

导弹发射装置设计

姚昌仁 主编



国防工业出版社

V553.1
18-01

导弹发射装置设计

姚昌仁 主编



30271805

国防工业出版社

403472

内 容 简 介

本书以舰载及地面发射装置为主，系统地介绍了战术导弹发射装置设计的基本理论，内容包括：载荷分析、性能参数计算、各重要部件和典型机构的设计、燃气流计算与防护、发射装置动力学和总体设计等。此外，也简略地介绍了机载发射装置的设计特点。

本书可作为高等院校有关专业的教材使用，也可供从事导弹科研及生产的有关人员参考。

导弹发射装置设计

姚 昌 仁 主 编

*

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

*

787×1092¹/₁₆ 印张20 465千字

1981年1月第一版 1981年1月第一次印刷 印数：0,001—1,700册

统一书号：15034·2135 定价：2.05元

前 言

导弹地面设备是导弹武器系统的重要组成部分。地面设备设计得是否合理与先进，直接影响导弹能否按预定要求发射成功、武器系统是否符合实战运用要求及生产成本的高低。全套地面设备包括：发射、制导、加注、运输、装弹及其它辅助设备。而导弹发射装置是其中的核心设备之一，它异于一般机器设备，有自己的专业技术特点。现有导弹武器系统所使用的发射装置结构形式极其多样，它与导弹的类型、制导方法、发射方式以及全套地面设备的配置方案有关。虽然如此，各种发射装置的设计仍有共同的技术特点。随着导弹技术的发展、导弹武器的广泛运用以及战术使用原则不断提出的独特要求，导弹发射装置设计也逐步形成了自己独立的技术内容。

本书以舰载和地面发射装置为主，系统地介绍了战术导弹发射装置机械部分设计的基本理论，内容包括：发射装置的载荷分析、运动分析、性能参数计算、各重要部件和典型机构的设计、以及发射装置总体设计的一般知识。此外，也简略地介绍了机载发射装置的设计特点。

研究发射技术和进行发射装置设计，必须具有导弹技术、战术使用、发射装置构造及设计等方面的知识。前述三方面的知识，书中未作介绍，而是直接从载荷分析和部件设计理论开始的。读者在阅读本书之前，应熟悉导弹及发射装置的功用、组成、要求、作用原理及使用知识。

燃气流计算和发射装置动力学是发射装置设计中遇到的重要课题；外动力发射（或弹射）是近年来日益发展的发射方式之一，也是发射装置设计的一个特殊问题。但这几方面的内容较多，需要一些较深的专门基础知识，因篇幅所限，本书仅在第五章和第六章介绍了燃气流计算和发射装置动力学的基本知识；在第七章简述了外动力发射的基本原理和特点，但具体设计计算方法未涉及。需要深入学习这几方面知识的读者，可另读专著。

本书可作为高等院校有关专业的教材使用，也可供科研单位、工厂和部队等有关工程技术人员参考。

根据有关规定，本书采用了国际单位制。但考虑到当前工程技术部门使用的实际需要，也同时介绍了米制（即“公制”）。有些由试验得到的计算公式，其中系数难于换算的，只得仍用公制，以得出最后结果，然后再进行换算。

本书在编著过程中，参考了国内外有关书籍和资料。在编写体系和内容上，突出了专业技术特点，减少了一般机械设计的内容；总结了已往的经验，纳入了新的知识。但由于作者水平有限，书中会有不少错误及缺点，望读者批评指正。

本书由姚昌仁主编，姚昌仁、黎巨泉、方远翔、汪家藩、赵承庆、高明坤等同志编著。吕佐臣、黎巨泉主审。参加审查的还有：吴秉贤、孙澄、钱宗业、高意筠、何振亚等同志。在编写过程中，还有其它许多同志分别审查了有关章节，提出了许多宝贵意见，特此致谢。

编 者

目 录

第一章 发射装置载荷分析 1	二、其它破坏因素的作用.....48
§ 1-1 概述 1	§ 1-10 起落部分和瞄准机 受力分析.....49
§ 1-2 发射系统坐标系及变换 3	第二章 起落部分设计53
一、发射系统坐标系的选择..... 3	§ 2-1 概述53
二、运载体坐标系与地面坐标系 之间的变换..... 5	§ 2-2 导弹滑离参数计算54
三、发射装置坐标系的变换..... 7	一、同时滑离时导弹的滑离速度.....54
四、弹道坐标系的变换..... 9	二、不同时滑离时导弹的滑离参数.....57
五、弹体坐标系的变换.....11	三、运载体(舰艇、车辆)行驶时导弹 滑离的绝对速度和方向.....60
§ 1-3 舰载发射装置摇摆 载荷分析12	四、运载体摇摆运动对导弹滑离 参数的影响.....61
一、舰艇摇摆运动规律.....12	五、机载导弹发射时的速度和方向.....65
二、舰艇摇摆时定角发射装置的 惯性载荷及过载系数.....19	§ 2-3 定向器设计65
三、舰艇摇摆时发射装置瞄准部分 的惯性载荷及过载系数.....21	一、定向器结构方案选择.....65
§ 1-4 导弹作用在发射装置 上的载荷25	二、导轨长度设计.....70
一、牵连运动引起的过载系数.....26	三、定向器强度设计.....72
二、相对运动引起的过载系数.....26	§ 2-4 让开机构设计75
三、哥氏加速度引起的过载系数.....29	一、导弹下沉量计算.....75
§ 1-5 地面发射装置惯性 载荷分析31	二、定向器让开量计算.....79
§ 1-6 路面运输时的载荷32	三、让开机构主要参数确定.....81
一、路面运输时的振动载荷.....32	§ 2-5 缓冲器设计82
二、路面运输中制动时的载荷.....35	一、缓冲阻力的确定和缓冲诸元计算.....82
三、路面运输中转弯时的载荷.....36	二、液压缓冲器设计的基本理论.....84
§ 1-7 机载导弹发射装置 载荷分析37	三、液体总阻力系数.....87
一、飞机飞行和着陆时的受载情况.....37	四、缓冲器所用液体的选择及 液体量的计算.....88
二、载机飞行和着陆时发射装置的载荷.....40	五、紧塞器摩擦力计算.....90
§ 1-8 风载荷43	§ 2-6 扳起机构设计91
§ 1-9 核爆炸对发射装置 的破坏作用45	§ 2-7 机载导弹发射时的 安全问题93
一、冲击波的作用.....46	§ 2-8 电分离器设计94
	一、电分离器的设计要求和类型.....94
	二、直式插头电分离器设计.....95
	§ 2-9 闭锁挡弹器设计106

一、闭锁挡弹器的功用	106	§ 3-10 平衡机设计	161
二、闭锁力的确定原则	107	一、平衡力矩的设计原则	161
三、闭锁挡弹器结构设计	110	二、弹簧式平衡机设计	164
第三章 瞄准机设计	113	三、气体式平衡机设计	166
§ 3-1 概述	113	第四章 回转支承座设计和发射	
§ 3-2 地面发射时瞄准速度		装置行军性能分析	169
和加速度	117	§ 4-1 滚动回转支承座受力分析	169
一、跟踪速度和加速度	117	一、概述	169
二、调转运动的规律	122	二、简单回转支承座受力分析	169
§ 3-3 舰艇摇摆时瞄准		三、半万能回转支承座受力分析	178
运动的规律	124	四、立轴滚动轴承受力分析	181
一、实现目标跟踪瞄准的条件	124	五、万能式回转支承座受力分析	182
二、对快速活动目标跟踪瞄准时的速度	127	§ 4-2 回转支承座结构设计	183
三、对固定目标瞄准时的跟踪速度	132	一、强度计算	183
§ 3-4 机构运动方程式	135	二、结构参数确定	184
一、等速运动的机构运动方程式	135	§ 4-3 回转支承座旋转	
二、加速运动的机构运动方程式	137	阻力矩计算	184
§ 3-5 传动比及级数	139	§ 4-4 发射装置行军性能分析	186
一、主传动总传动比的确定	139	一、动力性	186
二、手动总传动比的确定	141	二、机动性	193
三、传动级数及分速比确定	142	三、通过性	196
§ 3-6 安全保险机构的分析	144	四、制动性	198
一、自锁或制动器	144	五、稳定性	198
二、缓冲器	145	第五章 燃气流计算与防护	202
三、过载保险机构	146	§ 5-1 燃气射流的一般知识	202
四、速度限制器	147	一、射流的基本概念	202
§ 3-7 传动系统的驱动及其		二、燃气射流的流动结构	203
功率确定	147	§ 5-2 燃气射流的计算	208
一、执行电动机种类的选择	148	一、燃气射流起始段的计算	208
二、所需的驱动功率	148	二、燃气射流基本段的计算	216
三、执行电动机功率的选择	149	§ 5-3 导流器气动载荷的确定	218
§ 3-8 传动误差分析	151	一、物体在正面气流作用下气动载荷	
一、中心距变化引起的侧隙	152	确定的一般原理	219
二、齿轮误差引起的侧隙	153	二、某些典型导流器气动载荷	
三、径向间隙引起的侧隙	154	的近似算法	220
四、其它原因引起的侧隙	155	§ 5-4 燃气流防护问题	221
§ 3-9 齿弧与定向器本体		§ 5-5 导流器主要结构	
连接件受力分析	158	尺寸确定	222
一、只考虑力矩作用时连接件的受力	158	一、导流器的分类	222
二、保证连接面不分离时连接件的受力	160	二、导流器的主要结构尺寸确定	223

§ 5-6 导流器面板强度计算	226	一、发射精度对导弹成功发射的影响	276
一、面板破坏形式	226	二、影响发射精度的因素	278
二、面板强度计算	226	第七章 总体设计	284
§ 5-7 导流器面板温度和热应力计算	232	§ 7-1 现代战争对发射装置的主要战术技术要求	284
一、面板温度计算	232	§ 7-2 总体设计的任务和步骤	285
二、面板热应力计算	237	一、确定发射装置总体方案	286
§ 5-8 导弹发射时导流器对托架作用力的计算	238	二、总体参数的确定	287
第六章 发射装置动力学和发射精度分析	242	三、总体布置	288
§ 6-1 概述	242	§ 7-3 导弹的杀伤区和发射区	289
一、发射装置动力学的基本内容	242	一、杀伤概率及其影响因素	289
二、发射装置动力学的研究方法	243	二、杀伤区和发射区	291
§ 6-2 两自由度系统的动态特性分析	246	三、限制杀伤区边界的主要因素	296
一、系统的动力学模型	246	§ 7-4 发射方式选择	297
二、定向元件载荷的确定	248	一、垂直发射和倾斜发射	297
三、导弹运动参数计算	249	二、外动力发射和自推力发射	299
四、运动方程的解	252	三、贮运发射箱式发射	301
§ 6-3 多自由度系统的动态特性分析	258	§ 7-5 瞄准方式和瞄准参数确定原则	302
一、解题步骤	258	一、瞄准方式	302
二、系统运动微分方程的建立	259	二、初始瞄准参数确定原则	304
三、系统动态特性参数计算	266	§ 7-6 装弹输弹设备的选择	306
§ 6-4 不同支承的弹性梁的动态特性分析	268	一、装弹输弹设备的功用和对装弹输弹设备的要求	306
一、定向元件载荷计算	268	二、装弹时间的计算	306
二、导弹沿梁运动时梁的振动	270	三、装弹方法的分类和选择	308
三、导弹在梁上运动时的参数	273	§ 7-7 发射装置战斗状态的稳定性计算	311
§ 6-5 发射精度分析	276	一、发射时发射装置的稳定性	311
		二、核爆炸冲击波作用下发射装置的稳定性	313

第一章 发射装置载荷分析

§ 1-1 概 述

发射装置工作时所受的载荷是设计时的重要依据。要进行发射装置总体和零部件设计，要分析导弹发射时的姿态等，都要作载荷分析，要以所受的载荷大小和性质作为原始条件。

就载荷性质和作用时间而言，作用在发射装置上的载荷可以分为静载荷和动载荷。

静载荷对设备作用的大小、方向和作用点均不随时间而变化，或变化很缓慢。在这种载荷的作用下，设备的零部件不产生加速度或加速度很小，因而设计时无须考虑惯性力。属于这一类的载荷有结构自重、导弹的重量等。结构自重是一种恒定的分布载荷，根据结构的具体型式，常常简化成集中载荷、均布载荷或直线分布载荷等。为了求支承反力，一般简化为作用在结构质心处的集中力；为了分析结构强度，则根据具体结构简化成某一规律的分布载荷。

动载荷对设备作用的大小、方向或作用点是随时间而变化的。在这种载荷作用下，结构的加速度不能忽视。属于这一类的载荷有：风载荷、燃气气动载荷、不稳定的推力分量、突然解脱的闭锁力、核爆炸的冲击波、以及运载体运动等因素引起的各部件不稳定运动时的惯性力等。

风载荷分为工作风载和非工作风载。工作风载是指发射装置能保持其工作能力的最大风速时的作用力；非工作风载是指发射装置无法正常工作，但仍能保持其强度和稳定性的最大风速时的作用力。

燃气气动载荷是导弹发动机排出的燃气流的作用力。它的大小是变化的，作用范围也随导弹移动而变化。高温高速气流的作用，还使结构剧烈加热，因而产生热应力。

核爆炸是多种因素作用的综合性破坏，作为今后战争中使用的武器，必须考虑它的作用。核爆炸时冲击波的作用也是一种动载荷。

惯性载荷是由于结构加速运动而引起的。其大小等于结构质量乘以运动加速度，方向与加速度方向相反。在很多情况下，发射装置都有惯性载荷的作用。例如，运载体（车辆、舰艇、飞机）运行时、发射装置进行瞄准时、导弹在定向器上运动时、以及各种动载荷引起的弹性结构的振动等，都将产生惯性载荷。本章只研究发射装置为刚体时的各种惯性载荷，而弹性体的振动将在第六章简略介绍。

惯性载荷常用过载系数（或称动荷系数）来计算。过载系数是作用于物体上除重力外所有外力的总和与其自重之比。即

$$\bar{n} = \frac{\sum \bar{F}_i}{W}$$

式中 \bar{n} ——过载系数；

$\sum \bar{F}_i$ ——作用在物体上除自重外所有外力之和；

W ——物体重量。

由物体惯性中心运动方程知

$$\frac{W}{g}\bar{a} = \Sigma \bar{F}_i + \bar{W}$$

$$\Sigma \bar{F}_i = \frac{W}{g}\bar{a} - \bar{W}$$

故过载系数又可表示成

$$\bar{n} = \frac{\Sigma \bar{F}_i}{W} = \frac{\bar{a}}{g} - \frac{\bar{g}}{g}$$

式中 \bar{a} ——物体惯性中心的加速度；

\bar{g} ——重力加速度， g 为其模。

如果已知物体的运动规律，即知道它的加速度后，可由上式求过载系数。由于外载荷 $\Sigma \bar{F}_i$ （或加速度 \bar{a} ）是矢量，故过载系数也是矢量。在实际计算中，利用它在直角坐标系中的投影较为方便，即

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{a_x}{g} - n_{gx} \\ n_y &= \frac{a_y}{g} - n_{gy} \\ n_z &= \frac{a_z}{g} - n_{gz} \end{aligned} \right\} \quad (1-1)$$

式中 n_x, n_y, n_z ——沿 X 、 Y 、 Z 轴方向的过载系数；

a_x, a_y, a_z ——物体沿 X 、 Y 、 Z 轴的加速度；

n_{gx}, n_{gy}, n_{gz} ——重力加速度 \bar{g} 引起的沿各轴向的过载系数，即 \bar{g}/g 在各轴上的投影。

发射装置有三种工作状态。应当分析各种工作状态下的载荷，使所设计的发射装置能满足相应工作状态的战术技术条件。这三种工作状态是：

1. 瞄准状态 是使瞄准部分（起落部分或回转部分）瞄向目标或规定位置的过程，其中包括调转运动（舰载发射装置叫调舷运动）和跟踪运动。调转运动是为了转移火力或使发射装置回到装弹位置。跟踪瞄准是根据活动目标的运动规律或为了补偿运载体摇摆而进行的瞄准运动。

在瞄准状态，导弹已装在定向器上，但无相对运动。这时的载荷是：导弹重量、结构自重、运载体运动及振动的惯性载荷、瞄准过程的惯性载荷、风载荷及其它偶然性载荷等。调转运动和跟踪瞄准时的运动规律及瞄准参数是不同的，与之有关的惯性载荷应分别计算。

2. 发射状态 是发动机点火后，导弹在定向器上的运动过程。

这时的载荷有运动中的导弹的作用力，即导弹重量及其惯性载荷（相对惯性力、牵连惯性力及哥氏惯性力）、燃气载荷、推力偏心（或推力分力）、自旋导弹的转矩、闭锁器的闭锁力。而其它载荷与瞄准状态相同，如风及运载体运动引起的载荷，但要根据发射时允许的环境或技术条件进行计算。一般发射时的条件与其它状态是不同的。

3. 运行状态 运行时的载荷与所用运载体有关，有车载（轮式或履带车辆）、舰载（水面或水下）、机载（飞机）等。各种情况的载荷是不同的，要根据战术条件允许的路面、海

情、气候条件来计算其最大值。

各种工作状态下的外载荷求出后，可用静力学方法进行发射装置各部件的内力分析。分析时注意外载荷的作用方向、作用时间及作用点，应求出同一时间内各载荷作用的综合结果。本章只介绍各种外载荷的计算方法。外载荷已知后，读者完全可以利用已学过的力学知识，根据设计需要求出各部件所受的内力。

§ 1-2 发射系统坐标系及变换

由导弹—发射装置—运载体构成的发射系统，在行军（航行）、瞄准或发射时，各部分之间会产生相对运动。要计算发射装置所受的载荷，研究瞄准运动的规律及导弹滑离时的姿态，分析发射装置的振动特性等等，都要研究发射系统的运动规律。这些研究是在一定的坐标系中进行的，而且常常用到各坐标系之间的变换关系，所以先介绍各种坐标系及变换。

一、发射系统坐标系的选择

一般选用五个基本坐标系，下面以舰载发射装置为例来研究，其结果对车载发射装置等也适用。

地面坐标系 ($O_g \xi \eta \zeta$) 原点 O_g 是相对地面固定的一点。 $O_g \xi$ 轴是通过 O_g 点的水平轴，指向预定目标（或发射）的水平方向。 $O_g \eta$ 垂直于地面，向上为正。 $O_g \zeta$ 在过 O_g 点的水平面内，按右手法则取为正。

运载体坐标系 ($O_v X_v Y_v Z_v$) 固联于运载体（舰艇、车辆）上（见图 1-1）。原点 O_v 在运载体质心处， $O_v X_v$ 、 $O_v Y_v$ 、 $O_v Z_v$ 分别为运载体的纵轴、竖轴和横轴。

$O_v X'_v$ 、 $O_v Y'_v$ 、 $O_v Z'_v$ 为 X_v 、 Y_v 、 Z_v 轴在水平面和铅垂平面内的投影。相对地面坐标系的旋转通常用三个角度（ ψ 、 θ 、 γ ）确定，即

ψ ——运载体纵轴 $O_v X_v$ 在水平面投影 ($O_v X'_v$) 与 $O_g \xi$ 轴间的夹角，此角在水平面内。

θ ——运载体纵轴 $O_v X_v$ 与水平面间的夹角，此角在铅垂面内。

γ ——绕 $O_v X_v$ 轴的横向旋转角，即横轴 $O_v Z_v$ 与水平面内 $O_v Z'_v$ 之间的夹角，此角在铅垂面内。

发射装置坐标系 ($OXYZ$) 固联于发射装置的起落部分上（见图 1-2）。起落部分相对运载体而言有固定式和活动式两种。固定式的发射装置坐标系和上述运载体坐标系一致。活动式的起落部分最普遍的结构有二个旋转轴（见图 1-2a），即有高低耳轴 1 和方向回转轴 2。起落部分和回转部分分别绕这两轴旋转而得到高低角和方向角，故又称二轴瞄准系统。在这种结构中的坐标原点 O 取在起落部分的转动中心处，一般取在高低耳轴中心线上； OX 沿发射方向，在起落部分的对称面内； OY 轴垂直于高低耳轴和 OX 轴； OZ

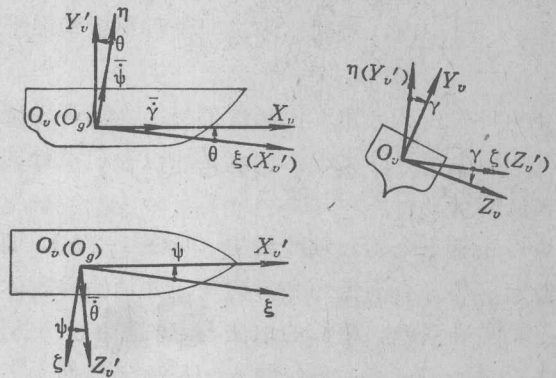


图 1-1 运载体坐标系

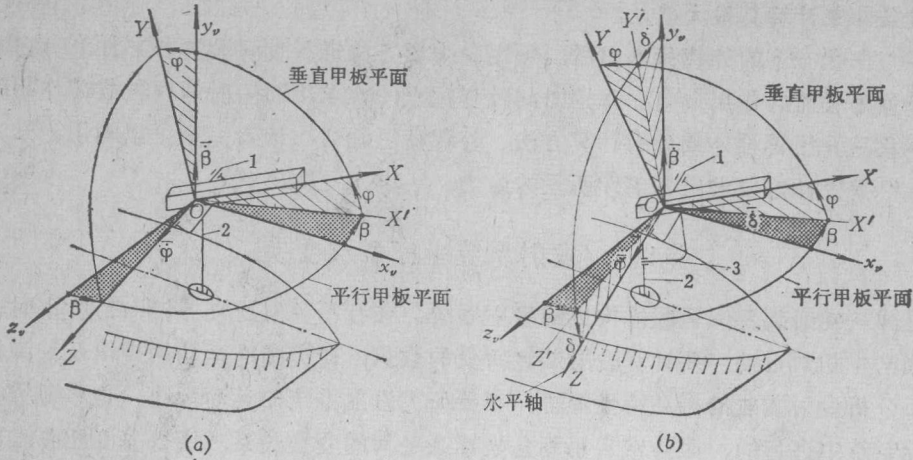


图1-2 发射装置坐标系

a—二轴瞄准发射装置；b—三轴瞄准发射装置。
1—高低耳轴；2—方向回转轴；3—稳定轴。

轴沿高低耳轴的轴线方向。相对于运载体坐标系的旋转用 β 、 φ 两个角度来确定，即 β ——方向角。使发射装置回转部分绕方向轴旋转的角。此角在平行 X_v, O_v, Z_v 的平面内，对舰艇来说即平行甲板基准平面；对地面固定发射的发射装置来说即水平面。

φ ——高低角。使起落部分绕高低耳轴旋转的角。此角在垂直 X_v, O_v, Z_v 的平面内。

图中小写的 x_v, y_v, z_v 是原点在 O 点处的运载体坐标系，各轴与 O_v, X_v, Y_v, Z_v 坐标系中相应的轴平行。

还有三个旋转轴的结构（见图 1-2 b），即高低耳轴 1、方向回转轴 2 和稳定轴 3，而使起落部分有高低角和方向角，并消除运载体相对地面（ $\xi O_g \zeta$ 平面）倾斜的影响。又称三轴瞄准系统。坐标的取法与二轴瞄准系统相同，相对于运载体坐标系的旋转除用 φ 及 β 来确定外，还有一稳定角 δ 。是稳定部分绕稳定轴旋转的角度，此角在包含耳轴线的垂直于甲板基准的平面内，使高低耳轴始终保持水平状态。

弹体坐标系 ($O_m X_1 Y_1 Z_1$) 固联于弹体上（见图 1-3）。原点 O_m 是导弹的质心， $O_m X_1$ 轴是导弹的纵轴， $O_m Y_1$ 轴在导弹纵向对称面内，垂直 $O_m X_1$ 轴， $O_m Z_1$ 轴垂直 $X_1 O_m Y_1$ 平面。各轴与地面坐标系之间的夹角分别为：

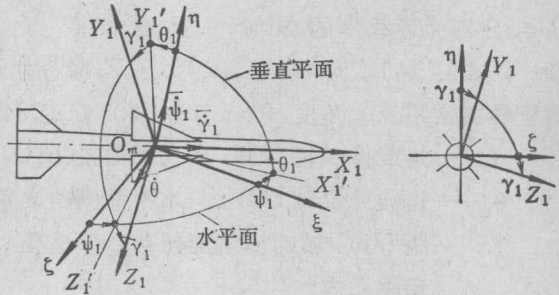


图1-3 弹体坐标系

ψ_1 ——弹体偏航角。导弹纵轴 ($O_m X_1$) 在水平面的投影与 $O_g \xi$ 轴之间的夹角。

θ_1 ——弹体俯仰角。导弹纵轴 ($O_m X_1$) 与水平面的夹角。

γ_1 ——弹体横滚角。导弹纵向对称面 ($X_1 O_m Y_1$) 与通过 $O_m X_1$ 轴的铅垂面之间的夹角。

弹道坐标系($O_m X_t Y_t Z_t$) 固联于导弹质心的速度矢量上(见图1-4)。 $O_m X_t$ 轴与导弹质心的速度矢量一致,是弹道的切线,发射时即发射方向; $O_m Y_t$ 轴在包含导弹质心速度矢量的铅垂平面内,与 $O_m X_t$ 垂直; $O_m Z_t$ 轴位于水平面内,垂直于弹道。各轴与地面坐标系之间的夹角为

ψ_t ——弹道偏角。速度矢量(即 $O_m X_t$ 轴)在水平面内的投影与 $\eta O_m \xi$ 平面之间的夹角。此角在水平面内。

θ_t ——弹道倾角。速度矢量与水平面之间的夹角。此角在垂直平面内。

图1-5和表1-1综合列出了五个基本坐标系,便于查阅。

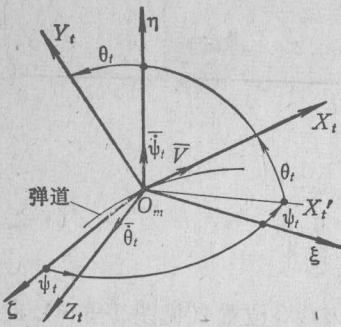


图1-4 弹道坐标系

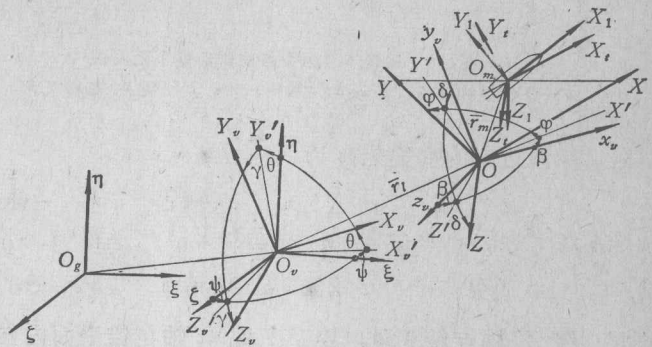


图1-5 发射系统坐标系

表1-1 发射系统坐标系

名称	坐标	原点	固定位置	坐标起始方向	坐标系之间的夹角
地面坐标系	$\xi \eta \zeta$	O_g —固于地面	地面	$O_g \xi$ —指向预定目标的水平方向; $O_g \eta$ —垂直地面,向上为正; $O_g \zeta$ —垂直 $\xi O_g \eta$ 平面	
运载体坐标系	$X_v Y_v Z_v$	O_v —运载体质心	运载体	$O_v X_v, O_v Y_v, O_v Z_v$ 沿运载体纵轴、竖轴和水平横轴,平衡时与 $O_g \xi \eta \zeta$ 各轴平行	与地面坐标系间夹角: ψ, θ, γ
发射装置坐标系	$X Y Z$	O —起落部分高低转动中心	发射装置	$O X$ —沿射向; $O Y$ —在起落部分纵对称面内; $O Z$ —垂直起落部分纵对称面	与运载体坐标系间夹角: β, φ, δ
弹体坐标系	$X_1 Y_1 Z_1$	O_m —导弹质心	导弹	$O_m X_1, O_m Y_1, O_m Z_1$ 沿导弹纵轴、竖轴、水平横轴	与地面坐标系间夹角: $\psi_1, \theta_1, \gamma_1$
弹道坐标系	$X_t Y_t Z_t$	O_m	导弹质心的速度矢量	$O_m X_t$ —沿速度矢量; $O_m Y_t$ —在包含 $O_m X_t$ 的铅垂面内; $O_m Z_t$ —垂直 $X_t O_m Y_t$ 面	与地面坐标系间夹角: ψ_t, θ_t 与发射装置坐标系间夹角: α (图1-7)

二、运载体坐标系与地面坐标系之间的变换

两坐标系之间的关系可借助于矩阵方程来表示,就是使 $O_v X_v Y_v Z_v$ 坐标系分别绕三个轴旋转来完成其变换。

假设平衡时两坐标系重合。先绕 η 轴转 ψ 角 (见图 1-6 a), 则 X_v, Z_v 轴在水平面内转到 X'_v, Z'_v 。两坐标系各轴之间夹角的余弦叫方向余弦, 此时各轴间方向余弦列于表 1-2 中。

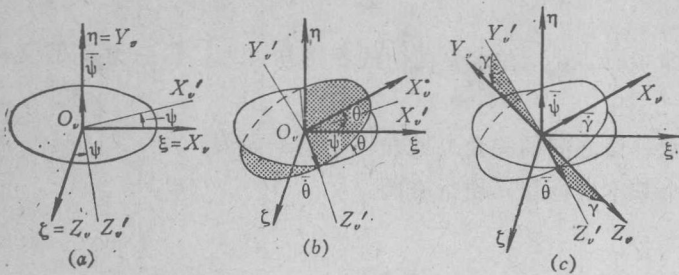


图1-6 运载体坐标系与地面坐标系之关系

a—绕 η 轴转 ψ 角; b—绕 Z'_v 轴转 θ 角; c—绕 X_v 轴转 γ 角。

表1-2 X'_v, η, Z'_v 轴与 ξ, η, ζ 轴间方向余弦

ψ	ξ	η	ζ
X'_v	$\cos \psi$	0	$-\sin \psi$
η	0	1	0
Z'_v	$\sin \psi$	0	$\cos \psi$

则两坐标系之间的变换矩阵为

$$\begin{bmatrix} X'_v \\ \eta \\ Z'_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (1-2)$$

其次, 绕 Z'_v 轴旋转 θ 角, 则 X'_v 及 Y'_v 轴在铅垂面内转到 X_v 及 Y'_v 位置 (见图 1-6 b)。此时 X_v, Y'_v, Z'_v 与 X_v, η, Z'_v 间的变换矩阵为

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y'_v \\ Z'_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X'_v \\ \eta \\ Z'_v \end{bmatrix} \quad (1-3)$$

最后, 绕 X_v 轴转 γ 角, 则 Y'_v 及 Z'_v 轴转到 Y_v 及 Z_v 的位置 (见图 1-6 c)。此时 X_v, Y_v, Z_v 与 X_v, Y'_v, Z'_v 之间的关系为

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_v \\ Y'_v \\ Z'_v \end{bmatrix} \quad (1-4)$$

将式 (1-2)、(1-3) 代入式 (1-4) 中, 则

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}$$

整理后得到运载体坐标系与地面坐标系之间的关系为

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = (\lambda) \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (\lambda) = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \lambda_{13} \\ \lambda_{21} & \lambda_{22} & \lambda_{23} \\ \lambda_{31} & \lambda_{32} & \lambda_{33} \end{bmatrix} \quad (1-5)$$

变换矩阵(λ)中的元素是:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{11} &= \cos \theta \sin \psi \\ \lambda_{12} &= \sin \theta \\ \lambda_{13} &= -\cos \theta \sin \psi \\ \lambda_{21} &= -\cos \gamma \sin \theta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \\ \lambda_{22} &= \cos \gamma \cos \theta \\ \lambda_{23} &= \cos \gamma \sin \theta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \\ \lambda_{31} &= \sin \gamma \sin \theta \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi \\ \lambda_{32} &= -\sin \gamma \cos \theta \\ \lambda_{33} &= -\sin \gamma \sin \theta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi \end{aligned} \right\} \quad (1-6)$$

当地面坐标系原点不与运载体的质心重合时,若质心 O_v 在地面坐标系中的坐标为 $\xi^{(v)}$ 、 $\eta^{(v)}$ 、 $\zeta^{(v)}$,则两坐标系之间的关系为

$$\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = (\lambda) \left(\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \xi^{(v)} \\ \eta^{(v)} \\ \zeta^{(v)} \end{bmatrix} \right) \quad (1-7)$$

由于两直角坐标系之间变换时,其变换矩阵是正交矩阵,而正交矩阵的逆矩阵与转置矩阵相等。所以,要把地面坐标系变换成运载体坐标系,它们的变换关系为

$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} = (\lambda)^{-1} \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (\lambda)^{-1} = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{21} & \lambda_{31} \\ \lambda_{12} & \lambda_{22} & \lambda_{32} \\ \lambda_{13} & \lambda_{23} & \lambda_{33} \end{bmatrix} \quad (1-8)$$

上式中的变换矩阵是式(1-5)中变换矩阵的转置矩阵,即将式(1-5)中的变换矩阵的行变成列。

三、发射装置坐标系的变换

(一) 发射装置坐标系与运载体坐标系之间的变换

先研究有稳定系统的三轴瞄准的发射装置(见图1-2b)。可利用三个夹角 β 、 φ 、 δ 来求两坐标系之间的关系。

用与前面相同的方法:设两个坐标系原点重合,先求得各坐标轴之间的方向余弦,最后得发射装置坐标系与运载体坐标系之间的变换关系为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta & \sin \delta \\ 0 & -\sin \delta & \cos \delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix}$$

相乘后得

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (\tau) \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (\tau) = \begin{bmatrix} \tau_{11} & \tau_{12} & \tau_{13} \\ \tau_{21} & \tau_{22} & \tau_{23} \\ \tau_{31} & \tau_{32} & \tau_{33} \end{bmatrix} \quad (1-9)$$

变换矩阵(τ)中的元素是:

$$\left. \begin{aligned} \tau_{11} &= \cos \varphi \cos \beta + \sin \varphi \sin \beta \sin \delta \\ \tau_{12} &= \sin \varphi \cos \delta \\ \tau_{13} &= \sin \varphi \cos \beta \sin \delta - \cos \varphi \sin \beta \\ \tau_{21} &= \cos \varphi \sin \beta \sin \delta - \sin \varphi \cos \beta \\ \tau_{22} &= \cos \varphi \cos \delta \\ \tau_{23} &= \sin \varphi \sin \beta + \cos \varphi \cos \beta \sin \delta \\ \tau_{31} &= \cos \delta \sin \beta \\ \tau_{32} &= -\sin \delta \\ \tau_{33} &= \cos \delta \cos \beta \end{aligned} \right\} \quad (1-10)$$

当两坐标系的原点不重合时, 若换成以 O_v 为原点的坐标系中, 则

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (\tau) \left(\begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_v^{(0)} \\ Y_v^{(0)} \\ Z_v^{(0)} \end{bmatrix} \right) \quad (1-11)$$

式中 $X_v^{(0)}, Y_v^{(0)}, Z_v^{(0)}$ —— 原点 O 在 $O_v X_v Y_v Z_v$ 坐标系中的坐标。

若是无稳定器的二轴瞄准系统 (见图 1-2 a)。则 $\delta = 0$, 代入式 (1-10) 中, 得到二轴瞄准的发射装置坐标系与运载体坐标系之间的变换矩阵, 其元素为

$$\left. \begin{aligned} \tau'_{11} &= \cos \varphi \cos \beta & \tau'_{12} &= \sin \varphi & \tau'_{13} &= -\cos \varphi \sin \beta \\ \tau'_{21} &= -\sin \varphi \cos \beta & \tau'_{22} &= \cos \varphi & \tau'_{23} &= \sin \varphi \sin \beta \\ \tau'_{31} &= \sin \beta & \tau'_{32} &= 0 & \tau'_{33} &= \cos \beta \end{aligned} \right\} \quad (1-12)$$

将式 (1-9) 中的元素用此式代入, 变换关系形式不变, 即

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (\tau') \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (\tau') = \begin{bmatrix} \tau'_{11} & \tau'_{12} & \tau'_{13} \\ \tau'_{21} & \tau'_{22} & \tau'_{23} \\ \tau'_{31} & \tau'_{32} & \tau'_{33} \end{bmatrix} \quad (1-13)$$

无瞄准系统的固定发射装置, 若相对运载体有固定的安装角 φ_0 及 β_0 , 则变换仍用式 (1-13), 两坐标系之间有不变的关系。若安装角为零, 则由式 (1-12) 和 (1-13) 知, 其变换矩阵行列式 = 1, 即为单位矩阵。此时发射装置坐标系与运载体坐标系重合。

(二) 发射装置坐标系与地面坐标系之间的变换

取两坐标系的原点重合。利用发射装置坐标系与运载体坐标系之间的变换矩阵式 (1-9), 及运载体坐标系与地面坐标系之间的变换式 (1-5) 来求发射装置坐标系与地面坐标系之间关系。即以式 (1-5) 代入式 (1-9) 中, 则得

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (\tau)(\lambda) \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}$$

将式中前两项矩阵相乘之后得

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (U) \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (U) = \begin{bmatrix} U_{11} & U_{12} & U_{13} \\ U_{21} & U_{22} & U_{23} \\ U_{31} & U_{32} & U_{33} \end{bmatrix} \quad (1-14)$$

式中矩阵元素为

$$\left. \begin{aligned} U_{11} &= \tau_{11}\lambda_{11} + \tau_{12}\lambda_{21} + \tau_{13}\lambda_{31} \\ U_{12} &= \tau_{11}\lambda_{12} + \tau_{12}\lambda_{22} + \tau_{13}\lambda_{32} \\ U_{13} &= \tau_{11}\lambda_{13} + \tau_{12}\lambda_{23} + \tau_{13}\lambda_{33} \\ U_{21} &= \tau_{21}\lambda_{11} + \tau_{22}\lambda_{21} + \tau_{23}\lambda_{31} \\ U_{22} &= \tau_{21}\lambda_{12} + \tau_{22}\lambda_{22} + \tau_{23}\lambda_{32} \\ U_{23} &= \tau_{21}\lambda_{13} + \tau_{22}\lambda_{23} + \tau_{23}\lambda_{33} \\ U_{31} &= \tau_{31}\lambda_{11} + \tau_{32}\lambda_{21} + \tau_{33}\lambda_{31} \\ U_{32} &= \tau_{31}\lambda_{12} + \tau_{32}\lambda_{22} + \tau_{33}\lambda_{32} \\ U_{33} &= \tau_{31}\lambda_{13} + \tau_{32}\lambda_{23} + \tau_{33}\lambda_{33} \end{aligned} \right\} \quad (1-15)$$

矩阵中的元素 τ_{ij} 及 λ_{ij} 用式 (1-6) 和 (1-10) 代入即可, 即用 ψ 、 θ 、 γ 、 φ 、 β 、 δ 角来进行变换。

当坐标原点不重合时, 则将原点的坐标加以修正。

四、弹道坐标系的变换

(一) 弹道坐标系与地面坐标系之间的变换

因为弹道坐标系是在铅垂平面内研究导弹质心运动规律的, 它与地面坐标系之间只有两个夹角 (θ_r 、 ψ_r), 利用这两个角进行变换 (见图 1-4)。

这种情况和二轴瞄准的发射装置坐标系与运载体坐标系之间的关系相似, 即将式 (1-12) 中的 φ 、 β 角用 θ_r 、 ψ_r 代替即可。变换关系为

$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = (\tau'') \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (\tau'') = \begin{bmatrix} \tau''_{11} & \tau''_{12} & \tau''_{13} \\ \tau''_{21} & \tau''_{22} & \tau''_{23} \\ \tau''_{31} & \tau''_{32} & \tau''_{33} \end{bmatrix} \quad (1-16)$$

式中矩阵元素 τ''_{ij} 与式 (1-12) 的形式相同, 但用 θ_r 、 ψ_r 代替 φ 、 β 。

(二) 弹道坐标系与发射装置坐标系之间的变换

对三轴瞄准的发射装置, 由于稳定器的作用, 使 OZ 轴始终保持水平。假设发射装置是绝对刚体, 且定向器的导向表面也是平直的, 则导弹在定向器上的速度矢量与定向器的中心线 (X 轴) 平行。所以导弹滑离之前, 弹道坐标系各轴与发射装置坐标系对应轴平行。

对二轴瞄准的发射装置, 由于无稳定系统, 发射装置高低耳轴对地面存在一倾斜角, 使 Y 、 Z 轴与弹道坐标系的 Y_r 、 Z_r 之间有一夹角 α (见图 1-7), 这个角叫侧倾角。故在导弹从绝对刚性和平直的定向器上滑离前, 两坐标系之间的关系为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = (S_1) \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} \quad (S_1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1-17)$$

若考虑发射装置的弹性和定向器导向面的不平直, 或导弹从定向器滑离之后, 上述结

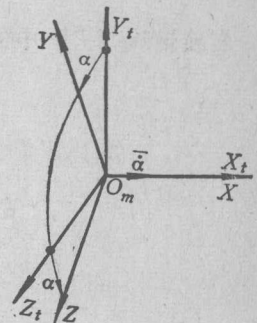


图1-7 二轴瞄准的发射装置坐标系与弹道坐标系

果不能应用。

(三) 弹道坐标系与运载体坐标系之间的变换

已经知道弹道坐标系与地面坐标系之间的变换式 (1-16), 以及地面坐标系与运载体坐标系之间的变换式 (1-8), 利用此式可得:

$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = (\tau'')(\lambda)^{-1} \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = (U') \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (U') = \begin{bmatrix} U'_{11} & U'_{12} & U'_{13} \\ U'_{21} & U'_{22} & U'_{23} \\ U'_{31} & U'_{32} & U'_{33} \end{bmatrix} \quad (1-18)$$

式中矩阵元素为

$$\left. \begin{aligned} U'_{11} &= \tau''_{11}\lambda_{11} + \tau''_{12}\lambda_{12} + \tau''_{13}\lambda_{13} \\ U'_{12} &= \tau''_{11}\lambda_{21} + \tau''_{12}\lambda_{22} + \tau''_{13}\lambda_{23} \\ U'_{13} &= \tau''_{11}\lambda_{31} + \tau''_{12}\lambda_{32} + \tau''_{13}\lambda_{33} \\ U'_{21} &= \tau''_{21}\lambda_{11} + \tau''_{22}\lambda_{12} + \tau''_{23}\lambda_{13} \\ U'_{22} &= \tau''_{21}\lambda_{21} + \tau''_{22}\lambda_{22} + \tau''_{23}\lambda_{23} \\ U'_{23} &= \tau''_{21}\lambda_{31} + \tau''_{22}\lambda_{32} + \tau''_{23}\lambda_{33} \\ U'_{31} &= \tau''_{31}\lambda_{11} + \tau''_{32}\lambda_{12} + \tau''_{33}\lambda_{13} \\ U'_{32} &= \tau''_{31}\lambda_{21} + \tau''_{32}\lambda_{22} + \tau''_{33}\lambda_{23} \\ U'_{33} &= \tau''_{31}\lambda_{31} + \tau''_{32}\lambda_{32} + \tau''_{33}\lambda_{33} \end{aligned} \right\} \quad (1-19)$$

式中矩阵元素 λ_{ij} 用式 (1-6)、 τ''_{ij} 用式 (1-12) 的结果, 但用 θ_r 、 ψ_r 代替 φ 、 β 。即用 ψ_r 、 θ_r 、 ψ 、 θ 、 γ 角进行变换。

在二轴瞄准的发射装置中, 导弹滑离前可用关系式 (1-17) 和 (1-13) 进行变换, 即以式 (1-13) 代入 (1-17) 中, 得

$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = (S_1)^{-1}(\tau^1) \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} = (T) \begin{bmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{bmatrix} \quad (T) = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (1-20)$$

变换矩阵 (T) 中的元素为

$$\left. \begin{aligned} T_{11} &= \cos \varphi \cos \beta \\ T_{12} &= \sin \varphi \\ T_{13} &= -\cos \varphi \sin \beta \\ T_{21} &= -\sin \varphi \cos \beta \cos \alpha - \sin \beta \sin \alpha \\ T_{22} &= \cos \varphi \cos \alpha \\ T_{23} &= \sin \varphi \sin \beta \cos \alpha - \cos \beta \sin \alpha \\ T_{31} &= -\sin \varphi \cos \beta \sin \alpha + \sin \beta \cos \alpha \\ T_{32} &= \cos \varphi \sin \alpha \\ T_{33} &= \sin \varphi \sin \beta \sin \alpha + \cos \beta \cos \alpha \end{aligned} \right\} \quad (1-21)$$

在三轴瞄准的发射装置中, 导弹滑离前, 弹道坐标系与发射装置坐标系各对应轴互相平行, 所以可用式 (1-9) 的变换关系, 只是将式中 X 、 Y 、 Z 改成 X_r 、 Y_r 、 Z_r 就可得到弹道坐标系与运载体坐标系之间的关系。