镜

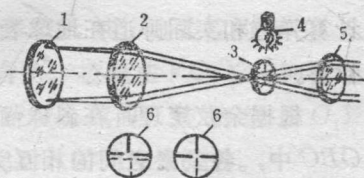


图7 自动准直仪

1—反射镜; 2—物镜; 3—栅板;
4—灯; 5—目镜; 6—视场的状态。

差角的两倍。所以，若偏差角等于零，则入射光和反射光相互平行。

各控制元件的方位是利用自动准直原理来确定的。自动准直是给这样的光线运动所起的名称，即光线以平行光束形式从仪器中发出，经反射镜表面反射后，以相反方向通过仪器的各个元件。图 7 说明了自动准直的原理。假如，反射镜的表面垂直于自动准直仪的光轴，则栅板上的直线与自动准直图象相互重合。

利用自动准直原理还可以解决相反的问题，即根据给定的方位调整陀螺平台的控制反射镜或棱镜。为此，要相对于垂直轴转动控制反射镜或棱镜，并在自动准直仪中进行观察，以使栅板上的直线和自动准直图象重合。

§ 5 瞄准误差对导弹弹着点偏差的影响

如果方位瞄准有误差，则射击平面偏离计算平面的角度即为瞄准的角度误差。因此，导弹的弹道亦将偏离计算弹道，弹道式导弹头锥的弹着点将不与目标重合。

现利用图 8 来建立瞄准误差与导弹弹着点对目标的偏差之间的关系。在图 8 上画出了导弹的计算弹道和实际弹道在地球表面上的投影。

根据余弦定理，在斜球面三角形 OBC 中，各要素之间的相互关系可用下面关系式表示：

$$\begin{aligned} \cos \Delta a &= \cos b \cdot \cos c \\ &+ \sin b \cdot \sin c \cdot \cos \Delta A \end{aligned} \quad (2)$$



图 8 导弹弹着点的偏差

式中 b, c —— 导弹的球面射程;

Δa —— 导弹弹着点相对目标的球面偏差;

ΔA —— 方位瞄准误差。

设 $b = c$, 则得:

$$\cos \Delta a = \cos^2 b + \sin^2 b \cdot \cos \Delta A$$

上式经一定变换后得:

$$\sin \frac{\Delta a}{2} = \sin b \cdot \sin \frac{\Delta A}{2} \quad (3)$$

由所得的表达式可知, 若瞄准误差为常数, 则在球面射程为 $b = \frac{\pi}{2}$ 和 $b = \frac{3\pi}{2}$ 即直线射程为 10000 公里 和 30000 公里时, 导弹弹着点对目标的偏差为最大。计算表明, 在这种射程下, 若瞄准的角度误差为 $1'$, 则弹着点的相应偏差为 1.85 公里。

然而, 假如导弹的球面射程 $b = \pi$ 和 $b = 2\pi$, 则当方位瞄准误差为任意值时, 导弹弹着点对目标将没有偏差。

下面我们来讨论垂直放置误差对导弹方位瞄准精度的影响。请看图 9, 图中表明了自动准直瞄准原理。自动准直仪设置在 A 点上, 它发出一束平行光至装在火箭弹体上的棱镜。

假如棱镜的直角棱边平行于 OZ_0 轴, 则棱镜的反射光束 O_1B 与入射光束 AO_1 是重合的。棱镜在 YO_1X 平面内倾斜, 不会引起反射光线方向的改变。然而, 棱镜绕着 O_1Y 和 O_1X 轴转动, 会导至反射光对入射光发生偏转。

根据光线从反射镜表面反射的已知规律, 可得到下式:

$$\Delta \alpha_y = \operatorname{tg} \varepsilon \frac{\cos \alpha_x}{\cos \alpha_y} \Delta \alpha_x \quad (4)$$