

高等院校教材

导 弹 概 论

(修 订 本)

余超志 等 编著

内 容 简 介

本书系高等院校教材，对导弹技术的基本知识作了系统而简要的介绍。内容包括：导弹的分类和组成、飞行原理、动力装置、制导系统、战斗部、弹体结构、发射设备和战术技术要求等。本书阐述条理清楚，内容包罗较广，文字通俗易懂，附有大量插图，是学习导弹技术知识的一本入门书。

读者对象主要是导弹类专业学生，也可供从事导弹事业的科技、工程技术人员、生产工人、管理干部、使用战士以及火箭、导弹技术爱好者阅读。

本书由黄宁南阅，经兵器工业部第一教材编审委员会导弹工程编审小组于一九八五年十一月十四日召开的全体会议审定，同意作为教材出版。

导 弹 概 论

(修订本)

余超志等 编著

•

北京工业学院出版社出版
新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
北京工业学院出版社印刷厂印刷

•

787×1092 毫米 16 开本 19.25 印张 454 千字
1986 年 6 月第一版 1986 年 6 月第一次印刷
印数：1—4,000 册
统一书号：15434·22 定价：3.20 元

前 言

本书是为高等院校导弹类专业学生编写的。它是导弹类专业学生学习专业课程的一门先行课程。它的教学目的在于让学生初步了解导弹的分类、组成、结构、原理等基本知识。

导弹技术是当代最复杂的科学技术部门之一，为了掌握导弹技术，除了要学习一般工程基础知识外，还要学习空气动力学、飞行力学、结构力学、火箭发动机、推进与燃烧理论、自动控制理论、电子技术、无线电电子学、光学、精密机械、精密仪表、电子计算机技术、测试技术、系统工程理论等技术知识。所有这些知识，大家将在大学里按所学的专业不同而分别学习和掌握它们。

本书是一九八二年出版的《导弹概论》修订本。这次修订，参考将要出版的大百科全书军事卷有关条目，对导弹方面的名词和定义作了修改；把庆祝国庆三十五周年阅兵式展出的国产新型导弹的照片收入书中，以帮助读者了解我国导弹发展的情况；对第三章动力装置、第四章制导系统、第五章战斗部等部分都更换和充实了一些新的内容；重新编写了第七章导弹的发射，并将标题改为发射设备，重点补充了对各类导弹发射装置的介绍。

为便于学生和读者学习，我们参考了国内外书刊、文献、图表等资料，尽可能结合实际，文字力求通俗易懂，着重介绍物理概念、尽量不用或少用数学公式，多用插图，以图文相配合来说明问题。

本书一九八二年版由余超志主编，姚德源、夏成松、袁子怀、李昌龙、朱荣贵、徐耀华、沈泰昌、陆秀娣、赵承庆等参加编写；由黄宁主审、尹远协、乌可力、张守威、宋凤海、谢名苞、卫迁等审阅了有关部分。这次修订工作由余超志主持，夏成松、袁子怀、朱荣贵、秦逸生、赵承庆等参加；由黄宁审阅，他提了很多宝贵意见和建议；张成周帮助校阅了书稿。

对于编写和修订本书所用书刊、文献、图表等资料的作者，以及帮助本书出版的同志，在此一并向他们表示感谢。

本书虽经修订，但由于编者水平所限，书中难免还存在缺点和错误，希望读者批评指正。

编 者

一九八五年十一月

目 录

第一章 绪论

§ 1-1 火箭、火箭发动机及导弹	1
§ 1-2 火箭和导弹的发展简史	1
§ 1-3 导弹的分类	10
§ 1-4 导弹的主要组成部分	12
一、动力装置	12
二、制导系统	12
三、战斗部	13
四、弹体	13
五、弹上电源	13
§ 1-5 主要的几类导弹简述	13
一、面对面导弹	13
二、面对空导弹	15
三、空对面导弹	16
四、空对空导弹	16
五、反舰(潜)导弹	17
六、反坦克导弹	17

第二章 飞行原理

§ 2-1 火箭运动原理	19
一、直接反作用运动	19
二、火箭运动方程式	19
三、火箭发动机的推力	21
四、火箭的理想速度	22
五、多级火箭	23
§ 2-2 地球大气	24
一、大气层	25
二、标准大气	26
§ 2-3 空气低速流动特性	28
一、低速流动的基本方程	28
二、流场、流线、流面和流管	31

§ 2-4 空气高速流动特性	31
一、音波和音速	31
二、空气的压缩性	32
三、弱扰动的传播	34
四、激波	35
五、膨胀波	36
六、高速流动的基本方程	37
七、附面层与气动加热	40
§ 2-5 空气动力	43
一、空气动力坐标系	43
二、空气动力	44
三、导弹的几何形状和参数	47
四、升力	49
五、阻力	55
六、侧力	57
§ 2-6 空气动力力矩	58
一、俯仰力矩	58
二、偏航力矩	59
三、滚转力矩	60
四、阻尼力矩	61
五、马格努斯力矩	63
§ 2-7 导弹运动方程组的建立	65
一、常用坐标系	65
二、作用在导弹上的力	66
三、导弹平面运动方程式	68
§ 2-8 导弹的控制飞行	70
一、控制飞行概述	70
二、产生和改变控制力的方法	71
三、导弹的操纵元件	74
四、导弹的稳定性和操纵性	78
五、导弹的机动性和过载的概念	81
§ 2-9 弹道式导弹的弹道	83
一、飞行情况概述	83
二、主动段弹道	83
三、被动段弹道	85
§ 2-10 目标导引弹道	91
一、导弹相对于目标的运动	91

二、导引弹道·····	92
§ 2-11 导弹攻击区与发射区·····	100
一、地对空导弹攻击区·····	100
二、地对空导弹发射区·····	102
三、反坦克导弹攻击区·····	102

第 三 章 动力装置

§ 3-1 发动机的基本组成、要求和分类·····	104
§ 3-2 火箭发动机的主要性能参数·····	105
一、推力·····	105
二、总冲量·····	108
三、比冲量或比推力·····	109
四、推力-重量比·····	111
五、重量比·····	111
六、单位迎面推力·····	111
§ 3-3 液体火箭发动机·····	111
一、液体推进剂·····	111
二、发动机的组成、结构及其作用原理·····	113
§ 3-4 固体火箭发动机·····	117
一、固体推进剂·····	118
二、燃烧室·····	124
三、喷管·····	126
四、药柱·····	127
五、点火装置·····	129
六、推力终止装置·····	131
§ 3-5 固-液组合火箭发动机·····	131
一、固-液组合推进剂·····	131
二、发动机的组成、结构及其作用原理·····	132
三、固-液组合火箭发动机的特点·····	134
§ 3-6 空气喷气发动机·····	134
一、涡轮喷气发动机·····	135
二、冲压喷气发动机·····	138
§ 3-7 火箭-冲压组合发动机·····	140
一、固体火箭-冲压组合发动机·····	140
二、液体燃料冲压组合发动机·····	142
三、固体燃料冲压组合发动机·····	142
四、火箭-冲压组合发动机的特点·····	143

§ 3-8 各类发动机的应用状况·····	144
-----------------------	-----

第四章 制导系统

§ 4-1 制导系统的任务、组成和分类·····	147
一、制导系统的任务·····	147
二、制导系统的组成·····	147
三、制导系统的分类·····	148
§ 4-2 自主制导系统·····	149
一、测量、敏感装置·····	149
二、惯性制导系统·····	155
三、天文制导系统·····	159
四、多普勒制导系统·····	161
五、复合制导系统·····	161
§ 4-3 遥控制导系统·····	164
一、用导线传输指令的目视系统·····	164
二、电视系统·····	167
三、用雷达跟踪的自动指令系统·····	167
四、无线电波束制导系统·····	170
五、目视激光波束制导系统·····	171
六、双曲线无线电导航制导系统·····	172
七、全球卫星定位系统·····	173
§ 4-4 自动导引制导系统·····	173
一、雷达自动导引头·····	174
二、红外(或激光)自动导引头·····	174
§ 4-5 单通道控制原理·····	180
一、单通道控制原理·····	180
二、基准信号·····	183
§ 4-6 舵机·····	185
一、气压式舵机·····	185
二、液压式舵机·····	187
三、电磁式舵机·····	187
四、电动式舵机·····	188
§ 4-7 电子对抗·····	189
一、电子侦察·····	189
二、电子警戒·····	189
三、电子干扰·····	189
四、反干扰·····	190

第五章 战斗部

§ 5-1 战斗部的基本组成和分类	191
§ 5-2 炸药	192
一、炸药的爆炸	192
二、常用的炸药	194
三、烟火剂	195
§ 5-3 爆破战斗部	196
一、组成及其结构	196
二、爆破作用	196
§ 5-4 聚能破甲战斗部	198
一、组成及其结构	198
二、聚能破甲原理	199
三、破甲威力及其影响因素	200
§ 5-5 杀伤战斗部	202
一、组成及其结构	202
二、杀伤破坏作用及其影响因素	205
§ 5-6 核战斗部	208
一、原子弹头	208
二、氢弹头	209
三、中子弹头	210
§ 5-7 引信	212
一、导弹所选用引信类型	212
二、触发式引信	212
三、非触发式引信	213

第六章 弹体

§ 6-1 弹体结构	218
一、对弹体的要求	218
二、弹体所受的载荷	218
三、弹体的受力构件	219
四、弹体的结构形式	221
五、液体推进剂贮箱	223
§ 6-2 弹翼	225
一、弹翼的功用和所受的载荷	225
二、弹翼的受力构件	226
三、弹翼的结构形式	227

§ 6-3 弹上机构	230
一、操纵机构	230
二、分离机构	233
§ 6-4 弹体的强度和结构材料	234
一、弹体的强度	234
二、弹体结构材料	235
第七章 发射设备	
§ 7-1 导弹发射方式	238
§ 7-2 发射装置	240
一、发射装置的功能、组成和分类	240
二、弹道式导弹发射装置	240
三、巡航导弹发射装置	242
四、地对空导弹发射装置	243
五、空对空导弹发射装置	245
六、舰(潜)载导弹发射装置	246
七、岸对舰导弹发射装置	250
八、反坦克导弹发射装置	250
§ 7-3 装填设备	252
§ 7-4 检测设备	255
§ 7-5 发射控制设备	255
§ 7-6 电源设备	257
§ 7-7 勤务保障设备	258
一、运输设备	259
二、起重、装卸和对接设备	260
三、加注、洗滌和消防设备	261
四、压气供应设备	262
五、标定和瞄准设备	262
六、维护设备	262
§ 7-8 工程设施	263
第八章 战术技术要求	
§ 8-1 战术技术要求	265
一、作战性能要求	265
二、使用性能要求	271
三、经济性能要求	272
§ 8-2 研制程序	274
附录 I 各类导弹主要性能数据表	277
附录 II 各类导弹外形图	292
参考文献	298

第一章 绪 论

§ 1—1 火箭、火箭发动机及导弹

火箭 火箭是依靠自身动力装置——火箭发动机推进的飞行器。它有两类：一类是无控火箭，其飞行轨迹不可导引、控制；另一类是可控火箭，其飞行轨迹由制导系统导引、控制。

火箭发动机 火箭发动机是喷气发动机的一种。它的工作原理是把自身内部的工作物质，经燃烧后以很高的速度向后喷出，产生反作用力推动火箭运动。火箭发动机与空气喷气发动机不同之处，是它随身携带所需的全部工作物质（燃烧剂和氧化剂），不需要从外界空气中引入氧助燃，因此，它不仅可在大气层里工作，也可在外层空间工作。

导弹 载有战斗部，依靠自身动力装置推进，由制导系统导引、控制其飞行轨迹，并导向目标的飞行器称为导弹。显然，载有战斗部的可控火箭是导弹。但是，导弹不一定都依靠火箭发动机推进，它也可依靠空气喷气发动机或组合型发动机推进，装有这些类型发动机和战斗部的可导引、控制其飞行轨迹的飞行器也是导弹。导弹之所以成为武器，就是因为载有战斗部。战斗部装普通炸药、核装料或生物、化学战剂。载有普通炸药战斗部的导弹称为常规导弹；载有核装料战斗部的导弹称为核导弹。

导弹系统 推进、制导、战斗部、弹体和弹上电源等五个分系统组成导弹。由于导弹本身是一个复杂的系统，为了从系统的观点出发研究问题，所以人们又常把上述五个分系统组成的导弹称为导弹系统。

导弹武器系统 导弹系统是导弹武器系统中一个最重要的组成部分，然而，要使导弹系统能作为武器使用，还需要一套发射、勤务保障设备系统，侦察瞄准系统和指挥通讯系统。这样，上述四个大系统就构成了导弹武器系统。

§ 1—2 火箭和导弹的发展简史

我国古代劳动人民是火箭的发明者。早在火药发明后的公元 969 年（宋太宗开宝元年），冯义升和岳义升等人用火药制成了火箭。公元 1000 年（宋真宗咸平三年），神卫水军队长唐福制造了火箭（图 1—1）。它是将装满黑火药的竹筒绑在普通的箭上，黑火药点燃后箭便由弓上射出去，这样就提高了箭的飞行速度和射程，这是最早的火箭。



图 1—1 我国古代的火箭

11~13 世纪, 宋与金、元两军交战, 宋军就使用了火箭。后来元军西征, 将火箭传到了阿拉伯, 以后又传到了欧洲。

14~17 世纪, 尤其在我国明代, 制造火箭的技术有了发展。当时为了提高火箭杀伤威力, 制造了一种许多枝火箭齐射的火箭束(图 1-2)。以后又制造了一种名叫“火龙出水”的水上火箭(图 1-3), 它在离水面 1m 多高时点火, 能够在水上面飞行 1~1.5km 远。

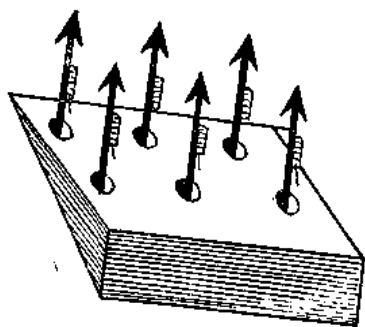


图 1-2 火箭束

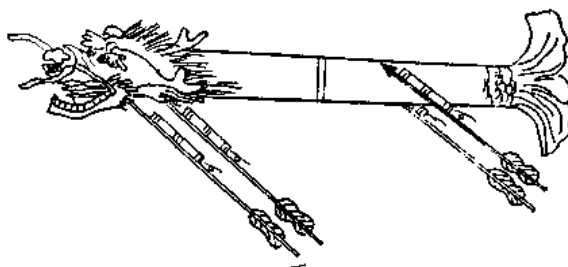


图 1-3 “火龙出水”水上火箭

我国不仅在古代发明了火箭, 而且对火箭的发展有过很大的贡献。只是到了近代, 由于封建制度的腐朽没落, 帝国主义的侵略压迫, 统治阶级反动腐败, 使得我国解放前的科学技术和工业生产长期处于落后状态, 火箭技术的发展才停滞了。

国外在 10 世纪以后, 火箭技术也有很大的发展。14 世纪初欧洲把火药火箭用于军事上已很出名。17 世纪, 印度、英国都使用过火箭作战, 取得了很好的效果。此后, 法国、丹麦、奥地利也相继制造了火箭。俄国更早一些时候就有了火箭, 而且建立了生产工厂, 并在战争中不断改进和完善了火箭的结构, 提高了火箭射击密集度和射程。

18~19 世纪, 火箭作为武器虽然还在发展, 但是, 进展却很缓慢, 而且几乎停止了生产和使用。其原因是 19 世纪 60 年代, 冶金和机械工业的发展可以制造线膛火炮, 这种火炮发射炮弹从射程和射击密集度上, 都比火箭强得多。于是在战争中火炮取代了火箭。虽然如此, 科学家对火箭的研究和实验仍一直在进行, 而且取得了很大的进展, 为后来火箭技术的发展提供了理论基础和技术方向。其中以俄国学者齐奥尔科夫斯基(К.Э.Циолковский)最为著名, 他第一个提出运用液体推进剂火箭发动机的可能性, 并且画出了示意图, 创立了著名的火箭理想速度公式, 以及多级火箭的设计思想, 奠定了火箭飞行动力学的基础, 提出了星际航行的伟大理想。

火炮虽然在一个时期有了很大的发展, 但它毕竟受到了一些具体条件的限制。因为火炮发射炮弹是靠炮膛内的火药燃烧产生高压(达 300MPa)气体的力量推送出去的, 火炮由于要承受很高的膛压和很大的后坐力, 因此, 火炮比较笨重。特别是随着射程增远, 炮弹重量加重, 矛盾就更加突出。于是, 增远火炮射程, 提高炮弹威力与火炮作战机动性之间的矛盾就尖锐起来了。到了 20 世纪 20~30 年代, 无烟火药的出现, 给火箭提供了高能火药, 同时, 发动机的结构与原理也日益完善, 于是, 人们又转向发展火箭作为武器了。第二次世界大战, 苏军在反击希特勒法西斯的战争中, 使用了火箭弹, 发挥了巨大的威力。这种火箭

弹，由于发射装置装在汽车上(图 1-4)，没有发射时的后坐力，它比火炮简单轻便，机动性很好，可以多轨(管)齐发，火力突然、猛烈。但是，它也有缺点，发射时火光大，烟尘大，容易暴露阵地，也不如火炮打得准。

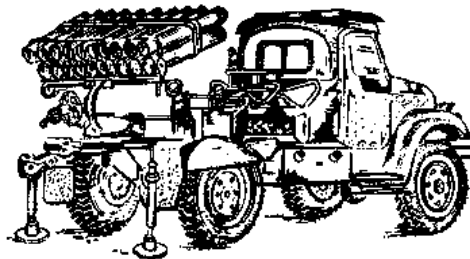


图 1-4 火箭弹发射装置

战争要求使用的武器射程远，命中准确度高，威力大，这就促使人们研究对火箭的进一步改进。30年代，液体推进剂，耐高温材料和无线电电子技术取得了新的进展，为导弹的发展提供了条件。希特勒为了准备侵略战争，早就积极从事火箭的研究工作，在1933年特别建立了火箭和导弹研究中心，终于在1942年研制成使用液体火箭发动机的射程为320km的“V-2”(Vergeltungswaffe)弹道式导弹(图 1-5)。“V-2”导弹的出现是火箭技术发展进入一个新阶段的标志。与此同时，德国还研制了用脉冲空气喷气发动机的“V-1”飞航式导弹。德国除了研究、发展“V”型导弹外，为了对付同盟国的飞机轰炸，还研究、发展了无线电制导的“瀑布”、“莱茵女儿”(Rheintochter)等几种地对空导弹。此外，还发展了岸对舰、空对地(舰)、空对空导弹和反坦克导弹。

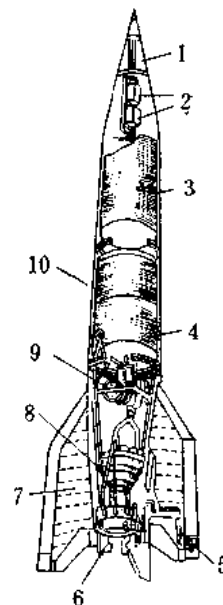


图 1-5 “V-2”弹道式导弹

- 1-战斗部； 2-制导系统；
3-酒精贮箱； 4-液氧贮箱；
5-空气舵； 6-燃气舵；
7-尾翼； 8-液体火箭发动机；
9-涡轮泵； 10-弹体。

第二次世界大战以后，各国都十分重视发展导弹。美、苏两国都缴获了德国的有关导弹方面的大批资料、实物，俘虏了研制导弹的人员。他们花了很大力量进行研究，并在德国“V-2”和“V-1”等导弹的基础上制成了射程达数百公里以上的弹道式导弹和飞航式导弹。50年代以后，科学技术取得了飞跃的进展，近代力学、高能燃料、特种材料、无线电电子技术、电子计算机技术、自动控制、精密仪表和机械等的发展为导弹提供了进一步发展的基础。就在这种情况下，苏联于1957年10月成功地发射了第一颗人造地球卫星和洲际弹道式火箭^①，在世界上处于领先地位。美国为了赶上苏联在导弹方面的优势，从1957年开始，加紧发展中程和洲际导弹，迅速弥补了当时同苏联在导弹方面的差距。

美、苏两国在发展远程战略导弹的同时，也大力发展各种战术导弹。其中以防空导弹最受重视，发展最快，这是因为第二次世界大战以后出现了携带核武器的高空、高速战略轰炸机的威胁，这种轰炸机能躲避高射炮火力和歼击机的拦击，只有地对空导弹才能对付它，从50年代开始，美、苏相继发展并装备了地(舰)对空导弹。到目前为止，美、苏在地(舰)对空导弹方面，已经发展了可攻击超低空、低空、中低空、高空、超高空目标以及反洲际导弹的各型

^① 射程在8000km以上，不带弹头，故称洲际弹道式火箭。

导弹。在这个时期内，美、苏还发展了多种型号的空对空导弹、空对地（舰）导弹、反舰（潜）导弹、巡航导弹及反坦克导弹。与此同时，西欧国家如英、法、西德和意大利等国也研制了不少类型的导弹，并且在战术导弹的某些方面还处于领先地位。然而，美、苏两国却是从第二次世界大战以后发展导弹最早，研制品种和型号最多的国家，他们代表了当前导弹技术的先进水平，并处于领先地位。

导弹技术虽然已发展到了相当高的水平，但是，由于现代战争的更高要求以及科学技术飞速发展，导弹技术还在进一步向前发展，其发展的主要动向有以下几个方面：

1. 增强通用性。采用一弹多用；应用部件模块组装导弹，以减少导弹品种；
2. 研究和改进制导技术和方法。采用新的如毫米波、热成像以及光导纤维等制导技术。使用固态电路和标准模件，实现微、小型化，提高系统可靠性。同时加快发展超视距雷达和体积小、重量轻的先进的机载雷达。采用复合制导方法（两种或多种制导方法结合使用），提高导引精度和抗干扰能力。
3. 采用先进的动力系统。发展固-液组合火箭发动机和火箭-冲压组合发动机，它们不仅提高了发动机的比冲，而且前者易于实现推力调节，多次起动和关机，后者能够简化导弹结构，减小导弹的尺寸和重量。
4. 提高机动发射能力。努力简化发射装置和设备，使之小型化、轻便化；把包装贮运箱和发射筒统一起来，组成“集装箱”式多联装发射装置，以便于维护、使用、车载、机载。
5. 发展全天候和快速反应的完全自动化的导弹武器系统。
6. 提高战斗部的威力。大威力战斗部不仅可降低对制导系统的精度要求，而且对装甲类目标，如舰艇和坦克具有特殊的意义。

第二次世界大战以后，导弹不仅装备了军队，而且从50年代起就在实战中使用了。特别是在一些地区的局部战争中，更是大量地使用。例如1967年第三次中东战争和1973年第四次中东战争，1972年以来的美国侵越战争，1982年4月阿英马尔维纳斯群岛海战，以及两伊（伊朗和伊拉克）战争，交战双方都使用了导弹。

从中东战场和越南战场的情况来看，交战双方的飞机、坦克和舰艇大多数都是被导弹击毁的。据统计，在第四次中东战争中，埃、叙损失飞机335架，被以色列用空对空导弹击落的约占60%；以色列损失飞机114架，被埃、叙用地对空导弹击落的约占62%。埃、叙和以的坦克战中，埃、叙损失坦克1700辆，以色列损失坦克800辆，这些坦克被苏“赛格”和美“陶”式反坦克导弹击毁的约占80%。埃、叙和以在海战中，双方损失舰艇50余艘，全部都是被反舰导弹击沉的。在越南战场上，美国轰炸越南北方的“B-52”战略轰炸机，有32架被越南击落，其中被地对空导弹击落的就有29架，占总数的90%。在阿英马岛海战中，双方反舰导弹都击沉、击伤了对方的船只、舰艇。英反舰导弹还击伤了阿“圣菲”号潜艇。阿被击落的飞机近半数是由“响尾蛇”AIM-9L空对空导弹击落的。英“长剑”地对空导弹击落了阿13架飞机。

导弹之所以有这样好的作战效果，它们和非制导武器相比，具有射程远，威力大，命中准确度高的突出优点。小型导弹还具有使用方便的优点。反坦克导弹比反坦克火炮轻巧得

多。反坦克导弹武器系统有的只 30kg 左右，可单兵携带，也可车装或机载，对发射阵地没有特殊的要求。反坦克火炮却重达 2~3t 以上，单兵无法使用。肩射式地对空导弹和车载地对空导弹与同类火炮相比也具有这方面的优点。

导弹也有弱点，由于系统都非常复杂而庞大，这不仅带来操作、维护和使用上的麻烦和不便，而且影响了可靠性，只要任何一个环节发生脱节、失误或故障，都会导致导弹失效。尤其是在敌方进行干扰，如施放烟幕、制造假目标、多光（热）源、采取电子干扰以及发射诱惑导弹的情况下，导弹就更容易失效，实际战例证实了这一点。例如，美国在侵越战争中，他的“B-52”飞机采取了携带着噪声干扰机和干扰箔条，机队由专用电子战飞机掩护等干扰措施，使得越南发射的苏制“萨姆-2”地对空导弹的命中率仅达 1.4~2%；中东战争中，埃及发射苏制“冥河”导弹开始击沉了以色列的“埃拉特”号，后来，由于以色列使用假目标和施放电子干扰，以至这种导弹连发 50 发无一命中目标；苏制“萨姆-6”地对空导弹开始严重地威胁以色列的飞机，可是几天以后，以色列使用了五万多箔条干扰箔条，威胁就得到解除；阿英马岛海战中，先进的“飞鱼”AM-39 空对舰导弹也有受到干扰而没有命中目标的。这些实例说明导弹是可以对付的。目前，多数导弹的制导系统是以电子技术为基础，因此，敌对双方都十分重视电子对抗。这样，电子干扰和反干扰就成为一个重要斗争焦点。一方面是采用电子对抗来破坏对方导弹的效能，另一方面是提高自己导弹抗电子干扰的能力。从这一点来说，研究导弹的弱点和薄弱环节，是从事导弹研制工作者的一项重要任务。它有利于我们改进和提高自己导弹的水平，也有利于我们拟出干扰和破坏敌方导弹的对策。

导弹是现代战争中的重要武器，也是国防现代化的标志之一。我国在建设现代化国防和加强军队武器装备的过程中，也发展了导弹武器，并且装备了中国人民解放军。为了打破霸权主义的核垄断和核讹诈，防止和对付敌人对我国的核袭击，我国发展了战略核导弹。为了防止敌人空中以飞机，地面以坦克，海上以舰艇对我国的袭击，我国也发展了打飞机、打坦克、打舰艇的各类战术导弹。

我国从 50 年代中期开始，在中国共产党和政府的领导下，独立自主，自力更生，团结协作，艰苦奋斗地进行着导弹武器的研制工作，取得了很大进展和成绩。我国自 1966 年 10 月 27 日发射导弹核武器试验成功之后，多次向太平洋海域和其它海域发射了运载火箭；此外，还由潜艇水下发射了运载火箭；自 1970 年 4 月 24 日发射第一颗地球卫星之后，也多次发射了其它地球卫星、科学试验卫星、试验通信卫星，等等。这些事实说明，我国当前在火箭技术、导弹技术和空间技术获得了巨大的成功，特别是在掌握回收技术、静止卫星和一箭多星（一枚运载火箭发射多颗卫星）等方面的技术进入了世界先进行列。

下面摘录我国历年发射运载火箭和卫星的时间表以及我国研制的几类导弹的照片。

我国发展和拥有导弹、核导弹武器是为了保卫国家安全和四化建设；为了维护世界和平。我们要在目前已经取得的成就基础上，为提高现有导弹技术水平和发展新的导弹，为国防现代化作出贡献。

表 1-1

发射时间	发 射 项 目
1966年10月27日	发射导弹核武器试验成功
1970年4月24日	发射第一颗地球卫星
1971年3月3日	发射科学实验地球卫星
1975年7月26日	发射地球卫星
1975年11月26日	发射地球卫星
1975年12月16日	发射地球卫星
1976年8月30日	发射地球卫星
1976年12月7日	发射地球卫星
1978年1月26日	发射地球卫星
1980年5月中、下旬	向太平洋海域发射运载火箭成功
1981年9月20日	发射空间物理探测卫星
1982年9月9日	发射科学试验卫星
1982年10月上、中旬	潜艇水下发射运载火箭成功
1983年8月19日	发射科学试验卫星
1984年1月29日	发射科学试验卫星
1984年4月8日	发射试验通信卫星
1984年9月12日	发射科学试验卫星
1985年9月下旬至 10月上、中旬	向温州以东海域发射运载火箭，完成预定试验任务
1985年10月21日	发射科学探测和技术试验卫星

我国研制的几类导弹的照片



图 1-6 战略地对地弹道式导弹

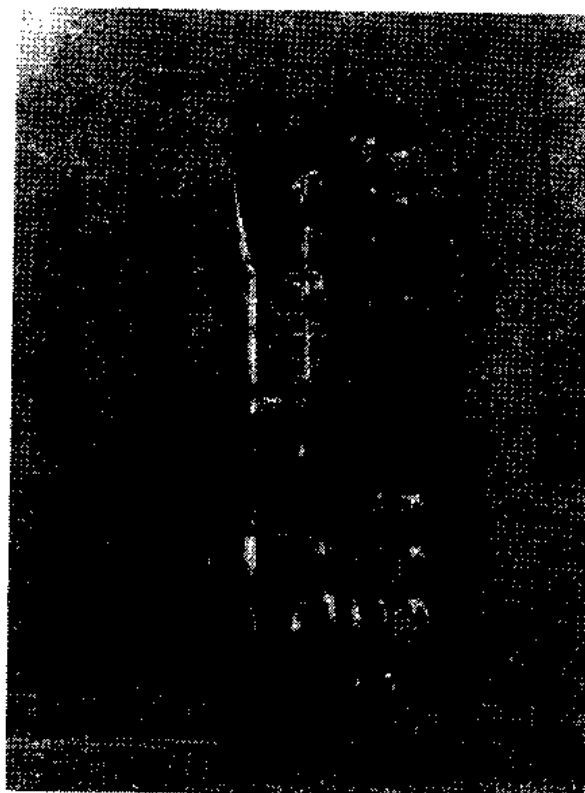


图 1-7 多级运载火箭



图 1-8 地对地导弹



图 1-9 岸对舰导弹

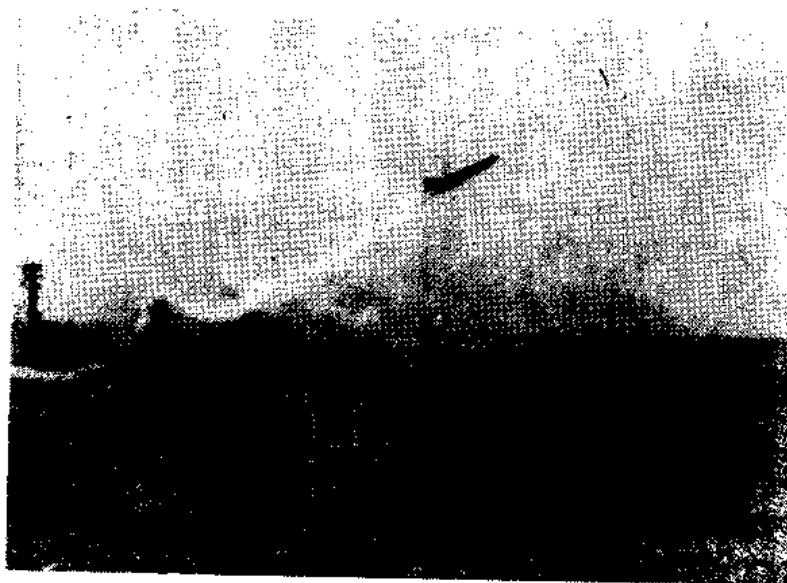


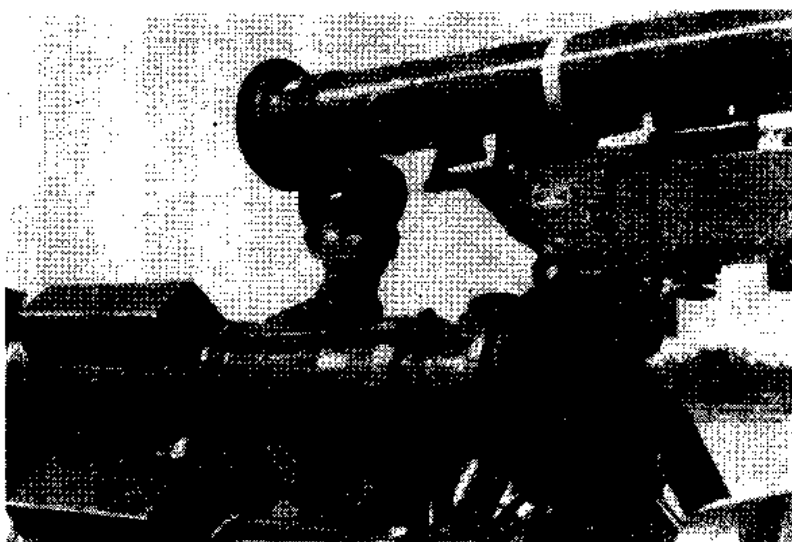
图 1-10 舰对舰导弹



图 1-11 地对空导弹



(a)



(b)

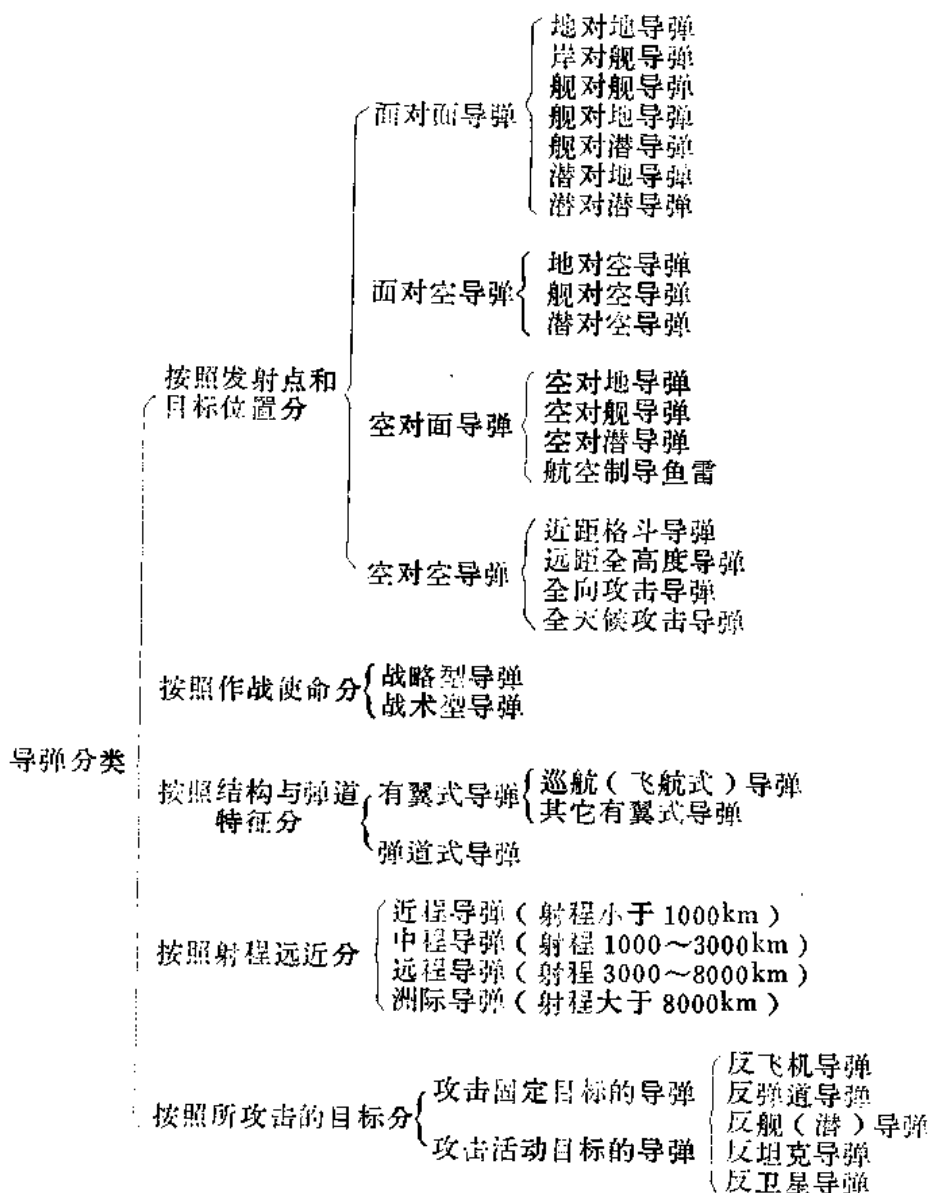
图 1-12 反坦克导弹

§ 1—3 导弹的分类

目前，世界各国发展的导弹其型号有好几百种，为了便于研究、设计、生产和使用，通常将它们进行分类。导弹分类的方法虽然很多，但每一种分类方法都应概括地反映出它们的主要特征。此外，导弹尚处在迅速发展之中，新的型号还不断出现，因而目前的分类还会有所变化和发展。

通常，导弹按照发射点和目标位置的不同，可分为四大类：面对面、面对空、空对面、空对空导弹。此外，还可按照作战使命，结构与弹道特征，射程远近，以及所攻击的目标进行分类。详细列于下表 1-2

表 1-2



我们对导弹分类表 1-2 作如下说明：

发射点和目标位置可分别在地面、地下、水面(舰船上)、水下(潜艇上)和空中(飞机、导弹或卫星)。我们约定地面(包括地下)和水面(包括水下)统称为面。

战略型导弹是指攻击敌方导弹和核武器基地、军用机场、港口、防空和反导弹基地、重要军需仓库、工业和能源基地、交通和通讯枢纽等战略目标，完成战略袭击任务的导弹。远程面对面导弹、空对面导弹属于战略导弹。此外，用来保卫重要城市和具有战略意义要地和

设施的远程地对空导弹也属于战略型导弹，这类导弹主要用以攻击入侵的战略轰炸机、巡航导弹和弹道式导弹。战术导弹是指用于地面、海域或空中作战的，完成攻击某个具体战役和战术目标任务的导弹，其类型很多。

有翼式导弹除巡航（飞航式）导弹外，分类表中列举的面对空导弹、空对面导弹、空对空导弹以及其它攻击活动目标的导弹均属有翼式导弹。由于这类导弹都有弹翼，因而叫做有翼导弹。

按照射程远近分近程、中程、远程及洲际导弹，这仅是对弹道式导弹和巡航导弹而言的。

导弹中有一种特殊用途的导弹如诱惑导弹，没有列于分类表中。还有一种反雷达导弹，也没有明确列写于分类表中，这种导弹实际上是空对面导弹中的一种。

在空对面导弹分类表中，我们把航空制导鱼雷列进去了。但有人把导弹、航空制导炸弹和航空制导鱼雷，以及制导炮弹，统称为“精确制导武器”，他们认为，命中概率在50%以上的可制导武器为“精确制导武器”。由此可见，人们对导弹的范围、分类等看法不尽一致。

§ 1—4 导弹的主要组成部分

导弹有五个组成部分：动力装置、制导系统、战斗部、弹体和弹上电源。

一、动力装置

动力装置是以发动机为主体的，为导弹提供飞行动力的装置。也可把这个组成部分称为推进分系统。它保证导弹获得需要的射程和速度。

导弹上的发动机都是喷气式发动机，有火箭发动机（固体和液体火箭发动机）、空气喷气发动机（涡轮喷气和冲压喷气发动机）以及组合型发动机（固-液组合和火箭-冲压组合发动机）。

有的导弹如地（舰）对空导弹和反坦克导弹用两台或单台双推力发动机。一台作起飞时助推用的发动机，用来使导弹从发射装置上迅速起飞和加速，因此称为助推器；另一台作主要发动机，用来使导弹维持一定的速度飞行以便能追击飞机或坦克，因此称为续航发动机。远程导弹、洲际导弹，它们的飞行速度要求在火箭发动机熄火时达到数千米每秒，因而要用多级火箭，每级火箭要一台或几台火箭发动机。

二、制导系统

制导系统是导引和控制导弹飞向目标的仪器、装置和设备的总称。为了能够将导弹导向目标，一方面需要不断地测量导弹实际运动情况与所要求的运动情况之间的偏差，或者测量导弹与目标相对位置及其偏差，以便向导弹发出修正偏差或跟踪目标的控制指令信息；另一方面还需要保证导弹稳定地飞行，并操纵导弹改变飞行姿态，控制导弹按所要求的方向和轨迹飞行而命中目标。完成前一方面任务的部分是导引系统；完成后一方面任务的部分是控制系

统。两个系统合在一起构成制导系统。制导系统的组成和类型很多，它们的工作原理也多种多样。

制导系统可全部装在弹上，如自寻制导系统就是这样。但是有很多导弹，弹上只装有控制系统，导引系统则设在指挥站（设在地面、舰艇或飞机上）。

三、战 斗 部

这是导弹上直接毁伤目标，完成其战斗任务的部分，所以称为战斗部。由于它大多数放置在导弹的头部，人们又习惯称它为弹头。

由于导弹所攻击的目标性质和类型不同，相应地有各种毁伤作用和不同结构类型的战斗部，如爆破战斗部、杀伤战斗部、聚能破甲战斗部、化学战斗部、生物战剂战斗部，以及核战斗部。

四、弹 体

弹体即导弹的主体，是由各舱、段、空气动力翼面、弹上机构及一些零组件联接组成的、有良好气动外形壳体，用以安装战斗部、控制系统、动力装置、推进剂及弹上电源等。当采用对接战斗部、固体火箭发动机和液体推进剂受力式贮箱时，它们的壳体、箱壁就是弹体外壳的一部分。

空气动力翼面包括有产生升力的弹翼、产生操纵力的舵面及保证导弹稳定飞行的安定面（尾翼）。对弹道式导弹由于弹道大部分在大气层外飞行，主动段只作程序转向飞行，因此没有弹翼或根本没有空气动力翼面。

五、弹 上 电 源

弹上电源是供给弹上各分系统工作用电的电能装置。除电池外，通常还包括各种配电和变电装置。常用的电池有银锌电池，它单位重量所贮的电能量比较大，能较长期贮放。有的导弹局部用电部分采用小型涡轮发电机来供电。有的巡航导弹采用涡轮风扇喷气发动机带动小型发电机发电来供电。有的导弹（个别有线制导的反坦克导弹）弹上没有电源，由地面电源供弹上之用。

§ 1—5 主要的几类导弹简述

一、面对面导弹

弹道式导弹和飞航式导弹（有的称巡航导弹）是这类导弹中的主要两种导弹。多用于攻击战略性目标，所以射程都比较远，可达数千乃至上万公里以上。弹上装载有大威力的核战斗部（或称核弹头），是对敌方进行核打击的主要武器。两种导弹的弹道差别很大，示于图 1—13。

弹道式导弹只有尾翼或者无翼，图 1—14 是一种无翼的弹道式导弹。采用火箭发动机作

动力，发动机只在导弹开始时一小段弹道上工作。对导弹的控制也在这一小段弹道上进行，

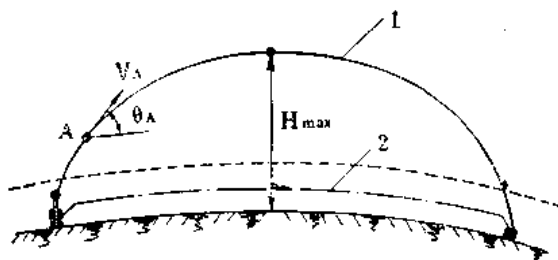


图 1-13 弹道式导弹和飞航式导弹的弹道

1—弹道式导弹的弹道； 2—飞航式导弹的弹道。

即控制导弹从发射台上垂直起飞数秒钟后逐渐按规定的程序角规律转弯。当转弯达到某一要求的角度，同时导弹的飞行速度也达到某一要求的值，发动机便停止工作，弹头与弹体分离。所以把这一小段弹道称为主动段弹道。此后，弹头和弹体就在很长的一段弹道上既无动力，也不进行控制，就象抛射体一样作惯性自由飞行，所以把这一段弹道称为被动段弹道。“弹道”一词最早来源

于希腊文，原意即“抛射”，所以把这种具有抛射体飞行轨道特点的导弹称为弹道式导弹。弹道式导弹这个名称是根据早期这种导弹的弹道特点而取的，近代这种导弹，为了进一步提高命中目标的准确度，在弹头再入大气层后对弹头进行制导，从而弹头已不再象一个抛射体，弹道式导弹的名称实际上失去了原有的意义，不过人们仍以原名称呼它。

早期弹道式导弹都用液体推进剂，这种液体推进剂（如液氧和酒精）是在导弹临发射时才向弹上加注的，因而发射阵地上得有推进剂贮存、运输和加注等设备，这不仅使导弹地面设备庞大而复杂，而且发射准备时间很长。所以到 50 年代后期发展的弹道式导弹改用可贮存“预包装”液体推进剂（如四氧化二氮和混合肼）或固体推进剂了。这样的导弹随时都处于战备发射状态。用固体推进剂的导弹不仅在使用上非常方便，而且导弹的结构相当简单，导弹的发射准备时间较短。近代以分导弹头为主要特征的弹道式导弹，它的一个母弹头可以分成很多可制导的子弹头导向不同的目标，这不仅有利于突防和生存，而且提高了对目标的摧毁概率。弹道式导弹的发射环境和方式有很多种，除由地下井发射外，还可由水下潜艇，飞机以及地面机动车辆上发射。

飞航式导弹有一对很大的平面弹翼，外形与飞机很相象。采用空气喷气发动机作动力，而且全程工作。这种导弹由于机动能力较差，故只适用于攻击地面固定目标或低速运动的目标——舰艇。其飞行弹道有自己的特点，大部分是水平飞行段。导弹借固体助推器从发射装置上起飞，先爬升，然后转入平飞，当飞达接



图 1-14 弹道式导弹

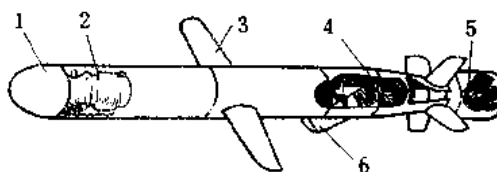


图 1-15 巡航导弹

1—制导系统；2—战斗部；3—弹翼；4—涡轮风扇发动机；5—固体火箭助推器；6—发动机进气口。

近目标上空转入俯冲。50年代发展的飞航式导弹，由于飞行高度比较高，飞行速度低，易被对方雷达发现并被地面防空火力或飞机拦截。70年代发展的属于这种类型的巡航导弹，一般都采用小尺寸，低耗油率的涡轮风扇空气喷气发动机；导弹采用惯性制导系统加地图匹配制导系统（见第四章），设备超小型化，提高了制导精度；导弹还能超低空进入目标区，不易被雷达发现，同时采取机动多变弹道，从而增强了突防能力，所以是一种能很好地执行战略轰炸任务的导弹。图1-15所示的是一种采用涡轮风扇发动机的巡航导弹。

二、面对空导弹

这是由陆地上、海面上发射攻击空中目标的导弹，属于防空武器，所以也称为防空导弹。由于这类导弹所攻击的空中目标有飞机、飞航式导弹以及弹道式导弹，因而有反飞机和飞航式导弹的地（舰）对空导弹与反弹道式导弹的反弹道导弹两种类别。

远程轰炸机和飞航式导弹过去都用高空突防来进行袭击，由于搜索雷达捕获目标的能力提高，于是迫使它们不得不改变以低空突防来进行袭击，所以这类地（舰）对空导弹不仅有中高空（射高10~30 km），还有低空（射高3~10 km）和超低空（射高在3 km以下）两种。超低空地对空导弹是一种单兵携带的小型野战防空武器，导弹装在管式发射筒内，由射手肩负对空发射，攻击超低空入侵的敌机。这种导弹采用自动寻的制导系统，命中率较高，但是，由于导弹的尺寸和重量较小，战斗部的威力有限，有时即使直接命中目标也不一定能摧毁目标。

为了使地（舰）对空导弹能迅速起飞并获得很高的飞行速度，都用固体火箭发动机作助推器，助推器工作结束后自动脱落。以后就靠主发动机工作来保持导弹的飞行速度。主发动机一般采用液体或固体火箭发动机，也有采用冲压空气喷气发动机的。近年来发展采用固体火箭-冲压式组合型发动机作主发动机，它使得导弹的结构简化，尺寸减小，重量减轻。

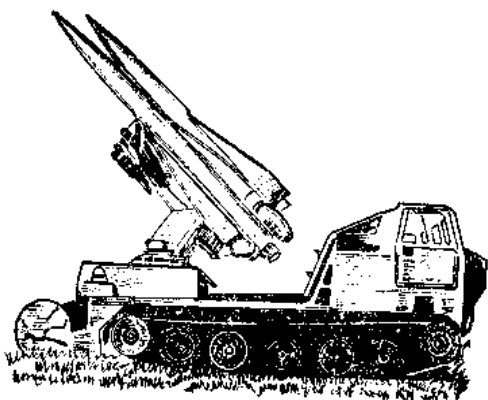


图 1-16 地对空导弹

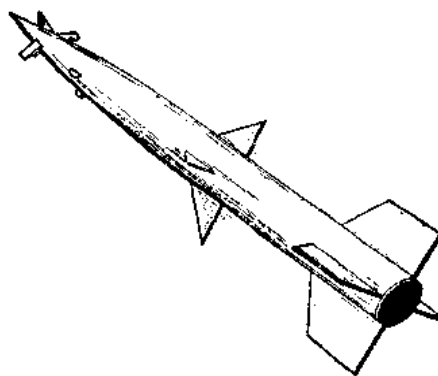


图 1-17 反弹道导弹

这类地（舰）对空导弹一般都有四片弹翼，呈十字形和×字形安置，同时还有四片舵面，其安置形式与弹翼相同。这样，导弹就可以在无线电遥控和自动寻的制导系统制导之

下，迅速改变其飞行方向，实现追击目标的机动飞行。当导弹击中或飞达目标一定距离时，杀伤式战斗部由引信作用而引爆将目标摧毁。

反弹道导弹是用来摧毁弹道式导弹弹头的。由于弹头这种目标尺寸小，速度快，还可多弹头分导，这就要求反弹道导弹应该反应快、速度大、机动性好、制导精度高，利用核战斗部爆炸而摧毁目标。

这种导弹装有大推力的固体助推火箭。有一种反弹道导弹用三级固体火箭发动机来推进，第一级作加速器，第二级作主发动机，第三级将导弹精确地导向目标。导弹从发射阵地用无线电指令来制导。为了有效地拦截目标，反弹道导弹和预警、目标识别、雷达跟踪以及有效拦截系统四个部分一起组成反弹道导弹系统。

三、空对面导弹

这是由飞机（轰炸机、歼击机和强击机）或直升飞机上发射攻击地面、海上或水下固定目标或活动目标的导弹。其类型较多，有机载弹道式导弹、巡航导弹、战术有翼导弹、反坦克导弹等。

机载空中发射的弹道式导弹和巡航导弹，射程很远，载有核战斗部，属于战略空对面导弹。战术空对面导弹的主要任务是近距离火力支援，用以攻击地面雷达、桥梁、机场、车辆以及舰船等目标。



图 1-18 空对面导弹

空对面导弹有采用被动式雷达寻的制导系统，即利用对方雷达所发射的波束进行制导，所以也把这种导弹称为反辐射导弹。另外还有采用电视自动跟踪制导系统，激光制导系统的。

可制导的航空炸弹和航空鱼雷属于空对面“精确制导武器”。航空炸弹没有发动机，用激光制导，具有较高的命中准确度。航空鱼雷是专门反舰（潜）的，它可以在水面上攻击目标，也可以进入水下攻击目标，攻击远距离舰艇的航空鱼雷装有发动机，属于反舰（潜）导弹。

四、空对空导弹

这是由飞机上发射攻击空中目标的导弹。这种导弹是歼击机的进攻武器，轰炸机的防御武器。图 1-19 所示是歼击机载的空对空导弹。

空对空导弹由于载机已具有很高的飞行速度和高度，故这类导弹就不需要助推器，只用一台固体火箭发动机。这有利于减小导弹的尺寸和重量，适于机载使用。由于导弹的尺寸和重量不大，因而弹上的战斗部重量

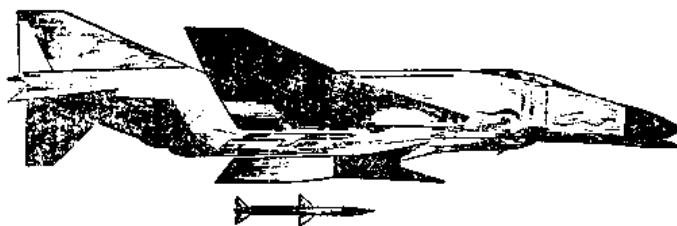


图 1-19 空对空导弹

也不可能太大，这就对制导系统提出了较高的精度要求。遥控制导系统其弹外设备复杂，而且随着作用距离增大使制导精度下降，所以空对空导弹都采用自动寻的红外线导引和雷达导引的制导系统。

这类空对空导弹也是依靠四片弹翼和舵面来迅速改变导弹的飞行方向而作机动飞行的，导弹使用时悬挂在载机机翼下面的发射导轨上，当目标进入导弹的攻击区内，飞行员得到信号便可按下发射按钮发射导弹。

早期的空对空导弹是尾追目标进行攻击的，由于目标的速度不断提高，再要尾追攻击目标就困难了，于是发展了全向攻击的空对空导弹。为了拦截机动性好的目标，还发展了机动性非常好的近距离格斗空对空导弹，其最小射距几百米。为了对付远程空对面导弹攻击的威胁，还发展了远距离全高度攻击的空对空导弹，提高了上射和下射能力，特别是下射能力，以对付离地（海）面上空几米或十几米高度的超低空飞行目标。

五、反舰（潜）导弹

这是用于海上作战，攻击敌方各种舰艇的导弹。其射程从几十公里到几百公里，包括舰对舰、岸对舰、舰对潜、潜对舰、潜对潜以及空对舰（潜）等六类。由于舰艇行驶的速度不如飞机那样高，机动性比较差，尺寸和体积又比较大，因而对反舰导弹的飞行速度的要求不如地对空导弹那样高，其机动性的要求也不如地对空导弹那样好。

反舰导弹的主发动机多采用空气喷气发动机，也有用火箭发动机的。不管用那种主发动机，都要用固体火箭发动机作助推器。射程较大的反舰导弹，几乎都用耗油率低的小型涡轮风扇喷气发动机，所以反舰导弹大多数为巡航导弹。导弹的战斗部有三种形式：攻击厚装甲的聚能破甲战斗部，攻击薄装甲的穿甲-爆破战斗部以及攻击无装甲的爆破战斗部。这类导弹的制导系统多采用自动控制加自寻的复合系统，也有采用无线电指令加自寻的系统，以及不同类型自寻的复合系统。

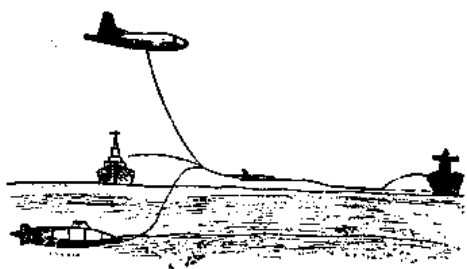


图 1-20 反舰（潜）导弹

六、反坦克导弹

这是专门攻击地面装甲目标（主要是坦克）的导弹。射程可近到几十米，远到 3~4km 或更远一些。由于使用要求决定了这种导弹的尺寸要小，重量要轻，以便于单兵携带，车装和机载。反坦克导弹用两台固体火箭发动机。作助推器的发动机，其推力只几千牛顿，工作时间零点几秒；作主发动机的发动机，其推力更小，只几十牛顿到一百、二百多牛顿，工作时间却长达几十秒钟。

早期搞的反坦克导弹，都是由射手通过望远镜目视瞄准目标并同时观察导弹，操纵地面控制盒上的手柄给出控制指令，指令通过导线传输到导弹上去，从而将导弹控制到瞄准线（瞄准点与目标的连线）上来，始终让瞄准点、导弹和目标这三点保持在一条线上，这样，导弹就

能最后命中目标。我们把这种导引导弹的方法称为三点导引法。采用这种制导系统的导弹，弹上有2~3km长的细导线。由于射手要目视瞄准和跟踪目标和导弹，因而导弹的飞行速度受到限制，只在100~150m/s左右；此外，射手比较紧张。图1-21所示的就是这种导弹攻击坦克时的示意图。

典型的第二代反坦克导弹，射手只需要瞄准目标，由红外测角器感受弹上的红外光源的辐射来实现偏差探测，自动形成指令来制导导弹，这样，就变第一代导弹的目视跟踪为半自动跟踪。导弹飞行速度能够提高，能增大到250m/s左右。导弹的发射方式改用管式发射，发射管可以随动，故此可以对目标直接瞄准射击，能打20来米近距离处的坦克。这种导弹的制导系统称为光学瞄准，红外跟踪，有线传输指令的制导系统。这种导弹的制导方式示意图见第四章图4-30。

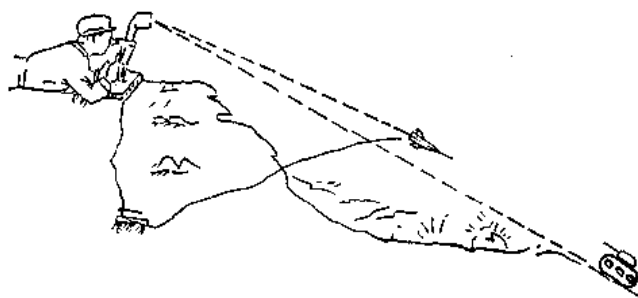


图 1-21 反坦克导弹

更新的第三代反坦克导弹，有激光制导的导弹。这种导弹有激光驾束和激光回波制导两种方案，驾束制导是由激光发射器发出激光波束对准目标，导弹在波束中飞行，弹上接收器感受偏差信号；回波制导是由激光发射器发出激光波束，经坦克目标反射，弹上接收器感受反射产生的偏差信号。激光制导的反坦克导弹，明显的优点是不用传输导线，这就能提高导弹的飞行速度，从而提高发射速度和机动性。此外，第三代反坦克导弹还在发展成象制导（热成像制导和毫米波制导）的导弹。这种导弹具有自动跟踪目标的能力，射手发射导弹后就不用管了，大大地提高了射手的安全性；另外这种导弹还具有全天候工作能力，作战使用不受黑夜和气候条件的限制。

第二章 飞行原理

导弹为什么能够飞行？它在飞行的过程中会发生什么现象？按照什么样的规律飞向目标？这些问题都是飞行原理所要阐述的主要内容。

由于导弹是在火箭的基础上发展起来的，所以，我们先从火箭运动的原理谈起。

§ 2—1 火箭运动原理

一、直接反作用运动

牛顿运动定律指出：要使物体运动的状态改变必须有别的物体对它发生作用，即有力的作用。与此同时，被作用（受力）的物体有反作用，即有反作用力作用于施力的物体上。两个相互作用于物体的作用力与反作用力总是同时存在，它们的大小相等、方向相反。这样，物体必然发生如下的现象和规律：赋予物体一个方向的加速度，总是与另一物体获得一个相反方向的加速度相联系着。物体的这种运动现象普遍存在，譬如人们划船，划动双桨给水一个作用力，水则给桨一个反作用力；桨赋予水一个向后的加速度，同时船获得一个向前的加速度。船借助于水的反作用而运动。



图 2-1 火箭反作用运动

火箭的运动也是反作用运动，如图 2-1 所示。火箭从它的内部喷出高速燃气流，在这个燃气流的反作用力的推动下得到与燃气流相反方向的加速度。显然，火箭运动时其相互作用的物体一个是火箭本身，另一个是从它内部喷出的燃气流，这个燃气流是火箭本身携带的推进剂燃烧产生的。由此可见，与火箭相互作用的物体来自其内部，火箭在运动时不需要借助于任何外界物体。我们把火箭这种反作用运动称为直接反作用运动，以区别于那种借助于外界物体（譬如划船借助于船外的水）的间接反作用运动。因此，我们也把推动火箭运动的火箭发动机称为直接反作用式发动机。除火箭发动机外，空气喷气发动机也是直接反作用式发动机。

二、火箭运动方程式

火箭在运动过程中，它的内部不断向外喷出高速燃气流，这种燃气流是火箭上所携带的推进剂燃烧后的产物，随着推进剂不断消耗，火箭的质量在不断减少，所以，火箭是一个变质量物体，火箭的运动是变质量物体的运动。

火箭运动时，一方面有前进的速度 v ，另一方面燃气以相对于火箭的速度 u ，向后喷出。

如果每秒钟喷出的燃气质量以 m 表示, 则火箭的质量与时间的关系为

$$M = M_0 - \int_0^t m dt \quad (2-1)$$

式中 M ——火箭在某瞬时 t 的质量;

M_0 ——火箭在起始时的质量。

$$m = -\frac{dM}{dt}, \text{ 由于火箭的质量是逐渐减少的, 因而质量变化率 } \frac{dM}{dt} \text{ 为负}$$

值, 所以, 在式子右端添加一个负号以得到正值。

既然火箭的运动是变质量的运动, 我们就不能直接应用适于定质量物体的那种形式的运动方程式, 而要从基本的力学原理来推导火箭的运动方程式。在研究这个问题时, 如果我们把喷出的燃气质量也包括进来作为一个物系, 这样, 它就仍然为一个定质量物系的运动问题, 并可以直接应用物系的动量定理: 任一时间 dt 内, 物系的动量变化等于在该时间内外力作用在物系上的冲量。

设在任一瞬时 t 时, 物系(火箭系)的质量为 M , 速度为 v 。在 $t+dt$ 时, 火箭系的质量分为两部分: $(M-mdt)$ 和 (mdt) 。这两部分质量的速度分别为

$$\left(v + \frac{dv}{dt} dt\right) \text{ 和 } \left(v + \frac{dv}{dt} dt + u_0\right)$$

dt 时间内火箭系的动量变化等于外力的冲量关系式如下

$$(M-mdt)\left(v + \frac{dv}{dt} dt\right) + mdt\left(v + \frac{dv}{dt} dt + u_0\right) - Mv = \Sigma F_i dt \quad (2-2)$$

将(2-2)式展开, 则得到

$$M \frac{dv}{dt} = -m u_0 + \Sigma F_i = \frac{dM}{dt} u_0 + \Sigma F_i \quad (2-3)$$

(2-3)式就是火箭的运动方程式。它与定质量物体的运动方程式相比, 多了 $\frac{dM}{dt} u_0$ 这

一项, 它所表示的物理意义是火箭喷出的燃气流的动量变化率, $\frac{dM}{dt} u_0$ 。这一项实际上与相对于火箭喷出的燃气流速度 u_0 的方向相反, 故此, 我们称这一项为喷气反作用力(使火箭向前运动的推动力)。

如果火箭作直线运动, 如图(2-2)所示, 喷气速度 u_0 与火箭速度 v 的方向相反, 于是(2-3)式具体的表达形式如下:

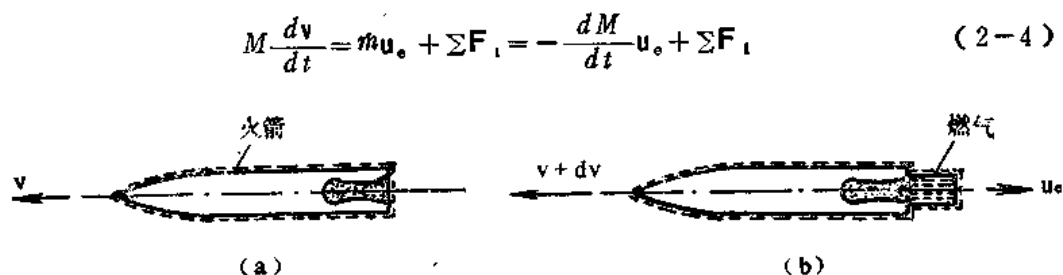


图 2-2 火箭作直线运动

(a) t 时刻; (b) $t+dt$ 时刻

三、火箭发动机的推力

火箭是由火箭发动机的推力作用而获得运动的。推力表示式由(2-4)式得到。我们将火箭水平地固定在试验台上,在它的前部连上测力计,如图2-3所示,当燃气流向后喷出时,测力计测出的力 P 就是推力。

在这种情况下,作用在火箭上的轴向外力有 P 和 $A_e(p_e - p_a)$, 设取向前的方向为正,则轴向外力可表示为 $\Sigma F_i = -P + A_e(p_e - p_a)$, 后一项力是发动机燃气流出口处的燃气压力 p_e 与周围空气压力 p_a 的压差而产生的力, A_e 是燃气流出口处的截面积。

由于火箭固定在试验台上,因而 $\frac{dv}{dt} = 0$, 此时(2-4)式就可写成

$$0 = \dot{m} u_e - P + A_e(p_e - p_a)$$

所以

$$P = \dot{m} u_e + A_e(p_e - p_a)$$

(2-5)

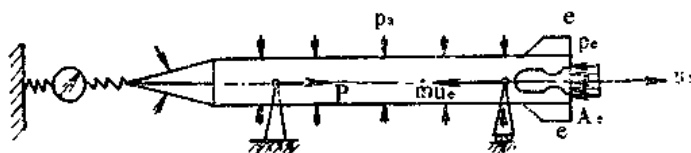


图 2-3 火箭水平固定在试验台上

(2-5)式就是推力公式。推力由两部分组成,即动量推力(喷气反作用力) $\dot{m} u_e$ 和压差推力 $A_e(p_e - p_a)$ 。由压差推力可知,推力还与火箭周围的大气压力 p_a 有关,随着火箭飞行高度增加,大气压力 p_a 降低,推力增大。火箭飞出大气层后, $p_a = 0$, 推力达到最大值,称为真空推力,以 P_v 表示真空推力,则

$$P_v = \dot{m} u_e + A_e p_e \quad (2-6)$$

真空推力一般要比地面推力约大15~20%。

(2-5)式写成如下形式

$$P = \dot{m} \left[u_e + \frac{A_e}{\dot{m}} (p_e - p_a) \right] = \dot{m} u_{e,f} \quad (2-7)$$

式中

$u_{e,f} = u_e + \frac{A_e}{\dot{m}} (p_e - p_a)$, 称为火箭发动机燃气流的有效喷气速度,它是把

动量推力和压差推力在计算上统一起来的一个相当速度。从(2-7)式看出,为了获得一定推力,当有效喷气速度 u_{ef} (实际上主要是喷气速度 u_e)愈大,则所需要消耗的推进剂就愈少。燃气流的喷气速度在很大程度上取决于推进剂的种类(即能量高低),当然也与发动机的工作效率有关,所以,可以用它的大小来表达发动机和推进剂的水平。

四、火箭的理想速度

为了分析问题简单起见,我们忽略火箭的重力和空气阻力,仅考虑火箭发动机的推力,在这种情况下,火箭的飞行速度称为理想速度。它比实际飞行的速度要大,因为重力和空气阻力会造成火箭的速度损失。这样,火箭的运动方程式便简化为下面的直线运动方程式

$$M \frac{dv}{dt} = P = - \frac{dM}{dt} u_{ef} \quad (2-8)$$

(2-8)式可写成

$$dv = -u_{ef} \frac{dM}{M}$$

积分得

$$v = -u_{ef} (\ln M + \ln c) \quad (2-9)$$

代入初始条件: $v=0$, $M=M_0$ (M_0 表示火箭起始质量), 计算出积分常数 $c = \frac{1}{M_0}$, 把 c 代入(2-9)式, 得

$$v = -u_{ef} \ln \frac{M}{M_0} = u_{ef} \ln \frac{M_0}{M} \quad (2-10)$$

(2-10)式就是火箭的理想速度公式。

当火箭的推进剂燃烧结束时, 把火箭的质量记为 M_K , 此时, 火箭的理想速度称为理想末速度, 其表达式为

$$v_K = u_{ef} \ln \frac{M_0}{M_K} \quad (2-11)$$

令 $Z_K = \frac{M_0}{M_K} \approx \frac{G_0}{G_K}$,

式中 G_0 为火箭的起始重量, G_K 为推进剂燃烧结束时火箭的净重量, 称为火箭的结构重量。

Z_K 称为火箭的重量比或质量比。它的倒数以 $\mu_K = \frac{G_K}{G_0}$ 表示, 称为火箭的结构系数。

重量比 Z_K 或结构系数 μ_K 是表示火箭结构设计优劣的一个重要参数, 用来衡量火箭的结构性能。它们表示火箭推进剂的重量与火箭结构重量之间的关系。如果一枚火箭的重量比

大，或结构系数小，就说明这枚火箭的推进剂所占的重量大而结构所占的重量小。这可由下面的式子看出

$$Z_k = \frac{G_0}{G_K} = \frac{G_K + G_p}{G_K} = 1 + \frac{G_p}{G_K}$$

式中 G_p ——推进剂的重量。

一枚火箭，它的结构重量小，而推进剂的重量大，自然它所获得的理想速度就大。

从(2-11)式可以看出，要提高火箭的理想速度有两个途径：一是提高燃气流的有效喷气速度 u_{ef} ，即选用高能推进剂；二是降低火箭结构系数 μ_K ，即减小火箭结构重量与推进剂重量的比值。

五、多级火箭

从表 2-1 中看出，即使是推进剂的有效喷气速度 u_{ef} 可能达到 2800m/s，并且质量比等于 10（即总重量为 100t 的火箭，其中 90t 是推进剂重量，10t 是结构重量），火箭获得的最大理想速度也不过为 6452m/s，这个速度值小于第一宇宙速度 7900m/s。这尚且是在未考虑重力和空气阻力的情况下得出的结果，否则速度值还要降低。

上述实例说明，目前要用单级火箭进行宇宙飞行是不可能的。

表 2-1

μ	$\ln \mu$	火箭理想速度 $v(m/s)$		
		$u_{ef}=2000$	$u_{ef}=2400$	$u_{ef}=2800$
0.9	-0.1054	211	253	295
0.7	-0.3567	715	856	1001
0.5	-0.6932	1385	1661	1940
0.3	-1.2040	2414	2895	3375
0.1	-2.3026	4617	5545	6452

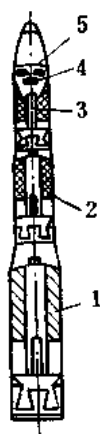


图 2-4 三级运载火箭示意图

1—第一级火箭；

2—第二级火箭；

3—第三级火箭；

4—制导仪器；

5—有效载荷。

为了解决这个问题，齐奥尔科夫斯基提出了设计多级火箭的思想，即把整个火箭做成几级，每一级是一个独立的工作单位，每一级都有它的推进系统及其必要的设备。图 2-4 所示的是一枚三级运载火箭示意图。它的第一级（也是最底一级）火箭发动机工作，使整个火箭起飞并加速。当第一级火箭的推进剂燃烧完后，使整个火箭达到一定的速度，这时第一级火箭便自动脱落，同时第二级火箭发动机自动开始工作，使火箭在第一级加速的基础上继续加速。这样继续下去直到第三级，就靠这最后一级火箭带着有效载荷（战斗部或地球卫星或宇宙飞船，等等）完成预定的飞行任务。多级火箭最终获得的速度是各级火箭所得的速度的总和，因而它可以获得很大的速度，达到宇宙速度。

如果有 n 级火箭，其最终的速度为

$$v_k = v_1 + v_2 + \cdots + v_n = \sum_{i=1}^n v_i \quad (2-12)$$

式中 v_i 为第 i 级火箭的推进剂刚刚燃烧完后给予被推进的诸级火箭的速度增量，它的表达式如下

$$v_i = u_{e_i}^{(1)} \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_k^{(1)}}$$

式中 $u_{e_i}^{(1)}$ ——第 i 级火箭发动机燃气流的有效喷气速度；

$M_0^{(1)}$ 、 $M_k^{(1)}$ —— $M_0^{(1)}$ 为第 i 级火箭点火时的质量， $M_k^{(1)}$ 为推进剂燃烧完后火箭的质量，它们包括第 i 级本身的质量和 i 级以上各级的质量以及有效载荷。

多级火箭的特点是逐级工作和逐级脱落，如图 2-5 所示。这样，在逐次扔掉每一级火箭之后，火箭的重量就减轻了，火箭继续加速所消耗的能量就可减少，采用多级火箭可以大大地减轻火箭的起始重量。例如一枚射程 1000km 的导弹，其战斗部重量为 1t，如果做成单级弹道式导弹，其起始重量为 18t；如果做成两级弹道式导弹，其起始重量为 7.5t；如果做成三级以上，其起始重量还可以更轻。不过随着级数增加，必然会使导弹系统更加复杂化和可靠性降低。在目前情况下，洲际导弹不用多级火箭不行，使用普通的化学推进剂，用二级火箭就可以了。

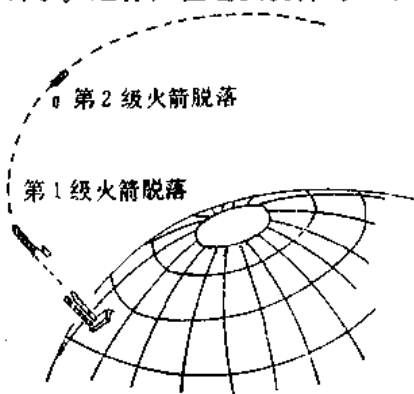


图 2-5 三级火箭脱落示意图

§ 2-2 地球大气

包围整个地球的空气总称为大气。火箭和导弹的飞行和大气密切相关，当火箭和导弹在大气中飞行时，首先，它们与大气发生相对运动而产生空气动力和力矩；其次，当它们的飞行速度较高时，其表面上还要发生显著的气动力加热；最后，大气对空气喷气发动机的工作

性能有很大影响。为了研究大气对导弹的飞行影响，我们需要了解火箭和导弹的飞行环境——大气层的情况。

一、大气层

按大气的特征，可以将大气划分为几层，如图2-6所示，从海平面向上数分为：

(一) 对流层

这是最贴近地表面的一层，其厚度随纬度、季节等而变化。在赤道上约为16~18km，在中纬度和高纬度上约为8~12km，在地球两极约为7~8km。这一层由于处于最底下，受到上面的重压，密度最大，层内所包含的空气质量几乎占整个大气质量的四分之三。在这一层内，风速和风向是变化的；空气的密度、压强、温度和湿度也是变化的，这些参数都随着高度增加而减小；雷雨风暴等气象变化也发生在这一层里。

(二) 平流层

从对流层顶端算起到离海平面32km为止为平流层。层内所包含的空气质量约占整个大气质量的四分之一。在这一层内，在高度20km以内，气温不随高度而变化，保持为216.65K；但在20km到32km之间气温则随高度而有所上升。层内没有水蒸气，没有雷雨等气象变化，没有大气上下对流，只有水平方向的流动，这是得名为平流层的缘由。

(三) 中间层

从平流层顶端算起到离海平面80km为中间层。层内空气的质量仅占整个大气质量的三千分之一。在这一层内，气温先是随高度上升，在离海平面53km处达282.66K，以后又下降，在80km处降到196.86K。

(四) 高温层

从中间层顶端算起到离海平面400km之间为高温层。在这一层内，温度又随高度而上升，在离海平面400km处达1500~1600K，这是由于直接受到太阳短波辐射的缘故。短波辐射还使空气分解成离子，所以在这个区域内，有好几个集中的电离层。电离层最低的一层称D层，在60~80km处；第二层称E层，在100~120km处；第三层称 F_1 层，在180~220km处；最高的一层称 F_2 层，在300~350km处。

(五) 外层

离海平面400km以上直到1500~1600km为外层大气。在这一层内，空气分子有机会散

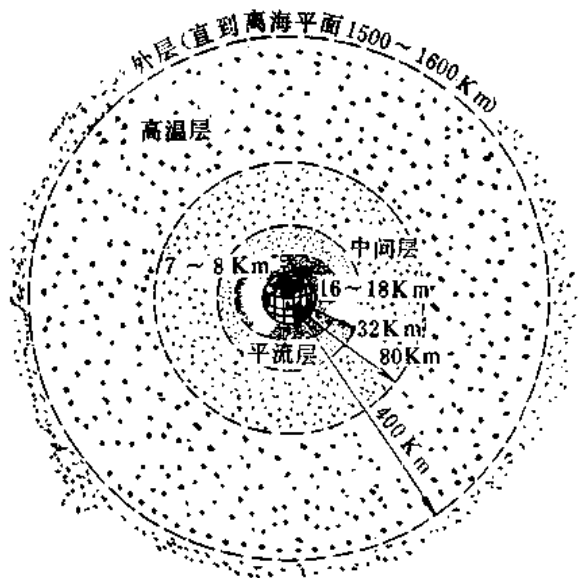


图 2-6 地球大气层

逸入太空, 这层内的空气质量只占整个大气质量的 10^{-11} 。大气最外层与太空之间并没有明显的分界, 根据人造地球卫星探测的数据推算, 大气的边界约到离海平面 2000~3000km 的高度。

目前, 飞机主要在对流层和平流层内飞行, 因此攻击飞机这类目标的各类有翼式导弹也在这两层大气内飞行。远程弹道式导弹飞行时要穿越对流层、平流层、中间层, 直至高温层, 往后就在极稀薄的大气中飞行。它的分离弹头要再入上述各大气层, 又重新受到稠密的大气作用。

二、标准大气

大气的状态以它的温度、压强和密度等基本参数来表征。下面简单地说明一下它们的意义:

大气的温度是指大气层内空气受热的程度。温度的高低表明了空气分子不规则热运动速度的大小。分子运动速度大, 则空气温度高; 速度小, 则空气的温度低。空气分子停止运动, 也就是速度为零时, 作为热力学温度的零度。温度的表示符号为 T , 用摄氏度($^{\circ}\text{C}$)或热力学温度(K)表示。

大气的压强是指物体单位面积上所承受的空气垂直作用的压力, 它主要来自空气的重量。例如某个高度上的大气压强就是底面单位面积上端无界的空气柱的重量压下来所造成的。通常所说的大气压就是指地面附近大气的压强。压强的表示符号为 p , 单位为 Pa 。

大气的密度是指单位体积内空气的质量, 实际上就是空气稠密的程度。密度的表示符号为 ρ , 单位为 kg/m^3 。

无论是飞行器(飞机、火箭或导弹)设计, 还是试验研究, 都要用到温度、压强和密度等大气状态参数。然而, 上述大气状态参数随着季节、时刻、高度以及地理位置(经纬度)的不同而变化。为了便于设计、试验和比较, 需要规定一个标准的大气状态参数作为依据。为此, 国际航空界协议, 以中纬度地区的大气状态参数的平均值加以修正来作为标准大气状态参数, 按这种状态计算的大气, 称为标准大气。这样, 在做计算时, 都以此标准大气状态参数进行计算; 在做试验时, 也都换成此标准条件下的结果。

标准大气规定在海平面上, 大气温度为 15°C 或 $T_0 = 288.15\text{K}$, 压强 $p_0 = 101325\text{Pa}$, $\rho_0 = 1.2250\text{kg}/\text{m}^3$ 。

标准大气简表

表 2-2

H (km)	T (K)	$p \times 10^{-4}$ (Pa)	ρ (kg/m ³)	c (m/s)	$\mu \times 10^5$ (kg/m·s)
0	288.15	10.13252	1.22500	340.29	1.7894
1	281.65	8.98750	1.11168	336.43	1.7578
2	275.15	7.94956	1.00646	332.53	1.7260
3	268.65	7.01087	0.90913	328.58	1.6937
4	262.15	6.16407	0.81913	324.58	1.6111
5	255.65	5.40199	0.73612	320.53	1.6281
6	249.15	4.71808	0.65969	316.43	1.5948
7	242.65	4.10604	0.58950	312.27	1.5609
8	236.15	3.56001	0.52517	308.06	1.5268
9	229.65	3.07429	0.46635	303.79	1.4922
10	223.15	2.64358	0.41270	299.46	1.4571
11	216.65	2.26318	0.36391	295.07	1.4216
12	216.65	1.93309	0.31083	295.07	1.4216
13	216.65	1.65105	0.26549	295.07	1.4216
14	216.65	1.41020	0.22675	295.07	1.4216
15	216.65	1.20445	0.19367	295.07	1.4216
16	216.65	1.02872	0.16542	295.07	1.4216
17	216.65	0.87867	0.14128	295.07	1.4216
18	216.65	0.75048	0.12068	295.07	1.4216
19	216.65	0.64100	0.10307	295.07	1.4216
20	216.65	0.54749	0.08803	295.07	1.4216
22	218.65	0.39997	0.06373	296.43	1.4326
24	220.65	0.29305	0.04627	297.78	1.4435
26	222.65	0.21531	0.03369	299.13	1.4544
28	224.65	0.15863	0.02460	300.47	1.4652
30	226.65	0.11719	0.01801	301.80	1.4760
32	228.65	0.08680	0.01323	303.13	1.4868

表中 H —离海平面的高度； c —音速； μ —粘性系数。

§ 2—3 空气低速流动特性

研究导弹低速飞行与空气发生相互作用关系,可依据运动相对性原理,用导弹周围的空气以大小等于导弹飞行速度并沿导弹飞行相反方向流经静止导弹的情况来等效。因此,研究空气低速流动特性,也就相当于研究导弹低速飞行特性。

一、低速流动的基本方程

对于一定质量的理想气体,如果知道了它的状态参数压强、密度和温度,就确定了它的特性。气体从一个平衡状态变化到另一个平衡状态,其压强、密度和温度之间存在着一定的函数关系。从物理学中知道,其函数关系用状态方程式来表达,即

$$p = \rho R T$$

式中 p ——气体的压强;

ρ ——气体的密度;

T ——气体的温度;

R ——气体常数,空气的 $R = 287.05 \text{ J/(kgK)}$

流动的空气,除了上述三个状态参数外,还要加上空气流动的速度 v ,它们之间的关系遵循气体流动的规律,可用方程来表达,所以称为气体流动的基本方程。

(一) 质量方程

质量守恒定律,就是物质的质量是保持恒定的。在这里,我们以图 2—7 所示的气流沿管道流动(一维流动)情况来研究它的表达式。

我们考察定常不可压缩气流。所谓定常,就是气流的状态参数流速、密度、压强等不随时间而变化;所谓不可压缩,就是当低速流动时,可以认为气流的密度不发生变化或变化甚微,即 ρ 为常值。

沿管道轴线 1 处和 2 处取两个截面,它们的截面积各为 A_1 和 A_2 ,气流的速度各为 v_1 和 v_2 ,那么,每秒流过截面 1 和 2 的质量流量便是

$$m_1 = \rho_1 v_1 A_1 \quad (2-14)$$

$$m_2 = \rho_2 v_2 A_2 \quad (2-15)$$

流过其它任一截面 A 的质量流量便是

$$m = \rho v A \quad (2-16)$$

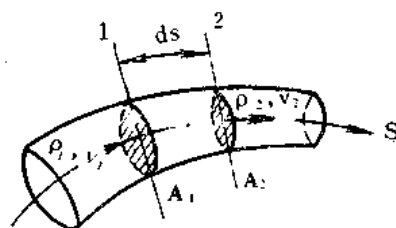


图 2—7 气流沿管道流动图

① 文中 v_1 与图 2—7 中 v_1 相同。② 文中 v_2 与图 2—7 中 v_2 相同。下同。

按照质量守恒律，每秒流过任何截面的气流质量都应相等，于是

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 = \rho v A \quad (2-17)$$

对于不可压缩流，由于 ρ 等于常值，故

$$v_1 A_1 = v_2 A_2 = v A = \text{常值} \quad (2-18)$$

(2-18) 式就是定常不可压缩气体流动的质量守恒律的表达式，称为质量方程，或称连续方程。它表明了低速气流流速与截面积成反比的关系，即气流在截面变化的管道中流动，截面积大的地方流速低，截面积小的地方流速高。这种现象在日常生活中可以见到，譬如过道或城门洞的穿堂风比开阔地带的风速大，就是因为过道或城门洞其截面积比开阔地带小的缘故。但是，当空气高速流动时，由于空气要受到压缩，密度会发生变化，上述规律的结论就不符合实际情况了。

(二) 伯努利(Bernoulli)方程

能量守恒律，就是物质的能量是保持恒定的，即它的能量不会增加，也不会减少，只从一种形式转化为另一种形式。在这里，我们以图 2-8 所示的定常、绝热（管流与管壁以及外界没有热或功的传递）等截面的管流来研究它的表达式。

在管流中沿轴线取一微段 ds 气流，如果不计摩擦力，即认为气流是无粘性的理想气流，作用在这微段上的力有压力和重力。

设截面 1 上的压强为 p ，流速为 v ，截面积为 A ；截面 2 上的压强为 $p + dp$ ，流速为 $v + dv$ ，截面积仍为 A 。微段气流上受到的压力就为

$$\textcircled{1} \quad pA - (p + dp)A = -dpA \quad (2-19)$$

式中负号表示压强沿气流的方向是减小的。

微段气流的质量为

$$m = \rho A ds \quad (2-20)$$

微段气流的重力为

$$G_g = \rho g A ds \quad (2-21)$$

重力沿轴线 s 的分量就为

$$-\rho g A ds \cos \theta = -\rho g A ds \frac{dy}{ds} = -\rho g A dy \quad (2-22)$$

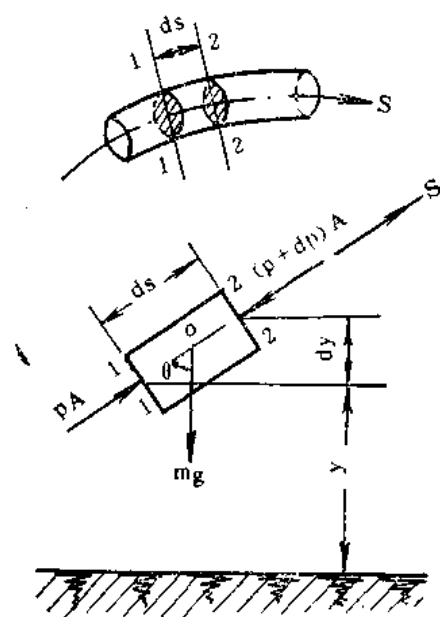


图 2-8 管流微段气流受力图

① 文中 p 与图 2-8 中 P 相同。

压力和重力的合力要使微段气流产生加速度,由牛顿第二定律得

$$\rho A ds \frac{dv}{dt} = -dpA - \rho g A dy \quad (2-23)$$

又
$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv}{ds} \cdot \frac{ds}{dt} = \frac{dv}{ds} \cdot v$$

将它代入上式得

$$\rho v dv = -dp - \rho g dy \quad (2-24)$$

于是得欧拉(Euler)方程

$$v dv + \frac{dp}{\rho} + g dy = 0 \quad (2-25)$$

积分(2-25)式得

$$\frac{v^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho} + gy = \text{常值} \quad (2-26)$$

(2-26)式就是定常、绝热理想气体低速流动的能量表达式。它表明低速气流其单位质量的动能、压力位能和重力位能之和保持恒定。

由于气体其重力比起压力要小得多,如果略去重力位能这一项,便得到下面的式子

$$\frac{v^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho} = \text{常值} \quad (2-27)$$

低速气流密度 ρ 认为不变或变化甚微,此时,(2-27)式积分就得到

$$\left. \begin{aligned} \frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} &= \text{常值} \\ \frac{1}{2} \rho v^2 + p &= \text{常值} \end{aligned} \right\} \quad (2-28)$$

或

(2-28)式就是伯努利方程。公式第一项 $\frac{1}{2} \rho v^2$ 是动压;第二项 p 是静压。这个公式表明低速气流动压和静压之和保持恒定。也就是说气流的流速和压强之间有关系,即流速高的地方压强小,流速低的地方压强大。这种规律所反映的现象我们可以通过一个简单的实验就能得到证实。譬如向两张如图 2-9 所示的纸片中间吹气,这两张纸片会相互靠拢。这现象可由伯努利方程来解释:吹气使得两张纸片中间的空气流速大于纸片外面空气的流速,因而纸片中间的压强低于纸片外面的大气压,纸片便自然向里靠拢了。

低速流动气流的能量方程,略去重力位能后只含有动能和压力位能。高速流动的气流,其能量方程除动能和压力位能外,还含有分子运动而产生的内能,这种形式的能量方程我们将在空气

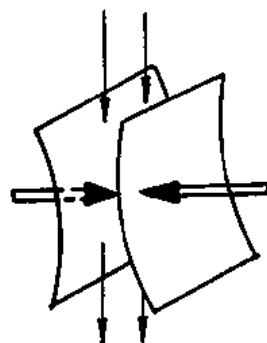


图2-9 说明伯努利规律用图

高速流动特性中介绍。

二、流场、流线、流面和流管

流动的流体所占有的空间称为流场，流场内各点都充满着流动的流体质点。流场上每一点都有一个速度(包括大小和方向)，如果在某一瞬时看流场的话，从某点 K_1 出发，顺着这一点速度的方向画一个微小的距离达到邻点 K_2 ，再按邻点在同一瞬时速度的方向再画一个微小的距离，一直画下去，便得一条曲线。这条曲线上任何一点的切线都和该点的速度方向相一致，在流场中这样的线可画无数条，这种线就称为流线，如图 2-10 所示。如果在流场中任取一条不是流线的空间曲线 AB ，在某一指定瞬时 t ，过 AB 线上各点均可画出流线，这些流线所构成的曲面称为流面，见图 2-11。

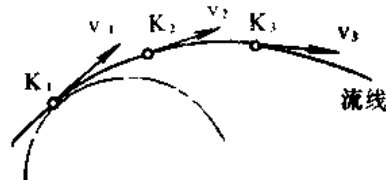


图 2-10 流线

如果在流场(图 2-13)中取一闭合曲线 c ， c 上的每一点都有一条流线经过，这些流线围成一条管道，这样的管道就称为流管，如图 2-12 所示。

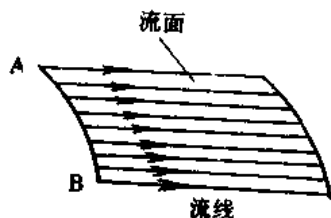


图 2-11 流面

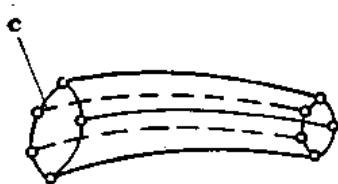


图 2-12 流管



图 2-13 流场

通常为显示气流流过物体的流动情况，在物体上下或左右画若干条流线，各条流线在远前方的间隔相等，当流经物体表面时流线则发生弯曲和间隔疏密的变化，如图 2-13 所示，这种流线图画就称为流线谱。

§ 2-4 空气高速流动特性

一、声波和音速

向水中投石，水受到扰动，形成一圈接一圈的水波(平面波)向四周传播开去。空气受到扰动，也形成一层接一层的空气波(球面波)向四周传播开去。

声带或铃子振动，对周围的空气产生微弱扰动，简称弱扰动(这种扰动只对空气的压强和密度引起微小的变化，所以称为微弱扰动)，由于空气是可压缩的，这种扰动必然使空气形成一层接一层的疏密相间的波在空气里以球面形式传播，如图 2-14 所示。当波传到人的耳膜，就听到了说话声或铃声。这种波就是音波，所以音波是一种弱扰动波。弱扰动波在空气中传播的速度就是音速，以符号 c 表示。

为了导出音速 c 的表达式,我们以弱扰动波在等截面的直管道中传播的情况来进行推导。

将质量方程 ($\rho v = \text{常值}$) 两边取对数后再进行微分得

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dv}{v} = 0$$

(2-27) 式的微分形式欧拉方程为

$$v dv + \frac{dp}{\rho} = 0 \quad (2-29)$$

将(2-29)式代入上式得

$$\frac{d\rho}{\rho} - \frac{1}{v^2} \cdot \frac{dp}{\rho} = 0$$

消去 ρ , 由于 $v = c$, 于是得到

$$c^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad (2-30)$$

由于空气在传播弱扰动时,其状态参数的变化过程是很快的,它来不及跟周围发生热交换,因此,它是绝热过程(可认为是等熵过程)。

由热力学中可知,等熵过程有 $\frac{p}{\rho^k} = \text{常值}$, 式中 k 是气体的绝热指数,将此式微分得

$$dp = k \frac{p}{\rho} d\rho \quad (2-31)$$

将(2-31)式代入(2-30)式,最后得音速的表达式

$$c = \sqrt{k \frac{p}{\rho}} = \sqrt{kRT} \quad (2-32)$$

音速与空气的温度有关,在气温为 15°C 的海平面上, $c = 340.3\text{m/s}$ 。当空气的气温为其它数值时,音速可以用下式来计算

$$c = 20.05\sqrt{T} \quad (2-33)$$

式中 T ——空气的热力学温度(K)。

不同高度,空气的温度是不同的,因而音速 c 的值也不相同。所以说,音速 c 都是指当地的音速。

二、空气的压缩性

由于空气分子之间有间隙,空气受压时其体积减小而密度增大,这表明空气是可压缩



图 2-14 音波的传播

的。当导弹高速飞行时，空气的可压缩性会明显地表现出来。

空气的可压缩性可以由密度的相对变化 $\frac{\Delta \rho}{\rho}$ 来量度，但这个量取决于压强的相对变化量 $\frac{\Delta p}{p}$ 是多大。从这个推断出发，我们来分析空气的压缩性与哪些主要的因素有关。

设有高速空气流过导弹头部，我们发现当气流流到顶点 O 处，流动完全滞止。这个顶点称为驻点，即流速因气流滞止减小到零的点，如图 2-15 所示。

由伯努利方程可计算出 O 点的压强为

$$p_0 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho v_\infty^2$$

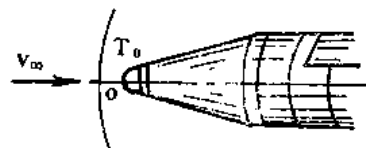


图 2-15 高速空气流过导弹头部受滞止

压强的变化

$$\Delta p = p_0 - p_\infty = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2$$

因而 $\Delta p \propto \rho v_\infty^2$

由公式(2-32)得知

$$p_\infty = \frac{1}{k} \rho_\infty c_\infty^2$$

因而

$$p_\infty \propto \rho_\infty c_\infty^2$$

所以

$$\frac{\Delta p}{p_\infty} \propto \frac{v_\infty^2}{c_\infty^2} \quad (2-34)$$

由 $\frac{\Delta p}{p_\infty}$ 的关系可以看出，压强相对变化量与气流速度 v_∞ （也是导弹的飞行速度 v ）和音速 c_∞ 之比值的平方成正比。引入符号 Ma 表示此比值，即 $Ma = \frac{v_\infty}{c_\infty}$ ，就得到马赫(Mach)数的名称，马赫数的符号为 Ma 。一般说来，流场上各点的流速、压强、密度、温度、音速是不同的， Ma 是指当地值，所以 Ma 应称为当地 Ma 。 Ma 的大小可以表示空气可压缩的程度。这是因为在一定高度上，导弹飞行速度愈高，导弹加给空气的压强就愈大；音速愈小（例如在高空），空气易于压缩，被压缩的程度就愈大。所以 Ma 综合了影响空气可压缩性的两个因素：飞行速度 v 和音速 c 。

Ma 又常常用来表征导弹的飞行速度。不过它的计量不是 m/s ，而是 c 的倍数，例如导弹的 $Ma=2$ ，即指导弹的飞行速度为 2 倍 c 。现在可以以 Ma 的大小来区分低速和高速的概念了。我们把导弹的飞行 Ma 近于或大于 1 算作高速飞行，因为这时空气的压缩性强烈地表现出来了。因此，高速飞行增加了研究空气动力问题的复杂性。

从空气的压缩性角度来看，常取 $Ma=0.4$ 为是否需要考虑压缩性影响的分界线。从便

于研究问题的观点来看, 根据导弹的飞行速度可划分为5个区: $Ma \leq 0.4$ 为低速区; $0.4 < Ma < 0.8$ 为亚音速区; $0.8 < Ma < 1.3$ 为跨音速区; $1.3 < Ma < 5$ 为超音速区; $Ma > 5$ 为高超音速区。

三、弱扰动的传播

如果有个弱扰动源扰动了平静的空气, 就造成了扰动波(音波), 这个波要向外传播开去。由于扰动源的运动状态可能有四种情况, 因而扰动波的传播也就各不相同, 也存在四种不同的情况, 如图 2-16 所示。

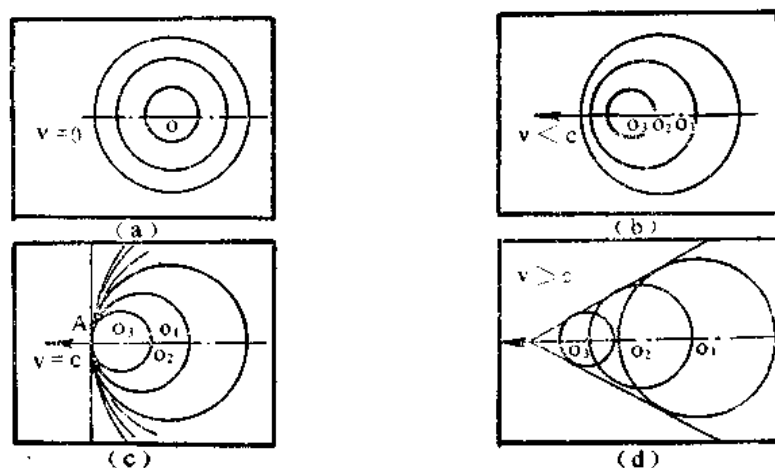


图 2-16 弱扰动波传播的情况

(一) 扰动源静止, 即 $v=0$

如图(a)所示, 扰动源在点 O 处不移动, 此时在 O 点造成的扰动波一层接一层地以音速 c 向四周传播开去, 形成一串以 O 为中心的同心球面扰动波。从扰动点开始, 经过 1 秒钟以后球形波的半径为 c 米, 以后每隔 1 秒钟, 波的半径增大 c 米, 于是经过 2 秒钟就成 $2c$ 米, 经过 3 秒钟就成 $3c$ 米, ……随着时间的延续, 整个空气都将受到扰动波的影响。

(二) 扰动源运动速度小于音速, 即 $v < c$

如图(b)所示, 扰动源以 $v < c$ 的速度向前运动, 同时扰动波以它产生扰动的点 O_1 、 O_2 、 O_3 、…为中心, 以音速 c 传播扩大。由于 $v < c$, 所以扰动波总是跑在扰动源的前面, 形成无数个不同心的球面扰动波。这种情况的特点是扰动信号总是先于扰动源到达前方。只要时间足够长, 扰动可以传到整个空间。

(三) 扰动源运动速度等于音速, 即 $v=c$

如图(c)所示, 扰动源以 $v=c$ 的速度向前运动, 同时扰动波以它产生扰动的点 O_1 、 O_2 、 O_3 、…为中心, 以音速 c 传播扩大。由于 $v=c$, 当扰动源从 O_1 点运动到 A 点, 各扰动波

也都同时传播扩大到 A 点。这样,就有无数个扰动波在 A 点相切,并且叠聚在一起,使得扰动波发生集中而形成一个波面。这个波面将受扰动的空气(波的后方的空气)和未受扰动的空气(波的前方的空气)分隔开来,成为分界面。这种情况的特点是扰动只限制在扰动源后方的半个空间中传播。

(四) 扰动源运动速度大于音速, 即 $v > c$

如图(d)所示,扰动源以 $v > c$ 的速度向前运动,同时扰动波以它产生扰动的点 o_1 、 o_2 、 o_3 、……为中心,以音速 c 传播扩大。由于 $v > c$, 所以扰动波总是落在扰动源的后面,形成无数个由前至后一个比一个大的球面扰动波,这无数个扰动波都相切于一个圆锥面上,造成了扰动波在圆锥面上的集中。这个圆锥面称为扰动锥。它将受扰动的空气(锥内的空气)和未受扰动的空气(锥外的空气)分隔开来,成为分界面。这种情况的特点是扰动只限制在扰动锥内。

如果扰动源的运动速度愈大,则扰动锥就拉得愈细长,扰动锥就愈尖锐。设扰动锥的半顶角为 μ , 称为马赫角, 则

$$\sin \mu = \frac{c}{v} = \frac{1}{v/c} = \frac{1}{Ma} \quad (2-35)$$

四、激 波

弱扰动源如果以音速或超音速运动,都会形成空气的扰动区的分界面,我们把这种分界面称为边界波或马赫波,这种波也是弱扰动波。

导弹在大气中飞行,这时导弹就是运动着的扰动源,它的表面上每一点都是一个扰动源,所以它对空气产生强烈扰动,简称强扰动(这种扰动对空气的压强和密度引起显著的变化,所以称为强扰动)。强扰动在空气中的传播情况与弱扰动的传播情况相同,而且当扰动源(导弹)以音速或超音速运动时,也会出现边界波。不过这时的边界波是由无数的较强的波叠聚而成的。在这里空气来不及让开发生堆积而受到强烈的压缩,它后面空气的状态参数发生突跃变化,压强突然增大,密度和温度随之升高,而流速却大大降低。这样的边界波就是激波。激波是一种受到强烈压缩的很薄的空气层,所以也把激波称为强压缩波,它的厚度只有 $10^{-3} \sim 10^{-4} \text{mm}$, 因此可以不考虑这个厚度,把它看作是一个突跃面。

用高速照相能够在超音速风洞中拍摄到激波,发现激波的形状取决于物体的形状。

导弹作超音速飞行,如果它的弹头部为(如图 2-17(a)所示)钝形,此钝形头部使前面的空气发生堆积而受到强烈压缩形成激波。这种强扰动波的传播速度开始时不仅大于弱扰动波的传播速度——音速,而且以大于导弹飞行的速度向前传播,因而激波要离开弹头顶端。当激波离开顶端之后,堆积在顶端附近的一部分空气便从侧面流失,于是此处的压强、密度和温度逐渐降低,扰动强度逐渐减弱,激波向前传播的速度也随之减小。当激波向前传播的速度等于飞行速度时,就平衡下来,激波便与弹头顶端保持一定的距离,同导弹一道向前运动,这就形成钝头脱体激波。



图 2-17 正激波和斜激波

从图 2-17(a) 看到, 弹头正前方, 激波波面与气流方向垂直, 这种激波称为正激波。弹头正前方上、下两侧, 激波既逐渐向后倾斜, 这种激波称为斜激波。正激波与斜激波在本质上是一样的。在同样 Ma 下, 正激波强度最强, 气流流过波面不改变方向, 流速由超音速变为亚音速; 斜激波强度减弱, 气流流过波面要改变方向, 流速依斜激波的强弱变为亚音速或仍为超音速。

如果导弹的弹头是尖形 (如图 2-17(b)), 所产生的激波并不脱体, 而是附在弹头的尖端并向后倾斜成为斜激波。激波愈斜, 激波的强度愈弱。由此可知, 决定激波强度的一个因素是波面的角度。此外, 决定激波强度的另一个因素是飞行 Ma , Ma 愈大, 激波的强度愈强。

激波是导弹在超音速飞行时才出现的, 但是, 导弹在高亚音速飞行时, 往往在局部地方气流的速度升高而达到或超过音速, 因此产生局部激波。导弹局部表面出现超音速气流时的飞行 Ma , 称为临界 Ma , 以符号 Ma_{1f} 表示。如果导弹的飞行 Ma 大于临界 Ma , 就必然出现激波。

五、膨胀波

超音速气流流过物体会产生强压缩波——激波, 此外还会产生膨胀波。

现在来研究超音速气流流经外钝角的情况 (图 2-18(a))。设有一股匀直气流以超音速 v_1 由左向右流来, 当气流在拐角点 O 处转弯的时候, 流动空间骤然增大, 出现膨胀加速现象, 转弯后的气流速度 $v_2 > v_1$ 。拐角点 O 对气流有扰动, 它相当于一个弱扰动源, 因

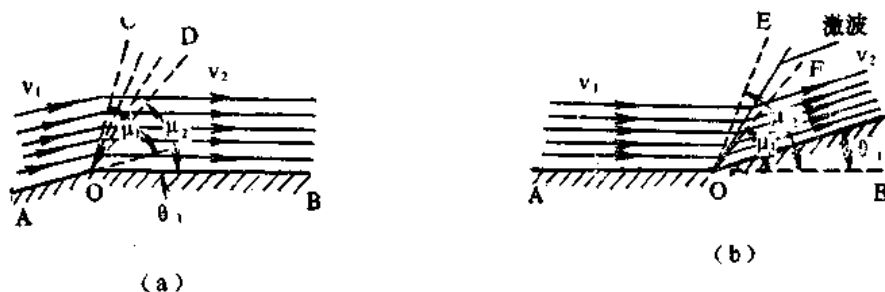


图 2-18 超音速气流流经凸角和凹角的情况

(a) 气流流经凸角; (b) 气流流经凹角

而产生弱扰动膨胀波。如果凸角比较大,此凸角可以看成是由无穷多的凸角①迭加构成,每一个无穷小的凸角相当于一个弱扰动源,并产生一个弱扰动膨胀波,这样无穷多个弱扰动源产生的弱扰动膨胀波就形成如 COD 所示的扇形区域,区域中连续布满了自 O 点发出的弱扰动膨胀波。气流通过扇形区域连续转折,气流状态参数连续地平滑变化。第一道膨胀波和最后一道膨胀波的倾角为

$$\mu_1 = \sin^{-1} \frac{1}{Ma_1}, \quad \mu_2 = \sin^{-1} \frac{1}{Ma_2}$$

式中 $Ma_1 = \frac{v_1}{c}, \quad Ma_2 = \frac{v_2}{c}$

由于 $Ma_2 > Ma_1$, 显然 $\mu_1 > \mu_2$ 。

图 2-18(b) 是超音速气流流经凹角的情况。如果超音速气流以 v_1 流经凹角,在拐角 O 处,流动的空间骤然减小,气流受到压缩减速,此时的扰动产生弱压缩波。如果凹角比较大,凹角也可以看成是无穷多的凹角②迭加构成,这无穷多的弱扰动压缩波重迭而形成强扰动压缩波,就出现由 O 点发出的斜激波。

六、高速流动的基本方程

空气高速流动时,不能以不可压缩流的假设来处理问题。因为气流高速流动时,其状态参数除流速 v 、压强 p 、密度 ρ 外,还有温度 T ,而其中密度也在变化,这样,问题就复杂了,因而需要导出高速流动的基本方程。

(一) 超音速管流流量方程

前面介绍的质量方程 $\rho v A = \text{常值}$ 给出了不可压缩 (ρ 不变化) 管流流速与截面的关系。但对于可压缩 (ρ 变化) 管流流速与截面的关系,要经过一定的数学变换,才可以得出较明显的关系。

将 $\rho v A = \text{常值}$ 的式子两边取对数后再微分,就得到

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dv}{v} + \frac{dA}{A} = 0 \quad (2-36)$$

将欧拉方程 (2-29) 式 $v dv + \frac{dp}{\rho} = 0$ 变成

$$\frac{dp}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{\rho} + v^2 \frac{dv}{v} = 0$$

再将 (2-30) 式 $c^2 = \frac{dp}{d\rho}$ 代入上面,变化后的欧拉方程为

①此处凸角视为无穷小的。 ②此处凹角视为无穷小的。

$$c^2 \frac{d\rho}{\rho} + v^2 \frac{dv}{v} = 0$$

于是

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{v^2}{c^2} \frac{dv}{v} = -M_a^2 \frac{dv}{v}$$

将此式代入(2-36)式得

$$\frac{dA}{A} = (M_a^2 - 1) \frac{dv}{v} \quad (2-37)$$

由(2-37)式可以看出, 当 $Ma < 1$ 时, 速度变化率 $\frac{dv}{v}$ 与截面积变化率 $\frac{dA}{A}$ 符号相反, 即截面积缩小, 流速提高, 截面积扩大, 流速降低。当 $Ma > 1$ 时, 速度变化率与截面积变化率成正比, 即截面积扩大, 流速提高, 截面积缩小, 流速降低。超音速流与亚音速流情况

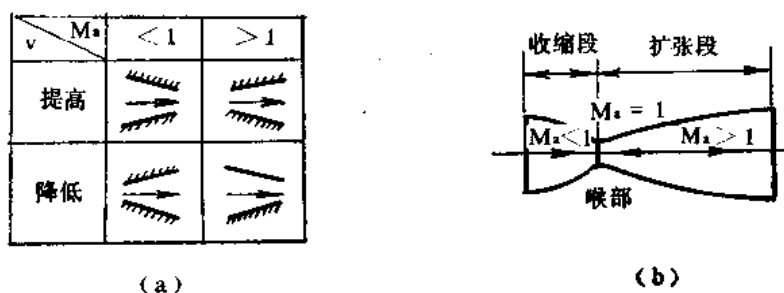


图 2-19 (a) 管流流速与截面变化的关系;

(b) 拉瓦尔喷管。

正好相反, 见图 2-19(a)。原因是亚音速流时速度变化起决定性作用, 而超音速流时密度变化起决定作用。当 $Ma = 1$ 时, $\frac{dA}{A} = 0$, 管流的截面积最小, 此时的截面积为临界截面或称喉部。

为了使气流由亚音速加速到超音速, 管道的形状必须做成先收缩后扩张, 这种形状的管道称为拉瓦尔(Laval)喷管或超音速喷管, 如图 2-19(b)所示。拉瓦尔喷管是火箭发动机和超音速风洞必用的一种管道。

(二) 超音速流动的能量方程

空气低速流动导出的伯努利方程实质上就是能量方程。但在高速流动情况下, 由于状态参数密度和温度发生变化, 管流内除动能和压力能外, 还应有分子运动产生的内能。为了导出包括动能、压力位能和内能的能量方程, 先简单介绍一下热力学第一定律。这个定律是物理学中

能量守恒律在机械能与热能转换中的应用。

设有如图 2-20 所示的气缸，气缸里有一定量的气体，缸的四周与外界绝热，只有端头与外界有热量交换，缸内活塞作非常缓慢的无摩擦移动，以保证缸内介质在压缩或膨胀过程中始终处于平衡和均一状态。

现设活塞向外移动 dx 距离，则缸内气体对活塞所做的功为

$$dw = pAdx = pdv \quad (2-38)$$

式中 p ——气缸内气体的压强；

A ——活塞的面积；

dv ——活塞移动所造成的气体体积变化。

在活塞外移的同时，由外界传进 $dQ(J)$ 的热量给缸内气体，于是它的内能就增加了 $dE(J)$ 。依据能量守恒律可以得到下面能量关系式

$$dQ = dE + dw = dE + pdv \quad (2-39)$$

对上式各项都除以缸内气体质量，便得到单位质量(kg)气体的能量关系式

$$dq = de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) \quad (J/kg) \quad (2-40)$$

式中 dq ——外界传进给每千克质量气体的热量；

de ——每千克质量气体内能的增量；

$pd\left(\frac{1}{\rho}\right)$ ——每千克质量气体压强所作的机械功，其中 $\frac{1}{\rho}$ 是单位质量气体所占的体积，叫比容。

(2-40) 式是静平衡气体的能量守恒关系式，即热力学第一定律。

对流动的理想气体，它在微小的变化过程中要发生动能和压力位能的转化，即

$d\left(\frac{v^2}{2}\right) = -\frac{dp}{\rho}$ ，因此，在推导沿管流作定常流动的能量守恒关系时，须在(2-40)式的

右边加上 $v dv + \frac{dp}{\rho} (=0)$ 项变成

$$dq = de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) + v dv + \frac{dp}{\rho} \quad (2-41)$$

由于过程是绝热的，故 $dq=0$ ，于是得

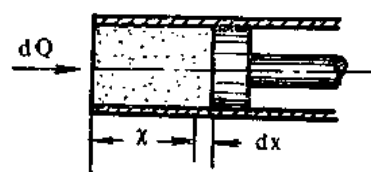


图 2-20 活塞在缸气内移动

$$\left. \begin{aligned} de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) + vdv + \frac{dp}{\rho} &= 0 \\ \text{或} \quad de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) + d\left(\frac{v^2}{2}\right) + \frac{dp}{\rho} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-42)$$

对(2-42)式的第2式积分得

$$e + \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} = \text{常值} \quad (2-43)$$

$$\text{由热力学知} \quad e = \frac{1}{k-1} \frac{p}{\rho} \quad (2-44)$$

将(2-44)式代入(2-43)式得

$$\left. \begin{aligned} \frac{v^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} &= \text{常值} \\ \text{或} \quad \frac{v^2}{2} + \frac{k}{k-1} RT &= \text{常值} \end{aligned} \right\} \quad (2-45)$$

(2-45)式就是超音速定常、绝热气流流动的能量方程。

七、附面层与气动加热

我们将手伸入水中拿出来会沾上水,这表明水有粘性。空气象水一样也有粘性,不过空气的粘性比水小得多。

设有一股匀直气流,以均一的速度 v_∞ 流向一块平板。如图2-21所示。当气流一流到平板上,粘性使直接挨着板面的那一层空气紧贴在板面上,这层空气和板面没有相对运动,因而气流的速度降为零。稍外的一层空气受到相邻空气层的摩擦作用,被直接挨着板面的那层空气牵扯住,气流的速度也接近于零,不过它多少有点速度。牵扯作用就这样一层层向外传开出去,离板面愈远,受到牵扯的作用就愈小,气流的速度沿平板法线往外,渐渐变大起来。最后到离板面某一远处,牵扯作用消失,气流的速度才和原来的速度 v_∞ 没有显著差别。气流的速度有这样的变化就是由于空气有粘性的表现。

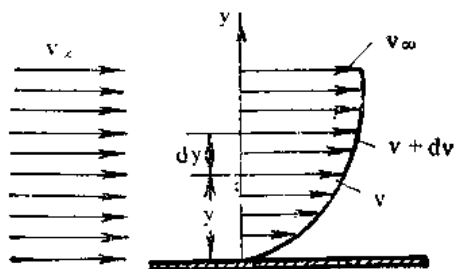


图 2-21 沿平板的法线气流速度分布情况

相邻两层空气流速有差别,是由于二者之间有相互牵扯的作用力——粘性力在起作用。单位面积上的粘性力称为粘性应力,记为 τ ,它的大小与法向速度梯度

$\frac{\partial v}{\partial y}$ 成正比,其关系式为

$$\tau = \mu \frac{\partial v}{\partial y} \quad (2-46)$$

式中 μ ——比例系数, 称为粘性系数。

空气的粘性系数与温度有关。在 $t=15^\circ\text{C}$ (即 $T=288.15\text{K}$) 时, 空气的 $\mu=1.8247 \times 10^{-6}\text{kg}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ 。空气的 μ 随 T 的变化可以用一个指数律来近似表达, 即

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^n \quad (2-47)$$

式中 μ_0 —— $T=T_0=288.15\text{K}$ 时的 μ 值;

n ——指数。在不同温度范围应取不同的值, 在 $T=90\sim 300\text{K}$ 时, n 可取 $\frac{8}{9}$; 在 $T=400\sim 500\text{K}$ 时, n 取 0.75 。温度愈高, n 取值愈小。

空气流过物体, 譬如流过平板, 从板面开始沿法线往外, 它的流速是由零逐渐增大而恢复到远前方自由流的流速 v_∞ 的。由板面沿法线往外多大距离才能使流速恢复到 v_∞ 呢? 在这里, 由于 v_∞ 比较大 (譬如大到 100m/s 以上), 而空气的粘性不大, 因此这个距离是很小的。如果平板长度以米计的话, 其距离只是以毫米计。我们把这一流速变化的薄层空气流层称为附面层。由此可以看出, 附面层的本质特性是层里存在着不可忽视的粘性力。附面层及其前后流动区示于图 2-22。图中 I 区为理想流动区, 气流几乎不受粘性影响; II 区为附面层区, 受粘性影响; III 区为尾迹区, 由于粘性影响产生的旋涡。

在附面层里, 粘性空气的流动有两种流态。

有一种是彼此不掺混 (有规则) 的分层流态, 即层流附面层, 如图 2-23(a) 所示; 另一种是相互掺混 (无规则) 的杂乱流态, 即紊流附面层, 如图 2-23(b) 所示。通常情况下, 空气沿物体表面流动时, 前面一段是层流附面层, 后一段是紊流附面层, 这两种流态混在一起成混合附面层, 它们的分界点叫做转换点。图 2-24 就是混合附面层。

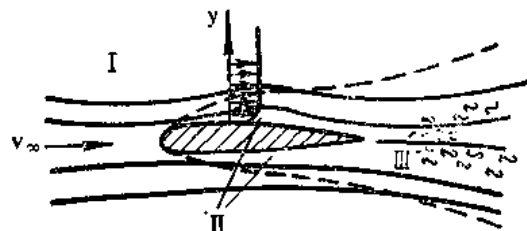


图 2-22 附面层及其前后流动区

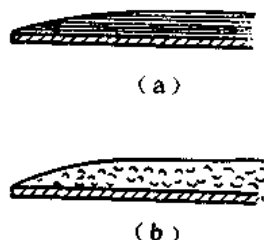


图 2-23 层流附面层与紊流附面层

(a) 层流; (b) 紊流。

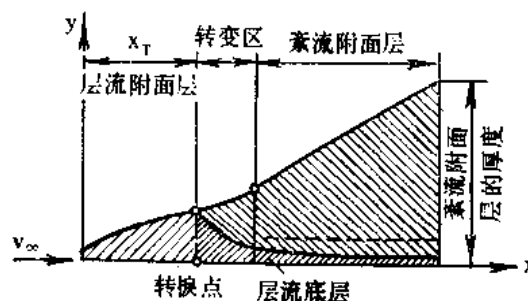


图 2-24 混合附面层

附面层的流态与气流的粘性系数 μ 、气流的密度 ρ ，气流的速度 v 以及物体的特征长度 L 有关，雷诺(Reynolds)把这几个影响因素归结为一个系数 $Re = \frac{\rho v L}{\mu}$ ，称为雷诺数。在 Re 小于某临界值时，附面层的流态为层流；在 Re 大于该临界值时，流态则变为紊流。所以，由层流转变为紊流的雷诺数称为临界雷诺数 Re_{li} ，由实验得到，水在直管内的 $Re_{li} = 2300$ ，空气沿平板流动 $Re_{li} \approx 10^5$ 。如果 Re_{li} 已知，便可由下面公式

$$x_T = \frac{Re_{li} \mu}{\rho v}$$

求出转捩点的位置。

气流流过曲线表面，譬如流过圆拱形的弹翼剖面，开始时流速渐渐升高，压强随之降低。当流到圆拱最高点，流速达到最高，压强随之降到最低，再往后，流速则渐渐降低，压强随之提高。压强的提高对附面层内的气流起着阻滞作用，与此同时加上附面层内气流的粘性，这两者合起来不仅使得附面层内气流向后流动发生困难，而且出现向前返流。可是附面层外的主流还是向后流动，于是，这两股气流发生顶撞形成旋涡，使附面层内的气流脱离弹翼表面而出现气流分离现象。

导弹以超音速在大气中飞行，首先，空气和导弹相互撞击，导致气流受阻滞而猛烈压缩，速度骤然降低，结果大部分动能转化为热能传给导弹使其温度升高。从能量方程(2-45)式

$$\frac{1}{2}v^2 + \frac{k}{k-1}RT = \text{常值}$$

可以看出，速度 v 降低，温度 T 就会升高。参看图 2-15，当空气流向导弹头部，其中心的一股气流在头部顶点 O 处被完全阻滞，速度降为零，因而在 O 处温度上升最剧烈。这个温度称为滞止温度或称总温，以 T_0 表示，显然

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{1}{2} \frac{k-1}{k} \frac{v_\infty^2}{RT_\infty} \right) = T_\infty \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{a_\infty}^2 \right) \quad (2-49)$$

由于空气的 $k=1.4$ ，于是得到

$$T_0 = T_\infty (1 + 0.2 Ma_\infty^2) \quad (2-50)$$

滞止温度就按(2-50)式计算出来， T_0 和 T_∞ 均以热力学温度计。

其次，由于附面层内，气流各层之间存在粘性摩擦而生热，其中一部分热向外散掉，一部分热则传给导弹。这种摩擦生热仍可以看成是气流受到阻滞，使动能转变为热能的结果。导弹表面因摩擦生热而引起温度沿法线方向的分布如图 2-25 所示，但其最高温度不会超过前述的滞止温度。在附面层内，温升与气流速度的平方成正比，所以，导弹飞行速度愈高，

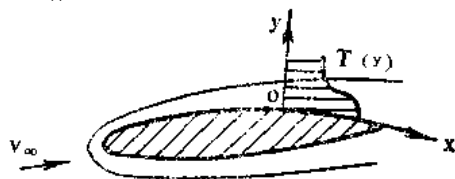


图 2-25 温度沿法线方向的分布

温升就愈高,例如当 $Ma=3$ 时,温度可达 300°C 左右,导弹表面也达同样温度。

上述现象就是所谓的空气动力加热,简称气动加热。导弹受到气动加热后,它的弹体结构可能产生变形,强度大大降低,甚至损坏;此外,还可能引起推进剂沸腾,橡皮失去绝缘性,电子器件不能正常工作等等。特别是洲际导弹的弹头再入大气层或人造卫星返回地面,其气动加热就更严重,能使弹头或卫星烧毁。为了防止弹头被烧毁,弹头的前端都设计成圆钝形以增大承热面,并由顶端的脱体激波把气流滞止时产生的绝大部分热量散逸到周围的流场中去;与此同时,采用防热材料和防热结构。

§ 2—5 空气动力

一、空气动力坐标系

为了研究导弹上的空气动力及其对导弹运动的影响,需要用到速度坐标系和弹体坐标系。

(一) 速度坐标系 $oxyz$

坐标系的原点 O 取在导弹的重心上, ox 轴取沿导弹飞行速度方向, oy 轴取在导弹的纵对称平面内,与 ox 轴垂直, oz 轴取与 oxy 平面垂直,这三个坐标轴构成 $oxyz$,如图 2-26 所示。

为了分析问题的方便,本书所有的直角坐标系均采用右手定则。所谓右手定则,就是指将右手的大拇指,食指和中指放为相互垂直的位置,大拇指表示 x 轴,食指表示 y 轴,中指表示 z 轴,其所指方向均为正,如图 2-27 所示。

速度坐标系是一个动坐标系,主要用于确定导弹上空气动力的方向。空气动力 R 的三个组成部分,其阻力 X 沿 ox 轴,方向与 ox 轴正向相反,它阻碍导弹向前飞行,故称为阻力;其升力 Y 沿 oy 轴,方向与 y 轴正向一致,它使导弹上升,故称为升力;其侧力 Z 沿 oz 轴,方向与 oz 轴正向一致,它使导弹向右侧偏航,故称为侧力。

(二) 弹体坐标系 $ox_1y_1z_1$

坐标系的原点 O 取在导弹的重心上, ox_1 轴取在弹体纵对称轴上, oy_1 轴取在弹体纵对称平面内,与 ox_1 轴垂直。 oz_1 轴取与 ox_1y_1 平面垂直。这三个坐标轴构成 $ox_1y_1z_1$,如图 2-26 所示。

弹体坐标系与弹体一起运动,当然也是动坐标系。空气动力 R 可沿弹体坐标系分解成 X_1 、

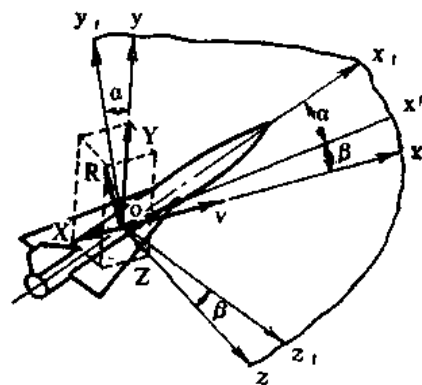


图 2-26 速度坐标系与弹体坐标系

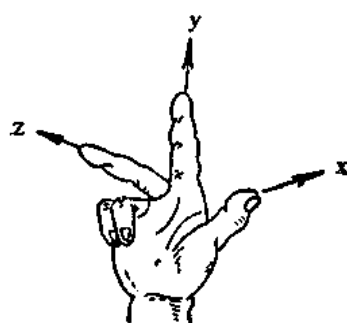


图 2-27 直角坐标系右手定则

Y_1 、 Z_1 三个分量。 X_1 称为轴向力， Y_1 称为法向力， Z_1 称为横向力。

为了确定气流相对于弹体的方位，可用速度坐标系和弹体坐标系构成如图 2-26 所示的两个角度 α 和 β 来表示。

$\alpha = \angle x_1 ox'$ ，称为攻角，又称冲角或迎角。它是气流的速度矢量（即导弹速度矢量，只是方向相反）在导弹纵对称平面 ox_1y_1 上的投影线 ox' 与弹体纵轴 ox_1 之间的夹角。如果导弹产生沿 oy 轴的正向升力，攻角就为正，否则就为负。

$\beta = \angle xox'$ ，称为侧滑角。它是气流的速度矢量与导弹纵对称平面 ox_1y_1 之间的夹角。如果导弹向左作偏航运动（即空气流从右侧流来），侧滑角就为正，否则就为负。

二 空气动力

（一）空气动力的产生

上面已谈到空气动力 R 及其分量阻力 X 、升力 Y 和侧力 Z ，这些力具体怎么产生的呢？导弹在大气中不运动，空气作用在导弹表面上的压力可近似认为处处相等。如果导弹在大气中运动，情况就发生了变化，一是压力分布不再处处相等，出现了压力差；二是空气对导弹表面有粘性摩擦，出现了粘性摩擦力。这两部分力合在一起，就形成了空气动力。

为了具体地说明空气动力是怎么产生的，先看一下空气流过如图 2-28 所画的一个管道，这个管道上下剖面是一边平直，一边圆拱。由图(a)的流线谱可以看出，管道狭窄处面积缩小，流线密集。根据质量方程，这儿气流的速度增高；根据伯努利方程，这儿气流的压强减小。如果把管道加粗，成图(b)所示，在靠近剖面



图 2-28 翼剖面产生空气动力

弯曲处，由于管道是收缩的，所以，这儿的气流的速度仍然增高，压强减小。如果把管道无限加粗，即把两个剖面之间的距离加到无限大，这相当于把上面的剖面拿掉，只剩下下面的剖面，此时让气流从它的四周流过，如图(c)所示，那么它就成为空气流过一个底部平直、上部圆拱的翼剖面的弹翼了。从图(c)的流线谱可以看出，翼剖面上边的气流由于圆拱处而变狭，流线在这里收缩而变密，气流的速度增高，压强减小，（低于翼剖面远前方气流的压强）。翼剖面下边由于平直，气流平滑地流过而没有收缩，气流在这儿的的速度不变，压强与远前方大气压强基本上相等。这样一来，翼剖面的上下就形成了压强差。再加上向后的粘性摩擦力，就产生了空气动力 R ，它的方向显然是斜向后上方的。把 R 沿速度坐标系分解，沿 Oy 轴方向的分力，也就是与气流的速度矢量垂直的分力，即为所产生的空气升力 Y ；沿 ox 轴方向的分力，也就是与气流的速度矢量平行的力，即为所产生的空气阻力 X 。一般情况下， R 的分力还应有侧力 Z ，但由于如图 2-28 所示的情况系无侧向流动，故不产生侧力。

(二) 空气动力系数

为了导出空气动力的计算公式,我们以空气迎面流向平板时产生的阻力的情况来研究。它的流动图画如图 2-29 所示。在平板正面中央一点上其气流的速度为零,该点称为驻点。根据伯努利方程可求出驻点的压强(即滞止压强 p_0)为

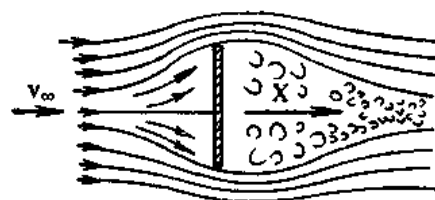


图 2-29 空气垂直流向平板的模型

$$p_0 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2$$

式中 p_∞ 、 ρ_∞ 、 v_∞ ——远前方气流的压强、密度、流速。

如果认为平板正面所有点的压强都等于驻点的压强,而平板背面所有点的压强都等于大气压强,那么,这平板的阻力为

$$X = (p_0 - p_\infty) S = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S = q S \quad (2-51)$$

式中 S ——平板正面面积;

$$q \text{——动压, } q = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2$$

用(2-51)式来求阻力是很粗糙的,因为并不是所有气流质点在流向平板时都完全损失了自己的速度,除驻点外的其它各点上的速度不为零,这些点上的压强也小于驻点的压强。此外,平板背面是涡流区,气流稀薄,压强小于大气压强,这个区对平板产生拖吸作用,它也是一种阻力。如果要用(2-51)式计算阻力,就要用一个系数 C_x 对不符合实际的部分进行修正,于是(2-51)式便写成

$$X = \frac{1}{2} C_x \rho_\infty v_\infty^2 S \quad (2-52)$$

而

$$C_x = \frac{X}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S} \quad (2-53)$$

式中 C_x ——称为阻力系数,这个系数除了起上面所说的修正作用外,还可以把物体的形状、表面状态、姿态(α 角)、雷诺数及马赫数的影响考虑进去;

S ——参考面积。

仿照(2-52)式,可以将空气动力推广写成

$$\left. \begin{aligned} R &= \frac{1}{2} C_R \rho v^2 S \\ Y &= \frac{1}{2} C_Y \rho v^2 S \\ Z &= \frac{1}{2} C_Z \rho v^2 S \end{aligned} \right\} \quad (2-54)$$

式中 C_x 、 C_y 、 C_z ——称为总空气动力系数、升力系数、侧力系数。

空气动力系数的意义表示面积为 1m^2 ，来流动压为 1Pa 时的空气动力的大小。在分析和计算导弹空气动力特性时，引用空气动力系数，要比直接用空气动力的数值方便得多。在流场相似的情况下，导弹飞行时的空气动力系数与按一定比例缩小（或放大）的导弹模型实验的空气动力系数相等。通过空气动力实验可以测出导弹模型的空气动力，同时也可以测出动压，然后计算出空气动力系数，把它整理成可供计算用的数据资料，例如各种不同 Ma 情况下的 $C_x-\alpha$ 曲线和 $C_y-\alpha$ 曲线，等等。只要满足流场相似条件，导弹模型实验所得的阻力系数 C_x 和升力系数 C_y 与实际导弹的 C_x 与 C_y 一样。这样，就可以把模型的实验（也可以是精确理论计算）数据用到所要研究的导弹上去，为导弹的空气动力性能分析和计算提供了很大的方便。所以，在一般情况下，空气动力就可以用空气动力系数来表示。

为了保证导弹模型在风洞中求得的空气动力系数和真实导弹在飞行中实际的空气动力系数一样，需要使模型实验情况和导弹飞行情况的流场完全相似。所谓流场完全相似，就是满足以下相似：

1. 几何相似 就是模型和导弹形状相似。模型按同一比例放大或缩小后能与实物处处重合。
2. 运动相似 就是模型和导弹流场对应点上速度之比为常数。
3. 动力相似 就是模型和导弹流场对应点上作用力之比为常数。
4. 热力相似 就是模型和导弹流场对应点上温度之比为常数。

两个被比较的流场，如果满足部分相似，称为部分相似。实际上多数实验只能保证部分相似。如在低速下，保证粘性力相似，即雷诺数 Re 相等；如在高速下，保证压缩性相似，即马赫数 Ma 相等。

（三）影响空气动力的因素

影响空气动力的因素很多，主要的有导弹的飞行速度（ Ma ）、飞行高度、表面的形状和状态，以及飞行姿态等。

导弹的飞行速度高，作用于它上面的空气动力就大。这是由于此时气流的动能大，当它流到导弹上受到阻滞后，大部分动能转化为压力能，因而使得导弹的压力差增加，这就导致空气动力也增大。从空气动力系数的公式中可以看出，空气动力的大小大致与飞行速度的平方成正比。

导弹的飞行高度对空气动力的影响主要是由空气的密度变化而引起的。飞行高度高，空气密度小，飞行高度低，空气密度大。空气密度大，则在同样飞行速度下，气流的动能就大，因而作用在导弹上的空气动力也就大。

导弹的形状影响流经导弹的气流速度的分布和压强的分布，因而引起空气动力的大小和方向发生变化。譬如，导弹的头部和尾部如果做成流线形，它在大气中飞行，所受到的空气阻力可以显著减小。导弹的几何尺寸也影响作用于它上面的空气动力的大小。譬如，横向截面积大，所受到的阻力就大，表面积大，摩擦产生的阻力也大。导弹的表面状态如果粗糙，不仅增大摩擦阻力，还会使涡流区扩大或产生激波，使总阻力增大。表面光滑对减小阻力有好处。

导弹的飞行姿态（攻角和侧滑角）影响空气的流动状态，使空气流经导弹的速度分布和压强分布发生变化，这自然也影响空气动力的大小。

三、导弹的几何形状和参数

（一）弹翼的几何形状和参数

作用在弹翼上的空气动力与弹翼的剖面形状和平面形状有很大关系。

1. 弹翼剖面形状和参数

用一个平行于导弹纵对称面的平面剖切弹翼所得的截面称为翼剖面，又称翼型，如图 2-30 所示。它表明上、下翼表面是由一定形状的曲线连成的。翼剖面形状通常有平板形、圆头尖尾形、楔形、菱形、六角形、双凸形等。低亚音速下一般用圆头尖尾形，超音速下一般用尖头尖尾形。

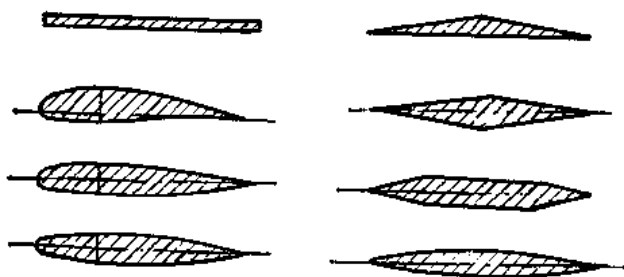


图 2-30 常见的几种翼型

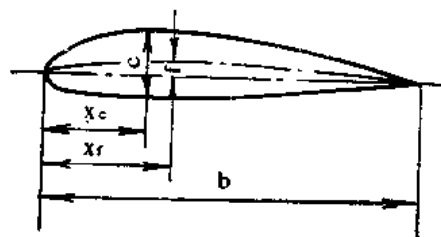


图 2-31 翼剖面几何参数

翼型最重要的几何参数是翼弦 b 、相对厚度 \bar{c} 和相对弯度 \bar{f} 。

翼弦 b 为连接翼型前后缘最远两点的直线段长度。

翼型的相对厚度 \bar{c} 为翼型最大厚度 c 与翼弦 b 之比，即 $\bar{c} = \frac{c}{b}$ 。

翼型的相对弯度 \bar{f} 为翼型的最大弯度 f （翼型中点连线与翼弦之间最大垂直距离）与翼弦 b 之比，即 $\bar{f} = \frac{f}{b}$ 。对称翼型， $f=0$ ，高速飞行的导弹上一般多采用对称翼型。

2. 弹翼平面形状和参数

弹翼的平面形状有矩形、梯形、后掠形、三角形等，如图 2-32 所示。低速情况下常用矩形翼和梯形翼，高速情况下多用后掠翼和三角形翼。

弹翼平面几何参数如图 2-33 所示。 l 为翼展， b_0 为根弦， b_1 为梢弦， x_0 为前缘后掠角， x_1 为后缘后掠角。



图 2-32 常见的几种弹翼平面形状

平均几何弦 $b_{pj} = \frac{b_0 + b_1}{2}$

弹翼面积 $S_y = b_{pj} l$

展弦比 $\lambda = \frac{l}{b_{pj}} = \frac{S_y}{b_{pj}^2} = \frac{l^2}{S_y}$

根梢比 $\eta = \frac{b_0}{b_1}$

平均气动弦 $b_A = \frac{4}{3} \frac{S_y}{l} \left[1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right]$ (2-55)

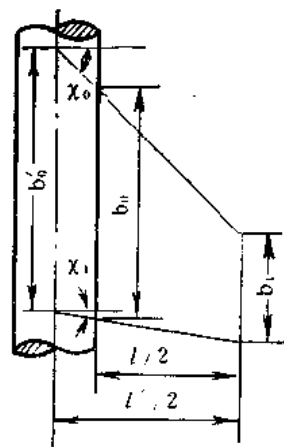


图 2-33 弹翼平面几何参数

(二) 弹身的几何形状和参数

弹身一般由头部、圆柱段和尾部组成，如图 2-34 所示。

头部形状有钝形和尖形。钝形头部在超音速下阻力很大，一般用于低亚音速和某些特殊要求的情况下，如红外、激光导引头。尖形头部一般用于超音速情况下，最简单的尖形头部是圆锥形头部。此外，还有抛物线形、圆拱形和指数曲线形头部。

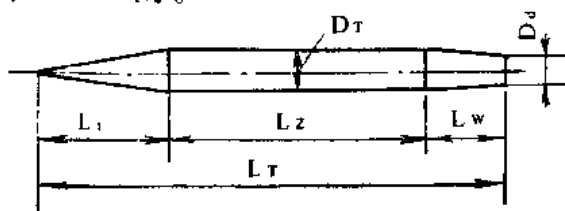


图 2-34 弹体几何参数

尾部一般采用截锥形，也有采用抛物线形的。

弹体的几何参数有：

- L_s ——弹身长度；
- L_1 ——头部长度的；
- L_2 ——圆柱段长度；
- L_w ——尾部长度的；
- D_s ——弹身最大直径；
- D_d ——底部直径；
- S_s ——弹身最大截面积；
- S_d ——底部截面积；

$$\lambda_s = \frac{L_s}{D_s} \text{——弹身長径比,}$$

$$\lambda_t = \frac{L_t}{D_s} \text{——头部長径比,}$$

$$\lambda_z = \frac{L_z}{D_s} \text{——圆柱段長径比,}$$

$$\lambda_w = \frac{L_w}{D_s} \text{——尾部長径比,}$$

$$\eta_w = \frac{D_d}{D_s} \text{——尾部收缩比.}$$

四、升 力

(一) 弹翼的升力

1. 二维弹翼的升力

翼展无限大的弹翼, 空气流过弹翼时, 沿翼展方向不同位置的翼剖面内空气流动的情况都相同, 气流状态参数在翼展方向上没有变化。这种弹翼称为二维弹翼。

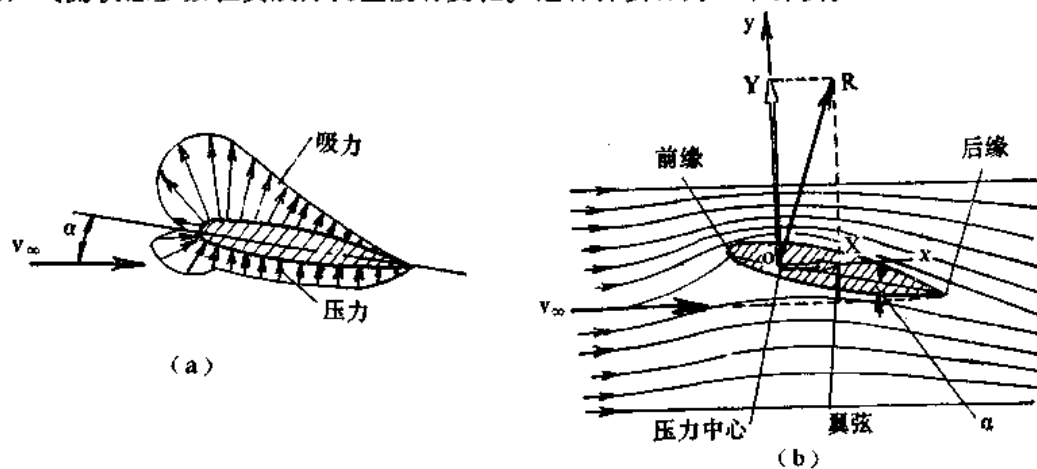


图 2-35

(a) 翼剖面上压强系数分布; (b) 空气动力。

当空气以攻角 α 流过如图 2-35 所示的圆头尖尾翼剖面弹翼时, 在亚音速情况下, 流过上翼面的流线密集, 气流的流速增高, 压强降低; 流过上翼面的流线稀疏, 气流的流速降低, 压强增高。

用压强系数 \bar{p} 来表示压强的大小, 其表达式为

$$\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2} \quad (2-56)$$

式中 $p_\infty, \rho_\infty, v_\infty$ ——远前方气流的参数;
 p, ρ, v ——当地处气流的参数。

这样, 翼剖面表面压强系数分布如图 2-35(a) 所示。上表面压强降低, 因而压强系数 \bar{p} 为负值, 而下表面压强增高, 因而压强系数 \bar{p} 为正值。将各点的压强系数 \bar{p} 沿翼剖面周线积分所得的和, 在 y 轴上的分量就是翼剖面的升力系数 C_{yY} , 在 x 轴上的分量就是压差阻力系数 C_{xY} 。

弹翼的升力系数与翼剖面形状、气流的速度 (Ma) 等有关, 在小攻角 ($<15^\circ$) 范围, 与攻角成线性关系, 即

$$C_{yY} = C_{yY}^* \alpha$$

式中 $C_{yY}^* = \left(\frac{\partial C_{yY}}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=0}$, 称为升力曲线斜率。

随着攻角进一步增大, C_{yY} 能达到最大值 $C_{yY\max}$ 。如果此时攻角再增大, C_{yY} 反而下降, 这种情况称为“失速”。这是因为在大攻角下, 要发生附面层分离, 引起升力急剧下降的缘故。与此相应的攻角 α 称为临界攻角 α_{lj} 。 C_{yY} 随 α 变化情况如下图 2-36。

对于理想不可压缩流动, 由薄翼理论可得弹翼升力曲线斜率

$$C_{yY}^* = 2\pi (1/\text{rad}) \quad (2-58)$$

超音速情况下, 气流流过弹翼时要产生激波和膨胀波。当超音速气流以攻角 α 流过平板翼型弹翼时, 在弹翼前缘下面产生激波, 上面产生膨胀波; 在弹翼后缘情况则相反, 上面产生激波, 下面产生膨胀波, 如图 2-37(a) 所示。弹翼上表面在膨胀波后, 压强比远前方的低, 压强系数 \bar{p} 为负值, 下表面在激波后面, 压强高于远前方压强, 压强系数 \bar{p} 为正值, 如图 2-37(b) 所示。将上下表面压强系数差从前缘到后缘积分, 然后向 y 轴上投影便是弹翼的升力系数 C_{yY} 。由超音速线性理论可得弹翼升力曲线斜率

$$C_{yY}^* = \frac{4}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \quad (2-59)$$

式中 Ma_∞ ——远前方气流的 Ma 。

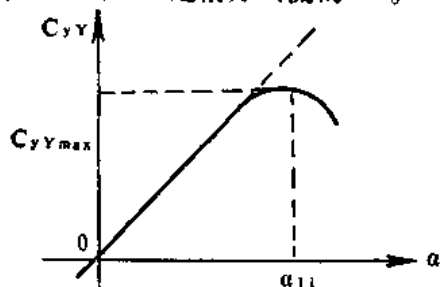


图 2-36 C_{yY} 随 α 变化曲线

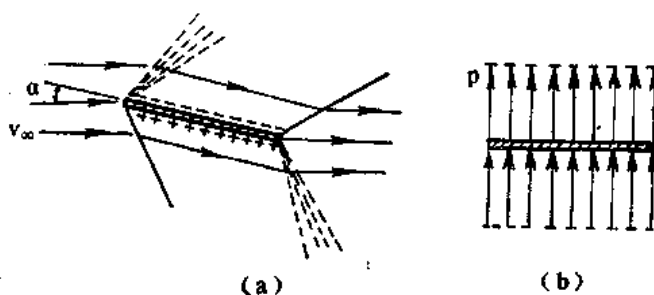


图 2-37 超音速气流流过平板翼型弹翼

(a) 膨胀波和激波; (b) 压强系数分布。

2. 三维弹翼的升力

实际的弹翼其翼展长度是有限的，有限翼展的弹翼称为三维弹翼。

空气流过三维弹翼的情况与流过二维弹翼时不同。下面仍以圆头尖尾翼剖面弹翼来说明。当气流流过三维弹翼时，无论是在亚音速还是在超音速情况下，弹翼上、下表面都存在压强差，下表面压强高，上表面压强低。由于翼展长度是有限的，因此上下表面的压强差要使得气流从下面绕过翼端向上面翻流，如图 2-38(a)所示。这样，弹翼下表面的气流有一个沿展向向外的分速度，上表面的气流有一个沿展向向内的分速度，愈靠近翼端，气流沿展向的分速度愈大，在翼端最大。这个沿展向的分速度与原来的气流速度迭加，使得翼上、下表面的气流流线分别向内、外偏斜，如图 2-39所示。

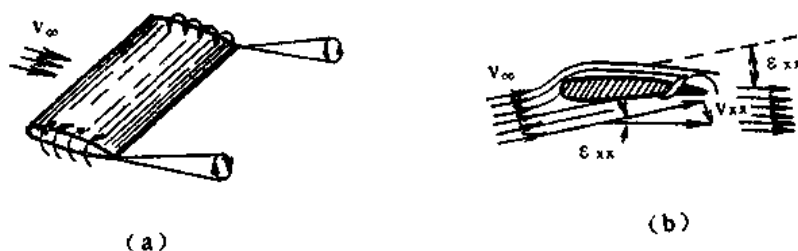


图 2-38 翼端气流翻流与下洗

(a) 翼端气流翻流；(b) 下洗速度和下洗角。

当翼面上的气流离开弹翼后缘时，由于翼的上、下表面气流沿展向的流向相反，气流便卷成旋涡，愈靠近翼端，旋涡愈强。随着气流离开弹翼后缘向后流去，在翼的两端各有一条大旋涡流向后拖去。由于旋涡的作用，在弹翼后缘翼的两端以内的气流，受到一个向下的

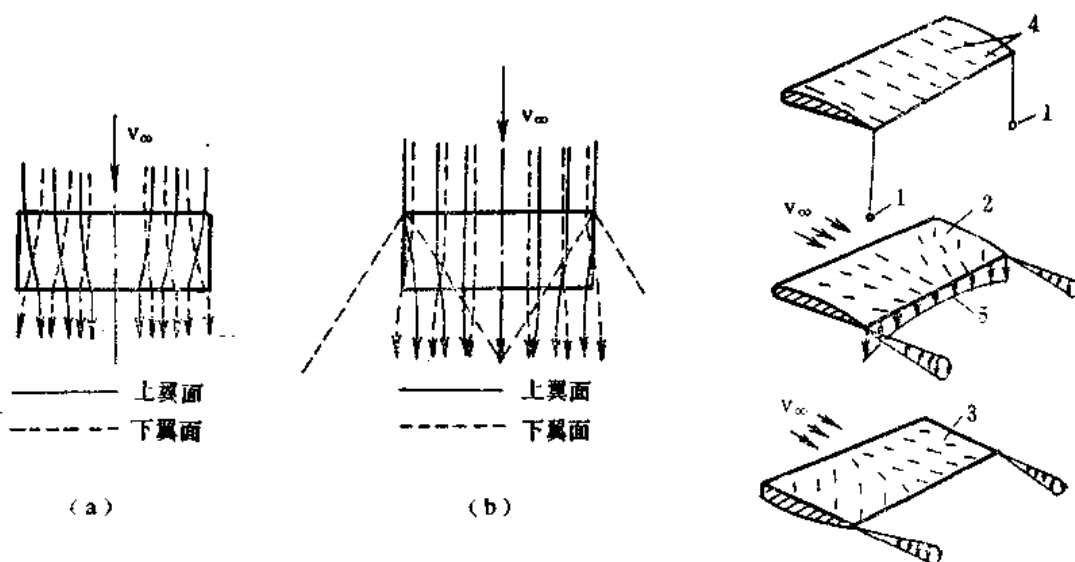


图 2-39 翼端气流翻流对翼上、下表面流线的影响

(a) 亚音速情况；(b) 超音速情况

图 2-40 翼表面贴有丝线的风洞实验

1—棉花球；2—翼上表面；3—翼下表面
4—短丝线；5—下洗速度

洗速度 v_{xx} , 气流就要向下斜流而形成下洗流。气流向下斜流的角度, 称为下洗角 ε_{xx} , 见图 2-38(b)。

上述各种现象都可由弹翼表面贴有丝线的风洞实验所证实, 见图 2-40。

上述各种现象主要是因为弹翼翼展长度有限而引起翼端扰动所致, 这种扰动称为翼端效应。在亚音速下, 这种影响涉及整个翼展范围以内, 见图 2-39(a); 在超音速下, 这种影响只涉及扰动锥范围以内, 见图 2-39(b)。

由于弹翼上、下表面的气流通过翼端沟通并向上翻流, 因而要抵消一部分压强差, 所以三维弹翼的升力系数要比二维弹翼的升力系数小一些。三维弹翼表面压强分布也与二维弹翼不同, 在翼端上、下表面压强差为零, 从翼端往里压强差逐渐增高。

弹翼的几何参数对弹翼的升力有影响, 主要是展弦比 λ 对升力产生影响。 λ 愈小, C_{yY}^a 愈小; λ 愈大, C_{yY}^a 愈大。此外, λ 对 C_{yY}^a 的影响随着导弹飞行的 Ma 增大而减弱。 λ 对 C_{yY}^a 的影响是通过弹翼的翼端效应而起作用的, λ 愈小的弹翼, 它的翼端效应愈强, 弹翼上、下表面的压强差明显减小, 因而 C_{yY}^a 就愈小; 反之, λ 愈大的弹翼, 情况则相反。低 Ma 时, 弹翼翼端效应的影响涉及整个翼面, 因而 λ 对 C_{yY}^a 的影响比较明显; 高 Ma 时 (超音速), 弹翼翼端效应只限于扰动锥以内, 因而 λ 对 C_{yY}^a 的影响就减弱了。考虑到 λ 的影响, 在亚音速下, 弹翼的升力曲线斜率

$$C_{yY}^a = \frac{2\pi}{2 + \lambda} \quad (2-60)$$

在超音速下

$$C_{yY}^a = \frac{4}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2\lambda\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \right) \quad (2-61)$$

后掠角 χ 对升力也有影响, 在亚音速下随着 χ 角增大, 升力系数有所减小。但在超音速下随着 χ 角增大, 升力系数却有所增大, 其原因是大后掠角可以提高临界 Ma 。此外, 减小弹翼的相对厚度 $\delta\%$ 也可提高临界 Ma , 所以在导弹上广泛采用大后掠角的薄翼型弹翼和三角形弹翼。

(二) 弹身的升力

当气流以速度 v_∞ 、攻角 α 流过弹身时, v_∞ 分解成 $v_\infty \sin \alpha$ 和 $v_\infty \cos \alpha$, 前者与弹身轴线垂直, 产生法向力 Y_{1s} , 后者与弹身轴线平行, 产生轴向力 X_{1s} , 如图 2-41 所示。弹身的法向力 Y_{1s} 和轴向力 X_{1s} , 投影到 Y 轴上便是弹身的升力 Y_s 。其升力系数 C_{Ys} 表达式为

$$C_{Ys} = C_{Y1s} \cos \alpha - C_{X1s} \sin \alpha \quad (2-62)$$

式中 C_{Y1s} 、 C_{X1s} ——弹身法向力系数、轴向力系数。

弹身法向力由头部法向力、圆柱段粘性法向力和尾部法向力组成。

从图 2-41 所示气流沿头部的速度流向来, 头部下表面是两个分速度相减, 上表面是两个分速度相加, 上表面速度大于下表面的速度, 因而下表面的压强大于上表面的压强,

这就产生了头部的升力。按照细长体理论，锥形头部法向力系数

$$C_{y_{1t}} = \sin \frac{\alpha}{2} \approx \frac{\alpha}{2}$$

不同形状的头部其法向力差别不大。

圆柱段在理想气流中理论上是无法向力的，但实际上气流有粘性，因此当气流速度为 $v_\infty \sin \alpha$ 的气流绕过弹身时，在背风面（上表面）附面层加厚和气流分离，上下表面形成压强差，于是便产生粘性法向力。这种粘性法向力在尾部也产生。

对于具有截锥形的收缩尾部，从图 2-41 上看出，它的气流速度流向正好与头部相反，故尾部产生的升力是负的。其法向力系数 $C_{y_{1w}}$ 按下式

$$C_{y_{1w}} = -\xi \left(1 - \frac{D_d^2}{D_s^2} \right) \sin 2\alpha \quad (2-63)$$

计算。引入修正系数 ξ 是由于附面层增厚和气流分离会造成法向力系数的绝对值比理论上计算的值小好几倍， ξ 值约为 0.15~0.20。

（三）弹翼和弹身组合体的升力

弹翼和弹身组装在一起，其组合体的升力并不正好等于各单独部件升力之和，这种情况是由于有气动干扰引起的。所谓干扰就是各部件组装在一起，它会改变气流流经各部件的流动边界条件，从而引起气流流动的情况与原先单独部件的情况有所差别。这种差别自然要带来升力的不同。

首先是弹身对弹翼的干扰。当速度为 v_∞ 的气流以 α 角流过弹身时，其法向分速度为 $v_\infty \sin \alpha$ 的横向气流直接影响升力。当此气流由下向上流过弹身时，沿弹身截面流线逐渐密集，流速逐渐增高，当流到截面上的 A、B 处，流线最密，流速达到最高，再往上流，流线逐渐稀疏，流速逐渐降低，最后恢复到原来的速度。气流的流线谱和横向流速的变化如图 2-42 所示。如果弹翼安装在 oz_1 轴上，由于弹身横向气流的影响，将使弹翼局部攻角 α' 增大。

当攻角 α 不大时，弹翼局部攻角 $\alpha' = \frac{v(z_1)}{v_\infty}$ 。这样一来，装在弹身上的弹翼的升力要比单独弹翼的升力大一些。

其次是弹翼对弹身的干扰。这种干扰主要是弹翼上、下表面压强差会向与弹翼连接的弹身部分传递，如图 2-43 所示。从而使弹身这部分上、下表面也出现压强差，因而弹身产生附加升力。所以，装有弹翼的弹身的升力也要比单独弹身的升力大一些。

考虑到弹翼和弹身之间的干扰，弹翼和弹身组合体的升力除了单独弹翼和弹身升力之和，还要加上弹身对弹翼以及弹翼对弹身的干扰升力。

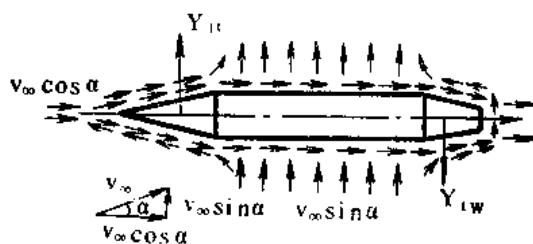


图 2-41 弹身气流速度分解图

(四) 尾翼的升力

尾翼是装在弹翼之后的稳定面或舵面。这种翼面处于导弹的最后部位，远前方的气流要

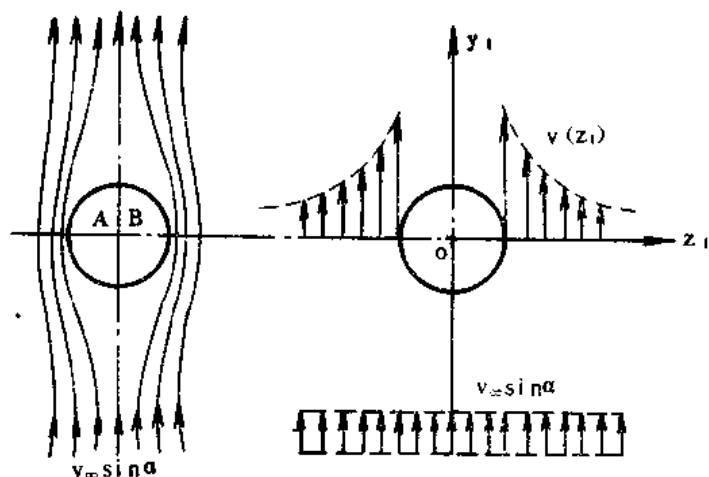


图 2-42 横向气流流过弹身截面的流线谱和横向流速的变化

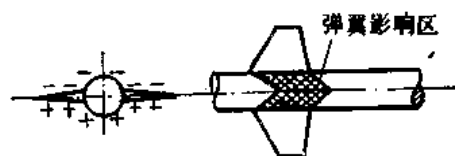


图2-43 超音速下弹翼对弹身的干扰

经过弹翼和弹身才到达尾翼区，所以它受到弹翼和弹身的影响。有限翼展的弹翼形成下洗流，使有效攻角减小，故尾翼的实际攻角 α_w 要减小一个下洗角 ε_{xx} ，即

$$\alpha_w = \alpha - \varepsilon_{xx} \quad (2-64)$$

此外，由于气流的粘性作用，弹翼和弹身表面形成一层附面层，附面层后有尾迹区（见图 2-22）。在附面层和尾迹区内，气流的动压减小，速度降低。如果尾翼处于弹翼和弹身的附面层和尾迹区以内，则尾翼的效率降低，这种现象称为速度阻滞。

由于下洗和速度阻滞，都造成尾翼的升力减小。此外，尾翼和弹身之间也存在着气动干扰。

(五) 十字形弹翼和×字形弹翼的升力

除飞航式导弹外，其它有翼式导弹都有两对弹翼或尾翼，它们在弹身上呈十字形或×字

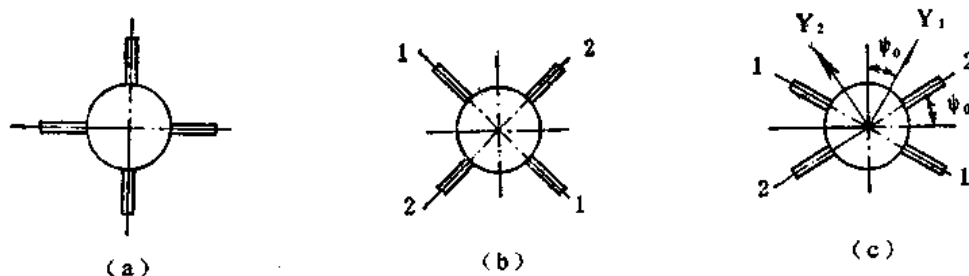


图 2-44

(a) 十字形弹翼；(b)、(c)×字形弹翼

形,如图2-44(a)和(b)所示。

十字形弹翼的升力和一对水平弹翼(又称一字形弹翼)的升力相同,因为垂直的那一对弹翼在无偏航运动($\beta=0$)时,不产生任何升力。

×字形弹翼则不然,两对弹翼之间有相互干扰。为了产生升力,弹翼向相反方向排开气流,如图2-44(c),弹翼1-1处在2-2的洗流中,而弹翼2-2则处在1-1的洗流中,如果 $\psi_0 < 45^\circ$,则洗流使弹翼的实际攻角减小,因此它们的升力减小。如果 $\psi_0 = 45^\circ$,即两对弹翼互相垂直,弹翼1-1的洗流与2-2翼面平行,弹翼2-2的洗流与1-1翼面平行,也就是对弹翼的升力不产生影响,因此互相垂直的×字形弹翼与一字形弹翼的升力相同。

五、阻 力

(一) 摩擦阻力

空气的物理特性之一是有粘性。当空气流过导弹表面时,具有粘性的气流要与导弹表面发生摩擦,并受到阻滞,因而被阻滞的气流必然给予导弹表面一个与飞行方向相反的阻力,这就是摩擦阻力。摩擦阻力的大小与空气的粘性、导弹表面状态及其与气流接触的表面积的大小有关。

导弹的弹身、弹翼、尾翼、舵面等部件都产生摩擦阻力。

(二) 压差阻力

导弹的各部分都产生压差阻力,我们以空气流过弹翼为例来说明压差阻力是怎么产生的。当空气流过弹翼,在翼的前缘部分气流受到阻滞,其速度减慢,压强升高;在弹翼后缘,附面层分离形成涡流区,压强降低。这样一来,弹翼前后便出现压强差,由此而产生了阻力,故称为压差阻力。压差阻力的大小与导弹的迎风面积、形状和攻角有很大关系。迎风面积愈大,攻角愈大,压差阻力就愈大。流线型外形,可以减小压差阻力。

弹身的压差阻力由头部、尾部以及底部的压差阻力组成。头部压差阻力的产生主要是由于前端有一个较大的正压区作用的结果,尾部和底部压差阻力的产生主要是由于有负压区作用的结果。发动机的喷气流对尾部和底部阻力有影响,亚音速实验得出,喷气流使尾部阻力增大,底部阻力减小,其中增大量超过了减小量。

在超音速下,还会产生波阻。这是另一种形式的压差阻力。例如,当超音速气流流过一菱形翼剖面的弹翼,这时在弹翼上要产生激波和膨胀波,如图2-45(a)所示。气流经过激波,压强提高,流速降低;气流经过膨胀波,压强降低,流速升高。这样一来,弹翼前半部的压强提高,后半部的压强降低,如图2-45(b)所示,于是弹翼前后便出现了压强差,由此而产生了阻力,故称为波阻。

从图2-46(a)可以看出,当 $Ma > Ma_{11}$ (临界 Ma)时,弹翼上便产生激波,阻力系数 C_{xy} 急剧增大,这主要是因波阻系数增大所致。

弹翼波阻 C_{xby} 与弹翼几何形状及其参数有很大关系。当减小翼型的相对厚度 \bar{c} ,无

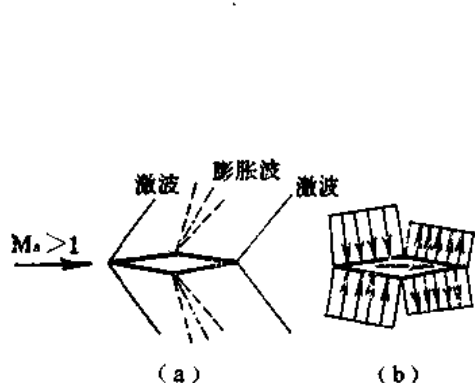


图 2-45 超音速波阻的形成

(a) 激波和膨胀波;

(b) 压强分布

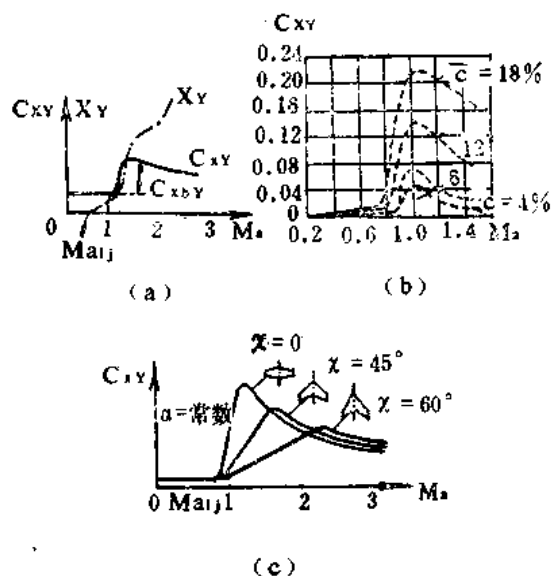


图 2-46 弹翼的阻力系数

(a) 阻力、阻力系数与 Ma 数的关系

(b) 翼型相对厚度对阻力系数的影响

(c) 弹翼后掠角对阻力系数的影响。

论是低速还是高速，弹翼的阻力都会减小。当增大 \bar{c} 值，则无论在低速或高速下，阻力都会增大。 \bar{c} 值一般为 $0.02 \sim 0.04$ ， \bar{c} 对阻力的影响如图 2-46(b) 所示。在 \bar{c} 相同情况下，前缘尖锐的翼型，能使激波强度降低。菱形翼剖面前端最尖，其波阻最小。

在 $0.8 < Ma < 2$ 范围内采用前缘大后掠角 ($\chi = 50^\circ \sim 70^\circ$) 的弹翼能降低波阻。空气流过后掠角弹翼，远前方气流的速度 v_∞ 分解成垂直于前缘的分速度 $v_n = v_\infty \cos \chi$ 和平行于前缘的分速度 $v_t = v_\infty \sin \chi$ 。如果不考虑气流的粘性， v_t 不产生空气动力，只 v_n 才产生空气动力，这就相当于把原来的 v_∞ 降低到 v_n ，后掠角 χ 愈大， v_n 愈小。这就提高了临界 Ma ，推迟或避免了激波的出现，减小了波阻。因此，大多数近音速导弹的弹翼都采用大后掠角弹翼。但当 Ma 增大到一定程度之后，平直弹翼与后掠弹翼的空气动力特性趋于相同。

弹身波阻有头部波阻和尾部波阻。头部波阻与头部形状、头部长径比以及 Ma 有关，图 2-47(a)、(b) 表示了它们之间的关系。尾部波阻与尾部形状、收缩比以及 Ma 有关。

以上所述的摩擦阻力、压差阻力和波阻都是攻角为零时产生的阻力。除此之外，还有一部分由于攻角不为零而有升力存在产生的阻力，这就是下面要介绍的诱导阻力。

(三) 诱导阻力

空气水平流过如图 2-48 所示的有限翼展的弹翼，气流要发生下洗现象。由于下洗流相对水平流偏转了一个下洗角 ε_{xx} ，故实际升力也要随着向后偏转一个下洗角，偏转后的升力就是图中的 Y' 。 Y' 可分解为垂直于原来水平流的分力 Y 和平行于原来水平流的分力 X_1 。 Y

是垂直于飞行方向的力，即弹翼的升力。 X_i 是平行于飞行方向的力，而且与飞行方向相反，是阻力，称为诱导阻力。它是由升力 Y 诱导产生的，因而取名诱导阻力。如果没有升力，诱导阻力也就不存在，因此可以说诱导阻力是为了获得升力而付出的一个代价。诱导阻力的产生主要来自弹翼，故它主要与弹翼的几何形状和参数有关，即与影响升力的因素有关。

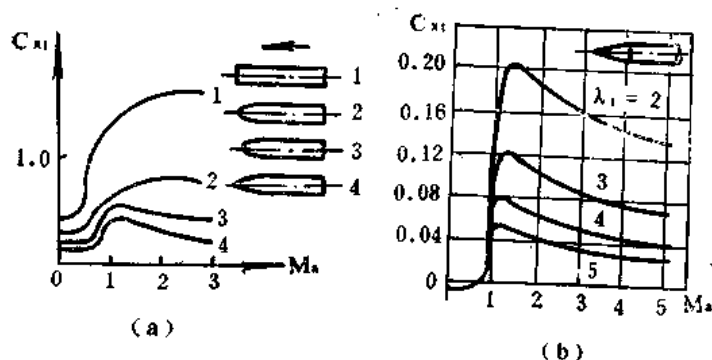


图 2-47 头部参数和 Ma 对阻力系数的影响

(a) 头部形状和 Ma 对阻力系数的影响；

(b) 头部长径比和 Ma 对阻力系数的影响。

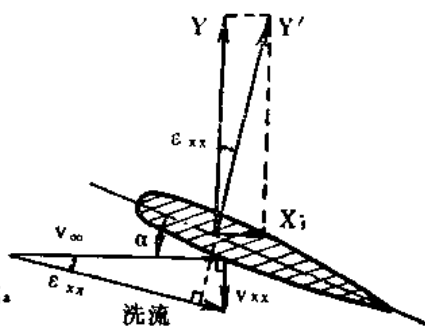


图 2-48 亚音速弹翼上的诱导阻力

在低亚音速下，弹翼的诱导阻力系数

$$C_{x_i Y} = C_{y Y} \tan \varepsilon_{xx} = C_{y Y}^2 / \pi \lambda \quad (2-65)$$

在超音速下，对超音速前缘弹翼

$$C_{x_i Y} = C_{y Y} \tan \alpha \quad (2-66)$$

上两式中 $C_{y Y}$ ——弹翼升力系数。

尾翼或舵面的诱导阻力与弹翼情况类同，只是它处在弹翼之后，受到下洗气流和速度阻滞的影响。弹身也产生诱导阻力，但很小。

导弹的弹身、弹翼、尾翼组装在一起的组合体的诱导阻力，除了各部件的诱导阻力之和，还要加上各部件之间的干扰升力而引起的诱导阻力。

六、侧 力

导弹作机动飞行产生偏航运动时才出现侧滑角 β ，此时气流不对称地流过导弹而产生侧力 Z 。

实验证明，侧力系数 C_z 与攻角 α 没有多大关系。当气流无分离流动情况下，侧力系数 C_z 与侧滑角 β 和舵偏角 δ 成线性关系

$$C_z = C_z^\beta \beta + C_z^\delta \delta \quad (2-67)$$

由侧滑角的定义知，正侧滑角总是产生负的侧力，因此系数 C_z^β 和 C_z^δ 总是负值。

对于对称导弹，其

$$\left. \begin{aligned} C_z^{\alpha} &= -C_y^{\alpha} \\ C_z^{\delta} &= -C_y^{\delta} \end{aligned} \right\} \quad (2-68)$$

对于不对称导弹，将其绕 ox_1 轴转动 90° ，按计算升力一样计算侧力。

§ 2—6 空气动力力矩

导弹的空气动力作用点——压力中心，一般情况下是不与导弹的重心重合的，故空气动力相对导弹的重心要产生一个力矩，这个力矩称为空气动力力矩，记为 M_R 。

M_R 沿弹体坐标系 ox_1, oy_1, oz_1 轴可分解成三个分力矩。绕 ox_1 轴的力矩 M_{x_1} 使导弹发生滚转，称为滚转力矩；绕 oy_1 轴的力矩 M_{y_1} 使导弹发生航向偏转，称为偏航力矩，绕 oz_1 轴的力矩 M_{z_1} 使导弹发生高低转动，称为俯仰力矩。这些力矩也可仿照空气动力系数写成空气动力力矩系数的表示形式

$$\left. \begin{aligned} M_{x_1} &= \frac{1}{2} m_{x_1} \rho v^2 S l \\ M_{y_1} &= \frac{1}{2} m_{y_1} \rho v^2 S l \\ M_{z_1} &= \frac{1}{2} m_{z_1} \rho v^2 S L_s \end{aligned} \right\} \quad (2-69)$$

式中 l, L_s ——参考长度， l 为翼展的长度， L_s 为弹身的长度；

$m_{x_1}, m_{y_1}, m_{z_1}$ ——滚转、偏航、俯仰力矩系数。

一、俯仰力矩

导弹的法向力 Y_1 与压力中心到重心间的距离的乘积就是俯仰力矩，如图 2-49 所示。

$$M_{z_1} = Y_1 (x_G - x_p) \quad (2-70)$$

式中 x_G ——导弹重心到顶点的距离；

x_p ——导弹压力中心到顶点的距离。

由于导弹的攻角一般很小，可以近似地把法向力 Y_1 换成升力 Y 。

如果俯仰力矩使导弹抬头，则力矩为正，反之使导弹低头，则力矩为负。

在定态直线运动情况下（即导弹的 $\omega_{z_1} = 0$ ，而攻角 α ，舵偏角 δ 不随时间变化），导弹的俯仰力矩一般可表示为

$$M_{z_1} = M_{z_1 0} + M_{z_1}^{\alpha} \alpha + M_{z_1}^{\delta} \delta \quad (2-71)$$

式中 $M_{z_1 0}$ ——零攻角下由于导弹不对称性产生的俯仰力矩；

$M_{z_1}^\alpha \alpha$ ——由攻角 α 产生的俯仰力矩；

$M_{z_1}^\delta \delta$ ——由舵面偏角 δ 产生的俯仰力矩。

将(2-71)式写成力矩系数表达式, 则有

$$m_{z_1} = m_{z_1 0} + m_{z_1}^\alpha \alpha + m_{z_1}^\delta \delta \quad (2-72)$$

式中 $m_{z_1}^\alpha = \left(\frac{\partial m_{z_1}}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=0}$ ——为攻角引起的俯仰力矩曲线斜率；

$m_{z_1}^\delta = \left(\frac{\partial m_{z_1}}{\partial \delta} \right)_{\delta=0}$ ——为舵偏角引起的俯仰力矩曲线斜率。

上面的偏导数主要与导弹的几何形状、 Ma 、重心位置有关。

当导弹以小攻角飞行时, 升力 Y 和攻角 α 之间成线性关系, 因此在其它条件不变的情况下, 俯仰力矩也和攻角成线性关系。

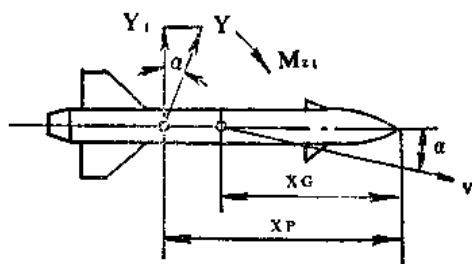


图 2-49 俯仰气动力矩

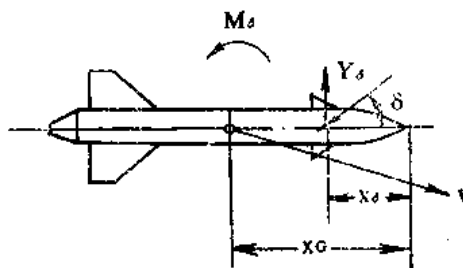


图 2-50 舵偏角所产生的俯仰力矩

当导弹攻角为零, 而舵偏角 δ 不为零的情况下, 此时弹身和弹翼(无安装角)不产生升力, 舵面却产生升力 Y_δ 。如果 δ 很小, 舵面升力 Y_δ 和 δ 之间也成线性关系。如果舵面升力作用点到导弹顶点的距离为 x_δ 的话, 那么, 由于舵面偏转所产生的气动力矩就为

$$M_{z_1 \delta} = Y_\delta (x_G - x_\delta) \quad (2-73)$$

这个力矩称为俯仰操纵力矩, 它使导弹作俯仰转动, 能够改变导弹攻角的大小。

二、偏航力矩

偏航力矩和俯仰力矩相类似, 只把升力改成侧力, 如图 2-51 所示。偏航力矩

$$M_{y_1} = -Z(x_G - x_P) \quad (2-74)$$

在定态直线运动情况下, 偏航力矩可表示为

$$M_{y_1} = M_{y_1 0} + M_{y_1}^\beta \beta + M_{y_1}^\delta \delta \quad (2-75)$$

或

$$m_{y_1} = m_{y_1 0} + m_{y_1}^\beta \beta + m_{y_1}^\delta \delta \quad (2-76)$$

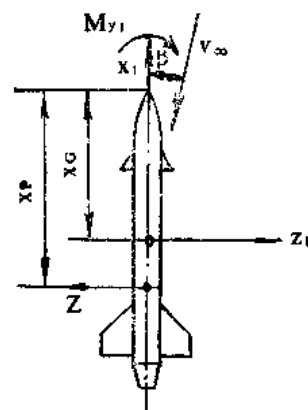


图 2-51 偏航力矩

式中符号与俯仰力矩和俯仰力矩系数类似，只是名称不同， α 换成 β ，舵偏角 δ 为方向舵的偏转角。但要注意， m_{z_1} 的参考长度是弹身长度 L_s ，而 m_{y_1} 的参考长度是翼展长度 l ，因此

$$m_{y_1}^s = \frac{L_s}{l} m_{z_1}^s \quad (2-77)$$

三、滚转力矩

当气流不对称地流过导弹要产生绕 ox_1 轴的滚转力矩。导弹作侧滑飞行，副翼或舵面差动偏转以及制造误差都会使气流的对称性被破坏。

在定态直线运动情况下，滚转力矩可表示为

$$M_{x_1} = M_{x_{10}} + M_{x_1}^s \beta + M_{x_1}^s \delta \quad (2-78)$$

或

$$m_{x_1} = m_{x_{10}} + m_{x_1}^s \beta + m_{x_1}^s \delta \quad (2-79)$$

式中 $M_{x_{10}}$ ——制造误差和不对称因素产生的滚转力矩；

$M_{x_1}^s \beta$ ——由侧滑角 β 产生的滚转力矩；

$M_{x_1}^s \delta$ ——由副翼或舵面差动产生的滚转力矩。

下面谈谈导弹侧滑飞行会产生滚转力矩的原因：

当气流以某个侧滑角流经后掠弹翼时，弹翼左右两边的实际后掠角和展弦比将不一样，而弹翼的升力与是后掠角和展弦比有关系的，因此弹翼左右两边所产生的升力就不相等，这就导致了滚转力矩的出现。

如果导弹作侧滑飞行，弹上的垂直尾翼相对弹身纵轴 ox_1 是非对称的，则作用在垂直尾翼上的侧力 Z' 对弹身纵轴 ox_1 要产生滚转力矩。如图2-52所示。

具有前后两组翼面的导弹，由于前翼面洗流造成后翼面气流的不对称性，也是产生滚转力矩的一个原因。如果前翼面是可转动的十字形舵面和后翼面是弹翼的“鸭式”布局，这种影响尤为强烈。

现以 $\alpha=0$ ，垂直舵偏角 $\delta_{\perp}=0$ ，而 $\beta \neq 0$ ，水平舵偏角 $\delta_{\parallel} \neq 0$ 的情况来说明。就水平

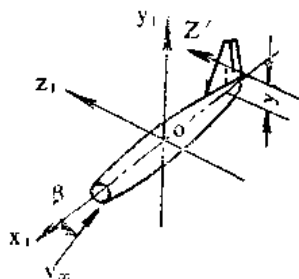


图 2-52 导弹侧滑飞行时，垂直尾翼产生滚转力矩示意图

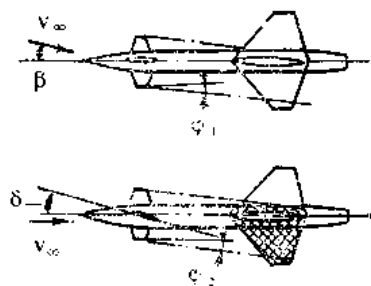


图 2-53 前翼面洗流造成后翼面气流的不对称性

弹翼来说, 由于 $\alpha=0$, 左右两边的弹翼都不产生升力。可是当气流以正 β 角流过具有 $\delta_{\perp} \neq 0$ 的水平舵时, 弹体左边的水平弹翼和垂直弹翼的下边弹翼受到水平舵洗流的影响, 左边弹翼要产生一附加攻角 $\Delta\alpha = -\varepsilon_{\perp}$ (即水平舵产生的下洗角), 而右边弹翼仍然是 $\alpha=0$, 因而水平弹翼产生滚转力矩。垂直弹翼也存在同样的情况, 也产生滚转力矩。

下面谈谈副翼差动偏转产生滚转力矩的原因:

副翼是装置在弹翼后缘外端的可以偏转的操纵翼面。副翼差动偏转就是两个翼面一正一反地偏转。如图 2-54 所示, 当副翼的右翼面向下偏转, 左翼面向上偏转时, 右翼面上产生一个向上的升力 ΔY , 左翼面上产生一个向下的升力 ΔY , 这两个升力便形成滚转力矩。当副翼的偏转角 δ 很小时, 升力 ΔY 与 δ 成线性关系, 所以也认为滚转力矩 M_{x_1} 与 δ 成线性关系。

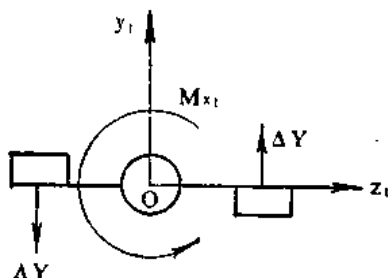


图 2-54 副翼偏转产生滚转力矩

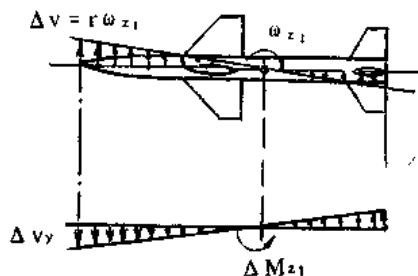


图 2-55 俯仰阻尼力矩

〔四、阻 尼 力 矩〕

当导弹绕某坐标轴转动时, 要产生一个附加力矩阻碍原来的转动运动, 这个力矩称为阻尼力矩。

(一) 俯仰阻尼力矩

当导弹以速度 v 平飞, 同时又以角速度 ω_{z_1} 绕横轴 oz_1 作俯仰转动时, 则导弹表面上各点都获得一个附加速度, 其方向垂直于该点与导弹重心的连线, 其大小等于 $r\omega_{z_1}$ 。当导弹以正 ω_{z_1} 角速度绕 oz_1 轴转动, 此时导弹重心以前的部分向上转动, 重心以后的部分向下转动。气流相对导弹有个附加速度, 在重心以前, 附加速度向下, 附加攻角为负, 产生向下的附加升力; 在重心以后, 附加速度向上, 附加攻角为正, 产生向上的附加升力, 如图 2-55 所示。前后附加升力形成一个负的附加俯仰力矩, 与原来的俯仰力矩方向相反, 阻碍原来的俯仰运动, 故称为俯仰阻尼力矩。俯仰阻尼力矩的大小与导弹绕重心转动的角速度 ω_{z_1} 的大小成比例, 因而有

$$\Delta M_{z_1} = M_{z_1}^{\omega_{z_1}} \omega_{z_1} \quad (2-80)$$

令 $\omega_{z_1} = \frac{\omega_{z_1} L_s}{v}$ 为无量纲角速度

则
$$\omega_{z_1} = \frac{\bar{\omega}_{z_1} v}{L_s}$$

以 ω_{z_1} 代入(2-80)式, 得到俯仰阻尼力矩系数表达式如下

$$\Delta m_{z_1} = \frac{M_{z_1}^{\omega_{z_1}} \frac{\bar{\omega}_{z_1} v}{L_s}}{q S L_s} = \frac{M_{z_1}^{\omega_{z_1}}}{q S L_s} \frac{v}{L_s} \bar{\omega}_{z_1} = m_{z_1}^{\bar{\omega}_{z_1}} \bar{\omega}_{z_1} \quad (2-81)$$

式中 $m_{z_1}^{\bar{\omega}_{z_1}}$ ——为俯仰阻尼力矩系数对无量纲角速度 $\bar{\omega}_{z_1}$ 的偏导数, 称为俯仰阻尼导数。

(二) 偏航阻尼力矩

与俯仰阻尼力矩类似, 导弹绕 oy_1 轴以角速度 ω_{y_1} 转动所产生的附加偏航力矩总是与原来的偏航力矩方向相反, 阻碍原来的偏航运动, 故称为偏航阻尼力矩。

$$\Delta M_{y_1} = M_{y_1}^{\omega_{y_1}} \omega_{y_1} \quad (2-82)$$

$$\Delta m_{y_1} = m_{y_1}^{\bar{\omega}_{y_1}} \bar{\omega}_{y_1} \quad (2-83)$$

令
$$\bar{\omega}_{y_1} = \frac{\omega_{y_1} l}{2v}$$

则
$$m_{y_1}^{\bar{\omega}_{y_1}} = \frac{M_{y_1}^{\omega_{y_1}}}{q S l} \frac{2v}{l}$$

称为偏航阻尼导数。

(三) 滚转阻尼力矩

当导弹以角速度 ω_{x_1} 绕纵轴 ox_1 滚转时, 也要产生一个附加滚转力矩, 这个力矩与原来的滚转方向相反, 阻碍导弹滚转, 故称为滚转阻尼力矩。导弹的滚转阻尼力矩主要是由弹翼产生的。如果尾翼尺寸比较大, 也产生较大的滚转阻尼力矩。弹身也产生摩擦滚转力矩。

弹翼以 ω_{x_1} 滚转时, 它的每一个翼剖面都获得附加速度 $\Delta v = -\omega_{x_1} z_1$, 当 $\omega_{x_1} > 0$ 时, 右翼上附加速度向下, 左翼上附加速度向上, 而气流的附加速度与它们相反, 如图 2-56 所示。因此, 各个翼剖面上的附加攻角为

$$\Delta \alpha = -\frac{\Delta v}{v_\infty} = \frac{\omega_{x_1} z_1}{v_\infty} = \frac{\omega_{x_1} l}{2v_\infty} \frac{z_1}{l/2} = \bar{\omega}_{x_1} \bar{z}_1 \quad (2-84)$$

式中
$$\bar{\omega}_{x_1} = \frac{\omega_{x_1} l}{2v_\infty};$$

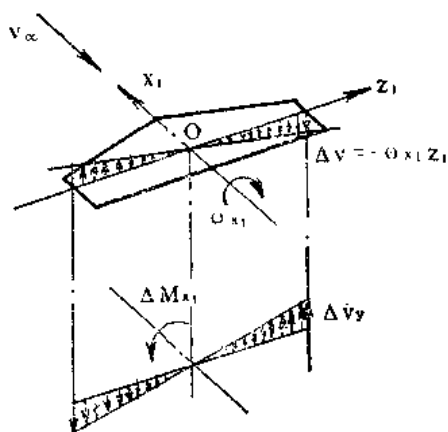


图 2-56 弹翼滚转阻尼力矩

$$z_1 = \frac{z_1}{l/2}。$$

在 $\omega_{x_1} > 0$ 时, 可见右翼上附加攻角为正, 左翼上附加攻角为负。于是, 在右翼上产生正的附加升力和阻力, 在左翼上产生负的附加升力和阻力, 这些附加升力和阻力沿 oy_1 轴的方向投影, 弹翼便得到一个与 ω_{x_1} 方向相反的滚转阻尼力矩。把上面所说的每一个翼剖面的滚转阻尼力矩沿展向积分起来, 便得到弹翼总的滚转阻尼力矩。

滚转力矩系数 m_{x_1} 对 ω_{x_1} 的导数 $m_{x_1}^{\omega_{x_1}}$ 称为滚转阻尼导数, 它与弹翼升力曲线斜率 C_{yY}^{α} 成正比, 即

$$m_{x_1}^{\omega_{x_1}} = \left(\frac{m_{x_1}^{\omega_{x_1}}}{C_{yY}^{\alpha}} \right)_Y C_{yY}^{\alpha} \quad (2-85)$$

式中 $(m_{x_1}^{\omega_{x_1}} / C_{yY}^{\alpha})_Y$ 与气流的 Ma 、弹翼平面形状有关。

五、马格努斯力矩

当导弹以速度 v_{∞} 、攻角 α 作直线飞行, 同时又以角速度 ω_{x_1} 绕它的纵轴 ox_1 旋转时, 由于旋转和气流横向分速度的联合作用, 在垂直于攻角平面的方向上产生一侧向力 Z_M (称马格努斯力) 和一偏航力矩 M_{yM} (称马格努斯力矩), 这就是马格努斯效应, 导弹的马格努斯力和力矩主要由弹身和弹翼 (尾翼) 产生, 下面分别讨论。

(一) 弹身的马格努斯力和力矩

当气流以速度 v_{∞} 、攻角 α 流过一无限长圆柱时, 它可分解成纵向流 $v_{\infty} \cos \alpha$ 和横向流 $v_{\infty} \sin \alpha$ 。如果圆柱不旋转, $v_{\infty} \sin \alpha$ 绕圆柱流动是对称于攻角平面的, 左右对应点的流速和压强相等, 其流线谱如图 2-57(a) 所示。如果圆柱以角速度 ω_{x_1} 顺时针方向旋转, 由于空气粘性的作用, 左边气流流动方向与圆柱旋转方向相同, 因此左边气流速度增高, 压强降低; 而右边气流流动方向与圆柱旋转方向相反, 因此右边气流速度降低, 压强升高, 其流线谱如图 2-57(b) 所示。这样就在圆柱上要产生一个指向 z_1 轴相反方向的侧偏交连力, 即马格努斯力。这个力与攻角 α 和旋转角速度 ω_{x_1} 相关联。同时, 当气流以侧滑角 β 流过滚转的圆柱时, 在圆柱上也要产生一个 y_1 轴方向的俯仰交连力。交连力都使导弹产生交连运动。所谓交连运动, 就是一个旋转的导弹以攻角 α 或侧滑角 β 飞行, 当对导弹进行俯仰操纵时, 会同时发生左偏或右偏的侧偏运动; 反之,

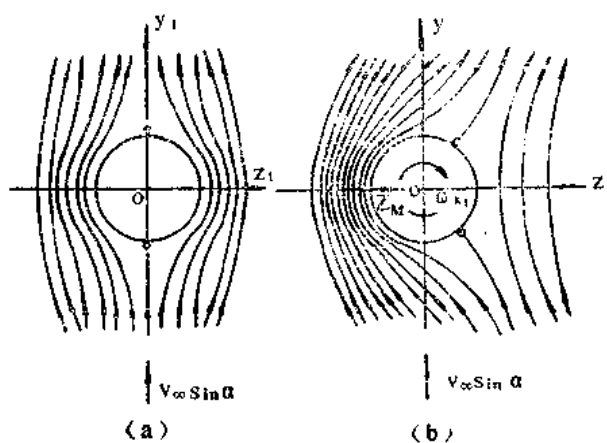


图 2-57 $v_{\infty} \sin \alpha$ 绕圆柱流动
(a) 对称流动; (b) 不对称流动

当对导弹进行航向操纵时,也会发生俯仰运动。

弹身的马格努斯力对导弹重心有一力矩,这就是弹身所产生的马格努斯力矩。

(二) 弹翼的马格努斯力矩

下面以有差动安装角的斜置弹翼在旋转时产生马格努斯力矩的情形为例来分析说明。这种弹翼所产生的马格努斯力矩由无安装角的平置弹翼旋转产生的马格努斯力矩和有差动安装角的斜置弹翼不旋转产生的马格努斯力矩两部分合成:

1. 平置弹翼旋转产生的马格努斯力矩

当气流以 v_∞ 、 α 流过以 ω_{x_1} 顺时针方向绕 ox_1 轴旋转的弹翼时,如前面滚转阻尼力矩里分析可知,右弹翼上产生正的附加升力和阻力,左弹翼上产生负的附加升力和阻力,这些附加升力和阻力沿 oy_1 轴的方向投影,就构成滚转阻尼力矩;沿 ox_1 轴的方向投影,就构成偏航交连力矩,它由绕 oy_1 轴的两个力偶矩的代数和组成。具体如图 2-58,右弹翼上 $\Delta Y_{右}$ 的投影沿 ox_1 轴正向, $\Delta X_{右}$ 的投影沿 ox_1 轴负向;左弹翼上 $\Delta Y_{左}$ 的投影沿 ox_1 轴负向, $\Delta X_{左}$ 的投影沿 ox_1 轴正向。于是 $\Delta Y_{右}$ 和 $\Delta Y_{左}$ 的投影构成一个正偏航力偶, $\Delta X_{右}$ 和 $\Delta X_{左}$ 的投影构成一个负偏航力偶。按这个分析方法,把各个翼剖面的偏航交连力矩沿展向积分起来,便得到此平置旋转弹翼的马格努斯力矩。

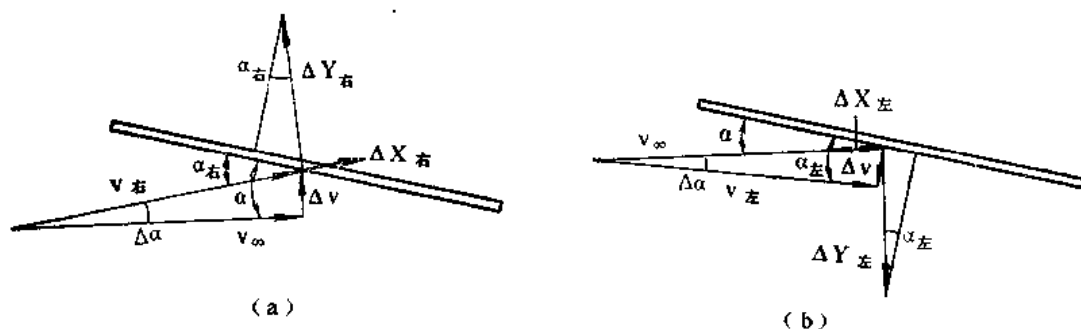


图 2-58 平置弹翼旋转时附加气动力

(a) 右翼; (b) 左翼。

2. 斜置弹翼不旋转产生的马格努斯力矩

当气流以 v_∞ 、 α 流过不旋转的有差动安装角的斜置弹翼时,左右弹翼的有效攻角不等。如图 2-59,如果差动安装角为 δ_{cd} ,则

$$\alpha_{左} = \alpha + \delta_{cd}$$

$$\alpha_{右} = \alpha - \delta_{cd}$$

在这种情况下,左右弹翼上要产生大小相等,方向相反的附加升力和阻力,这些力沿 oy_1 轴的方向投影,就构成滚转阻尼力矩;沿 ox_1 轴的方向投影,就构成偏航交连力矩,即不旋转的斜置弹翼的马格努斯力矩。

旋转导弹产生马格努斯力和力矩的物理原因十分复杂,以上所指出的只是一些最基本的原因。

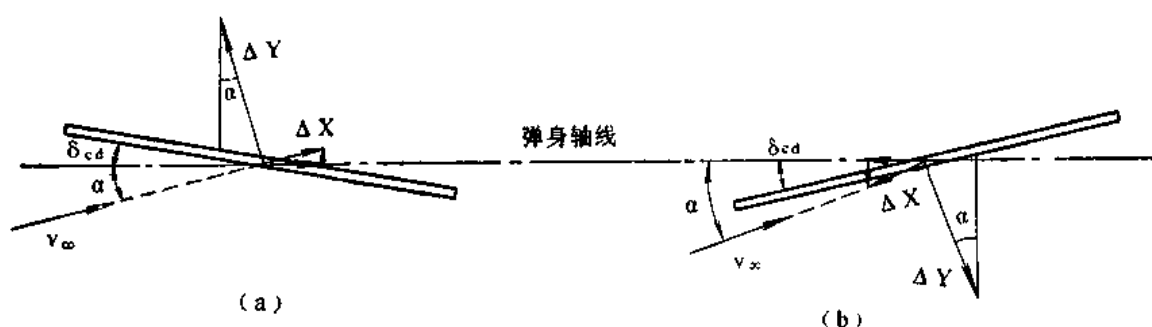


图 2-59 具有差动安装角的斜置弹翼的附加气动力

(a) 左翼 (b) 右翼

§ 2—7 导弹运动方程组的建立

一、常用坐标系

为了表示导弹的运动,除了前面已经介绍过的速度坐标系 $oxyz$ 和弹体坐标系 $ox_1y_1z_1$ 外,在这里还介绍一下地面坐标系 $A_0x_0y_0z_0$ 和弹道坐标系 $ox_2y_2z_2$ 。

(一) 地面坐标系

研究导弹相对于地面的运动,需要一个与地球固连的地面坐标系 $A_0x_0y_0z_0$,如图 2-60 所示。坐标系的原点 A_0 取在地面的导弹发射点上, A_0x_0 轴取在通过 A_0 点的地平面上,指向目标为正, A_0y_0 轴取在通过 A_0 点的铅垂平面 $A_0x_0y_0$ 上,指向上为正, A_0z_0 轴垂直于 $A_0x_0y_0$ 平面,也是在通过 A_0 点的地面上,其正向按右手定则确定。用这个坐标系来确定导弹重心相对于地球运动的轨迹,即弹道。由于该坐标系随地球一起运动,所以它也是一个动坐标系。研究近程导弹问题,通常认为地球静止不动,因而可把地面坐标系当作惯性坐标系。

将弹体坐标系和地面坐标系结合在一起,可以表示出导弹相对于地面的姿态,即三个姿态角:俯仰角 ϑ 、偏航角 ψ 、倾斜角 γ ,如图 2-61 所示。如果将导弹的纵轴 ox_1 向地面上投影并记为 $A_0x'_1$,则俯仰角 ϑ 是指导弹的纵轴 ox_1 与地平面的夹角,弹轴上仰为正。偏航角 ψ 是指导弹的纵轴 ox_1 在地平面上的投影 $A_0x'_1$ 与地面坐标系中的 A_0x_0 轴的夹角,由 A_0x_0 轴逆时针转为正。倾斜角(或称滚转角) γ 是指导弹的纵向对称平面 ox_1y_1 与通过纵

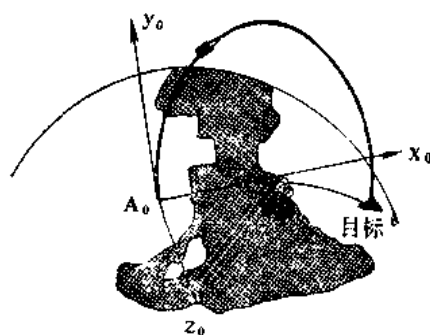


图 2-60 地面坐标系

轴 ox_1 的铅垂平面的夹角,绕纵轴顺时针转为正。

(二) 弹道坐标系

为了研究导弹相对于地面的飞行方向,以及建立导弹运动方程式,还需要弹道坐标系 $ox_2y_2z_2$,如图2-62所示。坐标系的原点 O 取在导弹重心上。 ox_2 轴取沿导弹飞行速度 v 的方向,指向前方为正。 oy_2 轴取在通过速度 v 的铅垂平面上,指向上为正。 oz_2 轴取在平行于地平面的平面上,垂直于 ox_2y_2 平面,其正向按右手定则确定。

将弹道坐标系[1]与地面坐标系结合在一起,可以表示出导弹相对于地面的飞行方向,即弹道倾角 θ 、弹道偏角 ψ_c 。如果将 ox_2 轴向地平面上投影并记为 $A_0x'_2$,则弹道倾角 θ 是指导弹飞行速度 v 与地平面的夹角,速度 v 上仰为正。弹道偏角 ψ_c 是指导弹速度 v 在地平面上的投影 $A_0x'_2$ 与地面坐标系中的 A_0x_0 轴的夹角。由 A_0x_0 轴逆时针转为正。

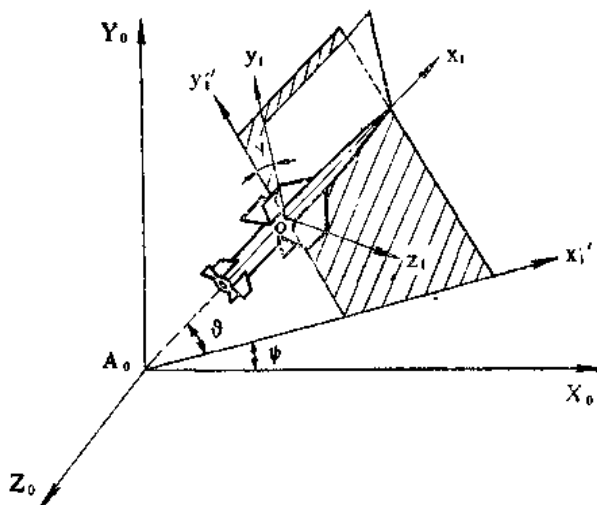


图 2-61 导弹相对于地面的姿态角

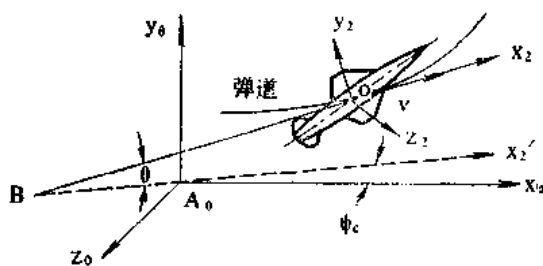


图 2-62 弹道坐标系中导弹相对于地面的飞行方向

二、作用在导弹上的力

导弹要在空中飞行并改变其飞行姿态,必须要有力的作用。首先要有力克服导弹的重力把它推向上空;其次要有力克服导弹受到的空气阻力(空气动力的一部分)把它推向前飞。此外,有时还要有力克服导弹的重力把它托住使之平飞。导弹上的发动机所产生的推力是克服导弹重力和阻力使导弹向上和向前飞行的一种力;导弹与空气相互作用所产生的升力(空气动力的一部分)是克服重力使导弹平飞的一种力。

由此看出,作用在导弹的力有三个,即重力 G ,空气动力 R (包括升力 Y 、阻力 X 和侧力 Z)和发动机的推力 P ,如图2-63所示。重力和空气阻力一般情况下对飞行起消极作用,发动机的推力和空气升力是导弹能够飞行的根本因素。

下面简要说明各力;

重力 它由两部分所组成:一部分是地心引力 G_0 ,作用在导弹重心上,与地心引力加

[1] 用速度坐标系与地面坐标系也可以表示出导弹相对于地面的飞行方向。

速度 g 的方向一致,始终指向地心;另一部分是由于地球自转而产生并作用在导弹上的离心力。从下图2-64看出重力

$$G = G_0 + Ma = Mg + Ma \quad (2-86)$$

式中 M ——导弹的质量,它随着推进剂的消耗而减少,任一瞬时的质量由(2-1)式表示。

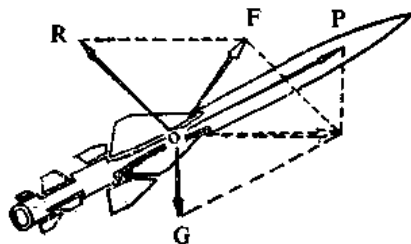


图 2-63 作用在导弹上的力[1]

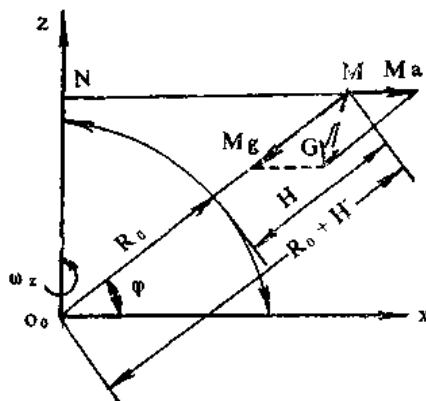


图 2-64 作用在导弹上的重力

地心引力加速度的大小随离地球表面的高度增加而减小,与地球半径 R_0 、地球表面引力加速度 g_0 和离地球表面的高度 H 有如下关系

$$g = g_0 \frac{R_0^2}{(R_0 + H)^2} \quad (2-87)$$

由图2-64可知,导弹所受的离心加速度为

$$a = \overline{MN} \omega_z^2 = (R_0 + H) \omega_z^2 \cos \varphi$$

式中 φ ——地球纬度角。

ω_z ——地球自转角速度。因地球自转一周所需要的时间为 8.616×10^4 s,故

$$\omega_z = 2\pi / 8.616 \times 10^4 = 7.292 \times 10^{-5} \text{ rad/s}.$$

由于 ω_z 很小, ω_z^2 就更小,因而离心力 Ma 也就很小。对近程战术导弹,可以略去此项对重力的影响,只把地心引力当作重力,即 $G = Mg$ 。

发动机推力 导弹上用的发动机有火箭发动机和空气喷气发动机。火箭发动机的推力表达式为(2-5)式,即

$$P = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a)$$

空气喷气发动机的推力表达式如下(不计燃油消耗量情况下得出的涡轮喷气发动机的推力公式):

$$P = \dot{m}_a (u_e - v) + A_e (p_e - p_a) \quad (2-88)$$

式中 \dot{m}_a ——空气的每秒质量流量;

v ——导弹的飞行速度。

[1] 作用在导弹上的力 R ,其作用点是在压力中心上,图中将它移至重心 O 处,因此还应有一力矩,图中未标出。

从上面两种发动机的推力表达式可看出,火箭发动机的推力大小与导弹的飞行速度无关,只与飞行高度有关,随着高度增加推力增大,空气喷气发动机的推力大小与导弹的飞行速度和飞行高度都有关。

发动机推力的作用方向一般沿弹体纵轴并通过导弹的重心。但也有不沿弹体纵轴,也不通过重心的,在这种情况下,推力对导弹的重心有力矩作用,如图2-65所示,推力力矩以符号 M_p 表示。

空气动力 前面已经介绍过空气动力 R 可分解为升力 Y 、阻力 X 和侧力 Z ,如图2-66所示。

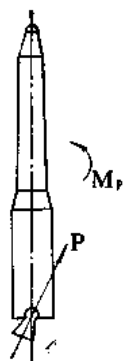


图 2-65 推力的作用方向和推力矩

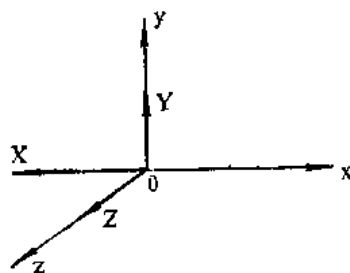


图 2-66 空气动力分解图

如果导弹沿铅垂平面运动,它只受到升力 Y 和阻力 X 的作用;如果导弹有偏航运动,它还受到侧力 Z 的作用。

三、导弹平面运动方程式

导弹在空中飞行受到外力和外力矩的作用,其运动可分解为重心的运动和绕重心的转动。要研究导弹运动的情况和规律,就要建立运动方程式。

研究导弹在一般情况下的飞行问题和建立运动方程式是非常复杂的,因为它属于空间运动范畴。为了使问题简化和便于建立运动方程式,我们研究导弹平面运动情况。为此,假设导弹运动时,其纵向对称平面 ox_1y_1 始终与地面坐标系的铅垂平面 $A_0x_0y_0$ 相重合,且导弹的重心在纵向对称平面内运动。这样,导弹重心运动的速度矢量 v 和作用在导弹上的外力,如推力 P 、重力 G 、阻力 X 和升力 Y 都在铅垂平面 $A_0x_0y_0$ 内,如图2-67所示。

将上述各力向弹道坐标系 $ox_2y_2z_2$ 中的 ox_2 、 oy_2 轴上投影,便得到运动方程式

$$\left. \begin{aligned} M \frac{dv}{dt} &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ M \frac{v^2}{\rho} &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (2-89)$$

由解析几何知,曲率半径 ρ 有如下关系

$$\rho = \frac{ds}{d\theta} = \frac{ds/dt}{d\theta/dt} = \frac{v}{\dot{\theta}}$$

把上面 ρ 的关系式代入(2-89)式的第2式, 则(2-89)式便写成

$$\left. \begin{aligned} M \frac{dv}{dt} &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ M v \dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (2-90)$$

(2-90)式就是导弹重心沿平面运动的动力学方程式。

(2-90)式中第1式中

的 $\frac{dv}{dt}$ 表示导弹重心运动的

切向加速度, 也即重心运动速度大小的变化率; 第1式描述了导弹运动速度大小的变化率与作用在导弹上的外力沿速度矢量方向的分量之间的关系。第2式中的 $v \dot{\theta}$ 表示导弹重心运动的法向加速度, 也即重心运动速度方向的变化率; 第2式描述了导弹运动速度方向的变化率与作用在导弹上的外力沿垂直于速度矢量方向的分量之间的关系。利用这一组方程式就可以求得导弹重心运动速度大小和方向的变化率。

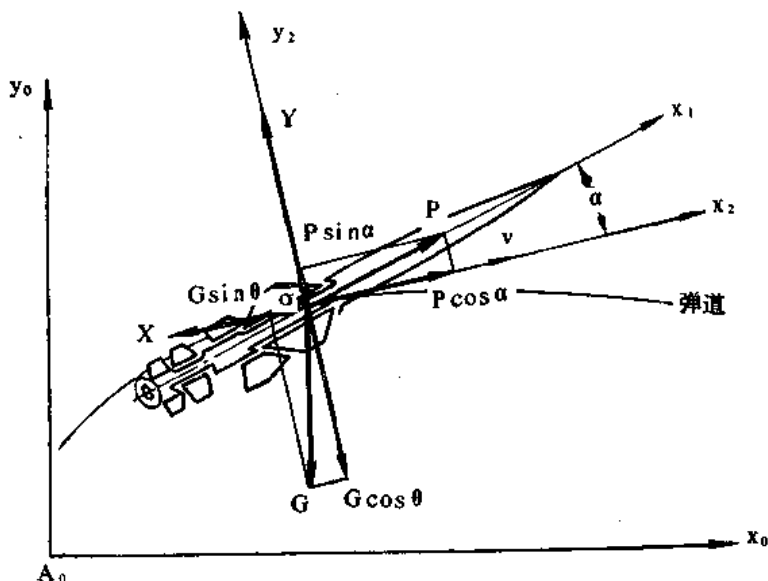


图 2-67 导弹沿地面坐标系的铅垂平面 $A_0 x_0 y_0$ 运动

现在再来建立导弹绕重心转动的动力学方程式。由于转动运动是研究力矩和转动惯量间的关系, 为此, 最好选择弹体坐标系 $ox_1y_1z_1$ 作参考系。

由于我们所研究的问题是导弹沿 $A_0 x_0 y_0$ 铅垂平面运动, 亦即导弹运动时其纵向对称平面不偏离 $A_0 x_0 y_0$, 故导弹的外力矩于 ox_1 轴和 oy_1 轴的投影都为零, 外力矩只对于 oz_1 轴的投影不为零, 于是得到导弹转动的动力学方程式

$$J_{z_1} \frac{d^2 \theta}{dt^2} = \sum M_{z_1} \quad (2-91)$$

式中 J_{z_1} ——导弹对 oz_1 轴的转动惯量, 它和质量一样, 也是随时间而变化的;

$\sum M_{z_1}$ ——作用在导弹上的俯仰力矩之和;

$\frac{d^2 \theta}{dt^2}$ ——导弹对 oz_1 轴的俯仰转动角加速度。

我们来分析一下动力学方程式(2-90)和(2-91),式中空气动力和力矩分别与空气动力参数 C_x 、 C_y 、 m_{z_1} 、 S 、 ρ 、 Ma 等有关,其中 C_x 、 C_y 、 m_{z_1} 又与攻角 α 和 Ma 数有关。式中还有一些参数如重力 G 和转动惯量 J_{z_1} ,它们与导弹的结构特性有关,一旦结构确定之后,这些参数也就被确定下来了。因此,(2-90)和(2-91)式中要求解的只是四个量,即 v 、 θ 、 β 、 α 。

为了确定导弹重心相对于地面的位置,需要建立导弹重心相对于地面坐标系的运动学方程式。由于导弹的速度矢量 v 与地面坐标中的 A_0x_0 轴的夹角是弹道倾角 θ ,故速度矢量 v 沿 A_0x_0 轴和 A_0y_0 轴的两个投影分量为

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta \end{aligned} \right\} \quad (2-92)$$

最后,导弹沿铅垂面 $A_0x_0y_0$ 的运动还有一个角度之间的几何关系方程式

$$\beta = \alpha + \theta \quad (2-93)$$

把(2-90)、(2-91)、(2-92)、(2-93)和质量变化的方程(2-1)联立求解,在一定的初始条件下,可以解出 v 、 β 、 α 、 θ 、 x 、 y 等参数来,从而求出导弹的运动参数和飞行弹道。

§ 2—8 导弹的控制飞行

一、控制飞行概述

导弹之所以能准确地命中目标,是由于我们能按照需要(即保证导弹按预先规定的弹道飞行或按导引规律追踪目标飞行)而对导弹进行控制飞行的缘故。所谓控制飞行,就是为了完成飞行任务而改变导弹飞行速度的大小和方向。

导弹在大气中飞行时,受到发动机推力 P 、空气动力 R 和重力 G 这三种力的作用,这三种力的合力就是导弹上受到的总作用力 F ,参看图 2-63。显然,要对导弹进行控制飞行就要想法改变总作用力的大小和方向。但是,由于重力是不能随意改变的,所以,实际上能改变的力只有推力和空气动力。我们把推力和空气动力的合力(几何和)记为 N ,并把它分解为平行于导弹飞行方向的切向力 N_t 和垂直于导弹飞行方向的法向力 N_n ,如图 2-68 所示。切向力 N_t 能改变导弹飞行速度的大小,而法向力 N_n 则能改变导弹飞行速度的方向。如果法向力 N_n 不为零时,导弹就能在法向力所在的平面内作曲线运动。

由于切向力和法向力都是控制导弹重心运动的力,所以称它们为切向控制力和法向控制力,或统称为控制力。

有翼导弹和无翼导弹产生和改变控制力的方法是不相同的。有翼导弹在大气层内飞行,能产生较大的空气动力,所以这类导弹中的大多数导弹主要靠空气动力产生控制力,靠改变

空气动力的办法来改变控制力；无翼导弹大部分时间在稀薄大气层或大气层外飞行，导弹不产生空气动力或空气动力很小，所以无翼导弹主要靠发动机推力来产生控制力，靠改变推力的办法来改变控制力。

对于大多数在整个飞行弹道上都进行制导的导弹，通常主要是改变导弹的飞行速度方向，即改变法向控制力就够了。一般情况下，改变法向控制力的大小，需要使导弹弹体绕重心转动一个角度，也就是要改变导弹的攻角 α 、侧滑角 β 或倾斜角 γ 。为了使弹体绕重心转动，必须对导弹施加适当的相对于导弹重心的力矩，这种力矩称为操纵力矩。用来产生操纵力矩的元件称为操纵元件，例如空气动力舵面是一种操纵元件，有时就称它为操纵舵面，这种舵面能产生空气动力 Y_δ ，这个空气动力相对导弹重心的力矩就是操纵力矩 M_δ ，因此作用于舵面上的空气动力也就称为操纵力。必须注意，这里所说的操纵力与前面所说的控制力是有区别的。操纵力是操纵导弹绕重心发生转动的力，而控制力是控制导弹的重心运动的力。

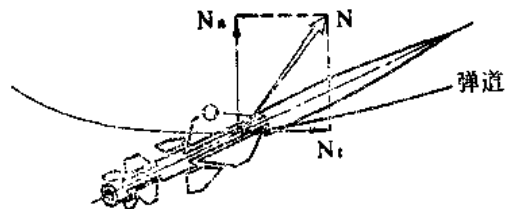


图 2—88 作用在导弹上的切向力 N_t 和法向力 N_n 。

操纵元件除了产生操纵力矩对导弹起操纵作用外，它还可以对导弹起飞行稳定的作用。这是因为导弹在飞行过程中，由于受到各种干扰的影响，如导弹本身的不对称性、发动机推力偏心、不稳定的大气以及其他随机因素，会使导弹偏离所要求的空间方位角，这时，操纵元件发生动作后能产生操纵力矩使导弹产生绕重心的转动，修正导弹的偏离方位角使其保持角稳定，在这种情况下，操纵元件对导弹起到稳定作用，从这个意思上来说，操纵元件兼起操纵作用和稳定作用。

操纵元件除了产生操纵力矩对导弹起操纵作用外，它还可以对导弹起飞行稳定的作用。这是因为导弹在飞行过程中，由于受到各种干扰的影响，如导弹本身的不对称性、发动机推力偏心、不稳定的大气以及其他随机因素，会使导弹偏离所要求的空间方位角，这时，操纵元件发生动作后能产生操纵力矩使导弹产生绕重心的转动，修正导弹的偏离方位角使其保持角稳定，在这种情况下，操纵元件对导弹起到稳定作用，从这个意思上来说，操纵元件兼起操纵作用和稳定作用。

在稠密大气层内飞行的导弹，依靠导弹本身所具有的空气动力稳定性能够达到角稳定。但是，为了提高稳定效果，机动导弹一般还装有自动稳定系统。而在高空飞行的导弹，就非得装有自动稳定系统不可。

二、产生和改变控制力的方法

(一) 利用空气动力来产生和改变控制力

有翼导弹的控制力大都由升力面——弹翼产生的。而发动机的推力所产生的控制力则由于攻角不大，其所占的比例不大。

导弹上的总空气动力的分量：升力 Y 在导弹的纵向对称平面内，垂直于飞行速度方向；侧向力 Z 在导弹的侧平面内，也垂直于飞行速度方向；阻力 X 沿飞行速度相反的方向。所以，利用空气动力来改变控制力，是通过改变升力和侧力来实现的。由于导弹的空气动力外形有轴对称和面对称形式，所以分别介绍如下：

1. 轴对称导弹

对于这类导弹，它有两对弹翼，在纵向对称平面内和侧向平面内都能产生较大的空气动力。如果要使导弹在纵向对称平面内向上或向下改变飞行方向，就需要利用操纵元件产生操

纵力矩使导弹绕重心转动，来改变导弹的攻角。攻角改变后，导弹的升力就随之改变。

作用在导弹纵向对称平面内的力的情况，如图 2-69 所示。

各力在弹道法线方向的投影可表达为

$$Mv\dot{\theta} = Y + P\sin\alpha - G\cos\theta \quad (2-94)$$

式中 θ ——为弹道倾角；

v ——为导弹的飞行速度；

M ——为导弹的质量。

导弹上的法向控制力为

$$N_y = Y + P\sin\alpha$$

所以
$$\dot{\theta} = \frac{N_y - G\cos\theta}{Mv} \quad (2-95)$$

从上式看出，导弹在某一定的飞行速度条件下，控制力 N_y 愈大，则弹道倾角的变化率 $\dot{\theta}$ 就愈大。也就是说，导弹在纵向对称平面内的飞行方向改变得就愈快。

如果要使导弹在侧向平面内向左或向右改变飞行方向，就需要用操纵元件产生操纵力矩使导弹绕重心转动，从而改变侧滑角。侧滑角改变后，导弹的侧力就改变了。

导弹在侧平面内的控制力为

$$N_z = Z + P\sin\beta \quad (2-96)$$

如果要使导弹在任意平面内改变飞行方向，就需要同时改变攻角和侧滑角，主要使升力和侧力同时发生改变。此时，导弹的控制力 N_n 就是 N_y 与 N_z 的合力。如图 2-70 所示。

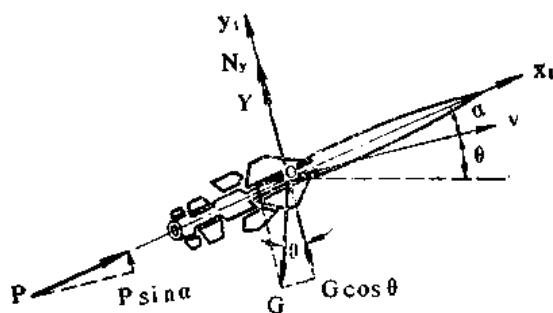


图 2-69 轴对称导弹在纵向对称平面内的控制力

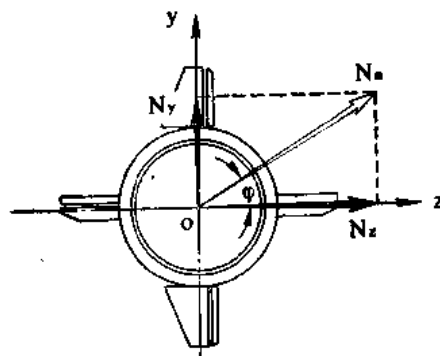


图 2-70 轴对称导弹在任意平面内的控制力

2. 面对称导弹

这类导弹（如飞航式导弹）的弹翼能产生较大的空气动力，弹身与尾翼产生的空气动力较小。导弹在纵向对称平面内产生控制力的情况与轴对称导弹在纵向对称平面内产生控制力的情况相同。

这类导弹要获得在任意平面内的控制力 N_n 就要使导弹产生适当的倾斜角和攻角，以改变升力 Y 的方向和大小。如果导弹的倾斜角为 γ ，则升力的方向也转过同样的角度 γ 。这时升力的水平分量就是导弹的侧向控制力 $N_z = Y \sin \gamma$ 。如图 2-71 所示。导弹的倾斜角愈大，则侧向控制力就愈大。升力的垂直分量 $N_y = Y \cos \gamma$ 是平衡重力的。要使导弹在水平面内转弯，导弹不但要有一定的倾斜角，而且还应适当地增大攻角，以使升力增大，保证升力的垂直分量与导弹的重力相平衡。

(二) 利用发动机推力来产生和改变控制力

弹道式导弹大部分是在稀薄大气层或大气层外飞行，因此，通常设计成无翼导弹。在这种情况下，控制力由发动机推力产生。为了获得法向控制力就必须转动导弹，使其相对于飞行速度向量形成一定的攻角或侧滑角。这要用摆动发动机或燃气舵这种形式的操纵元件产生操纵力矩来实现，如图 2-72 所示。

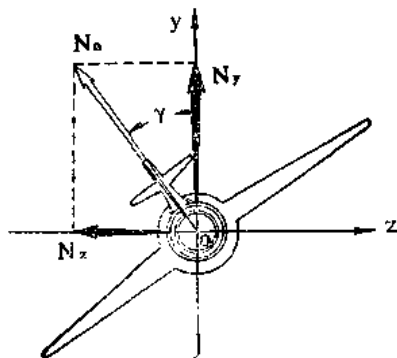


图 2-71 面对称导弹的控制力

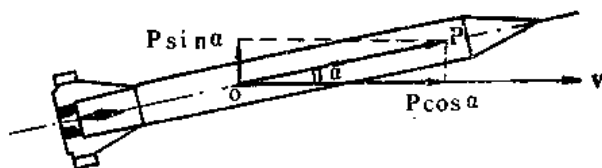


图 2-72 发动机产生法向控制力

这时，法向控制力的大小等于

$$P \sin \alpha \approx P \frac{\alpha^\circ}{57.3} \quad (2-97)$$

上面介绍的两种产生和改变法向控制力的方法，它们的共同特点是都需要依靠操纵元件先使导弹绕重心转动。下面我们再介绍两种能直接产生法向控制力的方法，而导弹不必绕重心转动。

(三) 依靠火箭发动机直接产生法向控制力

1. 依靠旋转弯管形喷管直接产生法向控制力。

这种方法如图 2-73 所示。因为在这种设计中，导弹的攻角总是等于零，没有升力，纯粹是根据反作用力原理来产生法向控制力。

控制力由安装在导弹重心处的旋转弯管形喷管的反作用发动机产生，适当地转动这些喷管的角度就可改变控制力的大小。法向控制力为

$$N_n = P \sin \delta$$

(2-98)

式中 δ ——喷管的转动角度。

弯管形喷管是产生和改变控制力的元件，为了便于与那种使导弹绕重心转动的操纵元件相区别，我们把这种元件称为控制元件。

2. 依靠侧向喷管直接产生法向控制力

在这种形式中，导弹的重心截面处放有几个火箭发动机喷管，喷管的轴线与弹体的纵轴相垂直。依靠分配器（它是这种设计中的控制元件）将推进剂燃烧产物导向一个喷管或几个喷管，从而产生所需要的法向控制力，如图 2-74 所示。

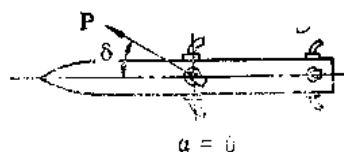


图 2-73 依靠旋转弯管形喷管产生法向控制力

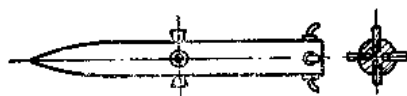


图 2-74 依靠侧向喷管产生法向控制力

用以上这两种形式产生控制力方法的导弹，要达到角稳定，需要有另外的操纵元件。其原因是这类控制元件只能产生和改变法向控制力，它们并不产生操纵力矩，因而不能使导弹发生转动来保持导弹的角稳定。

三、导弹的操纵元件

操纵元件是产生操纵力矩，实现对导弹进行操纵的元件。它的动作形式表现为偏转、摆动或振动等情况。对于不同的导弹，其结构形式各不相同，通常，以空气动力舵面用得最为广泛。此外，还有很多其他类型，现分别介绍如下：

（一）空气动力舵面

空气动力舵面是最广泛地被采用的操纵元件，如图 2-75 所示。它被放置在距导弹重心 L_0 处。

当一对舵面向前偏转一个角度 δ 时，就产生空气动力 Y_δ ，该力作用在舵的压力中心上，并产生相对于导弹重心的俯仰操纵力矩 $M_{z,\delta}$ ，此力矩使导弹绕重心转动，弹翼和弹身获得攻角 α ，从而得到法向控制力，使导弹向上方转弯。当一对舵面向后偏转一个角度时，则产生相对导弹轴线滚转的滚转操纵力矩 $M_{x,\delta}$ ，从而实现绕导弹轴线的稳定和操纵。

空气动力舵的几种结构形式：

1. 全动舵（如图 2-75 所示）

这种操纵舵面在高马赫数下效率高，故主要用在超音速飞行的导弹上。

2. 位于弹翼或尾翼后缘的舵和副翼（如图 2-76、图 2-77 所示）。

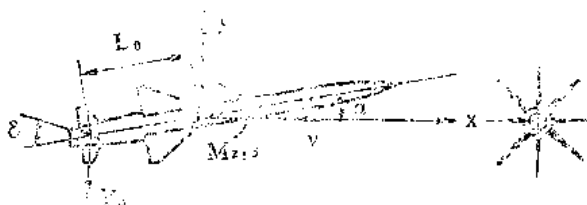


图 2-75 全动式空气舵

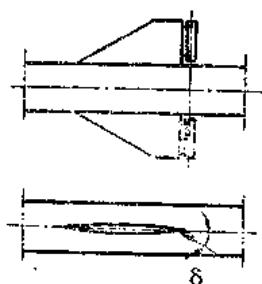


图 2-76 位于弹翼后缘的舵

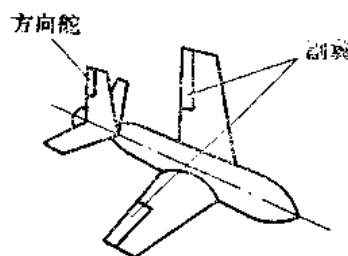


图 2-77 位于尾翼后缘和弹翼后缘的副翼

此类舵在亚音速下飞行的导弹上得到广泛应用。这是因为，舵面偏转时，不仅舵面本身，而且舵前面的固定弹翼上也出现升力。所以，用较小的舵面就可能获得较高的舵面效率，而且此时铰链力矩也较小。铰链力矩是指作用于操纵元件上的力相对于操纵机构转轴的力矩。在此处所说情况下，舵面(操纵元件)偏转一个角度后，在舵面上作用的空气动力，其压力中心一般位于舵面转轴之后，此空气动力相对转轴有一个距离，于是形成了力矩，这个力矩就是铰链力矩。操纵机构是指包括舵机(第四章有专门介绍)在内的从舵机到操纵元件之间的传动机构，由于这套机构是专门用来使操纵元件动作，产生操纵力矩使导弹弹体发生转动的，所以取名为操纵机构。它的工作过程大致如下：当控制系统发出控制信号之后，舵机接受控制信号并输出一定的功率，推动传动机构，如拉杆、摇臂以及转轴转动，从而带动操纵元件偏转。由于在操纵元件上作用有铰链力矩，因此，舵机要产生相应的力矩与铰链力矩(实际上还应加上操纵元件转动的摩擦力矩和惯性力矩)相平衡。这说明舵机的输出功率与铰链力矩有关，为了减小舵机的功率，希望铰链力矩小些为好。

在超音速下，这种舵面偏转所引起的扰动并不传到前面弹翼上，仅舵面本身产生升力。此外，弹翼还降低了到达舵面处气流速度，从而也就降低了这种舵面的效率。但在某些情况下，这种舵面也用于超音速情况，例如为保证飞航式导弹(如图 2-77 所示)的方向静稳定性，就需要较大的垂直尾翼。而与此同时，对舵的面积要求却不大。这时若把舵做成全动式的就显然不合适，因为这样舵就过分灵敏，铰链力矩过大，舵面结构重量和舵机重量会增加。为了避免上述缺点，较好的办法就是沿垂直尾翼后缘放置舵面。根据同样道理，副翼这种操纵面也放在弹翼的后缘，如图 2-77 所示。

3. 翼尖舵和翼尖副翼

在很高的马赫数($Ma=3$ 以上)下，用位于弹翼或尾翼后缘的舵或副翼其效率大大降低，因此，得改用这种翼尖舵和翼尖副翼，如图 2-78 所示。在这种情况下，升降舵或者副翼只是尾翼或者是弹翼的一部分。这种操纵面在高马赫数下很有效。但其不足之处是在较薄的尾翼或弹翼上安装铰链轴的轴承和操纵机构，在结构上会遇到困难。

4. 转子副翼

转子副翼(如图 2-79 所示)是装在弹翼上或安定面上用来对导弹纵轴 ox_1 进行角稳定的一种装置。这种转子副翼里面装有实心的转动圆盘，即转子。转子的一边稍微突出于副

翼，而在飞行时转子因气流推动而转动，其转速可达 $500 \sim 1000 \text{ r/min}$ 。与一般副翼相比，转子副翼没有控制伺服系统。

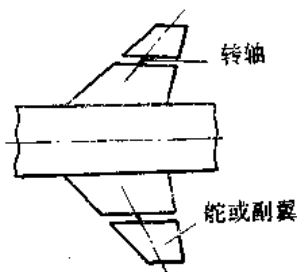


图 2-78 翼尖舵和翼尖副翼

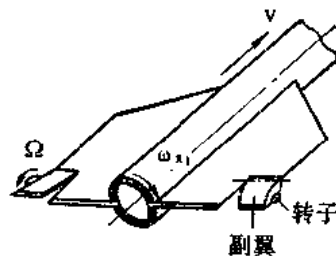


图 2-79 转子副翼

如果导弹绕纵轴以角速度 ω_x 滚转时，则有一陀螺力矩作用在转子上，迫使转子偏转一定的角度。根据陀螺力矩符号的确定规则容易看出，左边与右边弹翼上的转子副翼总是朝不同的方向偏转，这时就产生滚转力矩以阻止导弹滚转。

5. 旋转弹翼

与全动舵相似，不同的只是弹翼旋转，如图 2-80 所示。弹翼位置靠近导弹重心，弹翼起操纵面的作用。

6. 扰流片

扰流片（如图 2-81 所示）是装在弹翼或尾翼上的可作上下伸出活动的薄板。当扰流片伸出在上翼面时，气流经扰流片时受阻滞，过扰流片后与上翼面分离，由于气流受阻影响大，故上翼面的气流压力增大，因而翼面产生向下的力；当扰流片伸出在下翼面时，下翼面的气流压力增大，因而翼面产生向上的力。此力对导弹重心就会产生操纵力矩，前者是使导弹抬头的力矩，后者是使导弹低头的力矩，从而改变导弹的攻角。当两对角上（如 1、3 弹翼或 2、4 弹翼）的扰流片作相反伸出时，使导弹左右偏转，从而改变导弹的侧滑角。当一侧上（如 1、4 弹翼或 2、3 弹翼）的扰流片不伸出，另一侧上的扰流片伸出，使导弹作滚转运动，从而改变导弹的倾斜角。

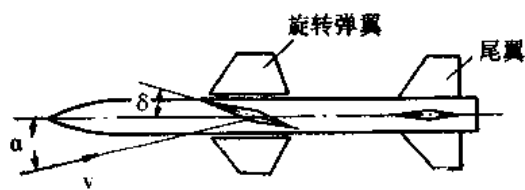


图 2-80 旋转弹翼

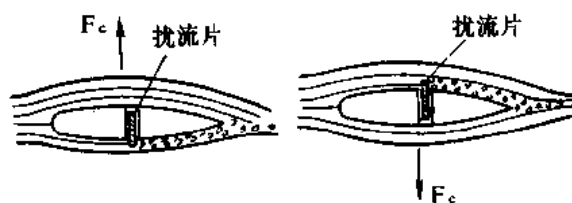


图 2-81 扰流片

（二）燃气动力操纵元件

1. 燃气舵

燃气舵是装在火箭发动机喷管出口端面处的燃气流中的一种舵面，如图 2-82 所示。这

种舵不仅可产生俯仰和偏航操纵力矩,而且也能产生滚转操纵力矩。其优点是结构简单,可在没有大气的高空中起操纵作用;缺点是由于舵的阻力造成发动机的推力损失,“V-2”导弹的燃气舵使发动机的推力损失3~5%,此外,舵面受到烧蚀,尤其是处于含有固体微粒的固体推进剂发动机燃气中就更严重。这种舵曾用于液体火箭发动机的导弹上。

2. 摆动发动机

这是一种安装在主发动机周围的可摆动的辅助发动机(即摆动燃烧室),如图2-83所示。辅助发动机摆动时,能改变自己的推力(P_1 、 P_2 或 P_3 、 P_4)的方向,形成操纵力矩,这个力矩使导弹绕其重心转动,从而改变主发动机推力的方向,获得法向控制力。这种方法已成功地用在使用液体火箭发动机的弹道式导弹上。

3. 摆动喷管

只是发动机的喷管偏摆,如图2-84所示。由于喷管偏摆,造成燃气流偏斜,从而改变推力矢量并产生操纵力矩。这种操纵元件适合于用在固体火箭发动机上,它能减小舵机输出的功率。这种装置主要的问题是要对高温、高压条件下工作的喷管活动接头与发动机的固定部分进行可靠的密封。

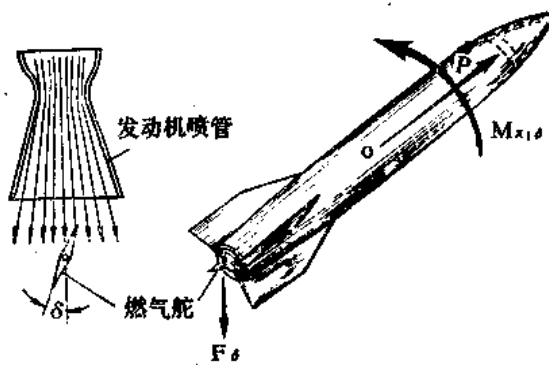


图 2-82 燃气舵

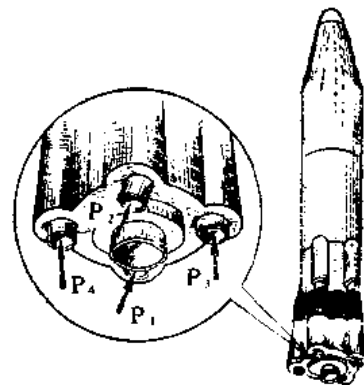


图 2-83 摆动发动机

4. 摆帽(喷气流偏转器)

摆帽是装在发动机喷管出口端部的一种可摇摆的环形物或套筒,如图2-85所示。与燃气舵相比较率较低,但受烧蚀不严重。

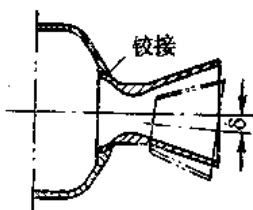


图 2-84 摆动喷管

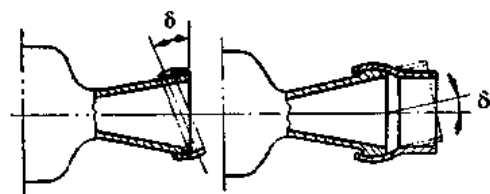


图 2-85 摆帽

5. 燃气挡片

在喷管出口端面设置可来回移动的燃气挡片,如图2-86所示。当挡片移入喷管出口局部端面时,遮挡一部分出口面而阻滞该处燃气外喷,造成喷气流偏斜。

6. 向喷管内喷射气流或液体(二次注射)

通过喷管的侧壁向喷管内喷注气体或液体,以达到能够偏转喷气流并产生操纵力矩,如图2-87所示。这种方法的优点是不需要活动的发动机构件或喷管构件。

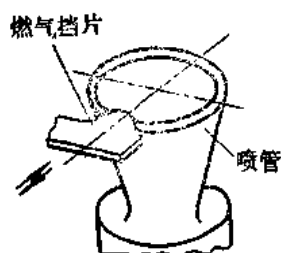


图 2-86 燃气挡片

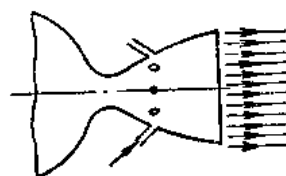


图 2-87 向喷管喷注

以上介绍的六种燃气动力操纵元件,由于利用发动机的燃气为动力,它们可以在无大气的高空中对导弹进行操纵。另外,这六种燃气动力操纵元件,只有当发动机工作时才起作用,否则,它们就失效,因此,要求发动机全程工作。

7. 旋转弯管形喷管和侧喷管辅助发动机

在导弹的头部或尾部装有旋转弯管形喷管或侧喷管的单个辅助发动机(固体或液体发动机)或压缩空气容器,如图2-88所示。

操纵力矩由两对旋转弯管形喷管或几个侧向喷管产生。侧向控制喷管通常以脉冲的方式工作,调节喷气流(或气体)通过各喷管的时间可以改变操纵力矩的冲量。

这种产生操纵力矩的方法,其燃料或气体的消耗量相当大。

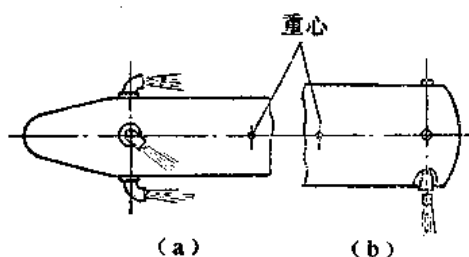


图 2-88 通过(a)旋转弯管形喷管和(b)侧向喷管产生操纵力矩的元件

四、导弹的稳定性和操纵性

导弹在定态直线情况下飞行,如果要保持纵向平衡状态,其条件是相对于重心的力矩代数和为零,即

$$m_{z_1} = m_{z_{10}} + m_{z_1}^{\alpha} \alpha + m_{z_1}^{\delta} \delta = 0 \quad (2-99)$$

当导弹具有一定攻角 α 时,如果要达到平衡,则需要有一定的舵偏角 δ , 这个舵偏角称为平衡舵偏角,用 δ_{ph} 表示;同样,当导弹具有一定的舵偏角 δ 时,则需要有一个对应的攻角 α 才能达到平衡,这个对应的攻角称为平衡攻角,用 α_{ph} 表示。

平衡状态有三种：稳定平衡，不稳定平衡和随遇平衡（又称中立平衡）。

导弹在飞行时，由于受到微小扰动而偏离了原来的平衡状态，当扰动作用消失之后，如果经过一个过程导弹仍能恢复到平衡状态，则称导弹是静稳定的，或称导弹具有静稳定性。如果不能恢复到平衡状态，一直偏离下去，则称导弹是静不稳定的，或称导弹不具有静稳定性。如果既不能恢复到平衡状态，又不继续偏离下去，则称为中立稳定。判别导弹静稳定性的准则是看 $m_{z_1}^a$ 的性质，在具有平衡攻角情况下，当

$m_{z_1}^a < 0$ 时，为静稳定；

$m_{z_1}^a > 0$ 时，为静不稳定；

$m_{z_1}^a = 0$ 时，为中立稳定。

当 $m_{z_1}^a < 0$ ，如果 $\alpha = \alpha_{ph} + \Delta\alpha$ ，则 $m_{z_1}^a \cdot \Delta\alpha < 0$ ，附加力矩为负，使导弹向着减小攻角的方向转动而恢复到平衡状态；如果 $\alpha = \alpha_{ph} - \Delta\alpha$ ，则 $m_{z_1}^a (-\Delta\alpha) > 0$ ，附加力矩为正，使导弹向着增大攻角的方向转动而恢复到平衡状态。这两种情况下产生的附加力矩称为恢复力矩，因此，导弹是静稳定的，如图 2-89(a) 所示。

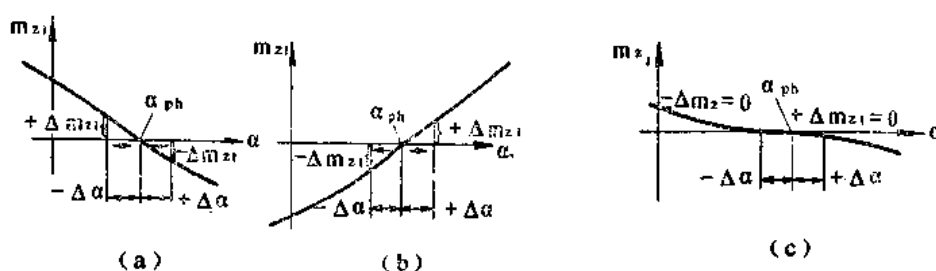


图 2-89 导弹的纵向静稳定性

(a) 静稳定； (b) 静不稳定； (c) 中立稳定。

当 $m_{z_1}^a > 0$ ，如果 $\alpha = \alpha_{ph} + \Delta\alpha$ ，则 $m_{z_1}^a \cdot \Delta\alpha > 0$ ，附加力矩为正，使导弹向着增大攻角的方向转动，继续偏离平衡状态；如果 $\alpha = \alpha_{ph} - \Delta\alpha$ ，则 $m_{z_1}^a (-\Delta\alpha) < 0$ ，附加力矩为负，使导弹向着减小攻角的方向转动，也继续偏离平衡状态，因此，导弹是静不稳定的，如图 2-89(b) 所示。

当 $m_{z_1}^a = 0$ ，无论攻角增大或减小，都不能提供附加力矩。当有干扰使导弹偏离平衡状态后，导弹不能恢复到原来的平衡状态，又不继续偏离下去，因此， $m_{z_1}^a = 0$ ，导弹是中立稳定，如图 2-89(c) 所示。

$m_{z_1}^a$ 称为导弹的纵向静稳定度。 $m_{z_1}^a < 0$ 的含义是表示俯仰力矩作用的方向与攻角变化的方向相反，力矩起将使攻角朝干扰前的初始值恢复，故力矩称为恢复力矩，又称为稳定力矩。

大多数情况下， C_y 与 α 呈线性关系，也可用 $m_{z_1}^a = \frac{\partial m_{z_1}}{\partial C_y}$ 来判别导弹的静稳定性， $m_{z_1}^a < 0$

也称为纵向静稳定度。它与 $m_{z_1}^a$ 的关系如下:

$$m_{z_1}^{cy} = \frac{\partial m_{z_1}^a}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial C_y} = \frac{m_{z_1}^a}{C_y^a} \quad (2-100)$$

纵向静稳定度还可以用导弹重心到焦点间的距离来表示。所谓焦点是由攻角产生的附加空气动力的作用点。导弹上焦点的位置,在小攻角和一定 Ma 条件下,不随着攻角的变化而改变,这是因为随着攻角的增大,导弹上各部分的附加空气动力都要成正比例的增加。若用 x_F 表示焦点到导弹顶点的距离,则有

$$m_{z_1}^{cy} = \frac{m_{z_1}^a}{C_y^a} = \bar{x}_G - \bar{x}_F \quad (2-101)$$

式中 $\bar{x}_G = \frac{x_G}{L_s}$, $\bar{x}_F = \frac{x_F}{L_s}$ 。

对于具有空气动力对称性的导弹,由于 $\bar{x}_F = \bar{x}_F$, 其中 $\bar{x}_F = \frac{x_F}{L_s}$, 于是(2-101)式变成

$$m_{z_1}^{cy} = \bar{x}_G - \bar{x}_F \quad (2-102)$$

$\bar{x}_G - \bar{x}_F < 0$, 导弹的压心位于重心之后, 导弹是静稳定的, 即具有静稳定性。

$\bar{x}_G - \bar{x}_F > 0$, 导弹的压心位于重心之前, 导弹是静不稳定的。

图 2-90 表示扰动作用消失之后, 导弹的攻角的偏差 $\Delta\alpha$ 随时间 t 变化的各种情况, 曲线 1 和 2 代表稳定的情况, 曲线 3、4 和 5 代表不稳定的情况。

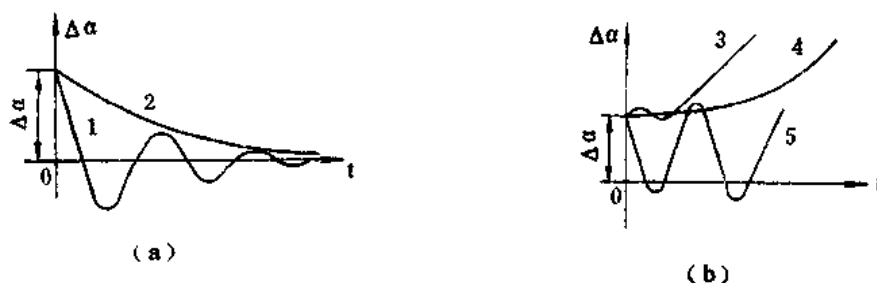


图 2-90 导弹的扰动作用消失之后的各种情况

(a) 稳定的情况; (b) 不稳定的情况

一般情况下, 可以通过导弹的空气动力外形设计来保证导弹具有一定的静稳定性。但由于空气动力外形一经确定之后就不能改变, 因此, 要保证导弹在各种特殊飞行条件下都能满足静稳定性的要求, 导弹上就必须装有自动稳定系统。应该指出的是, 静稳定性是导弹弹体的一种空气动力特性。导弹在飞行时一定要保证是稳定的, 但是, 弹体不一定都具有静稳定性。通常有翼式导弹都将其外形设计成具有一定的静稳定性, 以减轻自动稳定系统的负担。静不稳定导弹(如弹道式导弹)的飞行稳定性则完全靠弹上的自动稳定系统来实现。

导弹的操纵性是导弹重要的特性之一。导弹在操纵元件发生动作时, 改变其原来的飞行

状态的能力以及对此反应快慢的程度，称为导弹的操纵性。譬如，如果导弹的操纵元件为空气动力舵面的话，导弹在舵面偏转某一定角度时，导弹的飞行状态改变得愈快，运动参数（姿态角、攻角和侧滑角等）的改变量愈大，则导弹的操纵性就愈好；反之，导弹的操纵性就愈差。

导弹的操纵性和稳定性是既对立又统一的。导弹的操纵性愈好，导弹就愈容易改变其原来的飞行状态；而导弹的稳定性愈好，导弹就愈不容易改变其原来的飞行状态。因此，提高导弹的操纵性，就会削弱导弹的稳定性；提高导弹的稳定性，就会削弱导弹的操纵性。这说明导弹的操纵性和稳定性是矛盾的，对立的。另一方面，静稳定性差，或者静不稳定的导弹，则要求自动稳定系统使操纵元件发生动作而产生操纵力矩，以便对导弹进行操纵，来克服外加干扰维持导弹的稳定。在这种情况下，如果导弹的操纵性好，导弹在自动稳定系统作用下，能够较快地改变其飞行状态，使导弹迅速达到稳定，因此，导弹的操纵性有助于加强导弹的稳定性。这说明导弹的操纵性和稳定性又是统一的。

五、导弹的机动性和过载的概念

（一） 导弹的机动性

导弹的机动性也是导弹重要的特性之一。导弹可能迅速地改变其飞行速度大小和方向的能力，就称为导弹的机动性，或称机动能力。机动性实际上就是导弹作曲线飞行的能力。机动性好的导弹，在飞行中能迅速地改变导弹飞行速度的大小和方向，因此，导弹攻击目标的可能区域范围就大。显然，导弹在飞行中，所能产生切向加速度和法向加速度的大小，是衡量导弹机动性好坏的指标。对于攻击活动目标目标的导弹，我们感兴趣的是它改变飞行方向的能力，即法向机动性。在一定的飞行高度和速度条件下，法向机动性好的导弹，它作曲线转弯的能力就大。也就是说导弹可以转小弯，或者说导弹飞行拐弯半径很小。这有利于追击目标，提高作战效果。

导弹的机动性和操纵性是既互相依存，又是互相区别的。因为操纵导弹作曲线飞行的过程，就是操纵元件发生动作而产生操纵力矩，使导弹转动，改变弹轴与气流间的夹角，进而改变法向力，使导弹飞行方向改变的过程。所以，对导弹进行操纵的过程也就是导弹进行机动的过程，有了好的操纵性，一定能提高机动性。但是，导弹的操纵性是表示操纵导弹的效率，即导弹运动参数的变化量和相应的操纵元件发生动作（如舵面偏转角）的变化量之比；而导弹的机动性是表示改变导弹飞行速度方向的能力，即导弹操纵元件发生最大动作（如舵面偏转到最大角度）时，导弹所能产生的法向加速度。

（二） 过载的概念

为了使导弹获得法向加速度，就一定要有法向力 N_n 作用于导弹上。但是，我们不能说，作用于导弹上的法向力愈大，则法向加速度也愈大。因为法向加速度的大小不仅与法向力的大小有关，而且与导弹的质量有关。如果作用于导弹上的法向力是一定的，那么，对于质量大的导弹，所能产生的法向加速度就小；而对于质量小的导弹，所能产生的法向加速度就大。因此，仅以法向力的大小来表示法向加速度的大小是不确切的。为此，我们引入过载的概念。

导弹的过载指的是除重力外，作用在导弹上的所有力的合力（力的几何和） N 与导弹重力之比值：

$$n = \frac{N}{G} \quad (2-103)$$

过载是一个向量，它的方向沿 N 力的方向，所以也与导弹加速度的方向相同。它是一个无量纲的量。

因为过载是一个向量，它可以在速度坐标系 $oxyz$ 上分解为三个分量，即

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{N_x}{G} \\ n_y &= \frac{N_y}{G} \\ n_z &= \frac{N_z}{G} \end{aligned} \right\} \quad (2-104)$$

过载还可以用运动学参数 v 、 θ 、 ψ_c 来表示：

$$\left. \begin{aligned} n_{x_2} &= \frac{1}{g} \frac{dv}{dt} + \sin \theta \\ n_{y_2} &= \frac{v}{g} \frac{d\theta}{dt} + \cos \theta \\ n_{z_2} &= -\frac{v}{g} \cos \theta \frac{d\psi_c}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (2-105)$$

我们把 n_{x_2} 称为切向过载， n_{y_2} 和 n_{z_2} 称为法向过载，而式中 $\theta = \frac{d\theta}{dt}$ ， $\psi_c = \frac{d\psi_c}{dt}$ 为弹道切线的转动角速度，由此看出，法向过载 n_{y_2} 和 n_{z_2} 愈大，则相应的弹道切线的转动角速度就愈快，也就是导弹的飞行速度的方向改变得愈快。这样，我们就又可以说，导弹在飞行中，所能产生的沿弹道的切向过载和法向过载的大小，也表征导弹的机动性能。

（三）需用和可用法向过载

需用法向过载是指导弹在攻击目标时，沿实际要求的弹道飞行所需要的法向过载，以 n_{yx} 、 n_{zx} 表示。

如果目标（如飞机）的机动性很大，则攻击该目标的导弹实际飞行的弹道就可能很弯曲（拐弯半径很小），此时，导弹沿这条弹道飞行所需要的法向过载就很大。所以，需用过载表征飞行弹道的一定特性，例如表征转弯半径。

导弹的可用法向过载是指操纵元件（例如空气舵）偏转到最大时，处于平衡状态下的导弹所能产生的法向过载，以 n_{yk} 、 n_{zk} 表示。

自然，我们总是希望导弹的可用法向过载大一些好。但是，对于具体一枚导弹来说，它是受到很多因素限制的。这是因为：第一，操纵元件的偏转范围是有限的；第二，产生气动

法向力的攻角和侧滑角不可能太大,不能超过它们的临界值;第三,导弹弹体结构强度不允许法向力很大,否则会导致弹体结构破坏。因此,在确定导弹的可用过载时,必须既考虑到保证导弹具有足够的机动性能,又须考虑到上述因素的限制。

如果导弹在飞行过程中能满足下述条件:

$$n_{yk} > n_{yx}; \quad n_{zk} > n_{zx}$$

则说明导弹所提供的法向过载,比按照所要求的弹道飞行所需要的法向过载大,导弹就能按照所要求的弹道飞行。否则,导弹就不可能按照所要求的弹道飞行,因而也就攻击不到目标。

在实际的飞行条件下,考虑到所存在的各种随机干扰,为了实现控制飞行,导弹的可用法向过载还必须具有一定的余量。

§ 2—9 弹道式导弹的弹道

一、飞行情况概述

弹道式导弹是根据射程和命中目标的要求,按照预先规定的弹道进行飞行的,这类导弹都采用自动制导的方法来实现其飞行弹道的要求。

这种导弹通常采用垂直发射。导弹离开发射台之后,垂直上升,速度不断增加,当达到一定数值时,导弹便在制导系统的作用下的按预定的程序转弯,弹道倾角 θ 逐渐减小。当导弹的速度和弹道倾角都达到预定值时,制导系统发出信号使发动机关车。以后,导弹便靠其惯性继续飞行。整个飞行弹道分为主动段弹道和被动段弹道,如图2-91所示。从发射点 A_0 到发动机关车点 A 之间的一段弹道,为主动段弹道;从发动机关车点 A 到弹落点 C 之间的一段弹道,为被动段弹道。 $C'C'$ 为大气层分界线。

导弹的射程主要是由被动段相对应的射程确定,因为主动段相对应的射程很短,约占整个射程的5%左右。

但是,制导这种导弹主要是在主动段内进行的,在被动段内一般不进行制导。然而,为了提高导弹的命中准确度,现在还对弹头进行末端制导。

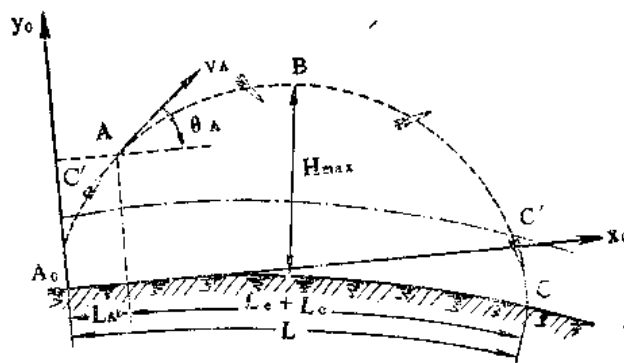


图 2—91 弹道式导弹的弹道

二、主动段弹道

从提高弹道式导弹的射程和落点准确度来说,研究导弹在主动段弹道的运动情况具有特别重要的意义。因为准确命中目标,制导系统要完成两个主要任务:一是控制射程,这是

由装在弹上的加速度积分仪，或地面无线电设备控制。当导弹的飞行速度达到预定值时，及时发出命令关闭发动机；二是保证导弹稳定地飞行，将导弹导引进入射击平面内，并按规定的程序运动。我们将主动段弹道划分为：发射段 A_0E 、转弯段 EF 和瞄准段 FA （如图 2-92 所示）来说明。

（一）发射段

弹道式导弹一般都是垂直发射，并在最初几秒钟内垂直向上运动。所以，发射段就是导弹垂直上升段，亦称为垂直段。采用垂直段的目的是，首先是让发动机的推力在这段内达到额定值，然后再让导弹开始转弯，并将导弹导引进入预先规定的弹道，这样可以减小由于发动机推力未达到额定值就转弯而引起振动，造成导弹落点散布；其次由于导弹很重，采用垂直发射容易实现用小的推力-重量比完成发射和飞程序，只用结构简单的发射台就可以了；另外，瞄准也较为方便。

发射段所飞行的时间近、中程导弹一般为 $4\sim 8s$ ，此时飞行高度约为 $100\sim 120m$ ，飞行速度约为 $30\sim 35m/s$ 。远程导弹一般为 $10s$ ，飞行高度约为 $200m$ ，飞行速度约为 $40m/s$ 以上。

（二）转弯段

发射段一结束，在制导系统的作用下，导弹偏离垂直飞行状态而向目标方向缓慢倾转。为了得到发动机熄火点的最佳抛射角，则必须操纵导弹按规定的飞行程序转弯，当导弹转到规定的方向，转弯段即结束。一种典型的程序控制曲线如图 2-93 所示。

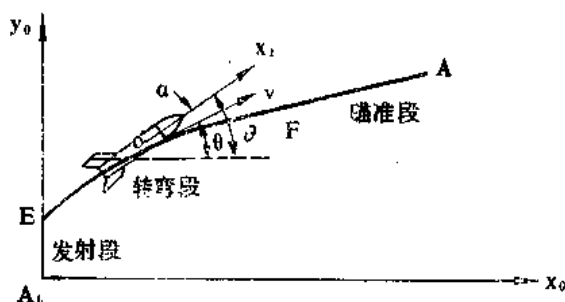


图 2-92 弹道主动段

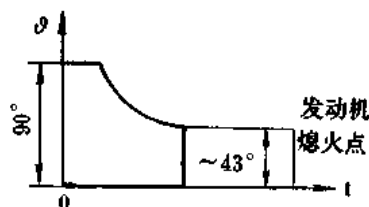


图 2-93 程序控制曲线(或称方案曲线)

转弯段的特点是操纵导弹转弯，在亚音速区转得比较快，且有一个负攻角，此段又称亚音速段。在亚音速段以后的转弯段又称为弹道段，在弹道段上导弹转得比较慢，攻角应为零，这样可以减小法向加速度，也就是对弹体的强度要求可以低一些。

（三）瞄准段

瞄准段就是从转弯段结束到发动机熄火时为止的一段。在这一段上，基本上保持弹轴的方向不变，其目的是为了控制不同的熄火点来改变速度值以控制不同的射程，同时还能减小导弹的落点散布。这段弹道近似一直线。瞄准段始点的速度最小，其所对应的射程也最小；而其终点的速度最大，其所对应的射程也最大。这样，就在最小射程与最大射程之间，根据所攻击的目标的远近来关闭发动机，这就增加了导弹的机动性和经济性。当发动机停止工作后，瞄准段结束，至此主动段也就结束了。

从理论上讲,当发动机关闭后,推力立即等于零,主动段结束而被动段开始。但实际上,发动机关闭后,推力不能立刻等于零,即有发动机推力的后效作用,这种后效作用是很不规则又不易控制,它会影响落点准确度。为了减小后效作用,通常采用两级关闭发动机(预令和主令两级),从关闭发动机的预令发出时刻起,到关闭发动机的主令发出时刻止,还有一个过渡段,这段的时间很短,只有1~2s,一般所说的主动段终点实际上是指过渡段的结束点。

导弹在主动段弹道飞行的时间很短,一般是70~100s,对中程导弹发动机关车时速度达1.5~3km/s,飞行高度达40~80km,弹道倾角达40°~43°。

三、被动段弹道

被动段弹道就是从发动机熄火以后到落点这一段弹道,通常不受控制而且无动力飞行。被动段弹道有向上的一段和向下的一段。向上的一段,导弹依靠主动段所获得的动能来飞行。导弹在主动段终点时动能达到最大,但当飞至距地面最远的一点(弹道顶点),导弹的动能最小,势能最大。过弹道顶点之后,导弹沿弹道降弧段飞行,其势能又转变为动能。随着飞行高度的降低,导弹的速度又不断增大,当导弹重新再入大气层后,由于空气阻力影响,速度又降低。

被动段弹道可分为两部分来研究,即自由飞行段和再入段(或称安定段)。自由飞行段就是大气层外的一段,可以看成在真空中飞行。为了方便,有时就将主动段终点作为自由飞行段的始点。当导弹(实际上只有弹头)重新再入大气层时,由于空气稠密,加上运动速度又很大,因此,作用在弹头上的力不仅有重力,而且有相当大的空气动力。在这一段内必须保证弹头稳定地飞行,不然将会产生较大的偏差,故称再入段为安定段。再入段弹头还要受到严重的气动加热。

1. 在地心引力场内的大气层外,不考虑地球自转情况下导弹的重心运动。

设地球的重力场是有心力场,且满足牛顿万有引力定律。所谓有心力场是地心引力永远指向地心,重力加速度 g 在弹道各点上不互相平行;同时,随着飞行高度改变,即与导弹到地心的距离平方成反比而减小。此时,导弹的运动弹道不是抛物线,而变成椭圆。所以,把研究有心力场内物体运动的理论,称之为椭圆理论。这个理论是研究宇宙航行和人造地球卫星轨道的有力工具。

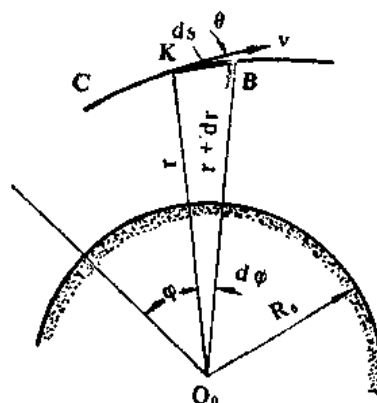


图 2-94 在极坐标系内导弹的运动

研究以地心为原点的极坐标系内的导弹运动。图 2-94 中 C 为导弹靠惯性在重力场内运动的弹道。设在 t 秒时刻,导弹位于弹道上 K 点,距地心 O_n 的距离为 r ,经过 dt 时间后,导弹运动到 B 点,此时距地心的距离为 $r + dr$ 。则由 K 点运动到 B 点,导弹的动能变化值为 $d\left(\frac{mv^2}{2}\right)$,位能变化值为 $d(mgr)$ (注意: g 不是常数)。

在被动段已没有发动机工作, 根据能量守恒定律, 其动能的变化应该等于位能的变化, 即

$$d\left(\frac{1}{2}mv^2 - mgr\right) = 0$$

故
$$\frac{1}{2}v^2 - gr = \text{常数}$$

某点重力加速度与该点到地心的距离的平方成反比变化, 即

$$g = \frac{k^2}{r^2}$$

式中, k^2 为引力场常数, $k^2 = 398620 \text{ km}^3/\text{s}^2$, 因此

$$\frac{v^2}{2} - \frac{k^2}{r} = \text{常数}$$

导弹在被动段始点时, $r = r_A$, $v = v_A$ 则

$$\frac{v^2}{2} - \frac{k^2}{r} = \frac{v_A^2}{2} - \frac{k^2}{r_A} \quad (2-106)$$

$$v = \frac{ds}{dt} = \frac{\sqrt{dr^2 + r^2 d\varphi^2}}{dt} = \sqrt{\dot{r}^2 + r^2 \dot{\varphi}^2} \quad (2-107)$$

把(2-107)式代入(2-106)式, 得

$$\frac{1}{2}(\dot{r}^2 + r^2 \dot{\varphi}^2) - \frac{k^2}{r} = \frac{v_A^2}{2} - \frac{k^2}{r_A} \quad (2-108)$$

另一方面, 导弹对地心的动量矩守恒, 且为

$$|\mathbf{r} \times m\mathbf{v}| = mrv \cos \theta = mr_A v_A \cos \theta_A = \text{常数} \quad (2-109)$$

式中 $v \cos \theta$ ——垂直于半径方向的速度分量。

所以
$$v \cos \theta = r \dot{\varphi}$$

则
$$mrv \cos \theta = mr^2 \dot{\varphi}$$

因此
$$r^2 \dot{\varphi} = v_A r_A \cos \theta_A \quad (2-110)$$

将上面得出的 $r(t)$ 、 $\varphi(t)$ 的方程(2-108)和(2-110)联立求解, 就得到弹道方程式。

由方程(2-110)有

$$\dot{\varphi} = \frac{v_A r_A \cos \theta_A}{r^2} = \frac{c}{r^2} \quad (2-111)$$

式中
$$c = v_A r_A \cos \theta_A$$

又
$$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\varphi}{dr} \cdot \frac{dr}{dt} = \dot{r} \frac{d\varphi}{dr}$$

则
$$\dot{r} = \frac{dr}{d\varphi} \frac{c}{r^2} \quad (2-112)$$

将(2-111)和(2-112)式代入(2-108)式得

$$\left(\frac{dr}{d\varphi}\right)^2 \frac{c^2}{r^4} + \frac{c^2}{r^2} - \frac{2k^2}{r} = v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A}$$

由此得出

$$\frac{dr}{d\varphi} \frac{c}{r^2} = \sqrt{v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} - \frac{c^2}{r^2} + \frac{2k^2}{r}}$$

或

$$d\varphi = \frac{-d\left(\frac{c}{r}\right)}{\sqrt{v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} - \frac{c^2}{r^2} + \frac{2k^2}{r}}}$$

为了便于积分, 对上式进行配方并写成

$$d\varphi = \frac{d\left(\frac{c}{r} - \frac{k^2}{c}\right)}{\sqrt{\left(v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} + \frac{k^4}{c^2}\right) - \left(\frac{c}{r} - \frac{k^2}{c}\right)^2}}$$

积分后得

$$\varphi = \arccos \frac{\frac{c}{r} - \frac{k^2}{c}}{\sqrt{v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} + \frac{k^4}{c^2}}} + c_1$$

由此得出所要求的弹道方程

$$r = \frac{\frac{c^2}{k^2}}{1 + \left(\frac{c}{k^2} \sqrt{v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} + \frac{k^4}{c^2}}\right) \cos(\varphi - c_1)} \quad (2-113)$$

取

$$p = \frac{c^2}{k^2} = \frac{v_A^2 r_A^2 \cos^2 \theta_A}{g_A r_A^2} = v_A r_A \cos^2 \theta_A \quad (2-114)$$

式中

$$v_A = \frac{v_A^2}{g_A r_A}$$

$$\begin{aligned} e &= \frac{c}{k^2} \sqrt{v_A^2 - \frac{2k^2}{r_A} + \frac{k^4}{c^2}} = \sqrt{1 - \left(2 - \frac{v_A^2 r_A}{k^2}\right) \frac{c^2}{k^2 r_A}} \\ &= \sqrt{1 - \frac{v_A^2}{g_A r_A} \left(2 - \frac{v_A^2}{g_A r_A}\right) \cos^2 \theta_A} = \sqrt{1 - (2 - v_A) v_A \cos^2 \theta_A} \end{aligned} \quad (2-115)$$

式中 e ——偏心率。

所以得
$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\varphi - c_1)} \quad (2-116)$$

积分常数 c_1 的确定, 取决于起始极轴。由方程(2-116)知, 若 $\varphi = c_1$ 时, 则 $r = \frac{p}{1+e}$,

为距离地心最近位置。对于地对地导弹, 其在空间运动所画出的弹道, 地心是椭圆的远焦点, B 为弹道顶点, 取弹道顶点相对应的 r 向下延长线为起始极轴, 如图 2-95 所示。这样,

顶点与起始极轴的夹角 $\varphi = \pi$, 且在顶点 $\frac{dr}{d\varphi} = 0$ 。

$$\frac{dr}{d\varphi} = \frac{pe \sin(\varphi - c_1)}{(1 + e \cos(\varphi - c_1))^2} = 0$$

则 $\sin(\varphi - c_1) = 0$

$$\varphi - c_1 = \pi, \text{ 所以 } c_1 = 0$$

于是可以得到弹道方程

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi} \quad (2-117)$$

由解析几何中知, 方程(2-117)是一锥形剖面曲线

公式, 这些曲线与偏心率 e 值有关, 当

$e=0$ 时, 方程式(2-117)表示的弹道为圆;

$0 < e < 1$ 时, 弹道为椭圆;

$e=1$ 时, 弹道为抛物线;

$e > 1$ 时, 弹道为双曲线。

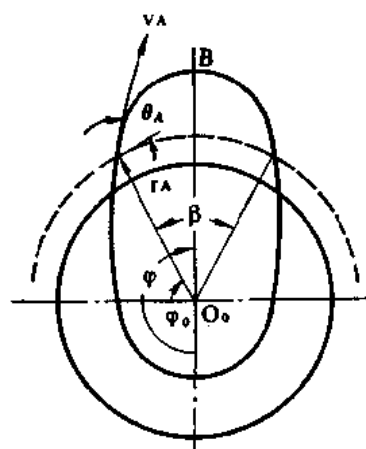


图 2-95 以地心为远焦点的椭圆弹道

只有椭圆弹道才有可能与地面相交, 因此, 弹道式导弹的被动段弹道, 都是与地球表面相交的椭圆弹道。弹道式导弹沿椭圆弹道飞行, 能否回到地面上来, 取决于近地点到地心的距离。如果椭圆弹道的近地点到地心的距离小于地球半径, 则导弹便能回到地球上。从理论上讲, 适当地控制导弹主动段弹道终点 A 的运动参数, 导弹能落到地球上的任何一处目标。下图 2-96, 是表示在主动段终点时, θ_A 为常值, v_A 不同值时的被动段弹道。

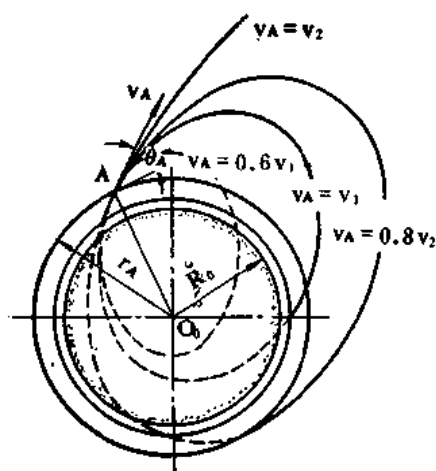
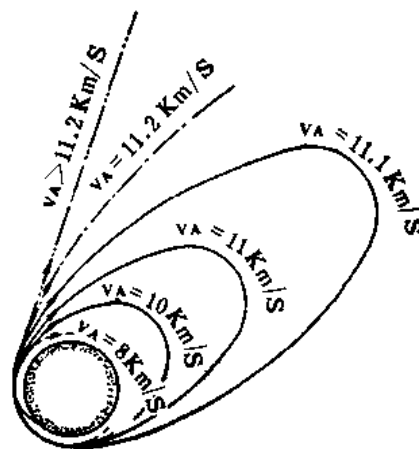
宇宙火箭的飞行轨道, 也由(2-117)式所确定。宇宙火箭在进入轨道时的 θ_A 值为零, 其对应不同 v_A 值的飞行轨道如图 2-97 所示。

运载火箭具备什么条件才能发射人造卫星呢? 由(2-115)式并令

$$e = \sqrt{1 - (2 - v_A) v_A \cos^2 \theta_A} = 0$$

可得
$$v_A = 1 \pm \sqrt{1 - \frac{1}{\cos^2 \theta_A}}$$

$$v_A^2 = g_A r_A \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{1}{\cos^2 \theta_A}} \right) \quad (2-118)$$

图 2-96 θ_A 为常值, v_A 不同值时的被动段弹道图 2-97 θ_A 为零, v_A 不同值的被动段的飞行轨道

火箭主动段终点的轨道倾角 θ_A 的变化范围一般由 $0^\circ \sim 90^\circ$, 若要(2-118)式有实际意义, 即不要虚根, 必须 $\cos \theta_A = 1$, 亦即 $\theta_A = 0^\circ$ 。这就表明发射人造地球卫星的第一个条件是: 当发动机熄火时, 火箭的飞行速度向量 v_A 与当地水平线相平行。

当 $\theta_A = 0$ 时, (2-118)式就变为 $v_A = \sqrt{g_A r_A} = v_1$, 称为第一宇宙速度。如果 $H_A = 40\text{km}$ 高时, 则

$$v_1 = \sqrt{7.91 \times 6410000} = 7900\text{m/s} = 7.9\text{km/s}$$

由此可知, 发射人造地球卫星的第二个条件是: 火箭主动段终点的速度必须达到第一宇宙速度。以上两个条件是圆轨道卫星的基本条件。如果火箭主动段终点的速度大于第一宇宙速度, 则就成为椭圆轨道卫星了。

根据 $e=1$ 的情况, 可解出 $v_A = \sqrt{2g_A r_A} = \sqrt{2} v_1 = v_2$, 称为第二宇宙速度。当火箭获得此速度后, 能够克服地心引力而作抛物线运动, 其焦点位于地心上, 这样的火箭即能飞入宇宙空间。所以, 又把第二宇宙速度称为逃逸速度。我们把能进入宇宙空间飞行的火箭称为宇宙火箭。

如果当 $H_A = 40\text{km}$ 高时, 则

$$v_2 = \sqrt{2} v_1 = \sqrt{2} \times 7.9 = 11.2\text{km/s}$$

由此可见, 若要发射宇宙火箭, 其主动段终点的速度必须达到 11.2km/s 以上。

如果 $e > 1$, 火箭能获得 16.6km/s 的飞行速度, 称为第三宇宙速度。此时, 火箭沿着双曲线轨道离开太阳系的引力场, 成为恒星际飞行器。

对于宇宙运载火箭, 要求它所达到的最终速度和轨道倾角要非常准确地符合下表的计算结果。

表 2-4

飞 行 类 别	精 度 要 求	
	最大允许速度误差(%)	最大允许角度误差
人造卫星的发射		
椭圆形轨道	1	$2^{\circ} \sim 5^{\circ}$
圆周形轨道	0.1	0.5°
月球飞行		
击中月球表面	0.2	0.8°
击中月球表面指定点 150km 的范围	0.01	0.02°
绕月球飞行并返回地面	0.005	0.002°
星际飞行		
飞向火星并击中火星表面	0.0005	0.0005°

3. 考虑地球自转后落后位置的确定

对于近程弹道式导弹, 不考虑地球自转的影响, 因其对射程造成的误差不大。但是, 对于远程导弹, 必须考虑地球自转的影响。

考虑地球自转与不考虑地球自转之差别我们作如下说明。

如图 2-98 所示, 不考虑地球自转时, 确定弹道主动段终点的速度是指地面测量到的 v'_A 。但是, 由于地球自转, 测量点本身具有向东旋转的速度 v_e , 因此, 火箭对于地心的速度 v_A 是测量的速度 v'_A 加上牵连速度 v_e , 即

$$v_A = v'_A + v_e \quad (2-119)$$

式中 $v_e = R_0 \omega_z \cos \varphi$;

R_0 ——地球半径, 6370km;

ω_z ——地球平均自转角速度, $7.29 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$

φ ——主动段终点相应的纬度角。

只要主动段终点的纬度角 φ 已知, v_e 的大小即可确定, 例如在赤道上 $v_e \approx 450 \text{ m/s}$ 。

为了部分地利用地球自转速度 v_e , 发射人造地球卫星总是向东发射, 原因就在于此。

由于 v_e 的作用, 不仅改变了导弹速度的大小, 同时还改变了速度的方向, 其弹道平面由 v_A 与地心 O_0 所决定。

怎样确定考虑地球自转后落点的位置呢? 先把地球当作不转动求得弹道与地面的交点 C_1 , 然后再将其修正到真正落点 C , 如图 2-99 所示。因为当导弹从 A 飞到 C_1 经过了一段时间 T , 在这段时间内由于地球自转使原来在 C 点的位置转到了 C_1 , 因此应将 C_1 顺着同一纬度向西倒退 $T\omega_z$, 即修正到真正的落点 C 。 C 与 C_1 同纬度, 而经度减少了 $T\omega_z$ 。

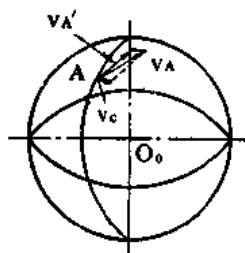


图 2-98 考虑地球自转主动段终点的速度

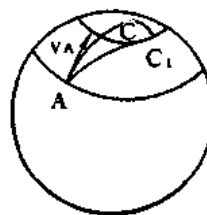


图 2-99 落点图

§ 2-10 目标导引弹道

我们在上节已介绍过弹道式导弹攻击固定目标的飞行弹道，现在来介绍有翼式导弹攻击活动目标的导引弹道。有翼式导弹都采用遥控制导或自动寻的制导方法来实现其导引弹道的要求，譬如，遥控制导的导弹，就依靠设在地面、舰艇或飞机上的控制点不断地测量出导弹和目标的相对位置，并向导弹发出指令，控制导弹按某种导引规律飞向目标。这里所说的导引规律，就是指导弹在飞向目标的过程中，导弹和目标之间的相对运动关系。

一、导弹相对于目标的运动

研究导弹相对于目标的运动，通常都以导弹和目标始终在同一平面（称导引平面）内的运动来推导其表达式。

图 2-100 表示以目标为坐标原点的导弹相对于目标运动的极坐标系。C 点表示导弹的瞬时位置，M 点表示目标的瞬时位置，MN 是任意选定的固定参考线，通过导弹的基准线 x_0x_0 与固定参考线平行。导弹与目标的连线 CM 称为目标视线。导弹和目标之间的距离用向径 r 表示。目标速度向量 v_1 与目标视线的夹角 η_1 称为目标运动的前置角，从目标速度向量量起，逆时针方向为正；导弹速度向量 v 与目标视线的夹角 η 称为导弹运动的前置角，从导弹速度向量量起，也是逆时针方向为正。导弹速度 v 、目标速度 v_1 与 MN 线的夹角分别用符号 σ 、 σ_1 表示，它们都从 MN 线右端量起，也是逆时针方向为正。目标视线与参考线的夹角 q 称为目标视线角。

导弹在飞向目标的过程中，导弹和目标间的距离会发生变化，目标视线角也会发生变化。根据图 2-100 所示的向量关系，导弹和目标间的距离 r 的变化率为

$$\frac{dr}{dt} = v_1 \cos \eta_1 - v \cos \eta \quad (2-120)$$

目标视线角 q 的变化率，即目标视线转动角速度为

$$\frac{dq}{dt} = \frac{v \sin \eta}{r} - \frac{v_1 \sin \eta_1}{r} = \frac{v \sin \eta - v_1 \sin \eta_1}{r} \quad (2-121)$$

(2-120)和(2-121)式是导弹相对于目标的运动方程组，它用一个距离参数 r 和一个角

度参数 q 描述导弹和目标之间的相对运动关系。这一组方程组的解便是相对弹道的表达式。

对于遥控制导的导弹, 还需要研究目标、导弹相对于控制点的运动。图 2-101 表示研

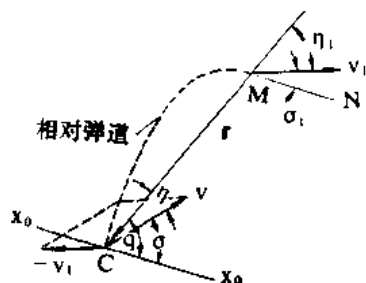


图 2-100 导弹相对于目标运动的极坐标系

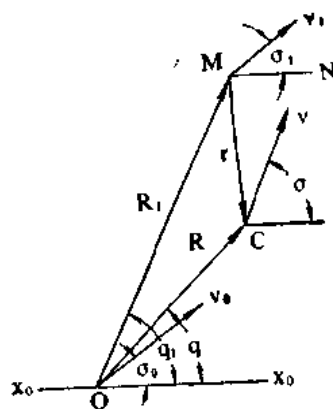


图 2-101 目标、导弹相对于控制点运动的极坐标系

究目标、导弹相对于控制点运动所采用的极坐标系, 极坐标系的原点 O 与控制点重合。如果目标 M 、导弹 C 和控制点 O 都在同一平面内运动, 则目标相对于控制点的运动方程组为

$$\frac{dR_1}{dt} = v_t \cos(q_1 - \sigma_1) - v_0 \cos(q_1 - \sigma_0) \quad (2-122)$$

$$\frac{dq_1}{dt} = -\frac{1}{R_1} (v_t \sin(q_1 - \sigma_1) - v_0 \sin(q_1 - \sigma_0)) \quad (2-123)$$

导弹相对于控制点的运动方程组为

$$\frac{dR}{dt} = v \cos(q - \sigma) - v_0 \cos(q - \sigma_0) \quad (2-124)$$

$$\frac{dq}{dt} = -\frac{1}{R} (v \sin(q - \sigma) - v_0 \sin(q - \sigma_0)) \quad (2-125)$$

式中 R_1 、 R ——目标、导弹和控制点之间的距离;

q_1 、 q 、 σ 、 σ_0 、 σ_1 符号所表示的意义同前, 参看图 2-101;

v_0 ——控制点的运动速度。

(2-122)~(2-125)式中, 如果 v_0 、 σ_0 为零, 则得到遥控制导的地对空导弹和目标相对于控制点的运动方程式; 如果 v_t 、 σ_t 为零, 则得到遥控制导的空对地导弹和目标相对于控制点的运动方程式。

上述导弹相对于目标, 导弹、目标相对于控制点的运动方程式只说明了导弹的一般导引规律, 然而, 由于目标的运动特性和制导系统的不同, 导弹飞向目标的导引规律和导引弹道是不同的, 可以根据不同情况选择导弹的导引规律和导引弹道。

二、导 引 弹 道

根据目标的运动特性和所选定的导引规律, 如果不考虑导弹和制导系统的惯性, 将导弹当

作可控质点,可以确定出一条导弹与目标相遇的弹道,这条弹道称为运动学弹道。然而,导弹并非质点,制导系统又受各种干扰的影响,同时目标在机动,因此导弹不可能完全沿运动学弹道飞行。也就是说,导弹的实际弹道与运动学弹道是不同的,为了加以区别,常将运动学弹道称为理想弹道或称为基准弹道。制导系统就是以理想弹道为基准来测量导弹的飞行偏差,从而制导导弹使之尽可能地沿理想弹道飞行。

下面分别介绍各种导引弹道

(一) 三点法导引弹道

三点法是导弹在攻击目标的过程中,导弹始终位于目标和控制点的连线上的一种导引方法。从控制点上看目标和导弹的运动情况,导弹的影象盖住了目标的影象,所以又称它是重合法或目标覆盖法。

按三点法导引,目标、导弹及控制点的运动学关系如图 2-102 所示。图中 O 点表示控制点, C 点表示导弹, M 点表示目标。

要使导弹在飞行过程中始终位于目标和控制点的连线上,就需要根据 OM 线在空间的转动情况,时刻改变导弹速度向量 v 的前置角 η ,使导弹和控制点的连线 OC 的转动角速度等于 OM 线的转动角速度。因此三点法导引的导引关系式为

$$q = q_1, \quad \dot{q} = \dot{q}_1 \quad (2-126)$$

利用导引关系式(2-126),则(2-123)、(2-125)式就变成

$$\begin{aligned} & \frac{1}{R_1} (v_1 \sin(q - \sigma_1) - v_0 \sin(q - \sigma_0)) \\ & = \frac{1}{R} (v \sin(q - \sigma) - v_0 \sin(q - \sigma_0)) \end{aligned}$$

或者写成

$$\begin{aligned} & \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R} \right) v_0 \sin(q - \sigma_0) \\ & = \frac{v_1}{R_1} \sin(q - \sigma_1) - \frac{v}{R} \sin(q - \sigma) \end{aligned} \quad (2-127)$$

在(2-127)式中,如果 v_0 、 σ_0 等于零,便得到地对空或地面反坦克导弹的三点法导引关系式如下

$$\frac{v_1}{R_1} \sin(q - \sigma_1) - \frac{v}{R} \sin(q - \sigma) = 0 \quad (2-128)$$

在(2-127)式中,如果 v_1 、 σ_1 等于零,便得到空对地导弹三点法导引关系式如下

$$\frac{v}{R} \sin(q - \sigma) + \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R} \right) v_0 \sin(q - \sigma_0) = 0 \quad (2-129)$$

导弹按三点法导引时,根据导引关系,目标的运动规律和导弹速度的变化情况,用作图

方法可以画出理想弹道。下面以空对空导弹为例说明画理想弹道的方法。

设在 t_0 、 t_1 、 t_2 ……等时刻，目标的瞬时位置为 M_0 、 M_1 、 M_2 ……，载机的瞬时位置为 O_0 、 O_1 、 O_2 ……，如图 2-103 所示。各个时间的间隔都等于 Δt ，载机在 O_0 点时向目标（此时目标位于 M_0 点）发射导弹，在 t_1 时，目标与载机分别位于 M_1 和 O_1 点。根据三点法的导引关系，此时导弹应位于 $O_1 M_1$ 连线上。在 t_0 到 t_1 的时间间隔内，导弹的飞

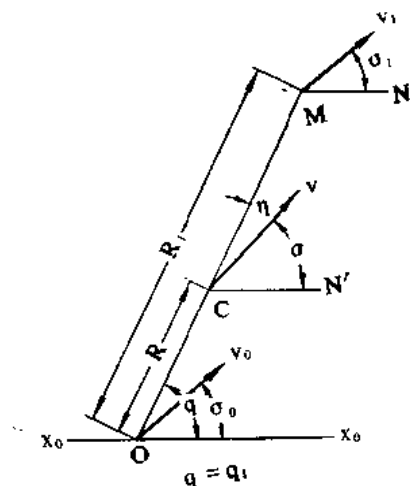


图 2-102 导弹三点法导引的运动学关系

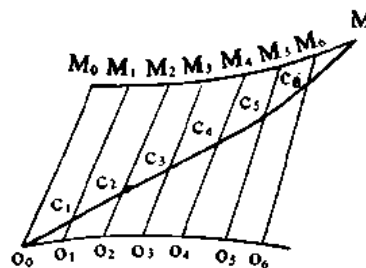


图 2-103 空对空导弹按三点法导引时的理想弹道

行距离 $\Delta S = v \Delta t$ 。若以 O_0 为圆心， ΔS 为半径画圆弧与 $O_1 M_1$ 线交于 C_1 点，则 C_1 点为导弹在 t_1 瞬时的位置。利用这种方法，可以确定导弹在 t_2 、 t_3 、 t_4 ……瞬时的位置 C_2 、 C_3 、 C_4 ……等点。通过这些点所连成的光滑曲线就是空对空导弹按三点法导引时的理想弹道。如果控制点不动，所攻击的目标是敌机或坦克，则采用这种方法所画出的曲线就是地对空导弹或地面上发射的反坦克导弹按三点法导引时的理想弹道，如图 2-104 所示。如果目标在地面而且固定不动，则采用这种方法所画出的曲线就是空对地导弹按三点法导引时的理想弹道。

（二）前置法导引弹道

三点法导引的导引关系比较简单，实现这种导引也较容易，但是，在攻击活动目标的情况下，导弹的理想弹道比较弯曲，且弯曲的程度受目标机动的影响很大。因而用三点导引法导引导弹攻击高速目标时的命中概率不高。

如果在制导导弹的过程中，将导弹导引在目标和控制点连线 OM 的前侧，使导弹的瞬时角坐标比目标的瞬时角坐标超前一个角度（这个角度称为导弹的位置前置角），在导引过程中，只要前置角能随目标到导弹间的距离的缩短而减小，导弹的理想弹道的弯曲程度就可适当减小。这种导引方法称为前置法，或称矫直法。由于导弹的位置前置角可以按照不同的规律变化，因此有很多种前置法。

根据前置法导引的概念，导弹的瞬时角坐标与目标的瞬时角坐标之间存在下列关系

$$\varepsilon = \varepsilon_1 + \eta \quad (2-130)$$

式中 η ——导弹的位置前置角，

$\varepsilon, \varepsilon_1$ ——导弹、目标的高低角 (Ox_0 为固定参考线)。

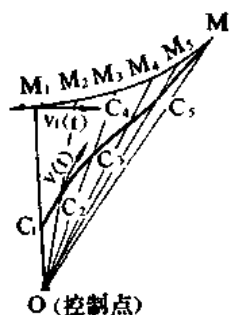


图 2-104 三点法导引的固定控制点情况下的理想弹道

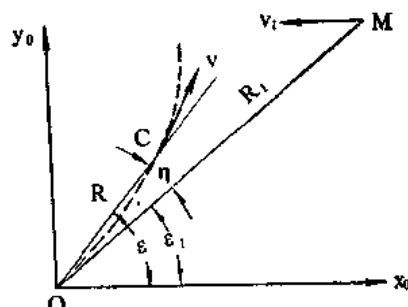


图 2-105 前置法导引时, 导弹、目标在垂直面内的运动学关系

要想使导弹能直接命中目标, 就必须使位置前置角在相遇点附近减小到零。这样, 位置前置角在导引开始时等于某一数值, 而在导引结束时必须等于零。可见位置前置角在导引过程中是不断减小的。在一般情况下, 位置前置角的数值同控制点到目标、导弹间的距离差成比例, 即

$$\eta = c_1 \Delta R \quad (2-131)$$

式中 ΔR ——表示 R_1 与 R 之差;

c_1 ——一般是变系数。 c_1 随时间的变化规律不同, 位置前置角的变化规律也就不同。

若将方程 (2-131) 式代入 (2-130) 式, 即得前置法的导引关系式

$$\varepsilon = \varepsilon_1 + c_1 \Delta R \quad (2-132)$$

对指令制导的地对空导弹来说, 当测得控制点与导弹连线的转动角速度为零时, 就说明这时导弹正沿着控制点与导弹间的连线飞行。如果系数 c_1 的变化规律能使控制点和导弹间的连线在导弹飞到相遇点时停止转动, 导弹就可在相遇点附近沿曲率较小的弹道接近目标。由这种变化规律的系数 c_1 所确定的导引方法称为全前置量法或称全矫正法。

导弹按全前置量法导引, 当其飞到相遇点时, 导弹和控制点连线的转动角速度应等于零, 即

$$\dot{\varepsilon}_k = 0$$

对 (2-132) 式进行微分, 并假定在相遇点附近 ΔR 近似为零, 便可求得系数 c_1 的表达式

$$c_1 = -\frac{\dot{\varepsilon}_1}{\Delta \dot{R}} \quad (2-133)$$

因此, 全前置法的导引关系为

$$\varepsilon = \varepsilon_1 - \frac{\dot{\varepsilon}_1}{\Delta \dot{R}} \Delta R \quad (2-134)$$

按全前置量法导引导弹时, 导弹的角坐标是由坐标观测装置测出的。坐标观测装置的观测范围有限, 如果导弹的位置角过大, 超出了坐标观测装置的视角范围, 制导系统便不能测出导弹的坐标, 因而无法制导导弹。在这种情况下, 可采用部分前置量法导引, 此时, 导弹的位置前置角为

$$\eta = -k \frac{\dot{\varepsilon}_1}{\Delta \dot{R}} \Delta R \quad (2-135)$$

式中 $k \leq 1$, 它是前置系数 (或称矫直系数)。

如果矫直系数 $k=0.5$, 这种导引方法称为半前置量法。导弹按半前置量导引的导引关系式为

$$\varepsilon = \varepsilon_1 - \frac{\dot{\varepsilon}_1}{2\Delta \dot{R}} \Delta R \quad (2-136)$$

图 2-106 表示导弹按前置法、三点法导引的理想弹道。

它们都是曲线, 其中三点法导引的理想弹道曲线 OD , 弹道的弯曲程度最大, 导弹的飞行时间最长。可以看出, 在目标的坐标以及飞行速度等条件完全相同的情况下, 导弹按半前置量法导引时在相遇点附近的法向加速度比用三点法导引时在相遇点附近的法向加速度要小得多。

(三) 追踪法和直接导引法弹道

1. 追踪法导引弹道

追踪法是导弹在接近目标过程中, 其速度向量始终指向目标的一种导引方法, 又称为追逐法。它的导引关系是导弹速度向量与目标视线重合, 如图 2-107 所示。

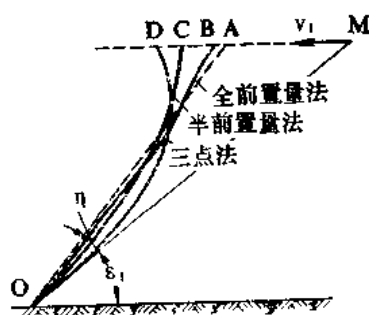


图 2-106 导弹按前置法、三点法导引的理想弹道

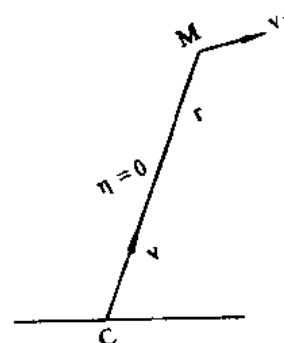


图 2-107 追踪法导引的关系

导引关系式为

$$\eta = 0 \quad (2-137)$$

设目标沿曲线 $\widehat{M_0 M_n}$ 运动, 在 t_0 、 t_1 、 t_2 ……等瞬时, 目标位于 M_0 、 M_1 、 M_2 ……等处 (见图 2-108)。导弹在 C_0 点开始按追踪法导引, 其速度为常值。在 $\overline{C_0 M_0}$ 直线上截取线段 $\overline{C_0 C_1}$, $\overline{C_0 C_1}$ 之长为 $v(t_1 - t_0)$, 则 C_1 点表示导弹在 t_1 时所在的位置。连接直线 $\overline{C_1 M_1}$, 并在 $\overline{C_1 M_1}$ 直线上截取线段 $\overline{C_1 C_2}$, $\overline{C_1 C_2}$ 之长为 $v(t_2 - t_1)$, 则 C_2 点表示导弹

在 t_2 时所在的位置。按这种作图方法, 可以确定出导弹的瞬时位置点 C_0 、 C_1 、 C_2 …… C_n , 将这些点连成光滑曲线, 便近似地得到导弹的理想弹道。

2. 直接导引法

直接导引法是导弹在攻击目标的过程中, 弹体纵轴 ox_1 始终指向目标的一种导引方法。其导引关系如图 2-109 所示。图中 AB 线为水平线。若目标向右运动, 则导弹的控制力必须指向目标视线的右侧, 才能使飞行路线向右弯曲。因此, 导弹的速度向量必须指向弹体纵轴的左侧, 所以攻角 α 是负的, 导弹速度始终指向目标的后方, 这时导引关系为

$$\vartheta - (\eta_1 + \sigma_1) = 0 \quad (2-138)$$

因为 $\vartheta = \sigma + \alpha$

$$\sigma + \eta = \eta_1 + \sigma_1$$

所以导引关系式可用另一种形式表示

$$\alpha - \eta = 0 \quad (2-139)$$

此式中的 α 和 η 都是负值。

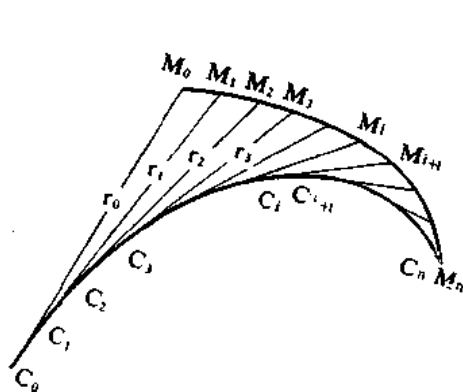


图 2-108 导弹按追踪法导引时的理想弹道

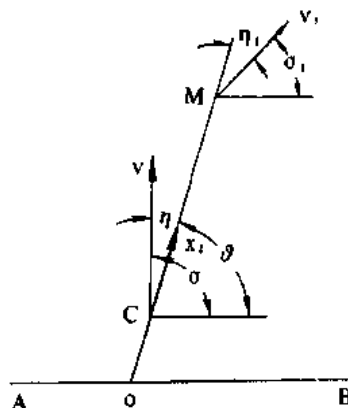


图 2-109 直接导引法的导引关系

因为导弹按直接导引法导引时的速度向量始终比目标线后置一个角度, 所以和追踪法相比, 其弹道更加弯曲, 法向加速度更大, 飞行时间更长。

以上两种导引方法, 导弹的理想弹道都比较弯曲, 导弹沿理想弹道飞行时所需的法向加速度都比较大。要使导弹能够直接命中目标, 导弹与目标的速度比将受到严格的限制, 而且只能从目标的后方接近目标。但是, 由于它们是从导弹纵轴或速度向量对准目标进行导引的, 这在技术上比较容易实现。所以攻击低速运动的目标或固定目标的空对地导弹, 仍可采用这些导引方法。

(四) 平行接近法和比例接近法导引弹道

1. 平行接近法导引弹道

平行接近法是导弹在攻击目标过程中, 目标视线在空间保持平行移动。也就是目标视线的转动角速度恒等于零的一种导引方法。

首先讨论导弹与目标的运动都是等速直线的情况。假定经过时间 t , 导弹与目标在 M 点相遇, 如图 2-110, 目标与导弹运动到 M 点的时间是

$$t = \frac{M_0 M}{v_1} = \frac{C_0 M}{v}$$

由此可求得前置角 η 的表达式

$$\frac{v_1}{v} = \frac{M_0 M}{C_0 M} = \frac{\sin \eta}{\sin(180^\circ - \eta_1)} = \frac{\sin \eta}{\sin \eta_1}$$

于是
$$\sin \eta = \frac{v_1}{v} \sin \eta_1 \quad (2-140)$$

令导弹与目标经过相等时间间隔 Δt 分别相应到达位置 C_1, C_2, \dots 与 M_1, M_2, \dots 。

所以
$$\frac{v_1}{v} = \frac{M_1 M}{C_1 M} = \frac{M_2 M}{C_2 M} = \dots$$

因此
$$M_1 C_1 \parallel M_2 C_2 \parallel \dots \parallel M_0 C_0$$

这样, 在目标与导弹作等速直线运动的情况下, 导弹拦截目标的条件是目标视线平行地移动, 即 $q = \text{常数}$ 。

现在讨论目标以变速度 $v_1(t)$ 沿曲线弹道运动的一般情况。在这种情况下, 导弹的速度也是变化的。

假设从某一个瞬时开始(如图 2-111 中的 M_0 点), 目标停止机动而作等速直线运动。从同一瞬时起, 导弹(图 2-111 中的 C_0 点)也以等速直线运动。那末, 为使导弹拦截到目标, 则要求导弹的运动方向应满足下列条件

$$v_1(t) \sin \eta_1(t) = v(t) \sin \eta(t)$$

因此
$$\sin \eta(t) = \frac{v_1(t)}{v(t)} \sin \eta_1(t) \quad (2-141)$$

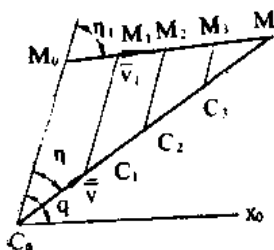


图 2-110 导弹和目标向相遇点直线飞行

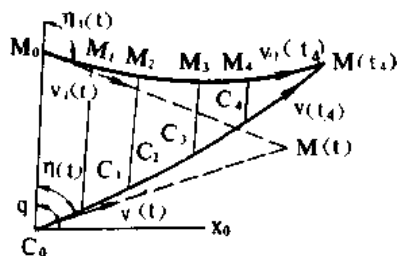


图 2-111 平行接近导引法中导弹和目标曲线飞行

下式表示

$$\sigma = a(\eta_1 + \sigma_1) \quad (2-145)$$

式中 a ——比例系数，为常数。

在同样的初始条件下，比例系数 a 变化到一定程度时，将得到不同的导引方法。从(2-145)式可以看出，若 $a=1$ ，则

$$\sigma = \eta_1 + \sigma_1$$

因而 $\sigma - \eta_1 - \sigma_1 = \text{常数}$

如果常数为零，则得

$$\sigma - \eta_1 - \sigma_1 = 0$$

也就是 $\eta = 0$

在这种条件下的“比例接近法”就成为追踪法。因此，比例接近法的比例系数必须大于1。

假定令 $q = \sigma + \eta$ ，用 $\sigma + \eta = \eta_1 + \sigma_1$ 代入(2-145)式，得

$$\eta = \frac{1-a}{a} \sigma$$

从此式可以看出，当 $a \rightarrow \infty$ 时， $-\eta \rightarrow \sigma$ ，即

$$q \rightarrow 0$$

这就意味着，在 $a \rightarrow \infty$ 的极限情况下得到平行接近法导引。

§ 2—11 导弹攻击区与发射区

任何一类导弹对目标进行攻击，都有一定的可能区域范围。如果目标处在这个区域范围以内，导弹能以一定的概率命中目标；如果目标处在这个区域范围以外，导弹就命中不了目标，或者命中目标的概率很小。由此便引出了导弹攻击区的概念，即把这样一个可能区域范围称为导弹攻击区。

攻击区是导弹的综合性能指标，所以，限制攻击区的因素很多，它不仅与导弹本身的性能（如飞行性能、战斗部和引信的性能、制导系统的性能）有关，而且与导引站、发射系统、导引方法（弹道特性）、战斗使用（几发连射）以及杀伤概率等有关。另外，目标不同，攻击区不同，所以攻击区是对应于每一种目标画出的。

下面仅以地对空导弹、反坦克导弹为例来介绍导弹攻击区和发射区的问题。

一、地对空导弹攻击区

对于地对空导弹来说，它的攻击可能区域是一个空间区域，因而有人称它为攻击空域。此外，杀伤区这一名称也被人们广泛地引用。

地对空导弹攻击区的图形如图2-114所示。

对于地对空导弹攻击区这样一个空间图形，为了便于分析和研究，人们常常用垂直和水平两个平面图形来表示，于是，它们就分别被称为垂直平面攻击区和水平平面攻击区。如图2-115所示。

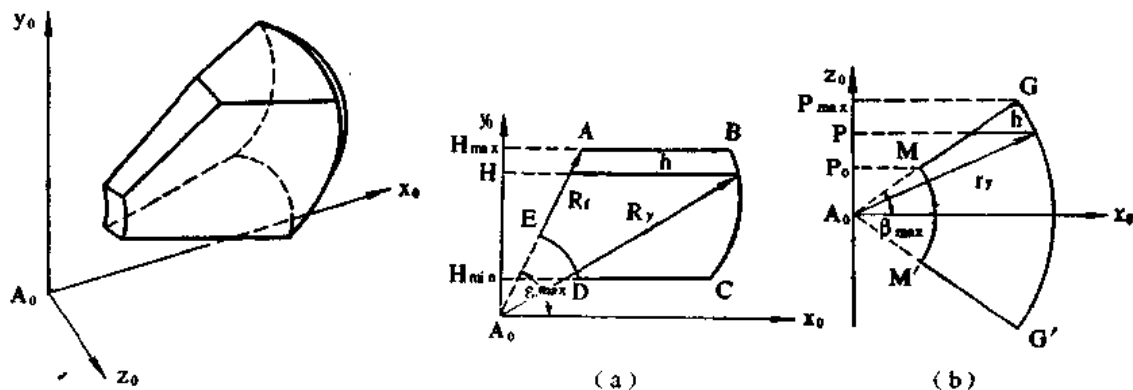


图 2-115

图 2-114 地对空导弹攻击区

(a) 垂直平面攻击区; (b) 水平平面攻击区

(一) 攻击区主要参数

1. 垂直平面攻击区参数

AB ——攻击区高界，对应 H_{max} 攻击目标的最大高度；

BC ——攻击区远界，对应 R_y 攻击区远界斜距；

CD ——攻击区低界，对应 H_{min} 攻击区最小高度；

AED ——攻击区近界，对应 R_f 攻击区近界斜距；

ε_{max} ——攻击区最大高低角（俯仰角）；

h ——攻击纵深。

2. 水平平面攻击区参数

$\widehat{GG'}$ ——攻击区远界，对应 r_γ 为垂直平面攻击区远界斜距 R_y 在典型水平平面上的投影；

\widehat{GM} 、 $\widehat{G'M'}$ ——攻击区侧界，对应 β_{max} 为最大航路角；

h ——和垂直平面一样称为攻击区纵深；

P ——航路捷径，定义是目标航向在水平面上的投影至导引站的垂直距离；

P_{max} ——最大航路捷径；

P_0 ——当航路角为最大时（ β_{max} ）攻击区近界上的航路捷径。

(二) 攻击区的确定

攻击区的大小受各方面因素所限制。随着导弹类型的不同，有时有很大的差别，所以，攻击区的确定不能用一个简单和明显的数学表达式来确定。图2-116中给出的是攻击区的典

型垂直截面,其边界由以下条件来确定:

远边界 BC : 主要是受雷达作用距离和导弹的有效攻击距离的限制。影响导弹有效攻击距离的因素有导弹的可控飞行时间, 导弹命中目标时的速度大小的要求, 发动机的工作时间以及导引方法等。

高边界 AB : 目标所能达到的高度, 此高度取决于导弹的机动性, 即导弹所能产生的法向过载。

侧边界 AE 和近边界 ED : AE 主要受雷达天线最大跟踪角速度和导弹可用过载的限制。 ED 为攻击区边界的最短距离, 此距离由导弹进入导引系统作用区的条件, 拦截目标所需要达到的速度条件以及引信解除保险的时间所确定。

低边界 CD : 主要是受雷达能成功截获的目标最低飞行高度, 导弹低空性能, 导引规律以及无线电引信参数等限制。

将图 2-116 所示的边界绕 A_0y_0 轴向左、向右各转 ε_{\max} 角, 则垂直攻击区扫过的空间区域就是整个攻击区。

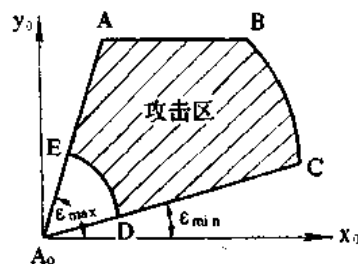


图 2-116 攻击区

二、地对空导弹发射区

与攻击区紧密相连的是发射区。发射区是由发射瞬时目标所在的可能位置构成的空间区域。导弹与目标相遇是在攻击区内, 可以用向目标运动相反的方向, 平移攻击区所有点的方法来绘制发射区。各点移动距离是以导弹起飞到相遇点的一段时间内, 目标飞行的距离, 如图 2-117 所示。图中 v_1 为目标的飞行速度, t_1 、 t_2 分别为在 1、2 两处导弹命中目标所需时间。

发射区的位置和大小取决于目标速度向量的大小。为了选择导弹发射时机, 必须知道发射区的位置。

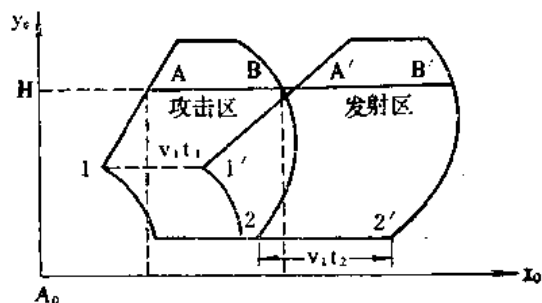


图 2-117 攻击区与发射区的关系

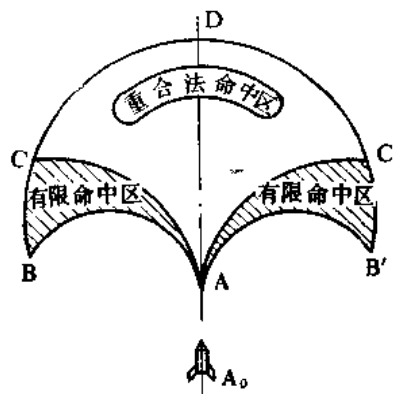


图 2-118 反坦克导弹攻击区

三、反坦克导弹攻击区

对于目视跟踪, 有线制导的反坦克导弹, 一般有图 2-118 所示的攻击区。这种攻击的扇

形区具有以下几个区域:

1. 死区 A_0A : 又称最小有效射程。就是说, 导弹有一个攻击不到目标的最小距离, 通常约为 400~500m, 称之为死区。目标必须在此最小距离(最小有效射程)以外, 导弹才可能被控制而命中目标。这是因为导弹起飞之后, 要被压低到低于坦克的高度和导引到瞄准线上来, 因此需要一段时间, 在这段时间内, 导弹已飞出去好几百米远了。采用管式发射的直接瞄准射击, 死区能缩短到二十几米, 这主要是受引信解除保险的限制所致。

2. 重合法命中区: 因为反坦克导弹通常采用三点导引, 故重合命中区就是用三点导引而命中目标的区域。这个区的特点是, 当目标出现在此区域内的任何位置时, 射手均可发射导弹去攻击目标, 在这种情况下, 导弹具有较高的命中概率。这是因为导弹攻击此区域内的目标, 导弹的可用过载可以保证导弹能被控制到瞄准线上来, 此时导弹不需要很大的控制指令和机动飞行就能实现三点导引, 射手操作起来也很容易。所以, 这个命中区是真正有实际意义的攻击区。

3. 有限命中区: 又称为导弹可能飞达区。此区的特点是, 虽然导弹可以飞到这个区域里面任何一点, 但由于受到导弹过载能力的限制, 导弹在飞行弹道上, 无法象重合法命中区那样实现三点导引, 故在此区域内, 导弹命中目标的概率很低。

4. A_0D 为最大射程, $\widehat{CDC'}$ 为远界, 它取决于导弹的飞行速度和主发动机的工作时间。

第三章 动力装置

导弹飞行的动力组成部分称为动力装置，或称为推进系统。

§ 3—1 发动机的基本组成、要求和分类

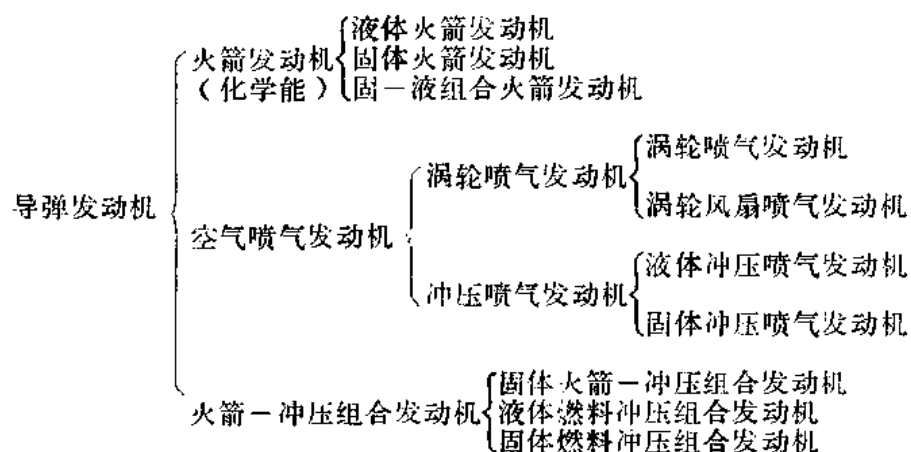
动力装置包括发动机及保证发动机正常工作所必需的系统和部件，如推进剂及其贮存、输送和调节系统，发动机固定装置和附件等。发动机是动力装置的主体部分，它由供推进剂进行燃烧的部件——燃烧室、喷管、点火装置，以及一些辅助部分所组成。由于推进剂存在着固态和液态两种状态，因而使得动力装置在组成上有很大差别，这种差别将从后面的介绍中可以看到。

由于导弹是一次性使用的武器，发动机一般只工作一次就完成使命，与其它发动机相比，它的工作寿命虽然很短，但对质量的要求却很高，这是因为导弹发动机必须满足导弹特殊性能的要求。诸如要求发动机必须一次给导弹提供足够的总能量；多方面的推力特性，如调节推力方向，不同的推力变化或推力分级；重量很轻、可靠性高、长期贮存、使用方便、经济性好等。

目前导弹上所用的发动机分类如下表所示：

发 动 机 分 类 简 表

表 3—1



表中所列举的火箭发动机都是利用化学能这一类，即利用燃烧反应所产生的能量。另外，还有利用核能（即利用核裂变和聚变反应及同位素衰变所产生的能量）和利用辐射能（如太阳能）的一类火箭发动机。利用核能的有核火箭发动机和电火箭发动机。电火箭发动机又有几种：等离子火箭发动机、离子火箭发动机和电弧加热火箭发动机。这些利用核能和太阳能的

火箭发动机目前还没有实际应用，只是在宇宙航行的飞船或探测器上进行试验。

§ 3—2 火箭发动机的主要性能参数

表示火箭发动机性能的一些指标称之为性能参数。它们主要有推力、总冲量、比冲量（或比推力）、推力-重量比、重量比以及单位迎面推力等。

一、推 力

（一）推力的含义和推力公式

图 3-1 是一个说明火箭发动机推力的形成图。推力室（由燃烧室和喷管组成）内燃烧气体的压力 p_c 比外界大气压力 p_a 高。由于推力室后面有一个开口——喷管，所以整个推力室壁上作用的所有压力的合力是向前的。又由于推力室沿轴线对称，侧面方向压力的合力为零。因此，沿推力室轴线向前方向压力的合力便是推力。所以，我们说火箭发动机推力就是推力室内、外表面上气体压力在推力室轴线向前方向的合力。这个合力 P 是推力室内燃气压力 p_c 的合力 P_1 减去推力室表面大气压力 p_a 的合力 P_2 ，其表示式为

$$P = P_1 - P_2 \quad (3-1)$$

$$\text{由图 3-1 看出 } P_2 = p_a A_e \quad (3-2)$$

因为只有喷管出口处的那块截面积 A_e 上的大气压力的作用没有平衡掉。（3-2）式是在不考虑空气流过推力室外表面时气流扰动的影响，即仍认为外壁受均匀大气压力 p_a 作用的条件下得出的。

下面的问题是如何把 P_1 求出来。为此，我们把推力室内的整个燃气取出来作为研究对象，并把作用在燃气上的作用力标上，如图 3-2 所示。根据作用与反作用原理，燃气对室壁作用的压力与室壁对燃气作用的压力大小相等，方向相反。同样，燃气对室壁作用的压力的合力也与室壁对燃气作用的压力的合力大小相等，方向相反，如图 3-1 所示，燃气对室壁作用力的合力为 P_1 ，室壁对燃气作用力的合力则为 $-P_1$ 。

根据动量定理，作用在燃气上的作用力等于该燃气的动量变化率。

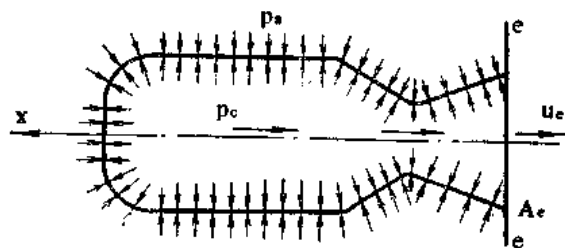


图 3-1 火箭发动机推力的形成图

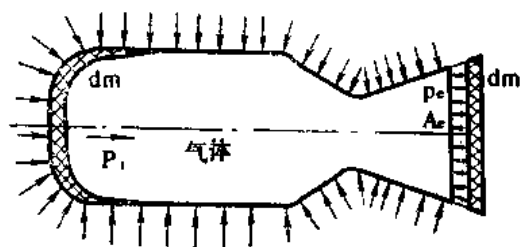


图 3-2 推力室内燃气所受的力

作用于所研究的对象——燃气上的作用力为

$$P_1 - p_e A_e$$

这是因为除了 P_1 作用外，还有喷管截面处那部分燃气流压力 p_e 也反过来对喷管出口截面内的燃气有作用，其合力为 $p_e A_e$ 。

下面再看燃气的动量变化率的表示式：

在整个推力室范围内，我们认为流动过程是稳定的和连续的一维流。在 dt 时间内，根据质量守恒定律，由推力室喷出去的燃气质量与由推力室前部流入推力室的推进剂的质量是相等的，设均为 dm 。于是，其动量的变化为

$$dm u_e - dm u_i = dm (u_e - u_i) \quad (3-3)$$

式中 u_e ——燃气的喷气速度；

u_i ——推进剂的流入速度。

则动量变化率为

$$\frac{dm}{dt} (u_e - u_i) = \frac{\dot{Q}}{g} (u_e - u_i) \quad (3-4)$$

式中 $\frac{dm}{dt}$ ——单位时间（每秒）内推进剂所消耗的质量，或者说每秒燃气质量流量。

令 $\dot{Q} = \frac{dm}{dt} g = \dot{m} g$, \dot{Q} 表示每秒所消耗的推进剂的重量流量，或者说表示每秒燃气重量流

量， \dot{m} 表示每秒所消耗的推进剂的质量流量。

由动量定理可得

$$P_1 - p_e A_e = \frac{\dot{Q}}{g} (u_e - u_i) \quad (3-5)$$

对液体火箭发动机，由于 u_i 相对于 u_e 小得多，可以把 u_i 忽略不计；对固体火箭发动机，由于推进剂就装在燃烧室里， u_i 等于零。所以 (3-5) 式便写成

$$P_1 - p_e A_e = \frac{\dot{Q}}{g} u_e$$

即

$$P_1 = \frac{\dot{Q}}{g} u_e + p_e A_e \quad (3-6)$$

将 (3-2) 和 (3-6) 式代入 (3-1) 式，得

$$P = \frac{\dot{Q}}{g} u_e + (p_e - p_a) A_e \quad (3-7)$$

(3-7) 式便是火箭发动机的推力公式，它与第二章 (2-5) 式是一致的。

(二) 影响推力的主要因素

从上述推力公式可以看出：

1. 推力由两部分组成, 前一部分 $\frac{\dot{G}}{g} u_e$ 称为动量推力; 后一部分 $A_e(p_e - p_a)$ 称为压差推力。由于动量推力占整个推力的主要部分, 因此, 增大推进剂重量流量和提高喷管出口面的燃气喷气速度都能加大推力。压差推力项中, 通常 $p_e > p_a$, 故压差推力为正值, 随着导弹飞行高度的增加而增大。图 3-3 表示火箭发动机推力随飞行高度的变化关系。

2. 为了便于估计发动机的推力, 可以把推力公式改写成简便的形式, 即以推力系数表示的形式

$$P = c_p p_c A_t \quad (3-8)$$

式中 c_p ——推力系数;

p_c ——燃烧室压力;

A_t ——喷管喉部截面积。

这个关系式我们不作推导, 只简单说明如下:

根据热力学与气体动力学, 有如下两个关系式:

(1) 火箭发动机的燃气质量流量与燃烧室压力、喷管喉部截面积成正比

$$\frac{\dot{G}_g}{g} = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_0}} \quad (3-9)$$

式中 \dot{G}_g ——燃气每秒重量流量;

k ——燃气的比热比 (定压比热与定容比热之比值);

R ——气体常数;

T_0 ——燃烧室内的燃气总温度。

(2) 火箭发动机燃气喷气速度 u_e , 有如下关系式

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3-10)$$

将(3-9)和(3-10)式代入推力公式(3-7)式, 经整理得

$$P = p_c A_t \left\{ \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \right. \\ \left. + A_e (p_e - p_a) \right\}$$

于是推力系数

$$C_p = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \\ + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \quad (3-11)$$

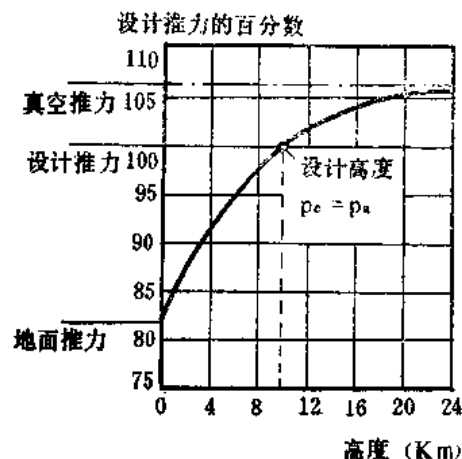


图 3-3 火箭发动机的推力随飞行高度的变化曲线

(3-11)式表示了推力系数 $C_p = f(k, p_o/p_c, A_o/A_t, p_a/p_c)$ 的函数关系, 即推力系数 C_p 与燃气比热比 k , 喷管膨胀比 p_o/p_c , 喷管截面积比 A_o/A_t , 以及外界大气压力与燃烧室压力之比 p_a/p_c 等因素有关。由于喷管膨胀比 p_o/p_c 与喷管截面积比 A_o/A_t 、燃气比热比 k 有如下对应关系, 即

$$\frac{A_o}{A_t} = \frac{\sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{\left(\frac{p_o}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_o}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \quad (3-12)$$

因此, 推力系数 C_p 简化成只与喷管截面积比 A_o/A_t , 燃气比热比 k , 以及外界大气压力与燃烧室压力之比 p_a/p_c 有关, 即有 $C_p = f(k, A_o/A_t, p_a/p_c)$ 的函数关系。

对于火箭发动机, 燃气比热比变化不大, 通常 $k=1.15 \sim 1.25$ 。如果已知燃烧室的压力 p_c , 喷管喉部截面积 A_t , 喷管截面积比 A_o/A_t 及外界大气压力 p_a , 就可由图 3-4 那样的推力系数关系曲线查出推力系数值, 并估算出推力值来。大多数情况下, C_p 在 1.4~1.6 之间。由(3-8)式和(3-11)式可以看出, 推力的大小主要取决于燃烧室的压力 p_c , 喷管喉部截面积 A_t , 以及喷管截面积比 A_o/A_t 。

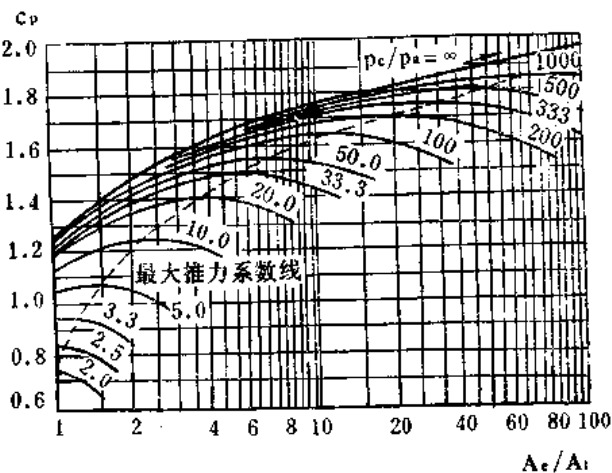


图 3-4 推力系数 C_p 与面积比 A_o/A_t 及燃烧室压力与外界大气压力之比 p_c/p_a 的关系曲线 ($k=1.20$)

二、总 冲 量

火箭发动机的总冲量, 即发动机的推力对时间的积分

$$I_o = \int_0^{t_k} P dt \quad (N \cdot S) \quad (3-13)$$

式中 P ——发动机的推力;

t_k ——发动机的总工作时间。

它代表火箭发动机的工作能力, 导弹所能达到的飞行速度和射程, 取决于发动机提供的总冲量。为了获得一定的总冲量, 发动机可以采取大推力, 短工作时间的方案, 也可以采取小推力, 长工作时间的方案, 只要推力-时间变化曲线所包围的面积相等。不同的方案影响导弹飞行速度随时间的变化规律, 要确定最佳推力-时间曲线则主要应从导弹飞行和控制的要求出发, 同时还要考虑到发动机的设计情况。

对于一定的发动机来说, 推力公式为

$$\begin{aligned} P &= \frac{\dot{G}}{g} u_{ef} + A_e (p_e - p_a) \\ &= \frac{\dot{G}}{g} \left[u_{ef} + \frac{A_e (p_e - p_a)}{\dot{G}/g} \right] = \frac{\dot{G}}{g} u_{ef} \end{aligned} \quad (3-14)$$

有效喷气速度 u_{ef} 主要取决于推进剂的性能, 并且还与发动机工作完善的程度有关, 当推进剂选定以后, 它的值变化一般不大。

根据(3-13)和(3-14)式, 于是总冲量可写成

$$I_0 = \int_0^{t_k} \frac{\dot{G}}{g} u_{ef} dt \quad (3-15)$$

如果发动机的推力始终为常值, 则总冲量

$$I_0 = \frac{G_p}{g} u_{ef} \quad (3-16)$$

式中 G_p ——所消耗推进剂的总重量。

所以, 总冲量 I_0 除了与有效喷气速度有关外, 还取决于推进剂的总重量。如果推进剂一旦选定之后, 则总冲量就主要取决于推进剂的总重量了。

三、比冲量或比推力

发动机的总冲量除以所消耗的推进剂的总重量, 就得到下面表达式

$$I_s = \frac{I_0}{G_p} \quad (s)^\ominus \quad (3-17)$$

式中 G_p ——所消耗的推进剂的总重量。

(3-17)式表示了每消耗一公斤推进剂所产生的冲量, 称为比冲量。

比冲量是发动机最重要的性能参数。首先, 比冲量影响导弹所获得的飞行速度。这可由下面关系式来说明: 在第二章中曾介绍过齐奥尔科夫斯基理想速度公式(2-8)

$v = -u_{ef} \ln \frac{M}{M_0}$, 将(3-16)式代入(3-17)式, 则(3-17)式可写成

$$I_s = \frac{u_{ef}}{g} \quad (3-18)$$

以(3-18)式代入齐奥尔科夫斯基公式, 便得到

$$v = -I_s g \ln \frac{M}{M_0} \quad (3-19)$$

[⊖] 比冲量的单位按国际单位制应为[m/s], 但人们习惯按传统单位[s]计量, 我们也采用[s]。

(3-19)式表明比冲量愈高, 导弹所获得的速度就愈大。

其次, 当总冲量一定的情况下, 比冲量影响推进剂的重量, 同时也影响发动机和导弹的尺寸和重量。如果比冲量高, 则所需推进剂就少, 发动机、导弹的尺寸和重量都可减小。当推进剂重量一定情况下, 比冲量影响发动机的总冲量, 如果比冲量高, 则发动机可获得的总冲量就大。

推力是反映发动机力量大小的指标, 总冲量是反映发动机工作能力大小的指标, 但它们都不能反映推进剂能量的高低和发动机内部工作过程完善的程度。而每消耗一公斤推进剂所产生的冲量, 即比冲量, 就能反映推进剂的能量和发动机工作过程的质量。

将(3-18)式中 $u_{e,t}$ 的表达式引进来, 就得到

$$I_s = \frac{u_e}{g} + \frac{A_e(p_e - p_a)}{\dot{G}} \quad (3-20)$$

此式反映了比冲量与推进剂的能量和发动机工作过程的质量有关。要提高比冲量, 主要在于提高推进剂的能量, 采用高能推进剂; 其次在于正确地设计工作过程完善的发动机。

液体火箭发动机习惯用比推力这个名称, 即发动机推力与推进剂每秒的消耗量之比值称为比推力, 其表达式为

$$P_s = \frac{P}{\dot{G}} \quad (s) \ominus \quad (3-21)$$

即每消耗一公斤推进剂所产生的推力称为比推力。

如果发动机的推力是常值, 此时, 推进剂每秒的消耗量也是常值, 则

$$I_s = \frac{I_0}{G_p} = \frac{P t}{\dot{G} t} = \frac{P}{\dot{G}} = P_s \quad (3-22)$$

(3-22)式说明比冲量和比推力是一回事。

固体火箭发动机之所以用比冲量来表示其性能参数, 这是因为发动机的总冲量易于用试验测得。而液体火箭发动机易于从试验中测得推进剂的每秒流量, 所以用比推力来表示其性能参数。

目前, 火箭发动机的比冲量(比推力)值列于下表:

火箭发动机比冲量(比推力)值

表3-2

发动机类型	应用的推进剂	比冲量(s) (比推力)
液体火箭发动机	液氧和煤油	250~270
	液氧和液氢	340~360
	偏二甲肼和四氧化二氮	250~260
固体火箭发动机	双基火药	180~200
	改性双基火药	约 240
	复合药粉(加铝粉)	240~250

⊖ 比推力的单位按国际单位制应为 $[m/s]$, 因它和比冲一样, 我们也采用单位 $[s]$ 计量。

四、推力-重量比

减轻导弹的重量具有很重要的意义，如果设计一种动力装置，它的推力大而结构重量轻，这无疑是成功的。因此，人们用推力-重量比，即发动机的推力与动力装置的结构净重的比值来作为衡量发动机性能的一个指标。推力-重量比的含义就是一公斤动力装置的结构净重所发出的推力，所以，它反映了动力装置的重量特性。

五、重量比

对于固体火箭发动机来说，由于它的推力大小随环境温度发生变化，因而推力-重量比也随之改变。在这种情况下，用发动机所装的推进剂重量与动力装置总重量的比值，即发动机的重量比这个性能参数就更为合适。目前，固体火箭发动机的重量比为0.85或者更大些。对于一定的固体推进剂来说，发动机所装的推进剂重量反映了发动机总冲量的大小，所以重量比实质上反映了发动机总冲量与动力装置总重量的比值，其数值为 $1000\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 左右，先进者可达 $1750\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

六、单位迎面推力

即发动机的推力与它的最大横截面积之比值。如果单位为 N/m^2 ，其含义就是发动机每平方米迎风面积所产生的推力。

单位迎面推力是评定发动机空气动力特性的指标。在给定的推力值下，单位迎面推力愈大，则表示发动机的迎风面积就愈小；反之，则相反。发动机的迎风面积实际上反映导弹的迎风面积，因而影响导弹的飞行阻力。

§ 3—3 液体火箭发动机

液体火箭发动机是使用液体推进剂的火箭发动机。这种发动机，它的工作原理、组成部分及其结构与推进剂密切相关，所以我们先介绍一下液体推进剂。

一、液体推进剂

推进剂是火箭发动机的能源和工质，由燃烧剂和氧化剂组成。液体推进剂是指所用的燃烧剂和氧化剂为液体状态。

（一）液体推进剂的类型

按组元分类，有单组元、双组元和三组元推进剂。三组元推进剂目前尚未使用。单组元推进剂是指燃烧剂和氧化剂成一种混合状态，它可以是几种化合物的混合物（如过氧化氢（ H_2O_2 ）与酒精（ $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ ）混合物），也可以是一种化合物（如硝基甲烷（ CH_3NO_2 ））。其特征是平常条件下稳定，加热和加压或催化反应下便分解产生热的气体。由于有不稳定

性,比较危险,而且比推力小,所以不常作发动机主推进剂,只用于姿态控制发动机。当推进剂中的燃烧剂和氧化剂在未进入燃烧室前不混合,分开贮存,就称为双组元推进剂,它是目前液体火箭发动机通常使用的推进剂。这种双组元推进剂又可分为自燃和非自燃,高沸点和低沸点推进剂。

(二)对液体推进剂的要求

液体推进剂对导弹和发动机的性能、结构有很大影响,良好的推进剂能减轻导弹的结构重量,增大飞行速度和射程,保证火箭发动机工作可靠。我们对推进剂的要求是多方面的,但主要的是包括性能、使用和生产经济等几个方面。

从性能方面主要要求推进剂具有高比推力。然而,还需要考虑推进剂的密度,因为密度低可能导致装载推进剂的贮箱尺寸很大而使导弹的结构重量和尺寸加大。为此用体积比推力来作为一个参考指标,体积比推力是比推力与密度的乘积值($s \cdot (g/cm^3)$),它表示了推进剂的比推力、密度与贮箱的尺寸关系。

为了利用推进剂有效地散热以冷却燃烧室和喷管,希望它的比热要大。为了保证发动机燃烧起动性能好,则要求它的燃烧速度快,点火时间短,燃烧稳定,在燃烧过程中不发生有害的振荡等。

从使用方面要求无腐蚀或腐蚀性小,无毒性或毒性极小,物理和化学性质稳定,冰点低,沸点高,蒸汽压低,粘度小等。

从生产经济方面要求资源丰富,容易制造,能大量生产,成本低廉。五硼烷(B_5H_9)性能虽好,就因为生产经济原因而没有利用。

(三)几种主要的推进剂

1. 燃烧剂

作为液体燃烧剂的燃烧元素主要有碳、氢、氮和硼等。含单燃烧元素的燃烧剂有液氢等;由不同的燃烧元素结合而成的碳氢类燃烧剂有煤油和酒精等;氮氢类燃烧剂有肼及其衍生物等。五硼烷属于硼氢类燃烧剂。

液氢 按其性能讲是最好的燃烧剂。其燃烧产物的分子量低,因而比推力高而燃烧温度不高,无毒性,无腐蚀,来源广,产量大,成本低,其缺点是密度很小($0.07g/cm^3$),沸点太低($-252.79^\circ C$),这给选择贮箱材料带来了困难,并且不好贮存,只有在临发射前向贮箱里加注。

煤油 它比其他许多碳氢化合物有很大的优点,首先它容易取得和价钱便宜。其次是热值较高,作冷却剂好,使用方便。缺点是密度较小($0.8 \sim 0.85g/cm^3$),可能产生不稳定燃烧。

肼及其衍生物 肼(N_2H_4)由氨制得,密度为 $1.01g/cm^3$,分解时放热,可以用作单组元推进剂。肼的稳定性较差,冰点高($-2^\circ C$),会损坏橡皮和许多有机材料。肼的烃基化合物偏二甲肼($(CH_3)_2N_2H_2$)性能有所改善,比肼的稳定性好,密度为 $0.795g/cm^3$,沸点为 $63^\circ C$,冰点为 $-58^\circ C$ 。肼、偏二甲肼都与硝酸或四氧化二氮组成自燃推进剂。偏二甲肼和混肼(50%肼+50%偏二甲肼)是可贮存“预包装”的液体燃烧剂。

2. 氧化剂

作为液体氧化剂的氧化元素是氟、氧和氮。液氟和液氧是强氧化剂，其它一些复合氧化剂则是由不同氧化元素结合的化合物，或者还与燃烧元素（碳、氢等）相结合，这有硝酸、氮的氧化物（四氧化二氮、一氧化氮和一氧化二氮）、过氧化氢等。

液氟 它是极强的氧化剂。沸点 -188°C ，此时密度为 $1.51\text{g}/\text{cm}^3$ 。液氟及其燃烧产物都有剧毒，因而在使用上受到限制。

液氧 含有100%的氧化元素，氧化力强，与液氧组合的推进剂热值很高。沸点为 -183°C ，此时的密度为 $1.14\text{g}/\text{cm}^3$ 。无毒性、无腐蚀性、来源广、生产量大、成本低。但具有低沸点带来的难贮存的缺点。

硝酸 含有76%的氧，是较强的氧化剂。密度为 $1.52\text{g}/\text{cm}^3$ ，沸点为 86°C ，冰点为 -42°C 。硝酸蒸气有毒，对一般金属腐蚀性大，但对不锈钢、铝和铝合金不腐蚀。如果加入一些添加剂，如40%液态四氧化二氮，可提高推进剂的热值、比重和自燃能力；加入硫酸可减少硝酸对材料的化学腐蚀，并改善发动机的起动性能。

四氧化二氮 密度为 $1.45\text{g}/\text{cm}^3$ ，沸点为 22°C ，冰点为 -11.2°C 。因为它的液态物质容易贮存，所以很受到重视。

过氧化氢 高浓度的过氧化氢（浓度在80%以上，如85%或90%），在室温下缓慢地分解放出氧气，如果用催化剂（高锰酸钾 KMnO_4 ）就能促使其迅速分解。80%浓度过氧化氢的密度为 $1.34\text{g}/\text{cm}^3$ ，沸点为 151°C ，冰点为 -25°C 。过氧化氢不能与铜及其它重金属接触，以免促使分解。一般用作涡轮的动力气源或姿态控制小发动机的单组元推进剂。

二、发动机的组成、结构及其作用原理

目前，液体火箭发动机都使用双组元推进剂，由于燃烧剂和氧化剂分别存放在导弹上的推进剂贮箱里，因此，在发动机工作时，需要推进剂输送系统分别将它们送进燃烧室中去。所以，液体火箭发动机除包括有推进剂输送系统、流量调节控制活门、推力室外，还有冷却系统和固定零、部件的发动机架等。

下面对液体火箭发动机的工作原理、主要组成部分、结构及其作用原理作一些介绍。

（一）推进剂输送系统

液体火箭发动机正常工作时，要有一定的压力把推进剂由贮箱送进燃烧室去，这要靠推进剂输送系统来完成。对液体火箭发动机来说，正常地输送推进剂是保证发动机正常工作的关键。目前液体火箭发动机推进剂的输送形式可分为两类：挤压式输送和涡轮泵式输送。

1. 挤压式输送系统

液体推进剂借助高压气体的压力作用在推进剂液面上，使推进剂经过管路、阀门、喷注器而进入燃烧室混合并燃烧，故称之为挤压式输送系统。

图3-6所示为挤压式输送系统的简单示意图。

这种输送系统的工作过程如下：

高压气瓶1是剂压推进剂的气体来源，其内的气体压力高达 $25\sim 35\text{MPa}$ 。高压气体在高压爆破活门2和低压爆破活门4打开之后，经过减压器3把压力降低至所需要的压力值 $3.5\sim 5.5\text{MPa}$ 。此时，气体冲破上面的自然破裂隔膜5，分别进到燃烧剂贮箱6和氧化剂贮箱7

的液面上去挤压燃烧剂和氧化剂，燃烧剂和氧化剂则分别由各自的管路压破隔膜5，经由流量控制板8，最后从喷注器进入燃烧室9进行燃烧，从而产生高温、高压燃气由喷管以高速喷出获得反作用推力。

挤压式输送系统所用的高压气体应当对燃烧剂和氧化剂均是惰性的，所以采用高压空气、氮气和氦气。这种输送系统的高压气源也可以不用高压气瓶，而采用专门的燃气发生器。燃气发生器是一种用固体火药（这种用火药的燃气发生器又称为火药蓄压器）或液体推进剂在专门的燃烧室内燃烧产生所需压力的燃气装置。为避免温度过高引起推进剂在贮箱中发生燃烧的危险性，氧化剂箱所用的燃气发生器采取非常富氧燃烧（氧化剂组元过剩的燃烧），而燃烧剂箱所用的燃气发生器采取非常富燃燃烧（燃烧剂组元过剩的燃烧）。燃气发生器的挤压式输送系统比高压气瓶的输送系统重量轻，但结构复杂一些。

采用挤压式输送推进剂，需要高压气体和气罐，推进剂贮箱也要承受一定的高压。对于推力较小，工作时间较短的发动机，由于系统简单，重量不会很大；对于推力较大而工作时间又长的发动机，就会导致高压气体和气罐以及推进剂贮箱重量的增加。所以采用这种系统的火箭发动机不宜于做得过大。

2. 涡轮泵式输送系统

发动机工作时，用涡轮直接带动高转速的离心泵将推进剂组元分别由贮箱中抽出，然后压入燃烧室中混合并燃烧，故称之为涡轮泵式输送系统。

图3-7为泵式输送系统的简单示意图。

这种输送系统是将推进剂的燃烧剂和氧化剂，分别用燃烧剂泵和氧化剂泵抽出来，经由它们的主管路流入燃烧剂和氧化剂的主活门而进入燃烧室。

为了避免在泵的进口处出现汽蚀现象，推进剂贮箱里仍然需要小的增压。常温的推进剂可用高压气瓶系统来增压；低沸点的氧化剂（如液氧，沸点为 -183°C ）可用氧化剂经过热交换器让它汽化产生蒸气来增压。

驱动涡轮的动力气源通常取自下面两种情况：

（1）由燃烧室中分出燃气

发动机主燃烧室中的燃气温度很高，都在 3000°C 左右，这样高温的气体作为涡轮的工质会使涡轮机件变形或烧坏。所以，应对分出来的燃气附加些燃烧剂（或富燃燃气）或水使燃气温度降低到涡轮允许的温度。

（2）用单独的燃气发生器产生燃气

就是直接从泵的出口处抽出一定比例的推进剂（燃烧剂和氧化剂），在单独的辅助燃烧室中进行燃烧，产生约为 $600\sim 700^{\circ}\text{C}$ 的高压燃气去驱动涡轮转动。涡轮的启动是先靠辅助燃

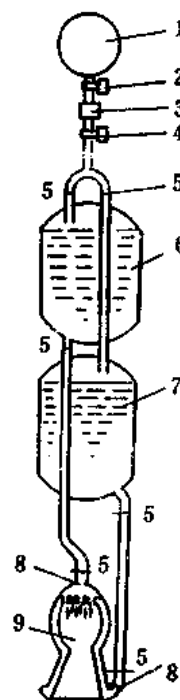


图3-6 液体火箭发动机挤压式输送系统简图

1—高压气瓶；2—高压爆破活门；
3—减压器；4—低压爆破活门；
5—隔膜；6—燃烧剂贮箱；7—氧化剂贮箱；8—流量控制板；9—燃烧室。

烧室中装临时火药包，让药包燃烧产生燃气推动涡轮来带动泵运转，待泵送出推进剂之后，就可直接供应一定比例的推进剂到辅助燃烧室中去燃烧，此时辅助燃烧室中的燃气便维持涡轮泵继续正常工作了。

图 3-7 所示的燃气发生器，其燃气的温度和数量由氧化剂调节器来进行控制。这种控制方法，由于它能够控制涡轮的功率，因而也就控制了进入燃烧室的推进剂流量，从而达到了对发动机推力的调节。

采用泵式输送推进剂，从推进剂贮箱一直到泵入口的设备都不要求承受高压，虽然增加了涡轮、离心泵及其它辅助设备，但并不会使整个系统的重量比挤压式系统大。对于现代火箭发动机，特别是燃烧室压力高，推力大，工作时间长的，都采用泵式输送系统。然而，这种系统的结构比较复杂。

(二) 推力室

推力室是液体推进剂进行混合和燃烧，燃气进行膨胀以高速喷出而产生推力的部件。推力室包括有喷注器、燃烧室和喷管三部分（见图 3-7）。

1. 喷注器

喷注器的作用是把推进剂喷入燃烧室，使之雾化并混合均匀。喷注器的设计对推力室正常工作和燃烧的完全性、稳定性有很大影响。喷注器的主要部分是喷嘴。其形式有直射式喷嘴和离心式喷嘴两种，如图 3-8 所示。直射式喷嘴实质上就是在头部底板上开各种小孔，图 3-8(c) 所示的是淋浴喷头式的平板直射式喷嘴，这种喷注方式因为推进剂没有横向速度，因此混合效果

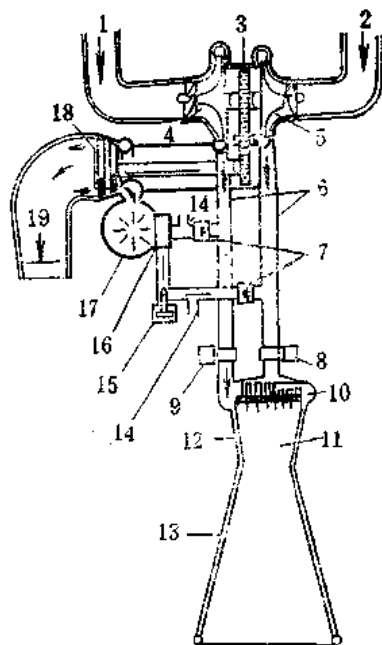


图3-7 液体火箭发动机泵式输送系统简图
1—来自贮箱的燃烧剂；2—来自贮箱的氧化剂；3—齿轮；4—燃烧剂泵；5—氧化剂泵；6—推进剂主管路；7—单向活门；8—氧化剂主活门；9—燃烧剂主活门；10—喷注器头部；11—推力室；12—燃烧室；13—喷管；14—起动贮箱供给的推进剂；15—氧化剂调节器；16—碟形活门；17—燃气发生器；18—涡轮；19—涡轮废气。

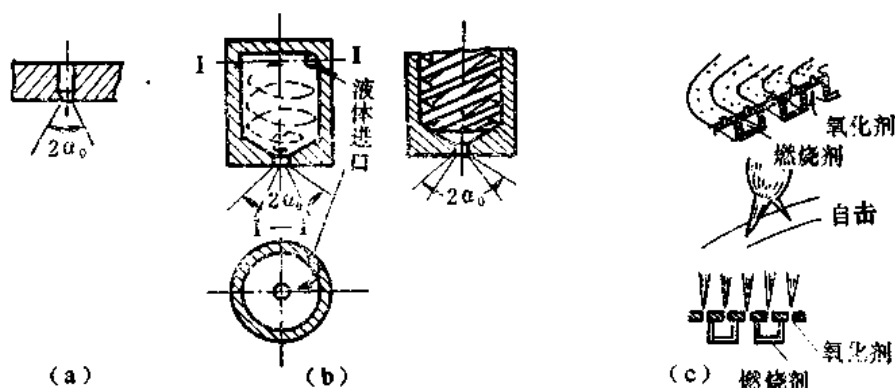


图3-8 喷嘴形式

(a) 直射式喷嘴；(b) 带切向孔的和带涡旋器的离心式喷嘴；(c) 淋浴喷头式的平板直射式喷嘴。

差,即液珠大,喷射锥角小,推进剂燃烧不完全。射流撞击式喷嘴对混合性能有所改善,喷嘴排列使两股液体射流在距离喷嘴端面一个短距离处进行撞击。如果同种推进剂(如氧化剂与氧化剂)成对射流撞击,就称自击式。如果不同种推进剂(如氧化剂与燃烧剂)成对射流撞击,就称互击式。后者有可能影响燃烧不稳定性,对大尺寸的液体火箭发动机其影响就更大。离心式喷嘴的特点是当推进剂进入喷嘴后,能产生一个旋转运动,而当推进剂从喷嘴喷出时,在离心力作用下形成一个锥形薄膜,同时由于受气动力和表面张力的作用而分裂成细小的液珠,因此雾化得细微且均匀,燃烧完全性较好。但这种形式喷嘴的流量小,尺寸大,结构复杂。喷嘴一般用螺纹连接或焊接方法装在燃烧室头部。其排列必须保证推进剂在燃烧室中均匀分布。在头部燃烧室壁附近经常有意地多排列一些燃烧剂喷嘴,以便造成一层低温区,用以保护室壁不致烧坏。

2. 燃烧室

燃烧室是液体推进剂进行雾化、混合和燃烧的地方,所以,它具有一定的形状和容积。通常球形(或椭圆形)燃烧室在给定的容积条件下其外壳表面积小,壁较薄,重量较轻,由于燃气流有较好的紊流性,提高了燃烧的完全程度和比推力。因此,长时间工作的大推力发动机用这类形状的燃烧室。圆柱形燃烧室结构简单,制造容易,外廓直径也较小,但缺点是强度性能较差,会降低燃烧的完全程度和比推力。短时间工作的小推力发动机都用圆柱形燃烧室。

燃烧室的结构形式有两类:双层壁结构和管束式壁结构。

双层壁结构如图3-7所示,其内壁和外壁一般由钢板成型后焊接而成,内外壁之间通过燃烧剂(即冷却剂)以对室壁进行冷却。因为燃烧室和喷管是连成一体,所以喷管也是双层壁结构,冷却剂先通过喷管出口面附近的夹壁,然后流向燃烧室的头部,并由喷注器而进入燃烧室。这种双层壁燃烧室由于重量大,故多用在小推力发动机上。

图3-9所示的是一种管束式壁结构的燃烧室,它由很多根管(如镍管)并排连在一起经钎焊形成所要求的内外表面和结构,所以称为管束式壁结构。为了使管子相互间紧密地配合成一体,管子通常做成近似为矩形断面。组成燃烧室内壁这一面管子的尺寸由管子的数目和燃烧室的半径来确定。由于喷管从燃烧室往上是扩大的,因此,喷管内壁这一面管子的尺寸沿喷管长度是变化的,管子的断面形状也是变化的,在喉部处管子的断面形状窄而高,往上又逐渐变宽变矮,到喷管出口处达到最宽最矮。

为了保证燃烧室(包括喷管)的强度,在其壁上加一些环形钢带箍或者加上缠绕物(金属丝或玻璃纤维)。这种结构仍用燃烧剂对室壁进行冷却,燃烧剂从燃烧室头部环形进口支管进来,沿着管子向下流到喷管口部环形反回支管,然后回头流到燃烧室头部由喷注器进入燃烧室。

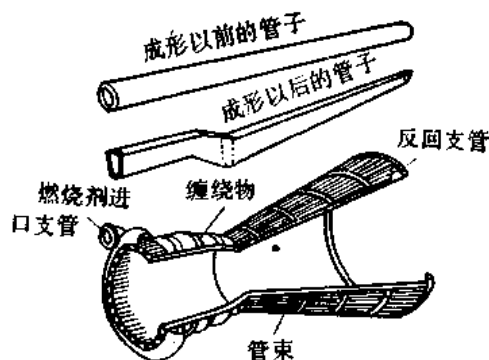


图3-9 管束式壁燃烧室及喷管的结构方案

显然,这种管束式壁燃烧室一般用在大型发动机上。

上面所谈的两种结构形式的燃烧室和喷管,其冷却的方式称为外冷却式,或称为再生冷却式。所谓再生冷却是说冷却剂经夹壁流动,冷却剂所吸收的热量没有浪费掉,而是增加了推进剂在进入喷嘴前的能量,这就是再生冷却。如果热流过大,再生冷却不能满足要求,这时,还需采取内冷却。其方法是在燃烧室壁上开许多小孔,让燃烧剂沿小孔贴内壁渗透,液体成薄层散开以形成保护膜和蒸气层来达到冷却的目的,由于是在内壁造成冷却,故称之为内冷却。内冷却引起发动机的比推力降低,结构也复杂。

3. 喷管

喷管的作用是为了获得超音速燃气喷流,因而称为超音速喷管。

液体火箭发动机,由于喷管和燃烧室做成一体,而且喷管的收缩段往往包含在燃烧室内,一般用平滑相接的曲线(如圆弧)来做收缩段的通道。收缩段的收缩角为 $70^{\circ}\sim 90^{\circ}$,如果角度过大,会引起截面积急剧收缩,气流进口情况恶化。如果角度过小,会使得喷管长度加大。喷管的扩张段对喷管的工作效率和比推力有着很大的影响。最简单的是锥形喷管,从气体在锥形喷管中的能量损失观点来说,扩张角为 20° 左右比较适当,如果角度过小,要引起喷管的长度和重量增加;如果角度大于 30° ,会出现燃气流与喷管壁面分离而造成能量损失。所以,扩张角一般取为 $25^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 。随着发动机推力和喷管膨胀比的加大,新型喷管——特型喷管得到了广泛的应用。当喷管长度相同时,采用特型喷管可使其比推力比锥形喷管提高 $2\sim 3\%$;当推力系数相同时,其长度要短 $30\sim 50\%$;因而重量和表面积减小的数值也大致相同。所谓特型喷管就是扩张部分的表面母线与超音速流动中膨胀的气体流线相一致。特型喷管的型面曲线一般为抛物线或直线与圆弧组合曲线。为了减小燃气流在特型喷管中的能量损失,缩短喷管长度和减轻重量,扩张角增大到 $40^{\circ}\sim 50^{\circ}$ 为宜。喷管喉部面积的大小与燃烧室压力值的大小有关,而燃烧室的压力值主要与发动机的推力,工作时间,推进剂输送系统的类型和导弹的方案等多方面的因素有关,需要全面综合选定,是发动机的重要设计参数。

§ 3—4 固体火箭发动机

固体火箭发动机是使用固体推进剂的火箭发动机。这种发动机,推进剂被做成一定形状的药柱(称为装药)装填在燃烧室中,药柱直接在燃烧室中点燃并燃烧,高温燃气由喷管以高速喷出而产生反作用推力。由于不存在推进剂加注和输送的问题,所以不需要专门的推进剂加注设备和输送系统,这就使得导弹和发动机在结构上非常简单,使用上非常方便。

图 3—10 所示的是一种典型的固体火箭发动机。它的基本组成部分包括有:燃烧室 1、喷管 2、药柱 3 和

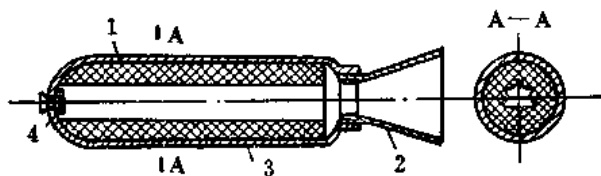


图 3—10 固体火箭发动机的基本组成部分
1—燃烧室; 2—喷管; 3—药柱; 4—点火装置。

点火装置4。此外,有的发动机还有一些辅助部分如药柱支承件、挡药板、密封件以及隔热涂层等。

下面我们对固体火箭发动机的工作原理、固体推进剂以及发动机的主要组成部分、结构及作用原理进行介绍。

一、固体推进剂

固体推进剂常称为火药。

(一) 火药的类型

火药的品种很多,但目前,按其物理结构分类较为普遍,因为结构不同,则工艺方法,燃烧性能和物理力学性质有显著差别。按这种方法分类,火药分为均质(双基)火药、异质(复合)火药和改性双基火药。

1. 双基火药

它是以塑化的硝化纤维素为基的火药,其特点是结构比较均匀,因而称为均质火药。其中主要的一种类型是以硝化纤维(又称硝化棉)和硝化甘油为基本成分的,所以称为双基火药。它的组成成分及其作用大体如下:

(1) 硝化棉 含量一般在50~60%。它是棉纤维素与硝酸进行反应而得到的产物,是双基火药的主要能源(燃烧剂),同时它又是保证火药机械强度的基础。由于硝化甘油对含氮量高的硝化棉的溶解力较差,所以在双基火药中一般用含氮量在12%以下的弱棉即3号棉。(注:1号棉含氮量13~13.5%;2号棉含氮量12.05~12.4%,它们均为强棉;3号棉含氮量11.8~12.1%)。

(2) 硝化甘油 含量一般在25~30%。也是双基火药的主要能源(氧化剂),并作硝化棉的溶剂,与之制成一定形状的药柱。

(3) 助溶剂和增塑剂 助溶剂含量一般为10~12%。它增加硝化棉在硝化甘油中的溶解度,是双基火药中普遍具有的成分。一般用工业二硝基甲苯(二硝基甲苯与三硝基甲苯混合物)作助溶剂。为了削弱硝化棉分子之间的作用力,使它具有可塑性,一般还加入苯二甲酸二丁酯这种增塑剂。

(4) 安定剂 用含量约3%的碱性安定剂(二号中定剂),它能阻止硝化棉、硝化甘油自动分解,以保证火药长期贮存时有较稳定的化学安定性。

(5) 燃烧催化剂和稳定剂 燃烧催化剂的含量一般在2~5%,氧化镁、氧化铝能加速火药组成的热分解,提高低压燃烧速度。燃烧稳定剂碳酸钙与氧化铝组合,石墨与苯二甲酸铅组合,能消除发动机中共振燃烧(即消除二次或多次压力峰,使压力-时间曲线平滑稳定),使燃烧稳定。

(6) 工艺附加物 主要是为了改善制造工艺性能,利于加工成型。可加入1%左右的凡士林。或加入变压器油、硬脂酸锌。

2. 异质火药

它是氧化剂和燃烧粘结剂以机械混合物形式存在的火药,其特点是结构不均匀,因而称为异质火药或复合火药。它的主要成分有氧化剂、高能可燃剂和燃烧粘结剂。除此以外,还

添加入其它一些成分。下面介绍各组成成分及其作用:

(1) 氧化剂 是含有高百分比活性氧的物质。常用的有过氯酸盐(如过氯酸铵、过氯酸钾、过氯酸钠、过氯酸锂)和硝酸盐(如硝酸铵、硝酸钾、硝酸钠、硝酸锂),其中以过氯酸铵应用最广,因为它价廉,易生产,比冲量高。

(2) 高能可燃剂 这是为了增加燃烧产物的温度,提高火药的能量而加入的成分,如铝粉、硼粉或镁粉等,其中以铝粉应用最普遍,同时铝粉还能起燃烧稳定的作用。

(3) 燃烧粘结剂 它一方面是燃烧剂,另一方面通过它把各个组成成分粘结起来,使之成型并具有一定的机械强度。这种燃烧粘结剂一般用高分子化合物,如聚硫橡胶、聚胺酯、聚丁二烯、聚氯乙烯和沥青等。

(4) 增塑剂 为了增加可塑性,也用苯二甲酸酯类和硬脂酸。

(5) 固化剂和固化促进剂 为了使火药从塑性状态变硬并具有足够的强度需加入固化剂,为了促进固化速度需要加入固化促进剂。由于粘结剂种类不同,这些加入物也不相同,例如橡胶类火药,用硫黄作固化剂,用氧化镁、氧化铅作固化促进剂。

(6) 防老化剂 防止药柱老化。

(7) 燃烧催化剂和稳定剂 有氧化镁、氧化锰等。

此外,还有工艺附加物及其它附加物。然而,添加的成分不是每种异质火药都有,而是根据具体的粘结剂以及对火药的要求而有选择地加入。

异质火药常以燃烧粘结剂作为类别的命名,例如用聚硫橡胶作为粘结剂的火药就称为聚硫橡胶火药,这是常见的一种,其组成成分见下表3-3。其它还有丁晴烃、聚氨脂、丁羟等火药。

聚硫橡胶火药的组成成分

表3-3

组成成分的名称	含量(%)	作用	组成成分的名称	含量(%)	作用
过氯酸铵	67	氧化剂	丁烯二酸酐	0.3	固化剂
铝粉	5	高能可燃剂	过氧化铅	0.6	固化促进剂
聚硫橡胶	19	燃烧粘结剂	碱式亚铬酸铜	0.9	燃烧催化剂
环氧树脂	1.3	增强剂	碳酸钙	1	燃烧稳定剂
苯二甲酸二丁酯	0.9	增塑剂	苯乙烯	4	烯释剂

复合火药比双基火药,在性能上具有很多优点,这主要有以下几点:

(1) 能量高。因为复合火药的密度、比冲量都比双基火药大,所以能量就高。例如,双基火药的密度一般为 1.6g/cm^3 ,比冲量为 200s 或低于此值;而用聚丁二烯加过氯酸铵的复合火药,其密度为 1.75g/cm^3 ,比冲量为 240s 。

(2) 正常燃烧压力低。复合火药通常在 $2\sim 3\text{MPa}$ 压力下就能正常稳定燃烧,而双基火药则需要 $5\sim 7\text{MPa}$ 才行。这有利于降低发动机的结构重量。

(3) 环境初温对燃烧性能影响小。因此,复合火药使用温度范围广($-60\sim+100^{\circ}\text{C}$),而双基火药则相反,尤其是低温性能影响就更大。

(4) 机械性能比较好。低温时,复合火药的延伸率比双基火药高,火药不易变脆。

(5) 药柱制造设备和工艺简单。复合火药采用向燃烧室内浇铸成型的工艺,待火药凝固硬化后与壳体粘结于一体,这种方法不但简单而且可制造大尺寸的药柱。双基火药一般都采用在强力液压机上预制模中挤压成型的工艺,其药柱的大小及重量受到液压机能力和尺寸的限制。

(6) 可以在一定范围内调节燃烧速度。通过改变组成成分、氧化剂的颗粒度和分散度等方法来进行调节。

(7) 原料来源比较容易。因为复合火药的原料主要来自化工产品,成本也低。双基火药则需要棉花和油脂。

复合火药也有缺点,如物理安定性差一些,易于老化;以过氯酸铵为氧化剂的复合火药燃烧时有烟雾和腐蚀性;发热量的偏差较大;燃烧稳定性差。这些缺点造成使用上受到一定的限制。

3. 改性双基火药

为了改进双基火药的性能,近年来广泛地研究以双基火药为粘结剂,加入氧化剂(如过氯酸铵)和高能添加剂(如铝粉)或高能炸药(如黑索金)等制成一种新的火药,称为改性双基火药。这种改性双基火药在常温下比冲量达 $240\sim 250\text{s}$,密度达 $1.7\text{g}/\text{cm}^3$ 以上。火药从结构上更接近于异质火药,具有橡胶性质,延伸性大,只是低温性能差一些,达到低燃速困难。但总的看,这种火药在性能上比双基火药有了改进和提高,是双基火药发展的方向之一。

从固体推进剂的使用上看,双基火药由于能量较低,燃烧室压力很高以及缺乏制造大型药柱技术等原因,未能得到广泛应用,一般只用在小型导弹上。这就促使人们着眼于研究和使用的复合火药和改性双基火药了。例如,美国的“民兵”洲际导弹第一级火箭发动机使用了聚丁二烯复合火药,第三级上使用了改性双基火药。

(二) 火药的燃烧

火药在燃烧过程中既释放能量,又生成工质——燃气,这是发动机最重要的一个工作过程。对火药燃烧过程的基本要求是燃烧要完全和稳定。燃烧完全反映着燃烧效率高,火药的化学能大都转变成热能。燃烧不完全有两种情况,一种是火药在燃烧室内未完全燃烧;另一种是火药在燃烧中产生碎块的装药没有燃烧就从喷管喷出去了,从而造成损失,这些都影响燃烧效率。此外,燃烧室向外散热损失也要降低燃烧效率。燃烧稳定意味着火药燃烧时不出现不正常的熄灭,不会出现破坏性的高频或低频振荡燃烧。

1. 燃烧速度

火药在燃烧室内燃烧,燃烧速度要适应发动机的要求,大推力的发动机希望燃速高一些,以避免燃烧面过大;工作时间长的发动机希望燃速低一些,以避免药柱厚度过大而加大了燃烧室的直径,端面燃烧的药柱,会加长药柱的长度。所谓燃烧速度,是指单位时间内沿火药燃烧表面的法线方向推进的距离。设在 dt 时间内沿燃烧表面法线方向推进的距离为 de ,则其

燃烧速度

$$r = \frac{de}{dt} \quad (\text{mm/s}) \quad (3-23)$$

这种燃速称为线性燃速,是表示火药燃烧性能的一个重要参数。燃速 r 、药柱燃烧表面积 S_b 与药柱密度 ρ_P 的乘积,就是燃烧气体每秒的生成量,即

$$\dot{m} = r \cdot S_b \cdot \rho_P \quad (3-24)$$

燃气的生成量影响燃烧室压力和发动机推力的大小。在固体火箭发动机的设计工作中,药柱的形状、尺寸和密度一旦确定之后,则燃速就是主要因素。火药的成分不同,其燃速会有很大不同。在某一种火药情况下,则燃烧室压力,药柱初温和燃气流的流速对燃速有很大影响,分别说明如下:

(1) 燃烧室压力对燃速的影响

无论是双基火药或是复合火药,燃速都随着压力的增高而增大,其变化关系由试验得出,并处理成经验关系式如下

$$r = a p_c^n \quad (3-25)$$

$$\frac{1}{r} = \frac{a_1}{p_a} + \frac{b}{p_c^{\frac{1}{n}}} \quad (3-26)$$

(3-25)式适用于双基火药,(3-26)式适用于复合火药。式中的 a 、 a_1 和 b 都是在一定的火药和初温条件下,由实验测定的常值。在(3-25)式中, a 称之为火药的燃速系数,它只随火药和初温而变化。指数 n 称为燃速的压力指数,它的大小直接反映了压力对燃速的影响, n 的值一般在 $0.2 \sim 0.8$ 之间, n 值愈小,则压力对燃速的影响也愈小,否则相反。有的火药在一定的压力范围内,燃速与压力无关,即 $n=0$ 。这样的燃速特性称之为平台燃烧特性,这种燃速特性应用在发动机上有很大好处,它能使发动机的压力和推力性能比较稳定。

(2) 火药初温对燃速的影响

火药的初温由所处的环境温度所决定。随着初温的升高,燃速是增大的。在不同的初温条件下,测得不同类型火药燃速与压力的关系如图 3-11 所示。从 $r = a p_c^n$ 关系式来说, n 不随初温变化,只是 a 随初温变化而变化,初温升高则 a 增大,反之则减小。我国的环境温度由 $-40 \sim +50^\circ\text{C}$, $+20^\circ\text{C}$ 作为常温,以 $+20^\circ\text{C}$ 时的燃速特性作为常用的标准初温特性。

初温对燃速的影响,必然带来对发动机性能的变化,当初温升高,燃速增大,对一定大小的药柱来说,

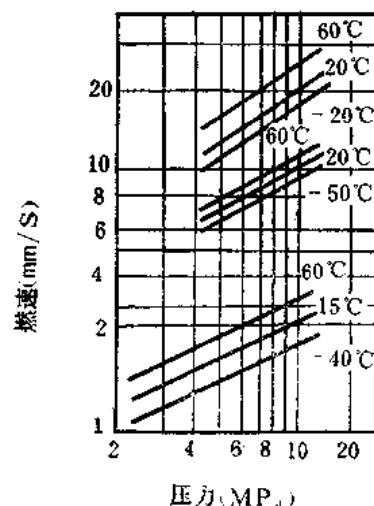


图 3-11 火药的燃速与压力、初温的关系

燃烧室的压力和推力要增大, 工作时间要缩短, 从而改变了推力-时间曲线, 如图3-12所示。当初温降低, 情况正好相反。这种现象称为固体火箭发动机的温度敏感性, 这种温度敏感性是固体火箭发动机的一个严重缺点, 它使发动机的性能变差。

(3) 燃气流速对燃速的影响

固体火箭发动机沿端面燃烧的药柱, 没有平行于燃烧表面的燃气流过, 而在沿侧表面燃烧的药柱表面才有燃气流过。燃气流过表面对药柱的燃速有很大影响, 随着燃气流的流速加大, 药柱的燃速也显著增大。这种现象就称为侵蚀燃烧。

图3-13(a)所示的是一个沿内孔侧表面燃烧的药柱。如果内孔的通道截面积(也是通

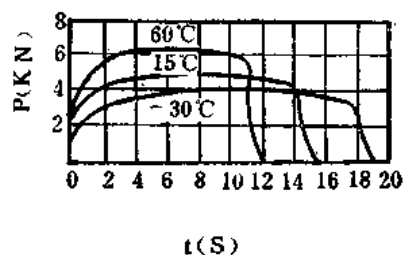


图3-12 火药初温对推力-时间曲线的影响

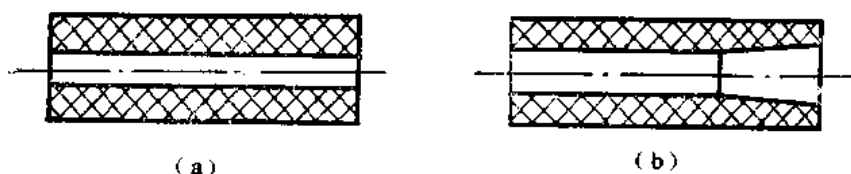


图3-13 燃气流速对火药燃速的影响

(a) 燃烧前的药柱; (b) 经过短时间燃烧而中断燃烧后的药柱。

气面积)较小, 而内孔的侧表面积(也是燃烧面积)较大, 则在内孔通道中的燃气流速就较大, 这是因为燃气生成率较大, 而流出的通道较小的缘故造成的。燃气流在通道内沿长度方向的流速公式可推导如下:

设燃气每秒的生成量为 m (也是火药每秒消耗量)

$$m = r S'_b \rho_P \quad (3-27)$$

式中 r ——药柱的燃烧速度;
 S'_b ——药柱内孔通道的燃烧表面积;
 ρ_P ——药柱的密度。

如果药柱内孔通道为圆柱形, 则 $S'_b = \pi d l$ (其中 d 为内孔直径, l 为药柱的长度)。如果沿药柱截取的长度不同, 则其内孔燃烧表面积也不同, 设截取任意长度 l_x , 此时相对应的燃烧表面积就为 $\pi d l_x$, 其燃气每秒的生成量就为

$$m_x = r \pi d l_x \rho_P \quad (3-28)$$

再设燃气每秒从内孔通道流出去量为 m_g

$$m_g = A_P v_g \rho_g \quad (3-29)$$

式中 A_P ——通道截面积(通气面积);
 v_g ——燃气流速;

ρ_g ——燃气的密度。

根据质量守恒方程, (3-28)式和(3-29)式左右两边是相等的, 于是

$$r\pi dl_x \rho_p = A_p v_g \rho_g$$

所以

$$v_g = \frac{\pi dr \rho_p}{A_p \rho_g} \cdot l_x \quad (3-30)$$

由(3-30)式看出, 燃气流速与 l_x 有关, 就是说燃气流速沿药柱长度是变化的, 即从通道起始端面开始, 愈接近出口处, 燃气的流速愈大, 在通道出口处, $l_x = l$, 其长度最长, 所以流速最大。

在药柱刚开始燃烧的初始一段时间内, 药柱的内孔直径最小, 即通气面积最小, 因此燃气流速最大。随着药柱沿内孔向外燃烧, 通道逐渐增大, 即通气面积不断扩大, 虽然此时燃烧表面积也要增大, 但是, 由于通气面积增大所起的影响大, 因此, 侵蚀燃烧现象有所减弱。为了观察药柱侵蚀燃烧现象, 我们可以在药柱点燃并开始燃烧之后的一个适当时间, 将燃烧室突然向外放气卸压, 由于压力急骤下降, 可使得药柱的燃烧中止。中止燃烧后的药柱其形状如图 5-13(b) 所示, 在愈靠近出口处, 通道面积愈大, 烧成一个喇叭形的口子。这说明, 愈靠近出口处, 燃气的流速愈大, 因而药柱的燃速也愈大, 烧掉的药层愈多。可是这种扩大成喇叭口的现象在药柱的起始端面处基本上没有, 只在离开起始端一定距离之后才开始有, 这种现象说明燃气流的流速对燃速增大的影响是在气流速度达到一定的界限值之后才出现的。我们把燃气流速的界限值称为界限速度。这是因为当燃气的流速增大到界限值以后, 气流的流动变为紊流, 这时由高温燃气向药柱的传热不仅通过热传导, 而且包括紊流传热, 这个热流增长导致了燃速的增大。

由于侵蚀燃烧现象的存在会使得发动机初始工作阶段药柱的燃速增大, 造成燃烧室压力增高, 形成一个突升的初始压力高峰, 这是应该力求避免的。为此, 得设法限制药柱通道内的燃气流速, 其方法是应保证有足夠的通道(通气)截面积, 同时不能让药柱的燃烧表面积过大。换句话说, 也就是选取适当的 S_b/A_p 的比值。

2. 反常燃烧和振荡燃烧

反常燃烧指的是在发动机工作时燃烧室压力下降, 燃烧中止, 随后药柱又重新开始燃烧, 又形成一定的压力, 维持很短时间, 压力又下降, 燃烧又中止, 这样持续交替形成断续燃烧。反常燃烧是在燃烧室的压力相对比较低的时候发生的。因此, 为了保证稳定燃烧, 必须使燃烧室的压力保持高于某一个最低压力, 这个最低压力称为临界压力。临界压力值的大小主要与火药的成分有关, 一般双基火药在 $5 \sim 7 \text{ MP}_a$ 左右, 复合火药在 $2 \sim 3 \text{ MP}_a$ 。

振荡燃烧是固体火箭发动机中另一种燃烧不稳定现象, 其主要特点是出现不规则的压力变化, 如图 3-14 所示。这种不规则的压力变

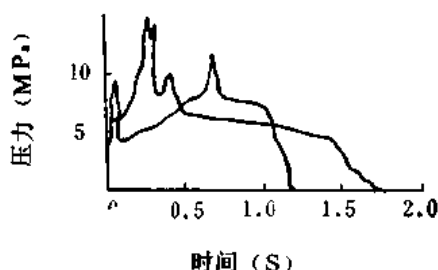


图3-14 振荡燃烧时发动机的不规则压力曲线

化出现时,燃烧室中存在着一定频率的高频压力振荡,而且压力振荡与燃烧过程相互影响和耦合,引起燃速特殊的不规则变化。振荡燃烧的问题已经研究了很多年,对振荡燃烧产生的机理和影响因素已有相当的了解,但是,防止振荡燃烧的方法,仍然靠经验。在推进剂中加入铝粉能够消除振荡燃烧;在管形药柱上打径向孔可有助于防止振荡燃烧;在星形内孔燃烧的药柱中,采用一组消振片或消振棒可消除振荡燃烧。

二、燃 烧 室

固体火箭发动机所使用的固体推进剂,由于是事先做成一定形状的药柱,直接装填在燃烧室里面,并且进行点燃和燃烧的,所以,这类发动机的燃烧室既是药柱贮放的容器,也是药柱进行燃烧的容器,燃烧室代替了推进剂的贮箱。

(一) 燃烧室结构

燃烧室通常呈薄壁圆筒形,有前、中、后三段。前端有顶盖,顶盖与筒段的连接有可拆式与不可拆式两种;有的前端不开口,与筒段做成一体的所谓整体式结构,这种结构强度高、重量轻、可靠性高,是较先进的结构形式。燃烧室的后端大都通过螺纹与喷管相连,前端还要与导弹其它舱段相连。

燃烧室壳体大多使用金属材料,主要是高强度的合金钢和铝合金。通常采用型材或板材焊接加工方法制造,用型材加工比较简单,质量稳定,但其材料来源受到限制,不仅需要针对具体的尺寸和形状专门制造,对大型发动机无法提供大的型材。用玻璃钢制造燃烧室壳体已得到广泛地应用。玻璃钢的比强度高,热传导性低。这种壳体的制造是在专门的滚筒上缠绕上玻璃纤维,在缠绕过程中,玻璃纤维浸渍在塑料树脂中。在这种结构中,为了使顶盖与筒段塑料部分之间有一个可靠的连接,采用过渡金属环。此外,还有碳纤维、石墨纤维或碳纤维与环氧树脂复合的一类复合材料。

采用密封和隔热措施是固体火箭发动机燃烧室结构上必须解决的问题。密封的作用是当发动机工作时,防止它的高温、高压燃气外漏;另外,当发动机贮存时,防止潮气和腐蚀,防止燃烧室内的保护性气体(如氮气)漏出。通常密封的方法是在连接处加密封橡皮垫圈或涂密封胶。隔热的作用是防止壳体和零件受高温燃气作用而过热,使其强度降低,变形或烧蚀。通常隔热的方法主要是喷涂隔热涂料,形成隔热保护层,使壳体壁温控制在材料允许的温度以下。涂料是一种导热系数小、熔点高的材料,其熔点高于燃气温度,在发动机工作过程中,隔热层的厚度基本上是不变化的。这种耐热材料有金属的氧化物、碳化物、硼化物和氮化物等。耐热涂层一般由耐热材料和粘结剂组成,例如,以碳化硅为基的耐热涂层,其成分为碳化硅40%,三氧化二铝35%,酚醛树脂25%;还有以氧化铝为基的,以白云母粉为基的耐热涂层。还有一种消融涂层,它是建立在材料消融的基础上,由于其蒸发、升华而吸收大量的热量,隔热层逐渐被烧蚀,在烧蚀的过程中吸热分解放出气体形成一层气体保护膜,从而减少对壳壁的热流。高硅氧玻璃钢,FX-501热固性塑料,它们都属于消融材料。

浇铸在燃烧室中的内孔燃烧药柱,能利用推进剂本身作隔热物,把壳壁与高温燃气隔开。

浇铸的药柱,因为药柱与燃烧室壳壁粘结在一起,不需要药柱的支承装置。自由装填的

药柱,则需要支承装置,以便把药柱支承和固定在适当的位置上,不让药柱自由移动。为了补偿环境温度变化引起药柱热胀冷缩,支承件应具有弹性,以便自动调节。弹性支承件还能在运输或机载挂飞情况下引起过载时对药柱起缓冲作用。

固体火箭发动机的燃烧室承受一定的压力,而且它的结构重量约占发动机结构重量的80%,因此减小燃烧室的壁厚是很有意义的。为此,要对燃烧室进行强度检验,用最大工作压力的125%作水压试验。此外,还要作一定数量的破坏性试验。

(二) 燃烧室平衡压力

固体火箭发动机燃烧室的压力是发动机最重要的一个特性参数,这是因为:

1. 压力的大小影响推力的大小;
2. 压力的大小影响药柱的燃速的大小;
3. 压力的大小影响发动机工作时间的长短;
4. 压力的大小影响推进剂燃烧过程完全性和稳定性;
5. 压力的大小决定着燃烧室的受力条件和零件的受力情况,因而影响到燃烧室的强度和结构重量。

药柱燃烧在没有侵蚀燃烧效应,平衡流动情况下,其燃烧气体每秒生成量等于由喷管每秒流出的燃气流量,由此便决定了燃烧室中的平衡压力。

把(3-11)式写成以流量系数 C_D 表示的形式

$$\frac{\dot{G}_g}{g} = C_D p_c A_t$$

则

$$C_D = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \frac{1}{\sqrt{RT_0}}$$

令 $m_g = \frac{\dot{G}_g}{g}$ 为由喷管流出的燃气流量,则

$$m_g = C_D p_c A_t \quad (3-31)$$

等面积燃烧情况下,燃烧气体每秒生成量为

$$\dot{m} = r S_b \rho_P$$

由于 $r = a p_c^n$

因此 $\dot{m} = a p_c^n S_b \rho_P \quad (3-32)$

由于(3-31)和(3-32)式相等,于是

$$C_D p_c A_t = a p_c^n S_b \rho_P$$

$$p_c = \left(\frac{a S_b \rho_P}{C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (3-33)$$

由(3-33)式说明,燃烧室的平衡压力取决于两方面的因素:

一方面是发动机的结构性能设计，主要是药柱燃烧表面的面积与喷管喉部截面积之比 S_b/A_t ，这个比值愈大，则燃烧室内的平衡压力就愈高，因为 $p_c \propto (S_b/A_t)^{1/1-n}$ 。从物理意义上说，燃烧表面的面积表示燃气的生成量多少，而喷管喉部截面积表示由喷管流过的燃气量多少。当 S_b/A_t 比值大时，只有在更高的燃烧室压力下才能达到燃气生成量与喷管气体流出量之间的平衡。

另一方面是药柱的特性，其中包括药柱的密度 ρ_P ，燃烧产物的 k 、 R 、 T_0 、 a 、 n 等。药柱初温影响 a ，而 $p_c \propto a^{1/1-n}$ 。我们希望初温对平衡压力的影响小好，这就要求 a 随初温的变化小，同时也要求 n 尽量小，同一个发动机，如果喷管喉部截面积不变，夏天工作时燃烧室的平衡压力比冬天高。此外，药柱的性质影响表现在火药生产批次不同，各批次的成分，工艺不可能完全一样，这就使 ρ_P 、 T_0 不完全一样，燃速也有变动。复合火药还由于氧化剂的颗粒度，尺寸分布，重量百分数的差别而引起变化。这些因素都会带来平衡压力相当大的变动。为了控制这种影响，可以根据不同批次的火药燃速值的范围调节喷管喉部的直径，以减小燃烧室压力变化的幅度。

三、喷 管

固体火箭发动机上的喷管与燃烧室相连接，它也是超音速喷管。喷管的型面也和液体火箭发动机上的喷管一样，如图 3-15 所示，有锥形喷管和特型（曲线形）喷管两种。小型发动机上一般用锥形喷管，大型发动机上用特型喷管。

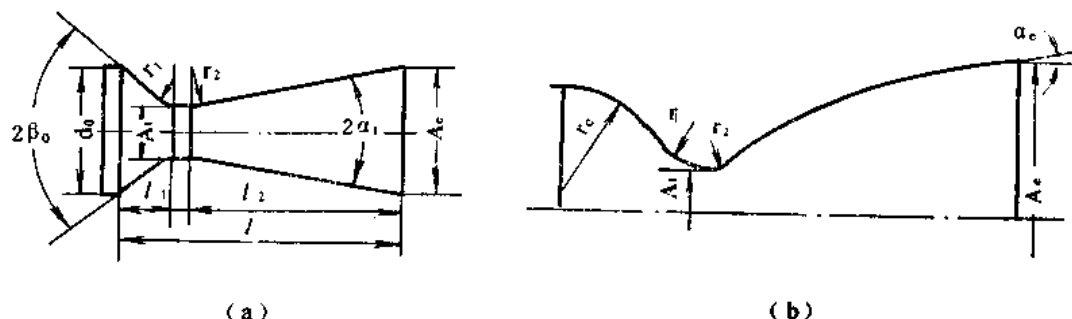


图3-15 喷管型面
(a) 锥形喷管；(b) 特型喷管。

在固体火箭发动机中，有采用多喷管结构的，这有利缩短喷管的长度，且重量可以减轻。但是，多喷管结构复杂，与燃烧室连接密封面多，工艺上困难一些。

固体火箭发动机喷管处于高温燃气中工作，喷管没有冷却系统，高温燃气要向喷管传递热量，在喷管的喉部，由于直径很小，此处热流最大，受到燃气流很大的冲刷作用，烧蚀最严重，因此要采用耐热材料。金属耐热材料有钨、钼等高熔点材料，非金属耐热材料有陶瓷和石墨等。单独使用某一种耐热材料来制造喷管，都会因为受到强度、硬度、加工性或价格等因素的限制，很少这样做。一般都是在喷管上加镶耐热材料制成的喉部镶衬，如镶上石墨

喉衬。为了提高石墨的硬度，对其表面进行渗氮或渗硅。另一种解决喷管耐热问题所采用的有发汗材料和烧蚀材料。发汗材料是由基体材料和发汗剂组成的一种复合材料，如钨渗铜。用这种材料作喷管喉衬，受热后铜熔化（因熔点低）并蒸发带走大量热量。烧蚀材料是一些有机聚合物，如纤维-树脂复合材料（酚醛树脂和石棉纤维模压塑料）。这种材料在烧蚀过程中吸热消融生成气体薄膜和形成碳化层，气体薄膜起一定的隔热作用，碳化层起辐射散热作用，从而能降低喷管喉部的温度。

有些固体火箭发动机，采用可换喷管和可调节喉部面积的喷管，以避免使用的环境温度变化而引起燃烧室压力和发动机推力变化。图3-16所示是一种可调节喷管示意图，锥杆与锥体之间以螺纹配合，旋转锥杆就可以改变锥体沿纵轴的前后位置，从而改变喷管喉部的面积。这种调节依据发动机所要求的推力和环境温度。如果低温时使用，药柱的初温低，则减小喷管喉部面积；如果高温时使用，药柱的初温高，则加大喷管喉部面积。这种可调节的喷管，虽然不能在发动机工作过程中随时进行调节，但比较简单方便。当然，也有能自动进行调节的喷管，它是一种自动感受燃烧室压力变化而自动调节的喷管。

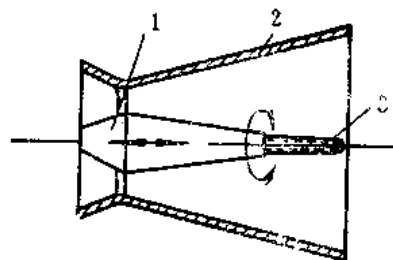


图3-16 可调节的喷管

1—可调节锥体；2—喷管；3—锥杆。

四、药 柱

固体火箭发动机应满足总冲量要求，即应该有一定的推力值和工作时间。把固体推进剂设计成具有一定形状和尺寸的药柱，使其按某种燃烧方式进行燃烧，就能保证达到所需要的推力值和工作时间以及推力-时间的变化规律。

（一）药柱的形状和燃烧方式

1. 管形药柱

图3-17(a)所示为管形药柱，其几何形状简单，制造容易，它采用内外侧面和端面同时燃烧的燃烧方式，即由内孔表面向外，外圆表面向内，两端面分别向中间进行燃烧。由于燃烧表面积逐渐减小，所以是减面燃烧。如果把两端包覆起来，就成等面燃烧。等面燃烧的药柱能保证燃烧室的压力和发动机的推力始终为恒定值。这样一种推力不随时间而变的规律称为装药设计中的等推力方案。

某些有翼导弹上的加速器采用这种管形药柱，因为它的燃烧表面积大（也就是推力大），工作时间短，这是加速器所需要的推力方案。

2. 星形内孔药柱

这种药柱其内孔是多角星形状，如图3-17(b)所示。药柱采取内孔燃烧的方式。其燃烧面积的变化分为两个阶段，第一阶段，可以根据几何尺寸不同而设计成增面、减面或等面燃烧规律；第二阶段则成增面燃烧。

星形内孔药柱得到广泛的应用，因为它有许多优点。药柱沿内孔燃烧，本身对燃烧室壳体起隔热作用；能浇铸大尺寸的药柱；在发动机直径有限制情况下，可以同时保证满足燃烧

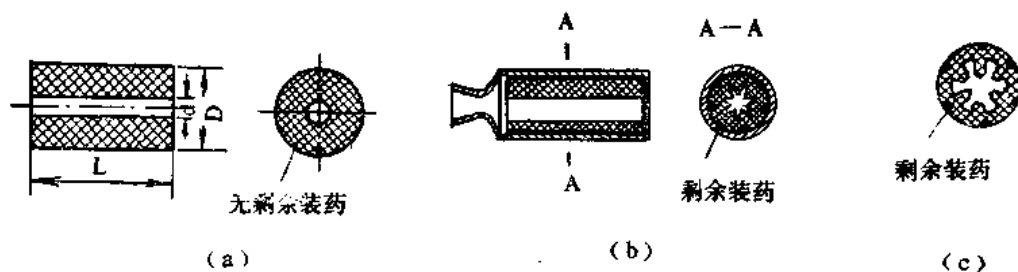


图 3-17 药柱几何形状与剩药

(a) 管形药柱; (b) 星形内孔药柱; (c) 车轮形内孔药柱。

表面积和药柱厚度,即保证满足推力值和工作时间;不需要药柱的支承件和弹性补偿件。这种药柱的缺点是燃烧接近结束时有燃不尽的剩余装药(见图 3-17(b))。为了避免火药浪费,可以低密度的物质充填剩药部分。

3. 车轮形内孔药柱

图 3-17(c) 所示为车轮形内孔药柱,它比星形内孔药柱具有较大的燃烧周界,药柱在同样长度条件下,车轮形内孔的燃烧表面积较大。此外,药形适合于做厚度较薄的药柱。这种药形推力大、工作时间短。设计不同厚度的幅条可以调节药柱的燃烧表面积,当幅条部分的装药燃烧完了之后,燃烧表面积突然减小,因而可以得到两级或三级递减的推力,这适合于需要双推力或多推力方案的导弹使用。

4. 圆柱形药柱

这种药柱在使用时将前端面和侧表面都包覆起来,仅让后端面进行燃烧,这显然是一种等面燃烧的情况。由于受到发动机直径的限制,燃烧表面积不会很大,所以发动机的推力较小,然而工作时间却可很长。端面进行燃烧的圆柱形药柱用在反舰导弹、地对空导弹和反坦克导弹的主发动机上。

除了上面谈到的四种较为广泛应用的药形外,还有其它一些药形,如开槽管形、分段管形,以及新发展的锥柱形和翼柱形,等等。

采用双燃速药柱也可以获得双推力方案。双燃速药柱就是用两种不同燃速的火药制成两个药柱装填于一个燃烧室里:一种是双层药柱,它的内层装药的燃速比外层药柱的燃速高,内层药柱燃烧时所产生的推力比外层药柱燃烧时所产生的推力大(参看本章 § 3-7 中的图 3-34)。另一种是双段药柱,它下面一段药柱的燃速比上面一段药柱的燃速高,下段药柱燃烧时所产生的推力比上段药柱燃烧时所产生的推力大。后一种双燃速药柱工艺性好,只要用一个药模芯子进行压制或浇铸;前一种双燃速药柱则需要用双模芯子。

药柱中埋置金属丝(银丝、钨丝或铝丝等)可以加大燃烧面积和增大发动机推力。为了说明它的物理过程,现以埋有金属丝的端面燃烧的药柱为例。当药柱端面点燃后,开始以火药本身的燃速进行燃烧,燃烧表面平移。由于金属丝具有高导热特性,暴露在火焰中的金属丝受高温燃气加热,并将热量很快地传导给装药内的金属丝,靠近金属丝周围的火药被金属

丝和燃气加热而迅速点燃，这局部地方的火药燃速加大，于是形成以金属丝为轴线的锥孔空穴，使得端面燃烧面积增大，随着燃烧的延续，锥孔空穴不断扩大，直至锥孔边缘遍及整个横断面，此时锥孔表面不再增大而保持基本恒定，这样，就成数倍地提高了发动机的推力。

（二）药柱的包覆

为了控制药柱的燃烧方式和变化规律，把药柱的某些表面包覆起来，不让被包覆的表面进行燃烧。譬如，将管形药柱的两个端面包覆起来，可使药柱得到等面燃烧；将圆柱形药柱的一个端面和侧面包覆起来，可使药柱得到端面燃烧，也即是等面燃烧。此外，还可通过包覆获得双推力方案。

药柱包覆的关键要求是粘结得很牢固，长期贮存和使用不“脱粘”，否则易引起燃烧室压力急升而爆炸。目前，一般采用的包覆剂，本身既起包覆作用，同时又起粘结作用。包覆层的成分或结构与火药尽量一致，这样包覆层与火药的膨胀系数就能趋于一致，因此，双基火药以硝基纤维素，乙基纤维素等为包覆剂；聚胺酯复合火药用聚胺酯型包覆剂，聚硫橡胶复合火药用聚硫橡胶型包覆剂等。如果包覆剂的粘结性很好，但结构和成分与火药不同，则可增加包覆层的弹性，使其用高弹性变形来缓冲由二者膨胀系数的差异所产生的内应力，以保证粘结得牢固。环氧树脂用聚硫橡胶作固化剂可作为双基火药的包覆层即属此例。对于浇铸药柱，不仅要求包覆层能和火药很好地粘结，同时还要求它与发动机壳体内壁也能很好地粘结。由于火药与壳壁两者的膨胀系数相差悬殊，为了避免由于温度的变化而产生内应力使之“脱粘”，其解决办法：在包覆层中加入某些粉末状的无机填料（三氧化二铝、二氧化钛），或增加包覆层的弹性，或采用多层调节方法。譬如，在壳内壁先涂上一层无机填料较多的高聚物涂层，然后再在涂层上涂包覆层，最后浇铸复合火药，这样一来，就能使各层间的膨胀系数不致相差过大。

包覆剂不同，所采用的包覆方法也不相同，乙基纤维素包覆剂用“热熔粘结法”对药柱进行包覆；硝基纤维素包覆剂用“溶剂粘结法”对药柱进行包覆；环氧树脂包覆剂则可用“浇铸法”来包覆药柱。

铸装式药柱，受贮存时的重力和运输时的振动载荷作用易引起药柱与壳体之间粘结面的脱粘，最常见的脱粘部位是在药柱端部周边处，并延伸到距端部一段距离的地方。目前，解决脱粘问题的主要方法是采用人工脱粘，就是在药柱端部周边处使药柱的包覆层与壳体的绝热层故意脱开而留一个缝隙。

五、点火装置

点火装置又称点火器，它的作用是将药柱的表面迅速地加热到起燃（发火）温度以上，使药柱能够正常和稳定地进入燃烧。所以，点火装置主要由发火管和点火药两部分组成，如图3-18所示。此外，还有点火药盒、点火线路、发火管和点火药盒的固定零件等。

电发火管是常用的一种发火管。它是一种在导线的脚线上焊有电阻丝构成的电桥上浸粘着以热敏火药制成的引火剂的药头。为了保护药头，在其外表面上涂胶，并套以塑料套管。电桥材料通常采用0.05mm左右的铂铱合金或镍铬合金丝。发火管在发火电流的作用下应保证发火可靠。所谓发火电流是指规定时间内通过该数量的电流时，100%的发火管能够发火

的最小电流值。

黑火药是目前广泛应用的一种点火药，其组分有硝酸钾75%、硫磺10%，木炭15%。黑火药点燃温度低（约300℃），燃烧时能产生大量的气体（40%）和固体颗粒（60%），有利于建立点火压力和将热量迅速传递给药柱。但是，黑火药的能量较低，燃速还不够快，为了改善这方面的性能，在黑火药中添加一些铝镁等金属粉末，或者用金属粉末加过氯酸盐组成的烟火剂作点火药。它们虽然改善了黑火药能量低和点火延迟时间长的缺点，但是也出现了由于铝、镁粉极易氧化，镁粉易吸湿，贮存和使用性能不够安定的问题。黑火药的颗粒度大小是不同的，对小型发动机常用2号小粒黑（2号小颗粒黑火药）做点火药，对大型发动机常用1号大粒黑做主药包、2号小粒黑做辅助药包同装在一个点火药盒里。

点火药盒用铝、镀锡铁皮、塑料或硬纸板等材料制成。药盒要有适当的强度。强度过高，当药盒破裂时会使局部瞬时压力过大以致冲破药柱；强度过低，点火压力建立缓慢又会使点火延迟时间加长。点火延迟时间的长短是衡量点火过程质量的主要指标，所谓点火延迟时间是指点火装置的电路一接通，即给电发火管以发火电流的瞬时开始，到点火药把发动机药柱点燃所花的时间。设计点火系统，应使点火延迟时间尽可能地短而且一致。对一般地面导弹要求延迟时间为0.05~0.15s。

点火装置在受到杂散电流、静电感应和射频电磁感应时可能引起发火。为了保证安全起见，除了在设计点火装置时，使它具有足够大的安全发火电流外，通常还采取屏蔽，或在点火线路上串联低通滤波器，以及设置机械隔离保险等措施。

大型固体火箭发动机由于药柱尺寸大，采用点火发动机来点火。点火发动机工作稳定可靠，发火持续时间长，能量大，目前即使在较小的固体发动机上也受到重视。点火发动机通常装在药柱前端顺流喷射点火，也有装在喷管内逆流喷射点火，见图3-19。

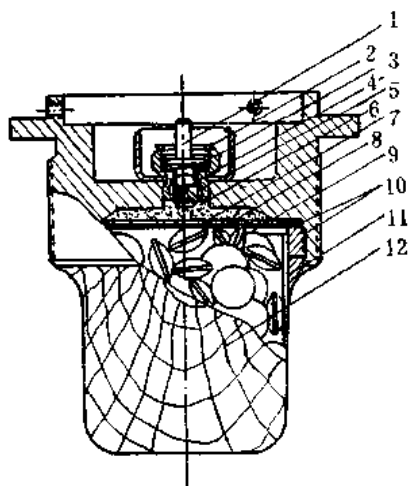


图3-18 点火装置

1—接触杆；2—压紧片；3—绝缘填料；4—热敏火药；5—发火药；6—引火药；7—锡箔；8—隔板；9—点火药；10—胶接；11—塑料；12—金属网套。

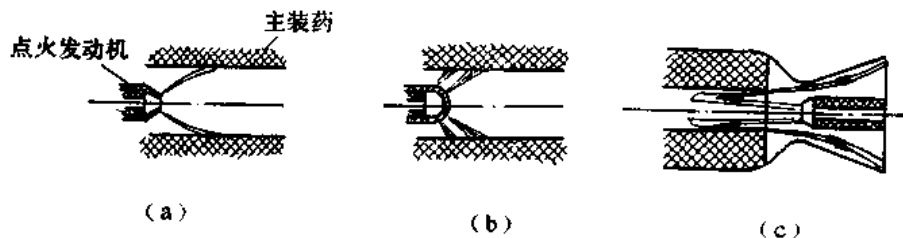


图3-19 点火发动机的安装方式

(a)、(b)顺流喷射点火发动机；(c)逆流喷射点火发动机。

六、推力终止装置

弹道式导弹上的火箭发动机在弹道主动段终点需要迅速终止推力，以保证获得准确的主动段终点的弹道参数。

液体火箭发动机采用输送系统向燃烧室供应推进剂能够迅速而准确地终止推力。固体火箭发动机由于药柱就放在燃烧室里，因此，为了终止推力，只好采用骤然降低燃烧室压力的方法来熄灭药柱的燃烧。这种方法，难以使燃烧瞬时熄灭；此外，药柱有可能复燃，所以它的准确性和可靠性都比较差。目前，广为采用的是一种设置多个反向喷管的方法。这种方法不是使原火箭发动机的推力消失，而用反向喷管产生反推力来抵消原推力，所以它是一种间接终止推力的方法。反向喷管在需要终止推力时打开它们，打开的方法很多，通常采用爆炸螺栓或聚能爆破的方法，因为这些打开装置动作迅速。爆炸螺栓打开装置是通过炸药起爆炸断螺栓来解除连接件而打开反向喷管堵盖的；聚能爆破打开装置是利用炸药聚能炸破原理（见第五章介绍）把反向喷管堵盖切掉或直接切开燃烧室壳体而打开反向喷管的。反向喷管推力终止装置要求各个喷管安装均匀对称，打开迅速同步，工作确实可靠。

§ 3—5 固—液组合火箭发动机

固—液组合火箭发动机是使用固体组元和液体组元组合推进剂的火箭发动机。它的基本组成包括有如图 3—20 所示的几个部分：燃烧室 1，其内浇筑有固体药柱 2，头部有喷注器 3；贮箱 5，其内装有液体推进剂组元；高压气瓶 8（内装高压气体）、减压器 6、活门 4 和 7 组成液体组元的挤压式输送系统。此外，还有点火装置。

发动机起动时，活门 7 打开，高压气瓶内的高压气体经减压器 6 降低至所需的压力，然后活门 4 打开，气体便进到液体组元的液面上去挤压推进剂，推进剂经燃烧室头部喷注器 3 形成雾化射流和液滴喷入药柱 2 的内孔通道，药柱点燃后，其内孔表面生成的气体与其通道内液体组元射流互相混合并燃烧。

这种发动机兼备固体火箭发动机和液体火箭发动机的特点，主要是由于使用了固液组合推进剂的缘故。

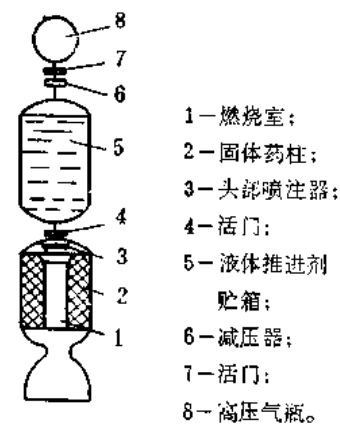


图3-20 固—液组合火箭发动机

一、固—液组合推进剂

通常用固体燃烧剂和液体氧化剂为组合推进剂，即所谓正方案。采用这样的搭配方案有好处，因为液体氧化剂的密度比液体燃烧剂大，用这种组合方案可以提高推进剂的平均密度，获得高的性能；其次，在固体燃烧剂中加入少量氧化剂组成贫氧混合型装药（由于装药里氧化剂的含量不足，故称为贫氧装药），有利于点火和燃烧。然而，也有用固体氧化剂和液体燃烧剂组成组合推进剂的逆方案。

（一）固体组元

固体燃烧剂有聚合化合物,如聚乙烯($(C_2H_4)_n$)、橡胶;金属氢化物,如四氢化铝锂($LiAlH_4$)、氢化锂(LiH)、氢化铍(BeH_2)等。也有用几种燃烧剂混合的,例如95%的 $LiAlH_4$ 与5%的 $(C_2H_4)_n$ 混合的固体燃烧剂,这种混合物有较高的机械性能和比冲量。从理论上讲,纯金属(Be 、 Al 、 Li)都可以作固体燃烧剂,但纯金属有某些不良性质,锂极易熔化,铍有很高的导热性,难使其表面升高到燃烧温度,因此不用纯金属作燃烧剂。铍的氢化物的燃烧产物有剧毒,铍也是非常昂贵的金属。

固体氧化剂有过氯酸铵、硝酸铵等,能量更高的过氯酸硝酰具有吸湿性,使用上有困难。所有的固体氧化剂都呈结晶状粉末,需加入一定的橡胶和树脂等粘合剂才能做成有合适机械性能的药柱。

(二) 液体组元

液体火箭发动机上已应用或可能应用的氧化剂、燃烧剂都可作固液组合推进剂中的液体氧化剂、燃烧剂。氧化剂常常用高沸点的液体组元,如四氧化二氮、过氧化氢和硝酸等,它们能长期贮存,使用方便。

(三) 固液组元的组合

以组合推进剂正方案为例,为了获得好的性能,液体氧化剂与固体燃烧剂应注意它们之间的组合关系。目前,这种组合推进剂及其性能见下表:

固液组合推进剂及其性能

表3-4

液体氧化剂	固体燃烧剂	氧化剂 燃烧剂比	燃烧温度(K)	比冲量(s)
H_2O_2 (98%)	$(C_2H_4)_n$	6.55	2957	263
H_2O_2 (98%)	橡胶+18% Al	5.64	3058	266
H_2O_2 (98%)	AlH_3	1.02	3764	294
H_2O_2 (98%)	$LiAlH_4$	1.08	3068	283
N_2O_4	$C_2H_6N_4$ +10% 橡胶	1.5	3580	281
N_2O_4 (30%) + HNO_3 (70%)	$C_2H_6N_4$ (80%) + 橡胶 (20%)	2.13	3320	266
N_2O_4	BeH_2	1.67	3620	312
ClF_3	LiH_2	5.82	4190	287

二、发动机的组成、结构及其作用原理

固体组元制成药柱装填在燃烧室内,药柱有各种药形,其内孔通道的形状如图3-21所示,以便保证发动机工作过程中有必需的气化表面积,这种要求是固液组合推进剂进行燃烧所特有的。固体火箭发动机,它的推进剂里面包含有燃烧剂和氧化剂,在燃烧过程中,由于

固相状态下它们就开始互相作用，燃烧反应在贴近药柱表面的气体层内就完成了。而固-液发动机的固体组元只含有单一的燃烧剂(或氧化剂)，没有固相反应，它的燃烧过程首先由燃烧区放出热量使药柱内通道表面加温，随后开始气化，气化产物在药柱通道内与液体组元的蒸气互相混合并进行燃烧反应而释放热量。所以，对固体组元药柱来说，它不是燃烧，而是气化。固液组合推进剂其燃烧过程如图3-22所示。



图3-21 固-液火箭发动机药柱横截面形状

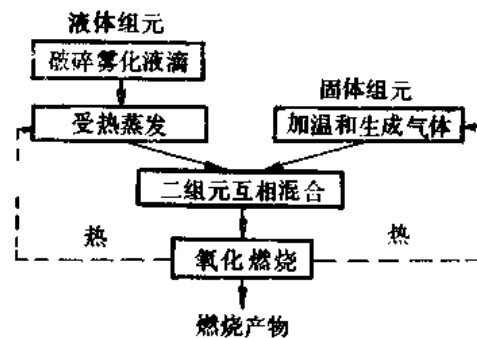


图3-22 固-液火箭发动机燃烧过程示意图

值得注意的是固体组元药柱的气化速度都很小，一般为 $1\sim 5\text{mm/s}$ ，这意味着药柱的厚度不应很大，而气化表面积却要很大。为了实现这种要求，可采取多燃烧室(即多根药柱)和多内孔通道药柱的方案，结果都使得结构复杂。

分段药柱。沿药柱长度放置用同样固体组元制成的紊流环，把药柱分隔成几段，由于紊流环能使燃气在通道中产生强烈的扰动，因而改善了固液组元的混合状况，提高了燃烧的完全性。图3-23所示就是一种分段药柱。

燃烧室是放置药柱和供固体和液体推进剂燃烧的地方，其结构对推进剂的燃烧性能有很大影响。最简单的是液体组元只从头部供入的燃烧室，所使用的组合推进剂为自燃的，喷管为不冷却的。它与固体火箭发动机的燃烧室相似，其不同者，燃烧室的头部带有液体组元喷注器，室内不需要点火器。另一种是液体组元从头部和药柱后空腔两区同时供入的燃烧室，如图3-24所示。采用这种两区供入液体组元的燃烧室有突出的优点。这是因为固体组元的气化速度与沿其气化表面的燃气流量有关，即与液体组元的流量有关。当我们想通过改变液体组元流量来调节发动机推力时，同时也应改变固体组元的耗量。如果液体组元只从头部供入，对两种组元之比(固液比)无法控制，会使固液比偏离最佳值。如果液体组元由前后两区同时供入，则易于控制流过固体组元表面的燃气流量，仍能保证固液比保持为最佳值。

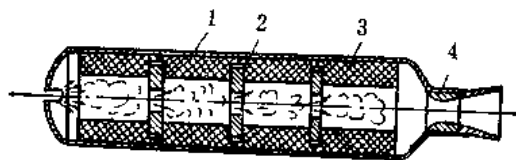
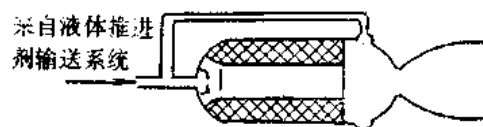
图3-23 带分段药柱的固-液火箭发动机燃烧室
1—壳体；2—紊流环；3—固体药柱；4—喷管喉部。

图3-24 液体组元由燃烧室头部和药柱后空腔两区供入的燃烧室

喷嘴的类型对推进剂燃烧的完全性有很大的影响，离心式喷嘴能使推进剂燃烧得比较充

分。此外，喷嘴的类型对药柱的气化速度也有很大影响，试验表明，离心式喷嘴使得药柱起始段的气化速度有显著增高。气化速度沿药柱长度方向通常是变化的，这可由图 3-25 所示的药柱燃烧后剩药的轮廓清楚地看到。该图是以 LiAlH_4 为固体燃烧剂制成药柱，以 H_2O_2 为液体氧化剂燃烧所得的实际结果。

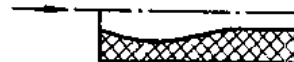


图3-25 燃烧后剩药的轮廓

液体组元输送系统除高压气瓶挤压式系统外，也还可将固体组元的气化产物引入液体组元贮箱中去作挤压气源。

三、固-液组合火箭发动机的特点

固-液组合火箭发动机，几乎兼备了固体和液体火箭发动机的优点，弥补了它们各自存在的缺点。表现在以下几个方面：

1. 固液组合推进剂的性能优于固体推进剂和液体推进剂。这种组合推进剂，它的比推力可以接近液体推进剂，而高于固体推进剂；它的密度高于一般的液体推进剂；
2. 可以实现多次起动、关车和调节推力的要求。固液组合推进剂中因为有一个液体组元，通过对它的供应、关闭或控制流量就能达到起动、关车和调节推力。特别是采用自燃推进剂，只要用关闭和恢复供应液体组元，就能实现多次起动和关车。自燃推进剂也是起动点火最简单、最可靠的方法；
3. 液体组元还可以用来作燃烧室和喷管的冷却剂。

虽然，这种发动机从结构和使用上比不上固体火箭发动机，但比液体火箭发动机简单可靠。

目前，这种发动机已成功地用在靶机上。有的靶机就采用了四氧化二氮为液体氧化剂，丙烯橡胶及镁为固体燃烧剂的组合推进剂，并用氮气气瓶系统来输送液体氧化剂进燃烧室的固-液组合火箭发动机。由于这种发动机装有液体氧化剂流量调节系统，可以通过调节氧化剂流量来改变发动机推力的大小，从而能够改变靶机的飞行速度。除此之外，国外还研制了用于运载火箭上的固-液组合火箭发动机。

虽然，固-液组合火箭发动机在发展中还有一些问题需要解决，例如，组合推进剂燃烧的完全性不高，沿药柱长度燃烧不均，会产生剩药等。然而，它却具有广阔的发展前途，有可能应用于相当广泛类型的导弹和飞行器中。

§ 3—6 空气喷气发动机

空气喷气发动机是本身只携带燃烧剂（燃油），而从空气中吸取氧气来作氧化剂的一种发动机。

根据进入发动机的空气被压缩增压的方式不同，分为涡轮喷气发动机和冲压喷气发动机两种。

一、涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机是用涡轮带动压气机给空气增压的发动机。压气机有两种：一种是轴流式压气机；另一种是离心式压气机。

（一）基本组成、结构及其作用原理

下面以轴流式涡轮喷气发动为例进行介绍。空气首先进入第Ⅰ部分——进气道。它把进入发动机的空气进行整理，消除紊乱的涡流，使之有比较均匀一致的压力分布。然后进入第Ⅱ部分——轴流式压气机。在此处将空气进行压缩增压。压气机轴上装有转子叶片，它由涡轮带动而高速转动，由此迫使进气道来的空气不断被压缩而增高压力（空气压力增加5~30倍），同时空气的流速下降，温度升高。增压后的空气再进入第Ⅲ部分——燃烧室。一部分空气（20~30%）与由喷嘴喷入燃烧室里的燃油混合燃烧，变成高温燃气；其余部分空气与燃气混合变成1000~1400℃的气流进入第Ⅳ部分——涡轮。燃气驱动涡轮高速转动，并消耗掉一部分能量，其剩余部分则用于产生发动机的推力。为了提高涡轮的做功能力，可以把涡轮做成两级以上。涡轮除了带动压气机外，还带动联结在它的轴上的其它附件，如发电机和燃油泵。

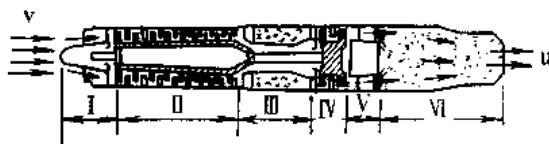


图3-26 轴流式涡轮喷气发动机示意图

涡轮前的燃气由于受到涡轮材料允许温度的限制，即使对涡轮叶片采取冷却措施，目前也只允许达到1400℃左右。可是，为了提高发动机的推力，就只好在涡轮后面增设加力燃烧室，即第Ⅴ部分。在加力燃烧室里再次喷入燃油，与经过涡轮后的燃气中还存在的剩余氧气再次燃烧，这样，就再次提高了燃气的能量。有加力燃烧状态比无加力燃烧状态的推力可提高25~70%。通过加力燃烧后的燃气，最后进入第Ⅵ部分——尾喷管。由于燃气喷出速度不高时，喷管一般采用收缩形。

（二）涡轮发动机的速度和高度特性

我们用前面推导火箭发动机推力公式的方法，并认为空气进入涡轮喷气发动机进口的速度等于导弹的飞行速度，可以推得涡轮喷气发动机的推力公式如下

$$P = \frac{\dot{G}_a + \dot{G}_o}{g} u_e - \frac{\dot{G}_a}{g} v + A_e (p_e - p_a)$$

式中 \dot{G}_a ——空气重量流量；
 \dot{G}_o ——燃油重量流量；
 u_e ——燃气喷出速度；
 v ——导弹飞行速度；
 A_e ——尾喷管出口处截面积；
 p_a 、 p_e ——大气压力和尾喷管出口处燃气压力。

由于燃油的流量很小，相对于空气的流量来说可忽略不计。在用收缩形尾喷管情况下， $p_e =$

d_s ，所以推力公式简化为

$$P = \frac{\dot{G}_a}{g} (u_e - v) \quad (3-34)$$

由(3-34)式可以看出，空气喷气发动机的推力与空气流量、燃气喷出速度和导弹的飞行速度有关。空气流量不仅与飞行速度有关，而且还与飞行高度有关。

如果在高度一定的情况下，发动机的推力要随着导弹的飞行速度而变化，或者说随着 Ma 而变化。图 3-27 表示高度 $H=0$ 时，推力随 Ma 的变化曲线，即发动机的速度特性曲线。这是因为，当导弹飞行速度提高，空气进入发动机的压力及空气流量也随着迅速增大，所以，推力也随着增大。随着导弹速度继续提高，由于速度的冲压作用，使得进入的空气温度增高，而燃烧室出口温度受到涡轮叶片的限制，这样，就要用自动调节系统减小燃油流量，所以，推力就要减小。当导弹的速度进一步提高到等于燃气喷气速度时，推力就会减到零。显然，存在着推力最大值。由上述分析看出，涡轮喷气发动机不适宜用在飞行速度很高或很低的导弹上，通常只用在飞行 Ma 为 0.7~3 之间的导弹上。

如果导弹的飞行高度提高，由于空气密度减小，因而进入发动机的空气流量就减少，所以，推力要随着减小。然而，随着高度增高，导弹的飞行阻力也随着减小。使用涡轮喷气发动机的导弹，在 8~12km 左右的高度上可以获得最高的飞行速度。如果高度太高，推力会减小到不能满足导弹飞行速度的要求。涡轮喷气发动机都在 25~30km 以下的飞行高度上使用。这种推力随飞行高度变化的关系，谓之发动机的高度特性。图 3-28 所示的曲线就是高度特性曲线。

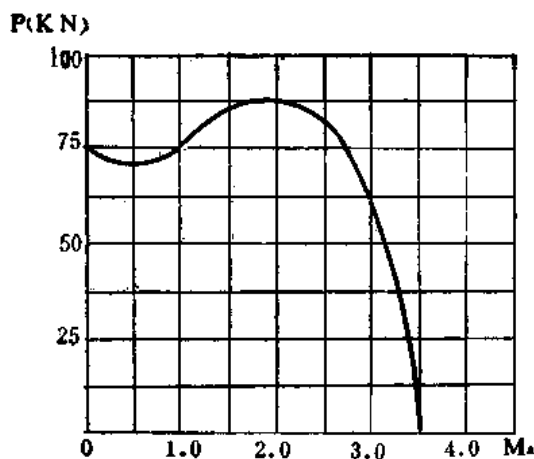


图3-27 涡轮喷气发动机速度特性曲线

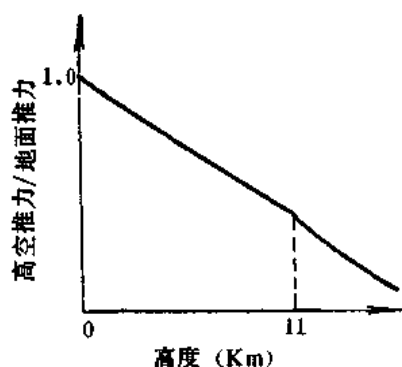


图3-28 涡轮喷气发动机高度特性曲线

涡轮喷气发动机的特点是耗油率低，大约为 $0.08 \sim 0.10 \text{ kg/N} \cdot \text{h}$ 。但是，这种发动机的结构复杂，重量大，推力-重量比小，仅为 $40 \sim 80 \text{ N/kg}$ 。涡轮喷气发动机主要用在飞机上。有些地对地、空对地及巡航导弹上也用这种发动机。

(三) 涡轮风扇发动机

涡轮风扇喷气发动机除增加了风扇而外，其余部分与涡轮喷气发动机很相像。它也有进

气道、压气机（有低压和高压压气机）、燃烧室、涡轮（级数较多）和尾喷管。不同之处在于有双函通道——外函道和内函道，所以，这种发动机又称为内外函喷气发动机。图3-29所示即为这种发动机的组成示意图。

这种发动机的工作过程及其原理如下：

空气进入进气道，经过风扇压缩，然后按一定比例将气流分成两股，一股经风扇向后流动，经过外函道向后流去，与燃气会合，由尾喷管喷出。另一股经过内函道，就是普通涡轮喷气发动机所经过的路径，即经过压气机，燃烧室，涡轮和尾喷管。

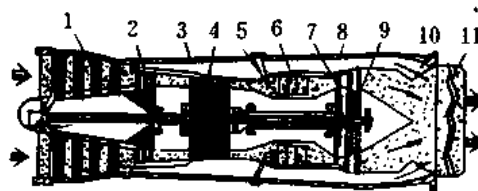


图3-29 涡轮风扇发动机示意图

1、2—风扇叶片；3—外函通道；4—压气机；5—燃油喷嘴；
6—燃烧室；7—高压涡轮；8—发动机壳；9—低压涡轮；
10—外函气流；11—尾喷管。

在涡轮风扇发动机中，涡轮要带动压气机和风扇。由于风扇的转速不能太高，不能因此而限制压气机的转速，这样风扇与压气机不能同轴，由两组涡轮分轴带动，由于涡轮的级数多了，因此消耗在涡轮上的能量比较多。这样一来，由尾喷管喷出的气流能量减少了，气流的温度和速度就降低了。这种情况虽然会引起内函道的每公斤空气所产生的推力减小，但是，另一方面，由于风扇的作用，使进入发动机的空气流量大大增加，其总的结果还是增大了发动机的推力。

涡轮风扇发动机的特点就是为了避免喷出高温燃气而损失能量，所以采取办法降低燃气的温度和喷气速度。这种低喷气速度的发动机在接近音速的飞行器上使用比较有利。

为了让涡轮风扇发动机在高速飞行器上也能使用，则需要在外函道中采用加力燃烧的办法。由于增加了燃油再次燃烧，气流的能量增大了，燃气喷气的速度得到很大提高，推力就加大得很多。我们把这样的发动机称为外函加力式涡轮风扇发动机。

外函加力或外函不加力涡轮风扇发动机得到了广泛的使用，因为它们有许多优点：

1. 耗油率低，经济性好。大流量比的此类发动机耗油率为 $0.035 \sim 0.04 \text{ kg/N} \cdot \text{h}$ ，小流量比的此类发动机为 $0.05 \sim 0.07 \text{ kg/N} \cdot \text{h}$ 。

2. 推力很大。这主要是因为空气流量大。一般的涡轮风扇发动机的函道比（即通过外函道的空气流量与通过内函道的空气流量之比）大约在 $0.6 \sim 1.5$ 的范围内，有的发动机能达到 $5 \sim 8$ （用在飞机上）。如果函道比是 1.5 ，空气流量差不多等于轴流式涡轮发动机的 $2 \sim 3$ 倍，起飞推力可增加 40% ，飞行推力也可增加百分之十几。如果外函道加力燃烧，推力则会增加更多。外函加力比不加力的推力可增加约 170% ，超音速飞行时可增加到 300% 。

最后由于喷气速度降低了，因而噪音低。这对飞机来说是很有好处的。

然而，涡轮风扇发动机也有缺点，由于发动机的直径比较粗，使得迎风面积加大。

涡轮风扇发动机在70年代里已用于新的巡航导弹上。巡航导弹的飞行速度选择在经济巡航点，即 $Ma=0.7 \sim 0.8$ ，导弹在这种飞行速度下飞行，发动机每公里消耗燃油最少，人们把这个速度称之为巡航速度，把这种导弹称之为巡航导弹，它突出了经济性。如果导弹以巡航速度飞行，可以大量地节省燃油，减轻导弹的重量，能实现低空、远距离飞行。

巡航导弹上用的涡轮风扇发动机，一般是小尺寸的涡轮风扇发动机。这种发动机具有推

力小、结构简单、容易制造、寿命短、成本低的特点。

小型涡轮风扇发动机的组成部分及其作用原理大致如下：

空气从进气道进入，先经风扇（一般采用两级）压缩。依据一定的函道比（考虑到不使发动机迎风面积过大，小型涡轮风扇发动机约在 1:1 左右），将空气分成两部分，一部分（约 50%）空气经过风扇后进入外面道燃烧后由尾喷管喷出去；其余部分（约 50%）则进入内函道，即经压气机压缩增压。为了提高增压比，都采用一级或多级轴流式和一级离心式组合压气机。因为采用单纯轴流式压气机，由于压气机直径小，叶片数量有限，径向间隙不可能按比例缩小等原因，压气机的损失大，效率低；而离心式压气机在这方面显出其优越性，并能缩短轴向尺寸，采取两者组合可以兼顾两者的优缺点。但在一定的条件下，也有不少采取多级纯轴流式压气机的，不过大多用在推力为 10KN 以上的发动机上。单纯靠增加压气机的级数来提高增压比的办法总是有限度的，这会导致与要求成本低相矛盾，因而促使人们大力研究超音速离心压气机，这种压气机能增大单级离心压气机的增压比。空气经组合压气机增压后进入燃烧室（燃烧室一般采用环形燃烧室，因为环形燃烧室具有重量轻、容积利用率高、压降小、成本低的特点），与燃油混合进行燃烧生成燃气，此燃气和一部分空气的混合气体从燃烧室出来，冲击到涡轮上使它高速转动。随着压气机增压比提高和风扇化，要求发展大焓降和高温涡轮，以减少涡轮级数，并提高涡轮前的温度。由于要求提高涡轮前的温度，为了保证涡轮叶片正常工作，则采用了冷却涡轮叶片和整体铸造冷却涡轮。

二、冲压喷气发动机

涡轮喷气发动机使用的飞行速度受到限制，如果要空气喷气发动机适用于高速飞行，就要用冲压类型的空气喷气发动机。

冲压喷气发动机的工作原理基本上与涡轮喷气发动机相同，也同样包括进入发动机的空气受到压缩，空气与燃油混合燃烧，燃气进行膨胀并喷出这样三个基本工作过程。但在结构方面，它却与涡轮喷气发动机有很大不同，冲压发动机利用进气道的冲压作用来实现对空气的增压，没有压气机和涡轮那样的转动部件，所以结构很简单，重量小得多。

（一）基本组成、结构及其作用原理

冲压发动机为了完成上述三个基本工作过程，包括有如下四个基本组成部分，其示意图如图 3-30 所示：

1. 进气道 其主要作用是引入空气，利用速度冲压作用来实现对气流的增压，即利用高速气流的滞止过程而使气流压力提高。在理想情况下，高速气流速度完全滞止下来所能达到的压力为

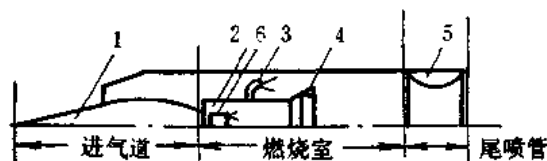


图3-30 冲压空气喷气发动机示意图

1—进气锥；2—预燃室；3—喷嘴环；4—火焰稳定器；5—尾喷管；
6—点火器。

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3-35)$$

式中 p_0 ——滞止压力;
 p ——静压;
 k ——气体定压、定容比热比。

当迎风气流速度从 $Ma=2$ 降到速度等于零时, 压力可提高 7.8 倍; 从 $Ma=3$ 降到零时, 压力可提高 36.8 倍; 从 $Ma=5$ 降到零时, 压力可提高 52.9 倍, 这种增压比是非常大的。虽然, 实际情况还会存在压力损失, 且气流速度不会滞止到零, 也就是增压比不会达到上面所说的那样高的数值。但是, 随着飞行速度增大, 增压比是急剧上升的。

进气道就是空气进入的通道, 是冲压发动机的一个关键性组成部分。亚音速进气道是一个扩展的通道, 其前缘有一定的曲率, 其剖面为低速机翼剖面的形状。超音速进气道其前缘剖面为尖劈形, 装有锥形中心体, 中心体能形成斜激波, 气流通过斜激波, 速度下降而压力升高。

2. 燃烧室 是空气与燃油混合燃烧, 生成燃气的地方。燃烧室一般制成圆筒体, 里腔装有预燃室、燃油喷嘴环、点火器以及火焰稳定器等组件。从进气道流入的空气, 与燃油喷嘴喷出的雾化燃油混合, 形成可燃的混合气体。发动机起动时, 点火器工作放射火花点燃预燃室中的燃气, 形成一个点火“火炬”, 然后由它进一步把整个可燃的混合气体点燃。混合气体在燃烧室中的燃烧温度可达 $1500\sim 2000^\circ\text{C}$ 。火焰稳定器的作用是使燃气通过它形成回流区, 用以“挂住”火焰, 并使火焰易于传播和稳定, 保证稳定而完全地燃烧。火焰稳定器由单锥体和流线形支架组成, 也有由 V 形环组成的。为了保护燃烧室不被烧坏, 常常把它做成两层结构(内层用耐热合金材料), 利用两层之间的通道引进从进气道流入的部分空气来达到冷却的目的。

3. 尾喷管 它使高温高压燃气进行膨胀而加速喷出。亚音速发动机尾喷管是收缩的, 超音速发动机尾喷管是高速喷管。

4. 燃油供给系统和自动调节系统 燃油喷嘴喷油受燃油供给系统控制, 供给系统感受外界气流参数(速度、温度、压力), 根据需要供给适量的燃油, 以保证正常燃烧。自动调节系统可以根据需要, 调节进气道和尾喷管。

(二) 冲压发动机的特点

它与涡轮喷气发动机和火箭发动机相比, 有许多优点:

1. 结构简单、重量轻、成本低、使用维护方便;
2. 适用于高速飞行, 在 $Ma>2$ 的高速状态下工作, 经济性好, 耗油率低。涡轮喷气发动机则受到使用速度的限制;
3. 比冲量虽然不及涡轮和涡轮风扇发动机, 但比火箭发动机大得多, 冲压发动机一般可达 $1000\sim 1700\text{s}$, 而火箭发动机不过在 $200\sim 250\text{s}$, 只相当冲压发动机的 $1/5\sim 1/7$;
4. 只使用燃油(煤油)作为燃烧剂, 远比火箭推进剂(无论是固体或液体)便宜, 而且安全。发动机的工作时间可以比火箭发动机长得多。

冲压式发动机在远距离、长时间工作方面比火箭发动机优越。使用冲压发动机的地(舰)对空导弹, 一般重量轻、射程远。

但是, 到目前为止, 冲压发动机在导弹上应用得并不普遍, 这是因为它存在着一些缺点:

1. 飞行状况的变化对冲压发动机的工作很敏感,例如,飞行速度、高度、攻角等参数变化都直接影响发动机的工作。低速时推力小,耗油率高;要达到一定的飞行速度值,发动机才能起动工作,因此需要用固体火箭发动机作助推器。当飞行高度太高时,空气密度、压力和温度都降低得很厉害,发动机性能变坏,甚至无法工作。通常冲压发动机的工作高度不能超过 25~30km。攻角大时,进气受到影响,能量损失大。以上情况说明,冲压发动机的工作范围窄,否则就需要有完善的自动调节系统才能适应飞行状况的变化;

2. 冲压发动机与火箭发动机相比,它的单位迎风面积推力 (N/m^2) 小,随着推力增大,发动机的体积和直径都要加大,这给外形气动布局和弹体结构安排带来了困难,也增大了飞行阻力。

§ 3—7 火箭—冲压组合发动机

冲压喷气发动机由于不能自行起飞,它总是要以固体火箭发动机作助推器组合使用。长期以来,这两种发动机的组合在形式上,结构上和工作过程中都是互相独立的,仅仅在一种导弹上使用而已。近期发展到把这两种发动机从形式上,结构上和工作过程有机地组合在一起,它们共用一个燃烧室,使之一体化,所以称为火箭-冲压组合发动机或称冲压火箭发动机、空气加力火箭发动机。下面分别对使用不同种类推进剂的火箭-冲压组合发动机作简单介绍。

一、固体火箭-冲压组合发动机

图 3—31(a) 所示为固体火箭-冲压发动机示意图。它由两大部分组成:第一部分是固体

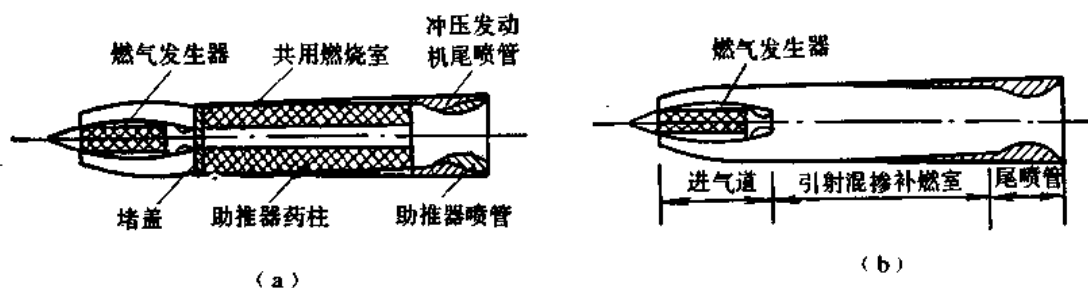


图 3—31 固体火箭-冲压组合发动机

(a) 固体火箭-冲压组合发动机; (b) 火箭-冲压发动机。

火箭助推器。固体药柱贮存在共用的燃烧室里,燃烧室前端有堵盖封闭住,后端有专用喷管,当助推器药柱燃烧完毕,燃烧室便空出来了,助推器的专用喷管自行脱落,将冲压发动机的尾喷管露出,同时堵盖被冲进来的空气冲开,进气道出口通了,变成如图 3—31(b) 所示的第二部分,即火箭-冲压发动机了。这个火箭-冲压发动机包括进气道、燃气发生器、引射掺混补燃室以及尾喷管等几部分。下面分别介绍如下:

1. 进气道 它的作用也是引入空气, 实现冲压压缩; 同时给燃烧室提供一个合适的进口气流 (例如, 气流在燃烧室进口处的速度不能太高, 一般 Ma 为 $0.15 \sim 0.25$)。

2. 燃气发生器 它实质上是一个小固体火箭发动机, 被放置在进气道的中心锥体内。燃气发生器内装贫氧固体推进剂 (就是推进剂里氧化剂的含量不足), 由于进行贫氧燃烧, 其燃烧产物中还含有很多可燃物质, 这种燃烧是不完全的, 所以谓之初次燃烧。初次燃烧的燃气从燃气发生器的喷管喷出, 喷到火箭-冲压发动机的燃烧室-引射掺混补燃室, 并与从进气道流进的空气再次燃烧 (也就是补燃)。所以, 燃气发生器为火箭-冲压发动机提供可燃的气态燃料。

贫氧固体推进剂应具有较高热值 (高比冲量) 和高密度, 以及高燃速和低燃速各种类型 (以适应燃气发生器需要长时间工作而直径受限制条件下, 设计端面燃烧药形和侧面燃烧药形)。

下面举出高燃速和低燃速贫氧固体组元的典型配方:

贫氧固体组元典型配方

表3-5

组 分 名 称	高燃速含量 (%)	低燃速含量 (%)	作 用
端羟基聚丁二烯	16.96	20.58	粘 合 剂
铝 粉	30	30	添 加 剂
镁 粉	3	6	添 加 剂
过 氯 酸 铵	45	38	氧 化 剂
叔 丁 基 二 茂 铁	2		燃速催化剂
碳 酸 钙		2	燃速催化剂

贫氧固体推进剂按能量可分为低能、中能 (附加铝粉)、高能 (附加硼粉) 等三种。低能推进剂已成功地用在组合冲压发动机上, 中能和高能推进剂是目前研制发展的重点。

3. 引射掺混补燃室 它的作用是对从进气道来的空气实现引射增压, 并使从燃气发生器喷管喷出的可燃产物与空气掺混进行补充燃烧, 所以称这种燃烧室为引射掺混补燃室。

在燃烧室里引射掺混和补充燃烧这两个过程是紧密衔接, 又互相交织的。从燃气发生器喷管喷射出来的紊流超音速射流, 一出口就与从进气道流来的紊流低速空气相接触。它们的微团作不规则运动, 互相交错掺混, 进行能量传递, 也就是喷射的燃烧产物把一部分热量和动能传递给进来的空气。结果使得距离燃气发生器足够远的地方, 两股气流的速度、温度以及化学成分趋于均匀, 紧接着掺混后的气体就进行燃烧放热, 进一步增加了气体的动能。在这里的补燃是比较完全的燃烧。引射掺混补燃室工作的好坏直接影响组合发动机的性能, 为此, 要求这种补燃室能在各种状态下迅速完成均匀掺混, 引射效率高, 燃气燃烧完全而稳定, 并在达到喷管前完成补燃过程。

燃气发生器和引射掺混补燃室的结构组合方案有如图 3-32 所示的几种:

4. 尾喷管 与冲压喷气发动机类同。

此外, 与冲压喷气发动机一样, 设置有自动调节系统。

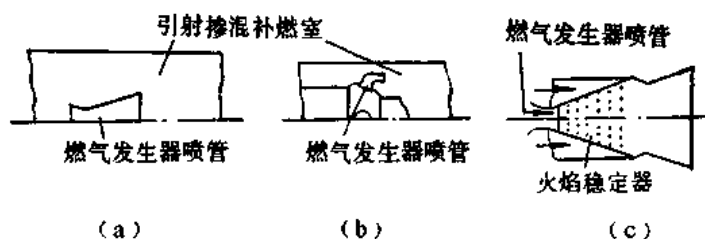


图3-32 引射掺混补燃室的方案

(a) 燃气发生器为单喷口的；(b) 燃气发生器为多喷口的；(c) 燃气发生器喷口处带火焰稳定器的。

二、液体燃料冲压组合发动机

这种发动机有时又把它称为小体积冲压发动机，如图3-33所示。它也是用固体火箭作助推器，助推器和液体燃料冲压发动机共用一个燃烧室。它与固体火箭-冲压组合发动机不同者，是冲压发动机使用液体燃料（由喷嘴喷入燃烧室），有液体燃料供给系统，空气进气道则环绕侧壁设置。

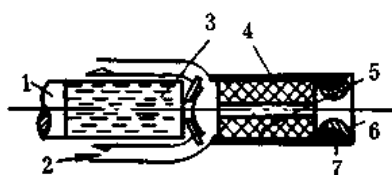


图3-33 液体燃料冲压组合发动机

1—弹体；2—空气进气道；3—冲压发动机的液体燃料；4—燃烧室；5—助推器的药柱；6—助推器喷管；7—尾喷管。

三、固体燃料冲压组合发动机

这种发动机如图3-34所示。它的特点是助推器的推进剂和冲压发动机的燃料都是固体的，而且制成两层药柱套装在共用的燃烧室里，里面层系助推器的药柱，外面层是冲压发动机的贫氧药柱。当发动机工作时，首先点燃并燃烧里层，这层药柱燃烧完毕，助推器就完成任务，此时，冲压发动机被加速到开始工作的速度，外层贫氧固体推进剂与进气道来的空气进行燃烧。与前一种液体冲压组合发动机相比，结构简单。

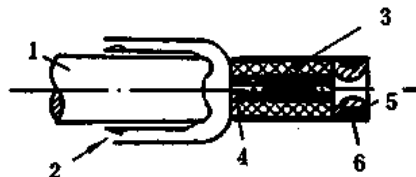


图3-34 固体燃料冲压组合发动机

1—弹体；2—空气进气管；3—冲压发动机的固体燃料；4—助推器的药柱；5—助推器的喷管；6—尾喷管。

四、火箭-冲压组合发动机的特点

它与火箭发动机和冲压式喷气发动机相比，有许多优点：

1. 具有比火箭发动机高得多的比冲量，可达 $500\sim 1200s$ 。火箭发动机虽然在研制高能推进剂来提高比冲量方面作了很大努力，但是，要再进一步大幅度地提高比冲量是非常困难的；

2. 由于助推器与冲压发动机组合采用一体化结构，共用一个燃烧室，而燃气发生器连续地向燃烧室提供高温燃气，相当于一个点火源，因而不需要预燃室和点火器，不需要燃油供给系统，同时也不需要火焰稳定器，这样不仅使得发动机的结构简单，工作可靠，而且使用时不必加注燃油，给勤务处理带来方便，提高了作战机动性；

3. 与冲压式发动机相比显著地提高了迎面推力，可达到 200KN/m^2 以上，而冲压发动机仅 110KN/m^2 。这种组合冲压发动机提高了工作范围，很能适应高速和高加速机动飞行，其性能优良；

4. 使用组合火箭冲压发动机的导弹，比用火箭发动机或冲压发动机的导弹结构紧凑，尺寸小，重量轻。例如，对于地对空导弹，如果战斗部重量一定，射程为 $120\sim 130\text{km}$ ， Ma 为4，使用组合冲压发动机的导弹能比用火箭发动机的导弹直径减小 $1/2$ ，长度缩短 $1/4$ ，重量减轻 $1/3$ 。又如，采用小体积冲压发动机的导弹，若其性能和“RIM-8 黄铜骑士”导弹（采用冲压式发动机）一样，则导弹的尺寸能缩小 $1/2$ ，重量能减轻 $2/3$ 。

火箭-冲压组合发动机受到了国内外的普遍重视，它已实际使用在地对空导弹上，如苏“萨姆-6”地空导弹。目前，有些国家研制了一体化小体积冲压发动机，固体火箭-冲压组合发动机等型号，拟广泛地用于作地对空、空对地（舰）、空对空导弹，低空巡航导弹、高超音速拦截导弹和靶机上的动力装置。这类组合发动机的一个主要缺点是组织燃烧过程困难，技术发展不容易。

下图3-35所示的就是一种用在地对空导弹上的固体火箭-冲压组合发动机。

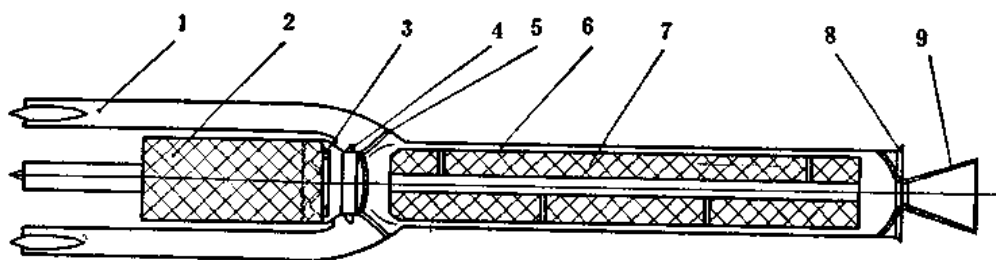


图 3-35 地对空导弹用固体火箭-冲压组合发动机

- 1—进气道；2—燃气发生器（贫氧）；3—发生器用环形点火器；4—助推器用环形点火器；
5—进气道堵盖；6—助推补燃室；7—助推药柱；8—冲压发动机喷管；9—助推器喷管。

§ 3—8 各类发动机的应用状况

火箭发动机自备氧化剂和燃烧剂，其工作条件不受外界大气环境影响，可在高空和大气层外使用；发动机的单位迎面推力（推力与它的最大横截面积之比值）和推力-重量比大，与空气喷气发动机相比，在提供相同推力情况下，发动机本身的尺寸和重量较小；固体火箭发动机的结构非常简单，起动迅速，勤务处理十分方便。但是，火箭发动机的比冲量比空气喷气发动机低得多，推进剂的消耗量很大，工作时间较短（通常以秒计算）。

空气喷气发动机由于吸取空气中的氧作氧化剂，只消耗燃油，故推进剂的消耗量少；发动机的比冲量很高，冲压喷气发动机一般可达 $1000\sim 1700s$ ，涡轮和涡轮风扇发动机达 $3600\sim 7200s$ 。但是，空气喷气发动机的工作受到外界大气环境的影响和限制，不能在很高的高空（ $30km$ 以上）中使用，也不适宜在很高速（ $Ma>5$ ）的导弹上使用；冲压喷气发动机不能自行起飞，需要助推器助飞；其推力-重量比和单位迎面推力都比火箭发动机小。

目前，弹道式导弹应用火箭发动机，这是因为这类导弹主动段终点的高度都很高，只有火箭发动机才能进行工作。液体火箭发动机曾在50年代得到广泛的应用。虽然它的能量水平高于固体火箭发动机，但由于发射准备时间太长，地面设备庞大，逐渐被固体火箭发动机所取代。液体火箭发动机则发挥其比冲量高，调节性能好的优点，主要向宇宙航行方面发展。直到60年代可贮存“预包装”液体推进剂投入使用之后，液体火箭发动机才又在一些新的战术导弹上应用，它即保持了比冲量高的优点，而且勤务处理也很方便。

有翼式导弹除巡航导弹和一部分反舰导弹、地对空导弹应用空气喷气发动机外，其它的导弹也都应用火箭发动机。但是它们的助推器却毫无例外地全部应用固体火箭发动机。因为固体火箭发动机首先能满足助推器需要迅速起动并产生大推力的要求；其次是结构简单，重量轻，使用方便。

战术导弹发展初期，就开始在地（舰）对空导弹上应用冲压喷气发动机作主发动机。比较起来，用冲压发动机的地（舰）对空导弹一般速度高、重量轻、射程远。在地对空导弹上应用冲压发动机必须与固体助推器相组合。初期，这种组合是互相独立工作的，而且在助推器工作结束后即自行脱落。近年来，把冲压发动机和助推火箭进行有机的组合，使其结构一体化，成为固体火箭-冲压发动机，这种发动机扩大了工作性能和范围，改进和简化了地对空导弹的结构，与火箭发动机和冲压发动机相比，在达到同样战术技术指标情况下，导弹的尺寸和重量可大为减小。预计这种发动机还可应用于其它多种导弹上。

涡轮喷气发动机的特点是适合用于低空、低速、远距离的巡航导弹上。这种发动机虽然耗油率低，但结构复杂，重量大。为进一步降低耗油率，提高经济性，简化其结构，发展了一种小尺寸涡轮风扇喷气发动机，这种发动机不仅满足了巡航导弹飞行特性的需要，而且使得导弹的尺寸和重量减小了。

今天，固体火箭发动机不仅用于小型空对地导弹、空对空导弹、反坦克导弹，而且用于地（舰）对空导弹、潜艇发射的导弹和洲际弹道式导弹。

下面列举一些用在各类导弹上的固体火箭发动机的结构示意图:

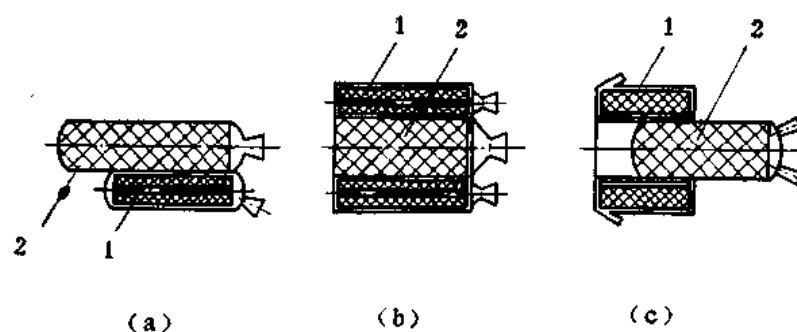


图 3—36 反坦克导弹固体火箭发动机

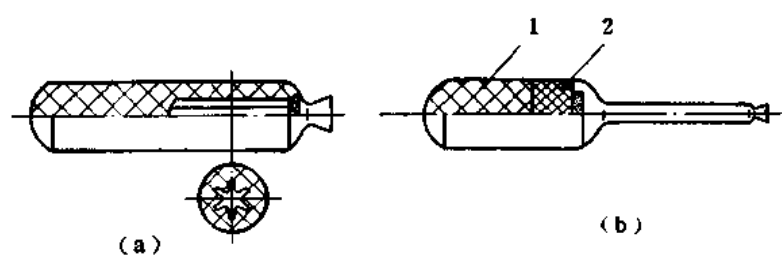


图3—37 单室双推力固体火箭发动机

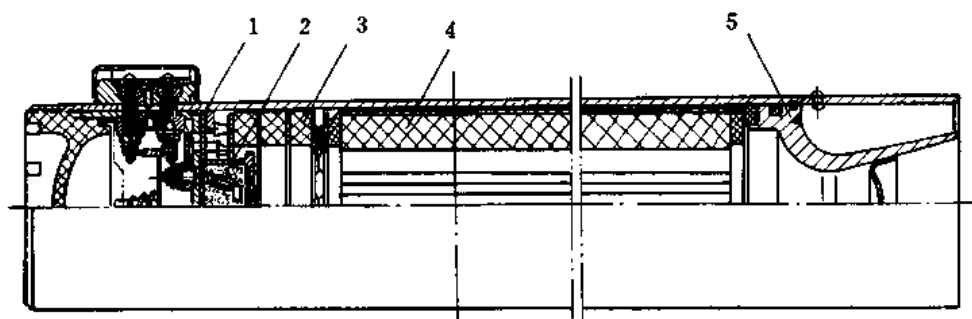


图3—38 空对空导弹固体火箭发动机

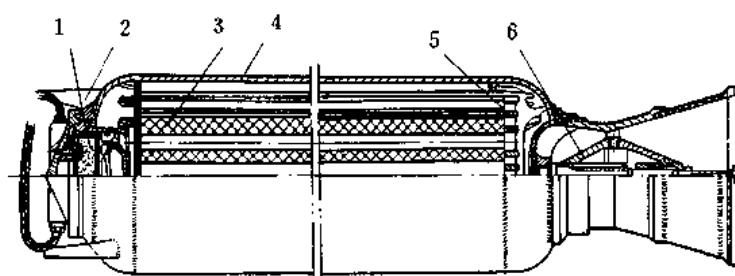


图 3—39 防空导弹固体助推器

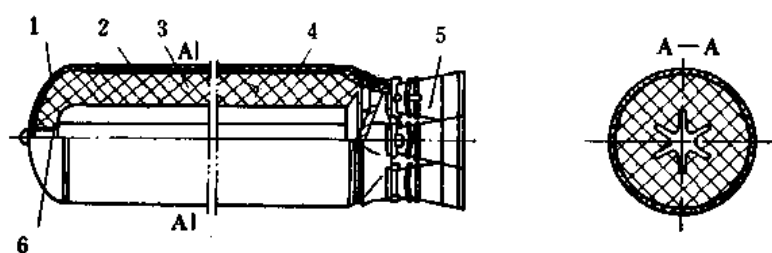


图3-40 “民兵”Ⅰ导弹第一级固体火箭发动机

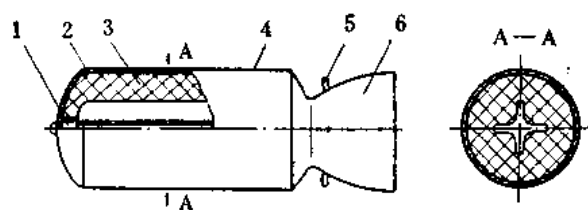


图3-41 “民兵”Ⅱ导弹第二级固体火箭发动机

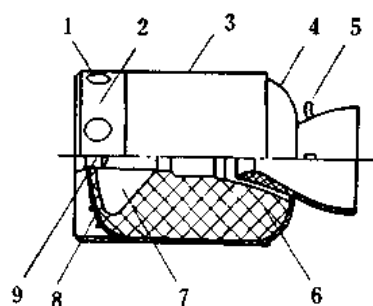


图 3-42 “民兵” 导弹第三级固体火箭发动机

第四章 制导系统

导弹的制导系统是以导弹为控制对象的一种自动控制系统，它是导弹的核心组成部分。

§ 4—1 制导系统的任务、组成和分类

一、制导系统的任务

导弹在飞行过程中应按照预先规定的弹道或根据目标的运动情况随时修正自己的弹道，使之命中目标。这样，就要对导弹进行导引和控制，这就是制导系统的任务。

为了完成这个任务，制导系统必须具有下述功能：

1. 导弹在飞向目标的过程中，要不断地测量导弹的实际运动与理想运动之间的偏差；
2. 据此偏差的大小和方向形成控制指令，将指令输送到操纵元件，控制导弹改变运动状态，消除偏差；
3. 稳定导弹运动姿态角，使导弹始终保持所需的姿态角。

二、制导系统的组成

前已述及导弹制导系统是导引系统和控制系统的总称。

制导系统通常按照导弹的运动分成俯仰、偏航、滚转三个通道来处理，有些采用强制自旋的导弹，滚转通道不进行控制，而俯仰和偏航通道则合为一个通道来处理。我们举一个示例框图（图4-1）来说明制导系统一个通道的工作过程及其组成。

第一个虚线范围内的框图示出了导引系统的组成，其主要部分包括：

测量装置 测量目标和导弹的运动参数。例如，惯性制导系统中安装在稳定平台上的加速度计；指令制导系统中的弹外雷达；自寻制导系统中的目标探测器等都是测量装置。

程序装置 贮存和发出使导弹按照预先规定的程序运动的参数和指令。这种装置只在自主制导系统中使用。例如，惯性制导系统中的预定弹道；巡航导弹中的预定地形匹配制导的

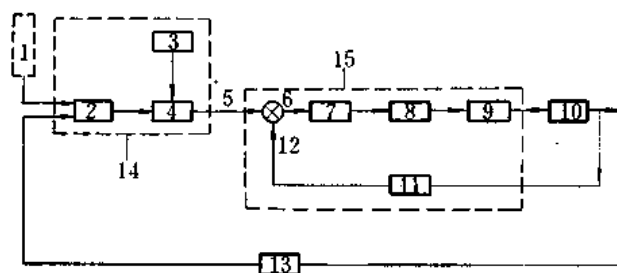


图 4-1 制导系统一个通道的工作过程及其组成框图

1—目标的运动；2—测量装置；3—程序装置；4—解算装置；5—控制指令信息；6—综合装置；7—放大变换器；8—执行机构(舵机)；9—操纵元件；10—弹体；11—敏感装置；12—导弹姿态角和重心运动信息；13—导弹的运动；14—导引系统；15—控制系统。

数字地图及预定弹道等都是程序装置。

解算装置 将测量装置测得的信息经计算和变换后,形成控制指令信息输送给控制系统。

测量装置 2 测量出导弹和目标的运动参数,通过解算装置 4 确定出其偏差并形成修正的控制指令信息 5,输送给控制系统。如果导弹是程序制导,则测量装置仅测量出导弹的实际运动参数,而导弹的理想运动参数由程序装置 3 给出,这两组运动参数通过解算装置进行比较,得出导弹的实际运动与理想运动之间的偏差并形成修正的控制指令信息,输送给控制系统。由此可以看出,导引系统的功能是测量导弹和目标的相对运动参数,并根据所选定的导引规律形成控制导弹运动的指令信息。

第二个虚线范围内的框图示出了控制系统的组成,其主要部分包括:

敏感装置 感受和测量导弹的姿态角信息及重心运动信息。例如,陀螺仪、加速度计、高度表等都是敏感装置。

综合装置 将导引系统送来的信息与敏感装置送来的信息加以综合,形成对导弹的综合控制指令信息。

放大变换器 将综合装置送来的指令信息进行校正、变换和功率放大,使之成为推动执行机构工作的指令信息。

执行机构 舵机与操纵元件组合的总称为执行机构,它根据控制指令信息驱动操纵元件动作。

导引系统送来的控制指令信息 5 输入到综合装置 6,通过敏感装置 11 感受和测量出来的导弹姿态角或重心运动的信息 12 也输入综合装置 6,这两种信息在 6 中加以综合形成对导弹的综合控制指令信息。此信息经放大变换器 7 送到舵机 8 上,舵机带动操纵元件 9 动作,于是产生操纵力矩,使导弹 10 转动一个角度,这样就改变了控制力的大小和方向,从而也就改变了导弹的运动状态。整个过程如此重复下去,不断地消除偏差,保证导弹按所需要的弹道飞行。由此可以看出,控制系统的功能其一是根据本身敏感装置得到的偏差信息,稳定导弹运动姿态角,使导弹始终处于良好的受控状态;其二是根据导引系统送来的控制指令信息,控制导弹按所需要的弹道飞行。所以控制系统的主体又常称为自动驾驶仪。

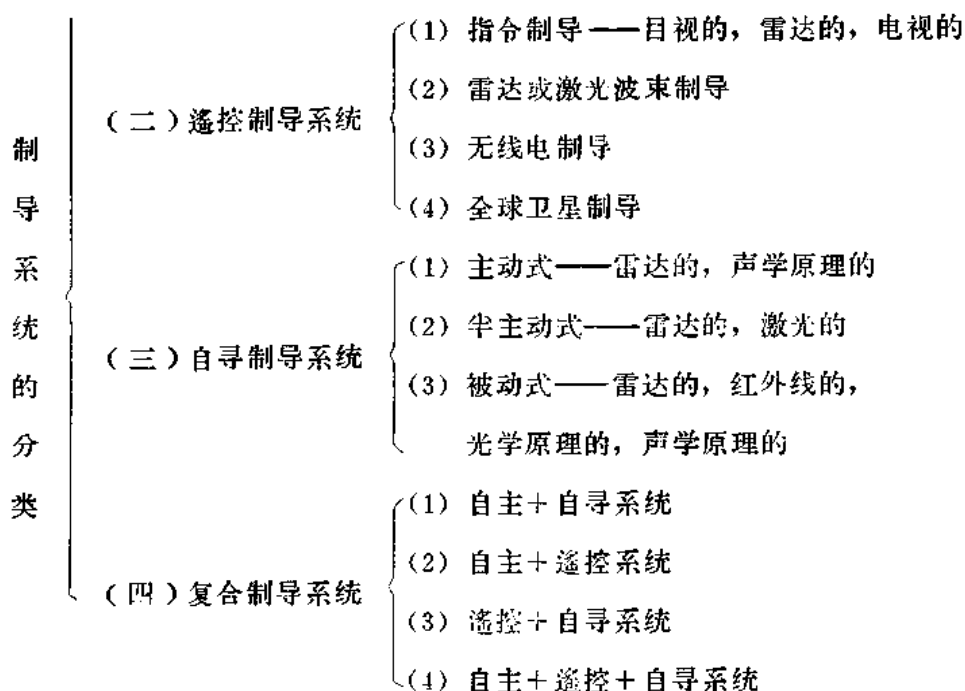
三、制导系统的分类

现代的制导系统,由于各种导弹对付的目标各不相同,因而应用了多种工作原理和多种设备,构成了种类繁多的系统。这些系统,按其不同的工作原理和构成,可按表 4-1 分类:

制 导 系 统 分 类 表

表 4-1

(一) 自主制导系统	(1) 惯性系统
	(2) 天文系统
	(3) 多普勒雷达系统
	(4) 地形匹配系统



§ 4—2 自主制导系统

自主制导系统的基本原理是, 按照发射前预先规定的程序或外界固定的参考点作为基准来将导弹自动地导向目标。这个程序由导弹运动学参数(速度、射程、高度)与时间的一组固定关系所组成。外界固定的参考点可以利用卫星、星球、地理条件等。但不论是利用内部和外部数据, 导弹都必须知道本身和目标的坐标, 因此, 采用自主制导系统的导弹, 只能用于对付固定的目标或已知其飞行轨道的目标(如弹道式导弹)。

采用这种制导系统的导弹, 一经发射后, 就不再接收地面的指令, 命中目标的准确度完全取决于弹内的设备。这就是我们称它为自主制导系统的缘故。由于它不再接受外界的指令信息, 所以它的抗干扰能力强。

一、测量、敏感装置

自主制导系统通过实际参数与其程序值的比较, 确定出偏差, 并产生相应的消除偏差的指令信息。这些参数的测量是由以下测量、敏感装置来完成的。

(一) 陀螺仪

将一个具有高速旋转的转子, 安装在万向支架上。转子通过轴和轴承支承在内环上, 转子可以绕轴转动; 内环通过轴的轴承支承在外环上, 内环可以绕轴转动; 外环通过轴和轴承支承在支座上, 外环可以绕轴转动。支架上装有传感器, 利用传感器测量角偏移。这样一种

装置称为陀螺仪，其中转子的转轴为主轴，如图 4-2 所示。

陀螺仪的基本特性：

(1) 定轴特性。当陀螺仪的转子以 Ω 角速度旋转时，如果没有与 Ω 不同向的外力矩加于转子上，则不论怎么转动支座，其主轴相对惯性空间始终保持方向不变，这种特性称为陀螺仪的定轴特性。利用陀螺仪的定轴特性可以在导弹上建立一个惯性坐标系。

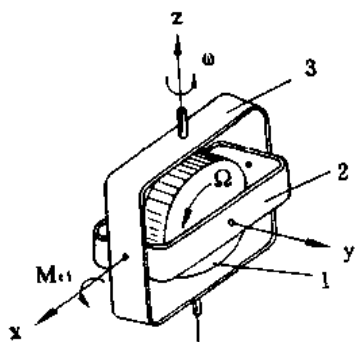


图 4-2 陀螺仪模型图

1—转子；2—内环；3—外环

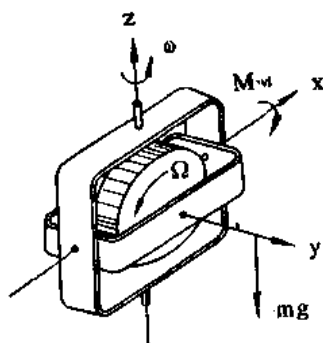


图 4-3 在转子轴上挂有重物的陀螺仪

(2) 进动特性。当陀螺仪的转子以 Ω 角速度旋转时，如果在与主轴垂直的方向上，加上一个外力矩 M_{wt} （如图 4-3 所示的由重物 mg 产生的外力矩 M_{wt} ），则陀螺仪（主轴）要围绕与外力矩轴相垂直的轴转动，这种特性称为陀螺仪的进动特性。进动角速度以 ω 表示，转子的动量矩以 H 表示，其矢量关系

$$\omega \times H = M_{wt}$$

如果 ω 与 H 相互垂直，则

$$\omega = \frac{M_{wt}}{H} \quad (4-1)$$

式中 M_{wt} ——外力矩；

H ——转子的动量矩。

ω 的指向是使矢量 Ω 通过最短的途径转向矢量 M_{wt} 。

(3) 力矩特性。当陀螺仪的转子以 Ω 的角速度旋转时，如果陀螺仪的主轴以某个角速度 ω 偏移原来位置（见图 4-2）就会产生一个陀螺力矩 M_{tl} ，其矢量关系为

$$M_{tl} = H \times \omega$$

陀螺力矩量值可按下面公式计算

$$M_{tl} = I\Omega \sin \theta_s \quad (4-2)$$

式中 H ——转子的动量矩；

I ——转子的惯性矩；

Ω ——转子的角速度；

θ_0 —— Ω 与 H 矢量的夹角。

陀螺力矩的方向是这样的，即力图使矢量 Ω 经过最短途径与 ω 相重合。

需要指出，陀螺仪的定轴特性的条件是沒有外力矩的作用，实际上，由于轴承与传感器存在摩擦，以及陀螺仪本身制造上的不对称和不平衡等原因，经常有干扰力矩作用在陀螺仪上，它引起转子轴的缓慢进动，使之渐渐地偏离其原始方向，这种现象称为陀螺仪的漂移。陀螺仪的缓慢进动角速度称为漂移率或漂移速度，通常用每小时漂移的度数来表示。漂移率是衡量陀螺仪稳定性和工作精度的重要指标，它严重地影响到制导的精度，例如其射程为 10000km 的洲际导弹，其陀螺稳定平台的常值漂移率为 $0.02^\circ/h$ ，引起约 400m 的落点偏差。

根据(4-1)式，减小漂移率可采取增大转子的动量矩和减小干扰力矩的办法。为了减小支架轴承所导致的摩擦力矩，出现了液浮支承的液浮陀螺仪(图 4-4)，同时，在探索各种新的支承原理的基础上，还出现了气浮支承的气浮陀螺仪(图 4-5)，挠性支承的挠性陀螺仪，以及静电支承的静电陀螺仪，等等。

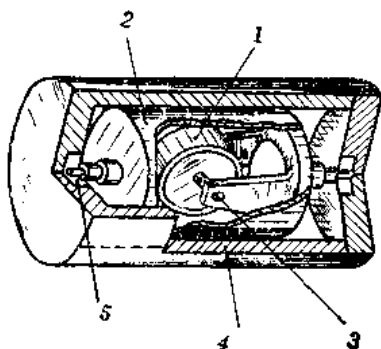


图 4-4 液浮支承的二自由度陀螺仪

1—转子；2—浮筒式内环；3—自转轴；
4—壳体；5—宝石轴承；

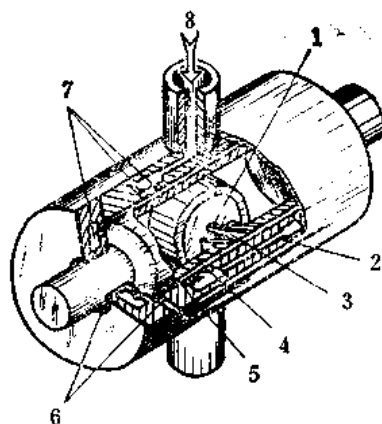


图 4-5 静压气浮支承的二自由度陀螺仪

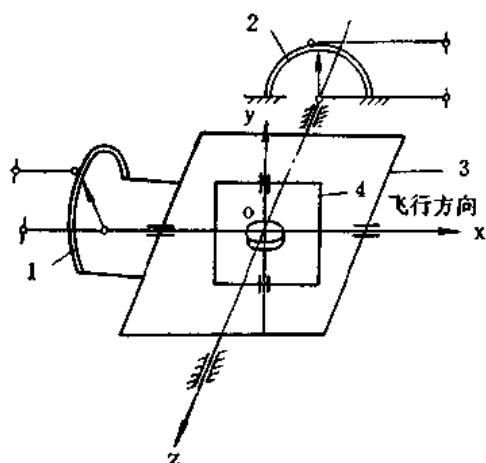
1—转子；2—壳体；3—自转轴；4—浮筒式内环；
5—气膜；6—出气口；7—布气孔；8—进气口。

(二) 定位陀螺仪

定位陀螺仪有三个自由度，能测量导弹两个方向的角偏移，如图 4-6 所示。例如测量滚转角与俯仰角，陀螺仪的安装以飞行方向为基准，为了要得到与这些角度成比例的压电形式的信号，采用了滚转电位计 1 与俯仰电位计 2 作为传感器。第一个电位计的底座固定在陀螺仪的外环 3 上，而其滑臂(或电刷)则连接在内环 4 的轴上。第二个电位计的底座则固定在导弹弹体上，而其滑臂则连接在外环的轴上。

如果导弹弹体出现某个滚转角 γ 时，则外环与传感器 1 的底座也随着一起转动。由于陀螺仪的定轴性，内环与滚转电位计滑臂在空间的位置却保持不变。结果，在电位计 1 的输出端所出现的电压与角 γ 成比例。

同样, 传感器 2 只对俯仰角 θ 发生敏感, 并产生一个与俯仰角 θ 变化成比例的电压。



- 1—滚转传感器;
- 2—俯仰传感器;
- 3—外环;
- 4—内环。

图 4-6 定位陀螺仪简图

很明显, 一个三自由度的定位陀螺仪, 只能测量两个方向上的角偏移。如果要同时测量俯仰角, 滚转角与偏航角, 则必须有两个主轴相互垂直的定位陀螺仪。

(三) 速率陀螺仪

速率陀螺仪具有两个自由度, 它是用来测量导弹绕某一个坐标轴的转动角速度的。下面用一个测量偏航角速度的速率陀螺仪 (如图 4-7 所示) 的例子来说明它的工作原理。

如 x 轴正向为导弹飞行方向, 当迫使陀螺仪绕 oy 轴以角速度 ω_y 转动时, 则 ω_y 为偏航角速度。根据陀螺效应, 则出现陀螺力矩 M_{t1} , 这个力矩要使转子 1 的角速度向量 Ω ① 经由最短的路线向 ω_y 方向运动, 也就是力矩 M_{t1} 要迫使转子轴并带动内环向 y 轴方向转运。然而, 内环的运动受到弹簧 3 的限制, 弹簧的变形产生弹簧力 P_c 。与弹簧力矩 M_c , 当 $M_{t1} = M_c$ 时, 内环处于平衡状态。因为

$$M_{t1} = \omega_y H; \quad M_c = P_c l$$

当 α_n 很小时, $P_c l = c l^2 \alpha_n$

式中 α_n ——内环的转动角;

c ——弹簧的刚性模数;

l ——与内环轴相固连的连杆长度, 它的一端与弹簧相连

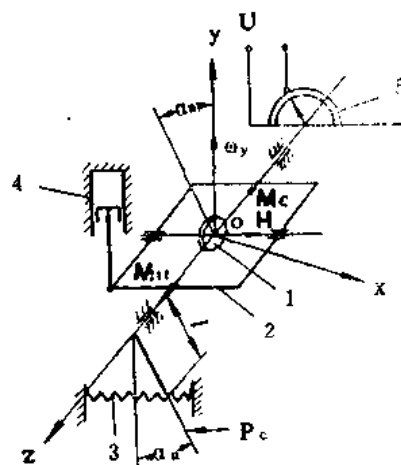


图 4-7 速率陀螺仪示意图

- 1—转子; 2—内环; 3—弹簧;
- 4—阻尼器; 5—电位计。

$$\text{则我们得到} \quad \alpha_n = \frac{H}{c l^2} \omega_y \quad (4-3)$$

① 转子的角速度 Ω 的方向与转子的动量矩 H 的方向一致。

即内环的转动角与导弹的转动角速度 ω_y 成比例 (H 、 c 、 l 是常数)。电位计 5 的滑臂随着内环一起转动, 结果, 在电位计的输出端出现与角速度 ω_y 成比例的电压 U , 为了减小内环 2 绕 oz 轴的固有振荡, 通常采用气体阻尼器。

下面是另一种速率陀螺仪, 如图 4-8 所示。

如 x 轴正向为导弹飞行方向, 当导弹在偏航方向受到扰动时, 即陀螺仪绕 y 轴以角速度 ω_y 转动时, 由于陀螺效应, 陀螺力矩使内套筒绕 z 轴而转动, 这时与陀螺仪外壳固连的扭矩杆就产生一个扭矩; 当扭矩与陀螺力矩相平衡时, 内套筒就停止转动。由于电磁铁芯的盖是随着内套筒一起转动的, 这时电磁铁芯就出现了间隙, 从而使通过铁芯的磁通就不平衡, 结果就产生一个电压。电压的大小确定转动角的大小, 相位确定转动的方向。

在导弹上安装速率陀螺时, 要注意内环与转子轴所构成的平面一定要与测量的角速率的矢量方向垂直。

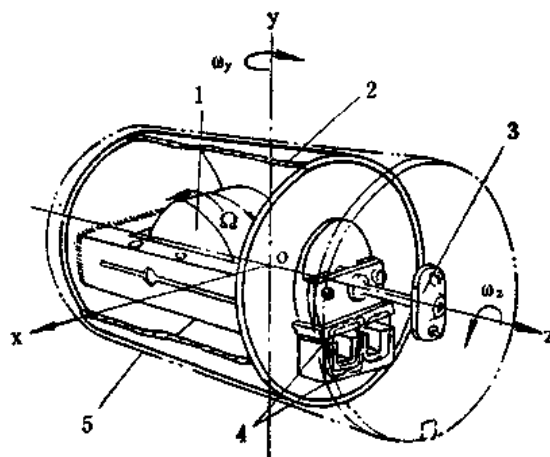


图 4-8 利用电磁铁芯给出信号的速率陀螺仪

1—转子; 2—内套筒(相当于内环);

3—与外壳相固连的扭矩杆; 4—电磁铁芯和盖; 5—外壳。

(四) 积分陀螺仪

图 4-9 是积分陀螺仪, 它没有弹性约束, 但却有较大的阻尼约束, 其阻尼力矩 M_z 的表达式为

$$M_z = K_z \dot{\alpha}_n$$

式中 K_z ——阻尼器的阻尼力矩系数。

当 $M_z = M_{t1}$

时, 陀螺仪处于平衡状态, 故有

$$\dot{\alpha}_n = \frac{H}{K_z} \omega_y$$

积分得

$$\alpha_n = \frac{H}{K_z} \int_0^t \omega_y dt \quad (4-4)$$

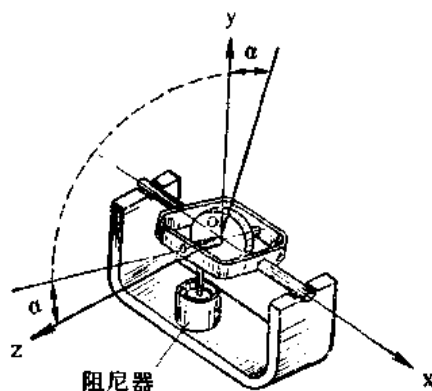


图 4-9 积分陀螺仪

由(4-4)式可见, 陀螺仪的输出转动角 α_n 是与输入角速度 ω_y 的积分成比例, 故称它为积分陀螺仪。

积分陀螺仪与定位陀螺仪一样能测量导弹的角偏移,但积分陀螺仪应用进动特性,而定位陀螺仪应用定轴特性。积分陀螺仪只有一个敏感轴,结构比较简单。

(五) 加速度计

加速度计是用来测量运动物体加速度的一种仪表。通过对所测得的加速度进行一次和二次积分就能求得运动速度与坐标(高度和距离)。

图 4-10 所示是一种弹簧-质量块式加速度计。

用它来测量导弹侧向加速度。当出现侧向加速度 a_x 时,质量为 m 的重物 1 产生惯性力 $(-P_m = ma_x)$,此力的方向与 a_x 的方向相反,它作用在弹簧 2 上并压缩弹簧,压缩的距离为 l_c ,阻尼器 3 用来阻止重物的振荡。因为 $P_c = cl_c$,则电位计的滑臂 4 的位置改变量由下式得出

$$l_c = \frac{m}{c} a_x \quad (4-5)$$

由于电位计滑臂位置的改变,将使电压发生变化,所以在加速度计的输出端将产生一个与侧向加速度 a_x 成比例的电压信号 U_1 。

为了求出导弹的侧向位移,就要对 U_1 进行两次积分。在第一个积分器 5 的输出端上得到的是与侧向速度 v_x 成比例的电压信号 U_2 。第二个积分器 6 输出的是与侧向位移 z 成比例的电压信号 U_3 。

图 4-11 所示是一种电磁-摆式加速度计,如果对活动线框上的激磁绕组通以 $500H_z \sim 1000H_z$ 的交流电,则会在活动线框垂直的方向上产生交变磁通量 Φ 。当导弹加速度为零时,活动线框与固定线框垂直,固定线框无磁力线通过,输出绕组不产生感应电动势,也没有信号输出。当导弹出现加速度时,测量摆将偏离原来的平衡位置,并带动活动线框转动一个角度,固定线框内有磁力线穿过,输出绕组产生感应电动势,输出一个与转角成比例的信号。由于转角与加速度的值成比例,因而输出的信号反映导弹加速度的大小。

图 4-12 是一种积分陀螺式加速度计。当导弹沿 ox 轴方向出现加速度时,质量为 m 的重物产生惯性力 $(-P_m = ma_x)$,此惯性力绕 oy 轴的惯性力矩 $M_{wiy} = ma_x l$ 使角度传感器 2 产生输出信号,它让力矩马达 3 带动陀螺绕 ox 轴沿

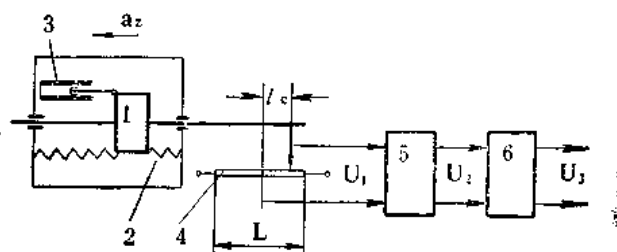


图 4-10 弹簧-质量块式加速度计示意图

1—重物; 2—弹簧; 3—阻尼器; 4—电位计;
5—第一积分器; 6—第二积分器。

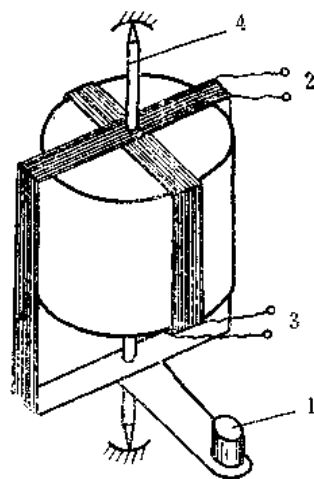


图 4-11 电磁-摆式加速度计
1—测量摆; 2—活动线框上的激磁绕组; 3—固定线框上的输出绕组
4—转动轴。

陀螺进动方向转动（实质上是让陀螺产生较大的进动），这样，陀螺就产生相应的陀螺力矩 $M_{ti} = H\omega_x$ 。当 $M_{ti} = M_{wty}$ 时，陀螺处于平衡状态，于是得到

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \frac{ml}{H} a_x \\ \text{或} \quad \alpha_x &= \frac{ml}{H} \int_0^t a_x dt \end{aligned} \right\} (4-6)$$

由于陀螺绕 ox 轴转动，动盘也随着一起转动，通过光电传感器得到光电脉冲信号，此信号经输出放大器 4 转换成与导弹加速度 a_x 成比例的脉冲信号。

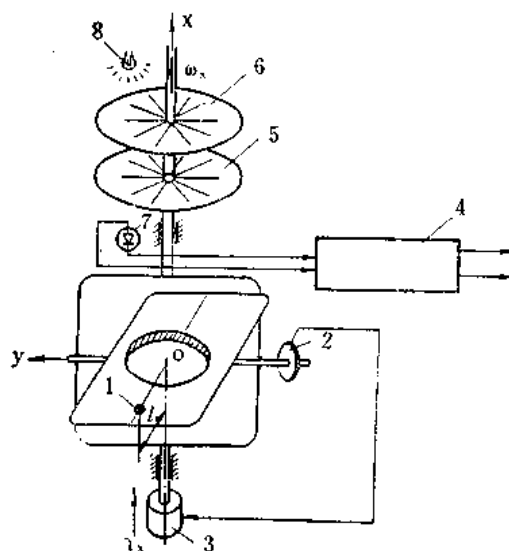


图 4-12 积分陀螺式加速度计

- 1—质量为 m 的重物；2—角度传感器；
3—力矩马达；4—输出放大器；5—动盘（动光栅）；
6—定盘（定光栅）；7—光电管；8—光源。

（六）飞行高度表

为了测量导弹的飞行高度，可采用气压式高度表以及脉冲式或连续波式的无线电高度表。气压式高度表用普通气密性的真空气压盒作为构件，真空气压盒随着外界压力的不同而改变它的体积。气压式高度表测量的是绝对高度，也就是距离海平面的高度。

脉冲式无线电高度表的原理如图 4-13 所示。无线电脉冲 A_1 由发射机 1 向地面发送。反射脉冲 A_2 由接收机 2 接收，并测出从发射脉冲到接收到反射脉冲的时间间隔 t 。

于是，从下面等式中就可得出导弹的飞行高度

$$H = \frac{v_{dt}}{2} \quad (4-7)$$

式中 v_{dt} ——无线电电波的传播速度。

从图 4-13 可以看出，无线电高度表测出的是相对高度，即导弹距地面的高度。

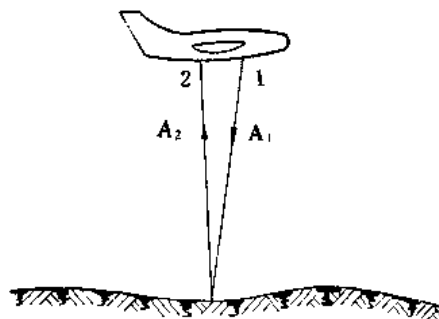


图 4-13 无线电高度表的工作原理

- 1—发射机；2—接收机；

二、惯性制导系统

惯性制导系统是一种利用装在弹上的惯性仪表测量导弹运动的速度和坐标而形成指令信息来导引导弹的系统。这种制导系统的基本原理是应用惯性加速度计，在三个互相垂直轴的方向上测量出导弹重心运动的加速度分量，然后用相应的积分装置将加速度分量积分一次得到速度分量，把速度分量再积分一次得到坐标分量。由于导弹发射点的坐标和初始速度是知道的，因而可以计算出导弹在每一时刻的速度值和坐标值。把这些值与程序值进行比较，便

能得出偏差量而进行修正。这样就保证了导弹沿着预先规定的运动程序飞向目标。

由于导弹在飞行过程中其姿态是在不断地发生变化，如果加速度计直接固连于弹体上，则加速度计敏感轴的方向也将随之变化，这样一来，测量出的加速度就不再是原定方向上的加速度。为了解决这个问题，可将加速度计安置在陀螺稳定平台上，利用平台提供一个在空间稳定不变的加速度测量基准。陀螺稳定平台如图4-14所示，它是一个以陀螺仪为敏感元件，以台体和框架为稳定对象的自动调节系统。它主要由互相垂直的三个陀螺仪（至少两个定位陀螺仪或三个速率积分陀螺仪）、力矩马达角度传感器及力矩马达组成。陀螺仪敏感导弹三个姿态角的角度变化，通过相应的力矩马达角度传感器使力矩马达转动，然后带动平台台体向反方向偏转同样的角度，从而稳定了平台在空间的方位角不变。如果陀螺稳定平台的三个轴与发射坐标系的三个轴的方向相一致，那末，安置在平台台体上的三个加速度计就可以测得沿发射坐标系三个轴方向上的加速度，而且在整个飞行过程中方向始终保持不变。导弹在发射准备过程这段时间内，由于地球转动会破坏稳定平台所保持的基准，为了不断地

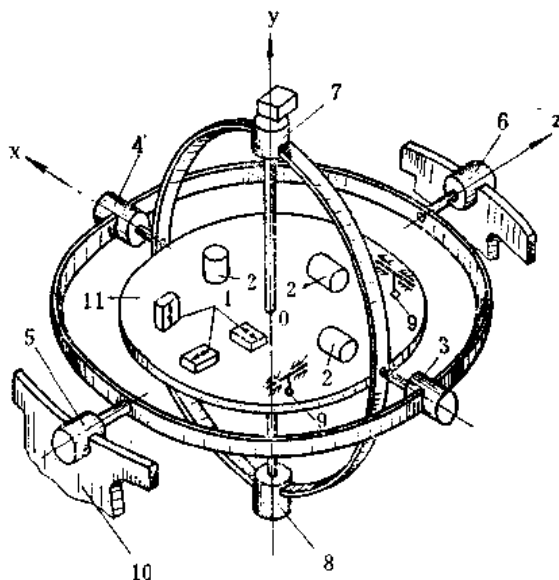


图 4-14 陀螺稳定平台

- 1—加速度计；2—陀螺仪；3—内环轴力矩马达角度传感器；
4—内环轴力矩马达；5—外环轴力矩马达角度传感器；
6—外环轴力矩马达；7—台体轴力矩马达角度传感器；
8—台体轴力矩马达；9—重力摆；10—基座；11—台体。

的三个轴与发射坐标系的三个轴的方向相一致，那末，安置在平台台体上的三个加速度计就可以测得沿发射坐标系三个轴方向上的加速度，而且在整个飞行过程中方向始终保持不变。导弹在发射准备过程这段时间内，由于地球转动会破坏稳定平台所保持的基准，为了不断地

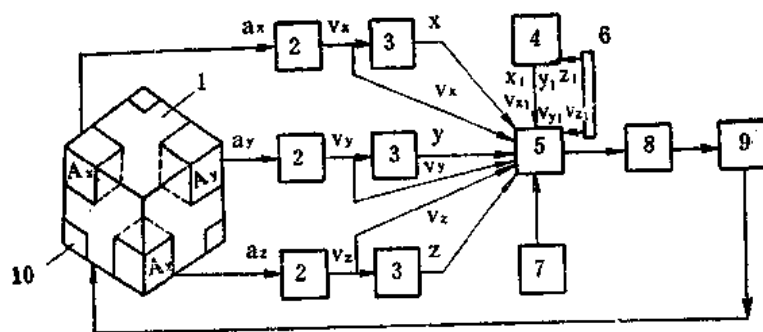


图 4-15 惯性制导系统方框图

- A_x, A_y, A_z —加速度计；1—陀螺稳定平台；2—第一积分器；3—第二积分器；4—程序弹道计算机；
5—程序弹道与真实弹道的偏差计算机；6—计时器；7—校正装置；8—舵机；9—弹体；10—陀螺仪。

调整平台让它保持原来的基准，用重力摆（气浮式或液浮式）来作为敏感元件。当导弹发射出去之后，重力摆便完成任务而失去作用。

图 4-15 示出了这种惯性制导系统的方框图。陀螺稳定平台 1 上装有三个陀螺仪 10 用来稳定平台在空间的方位角。平台上装有三个加速度计 A_x 、 A_y 和 A_z ，用来测量导弹的加速度 a_x 、 a_y 和 a_z 。第一积分器给出导弹的速度 v_x 、 v_y 和 v_z ，第二积分器给出导弹的坐标 x 、 y 和 z 。所得到的真实速度值和坐标值与计算机 4 的程序值进行比较。计算机 5 计算出真实弹道和程序弹道的偏差量，由此得出需要的修正量，并以控制指令信息送给舵机 8。为了能在固定时刻对真实值和程序值进行比较，在回路中还装有精确计时器 6。弹上计算机根据一定的时间，向校正装置 7 发出指令，以校正陀螺仪的漂移误差。

现代常用的惯性制导系统有两种主要类型：空间稳定的惯性制导系统和当地水平的惯性制导系统。

（一）空间稳定的惯性制导系统

这种系统用于弹道式导弹和运载火箭。其原理框图示于图 4-16。陀螺稳定平台通过减震装置安装在导弹上，平台上三个加速度计分别测量出三个坐标轴方向上的加速度，把适当的初始条件和时间基准输入到计算机内，计算机便能对加速度计输出的数据进行处理而得出所需要的导引信号，送到控制系统中相应回路的综合放大器中去。如关闭导弹或火箭各级火箭发动机的信号送到相应的发动机控制电路中去；程序转弯信号送到平台上的俯仰角传感器上去。

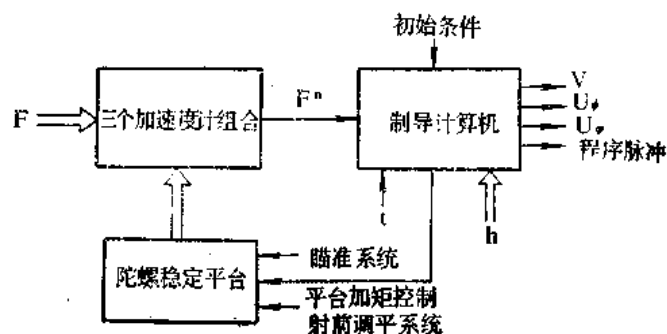


图 4-16 空间稳定的惯性制导系统原理框图

程序转弯信号由程序装置提供。弹道式导弹大都垂直发射，然后逐渐倾转。弹道倾角 θ 与飞行时间的关系有一定的规律。为便于测量，我们把 $\theta = f(t)$ 的关系用俯仰角 $\vartheta = f(t)$ 的

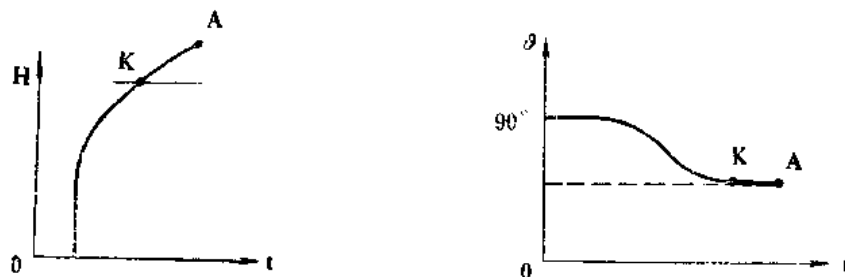


图 4-17 转弯程序 $\vartheta = f(t)$ 的曲线关系

K—对应最有利的 ϑ 角；A—发动机关车点。

关系来代替（因 $\vartheta = \theta + \alpha$ ，式中 α 为攻角）这便是导弹飞行转弯的变化程序，它是预先计算确定好的，如图 4-17 所示。导弹在主动段飞行时，其俯仰角随时间的变化就按照这个程序进行。

根据这个程序的要求制成一种控制装置，就是我们所说的程序装置（这里所说的程序装置只是控制导弹转弯的一种）。

最早期的转弯程序装置如图 4-18 所示。它在控制俯仰的陀螺仪电位计上，用皮带把它和凸轮相连，凸轮的外形和程序相适合。当要求导弹作飞行转弯时，衔铁推动棘轮，从而使

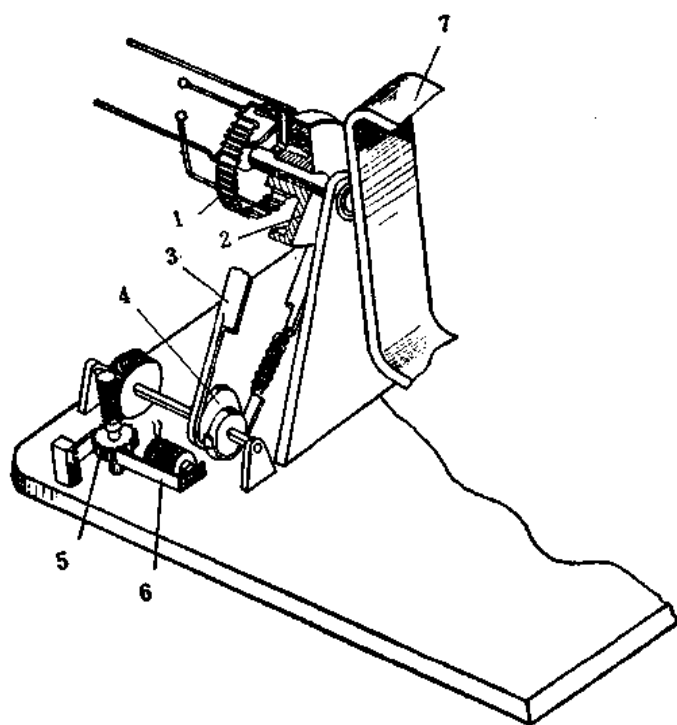


图 4-18 最早期的导弹飞行转弯程序装置

- 1—电位计；
- 2—与电位计滑臂固连的皮带轮；
- 3—皮带；
- 4—凸轮；
- 5—与蜗杆相连的棘轮；
- 6—电磁铁及衔铁；
- 7—俯仰陀螺仪。

蜗杆、蜗轮转动带动凸轮，通过皮带使电位计转动，由于电位计滑臂和陀螺仪相连并没有转动，因而在电位计上便产生要求导弹在俯仰方向转动的信号，这个信号传给舵机，操纵水平舵面，使导弹和电位计一起转动，一直到电位计滑臂回到中间位置为止。此时，导弹已达到规定的俯仰角 ϑ 。

电子计算机在导弹上应用之后，这种程序就可以直接贮存在计算机中，计算机发出一系列程序脉冲与 $\vartheta = f(t)$ 的变化相对应，由这一系列程序脉冲驱动步进电动机转动，通过传动机构使电位计按预定的程序要求旋转而发出程序指令。图 4-19 是一种用计算机控制的转弯程序装置。

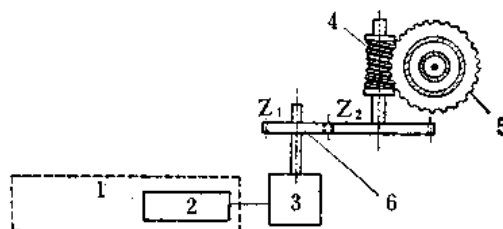


图 4-19 用电子计算机控制的转弯程序装置

- 1—电子计算机；2—程序脉冲；3—步进电动机；
- 4—蜗杆；5—蜗轮；6—减速齿轮。

(二) 当地水平惯性制导系统

这种系统用于巡航导弹。其原理框图如图 4-20 所示。陀螺稳定平台的轴通过计算机实行加矩控制使之保持地理水平。显然这种系统对计算机的要求是很高的。

随着计算机的高度发展,近年来出现了一种不用陀螺稳定平台的捷联式惯性制导系统。这种系统直接把陀螺仪和加速度计与弹体固连,用大容量、高速度运算的计算机来处理导弹姿态角变化对加速度计输出的影响,也就是用计算机代替平台的作用。其缺点是加速度计直接与弹体固连而处于相当苛刻的振动环境之中,因而影响导引精度。其优点是简化了系统,可靠性高。“阿波罗”飞船上曾用过这种系统作应急备用系统,并且在“阿波罗 13 号”飞船返回地面时由于平台失灵而发挥了作用。此外,在多弹头分导子弹头的导引系统中也得到应用。

惯性制导系统、全自动地制导导弹飞行,具有很强的抗干扰能力。但是,由于该系统中陀螺仪存在着漂移误差,这种误差会积累,因此,随着飞行时间增长(射程增大),误差就增大,所以,惯性制导系统一般不单独使用,如要单独使用,则对陀螺仪的精度要求就非常高。

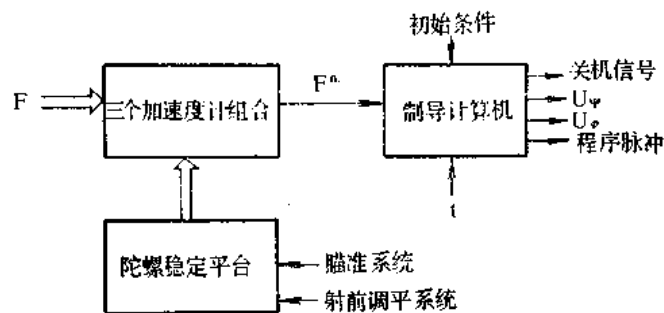


图 4-20 当地水平的惯性制导系统原理框图

v —速度; h —高度; t —时间。

三、天文制导系统

天文制导的基本原理是利用测量恒星的方法来确定导弹在地面的位置坐标。天文制导的方法较多,下面介绍一种比较典型的,利用两个恒星的天文制导系统。

如果我们把某一恒星与地球的中心连一条直线,那么这条直线一定和地球表面相交于一

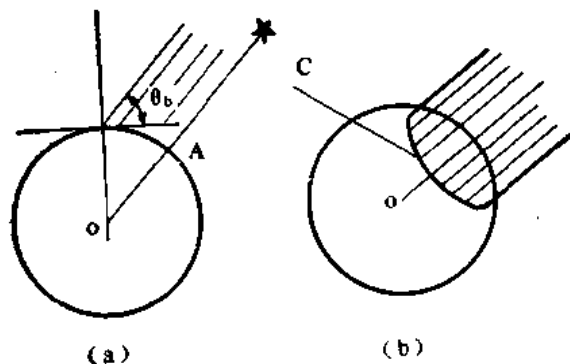


图 4-21 星下交点 A, 星球高度角 θ_b 和等高圆 C 的示意图

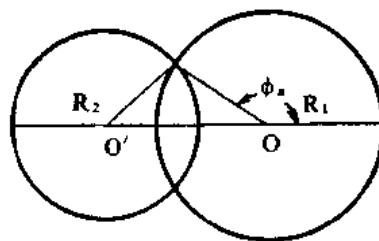


图 4-22 两个等高圆的交点图
 R_1, R_2 —等高圆的半径; ϕ_a —方位角。

点 A ,如图4-21中的(a)图, A 点就称为星下交点。地球上任一点的水平面与星光方向间的夹角,称为这点的星球高度角 θ_0 。很明显,星下交点处的星球高度角 $\theta_0=90^\circ$ 。在某一瞬时,如果把地球看做是静止的,则离星下交点愈远处的星球高度角也愈小。如果我们以星下交点为圆心,以任意距离为半径在地球表面作一圆,则在圆周上的任意点的高度角必然相等,这个圆称为等高圈,如图4-21中(b)图。所以当我们预先知道瞬时地球上星下交点的位置后,只要用测定星球高度角的办法,就可以确定导弹距星下交点的距离。但这个距离并不能确定导弹的位置,因为导弹在这个等高圈上可以有无限多个位置。为此,需要测定导弹相对于两个恒星的高度角,这样,就可以得出两个圆的交点,图4-22表示两个等高圈的交点图,但这时有两个交点,还不能确定导弹的位置,为此,还必须测出一个方位角 ϕ ,才能最后确定导弹的位置。

我们知道,恒星在宇宙空间的位置是已知的。而地球运动的规律也是已知的,星下交点在地球上的位置是随时间而改变的。这种变化规律,天文学上早已掌握。因此,在飞行中只要知道准确的格林威治时间,就可由格林威治时间编制的星图表查得星下交点的位置。

用在天文制导系统中的测量装置是六分仪。这种六分仪能连续跟踪两个恒星并确定其高度角。六分仪要求安装在陀螺平台上,平台在整个飞行过程中严格地保持在飞行点当地的水平面上。

下面是一个对着两个恒星的天文制导方框图4-23。由图可以看出,六分仪1始终跟踪两个选定的恒星,并且放置在陀螺稳定平台2上,稳定平台与当地水平面平行。由六分仪测出的星球高度角加到计算机4中去,通过计算得到了当时导弹的经纬度,然后与预定方案的经纬度相比较,便得到了修正航向的信号,把信号输入自动驾驶仪中去,从而能控制导弹向预定的目标飞行。高度计8是用来保证导弹按规定高度飞行,当导弹飞到目标的上空,计算机就给出信号,让终点控制装置5开始工作,使导弹向目标俯冲。稳定平台上的六分仪这时起敏感元件的作用。

天文制导系统完全自动化,不受外界干扰,其准确度决定于设备中仪器的误差。但是利用天文制导系统,一旦六分仪看不见恒星时,则整个系统就陷于停顿,所以天文制导一般不单独使用,往往和惯性制导系统一起使用,以它作为整个制导系统的校正装置。天文制导系统的设备复杂,重量大,故一般用于远程导弹上。

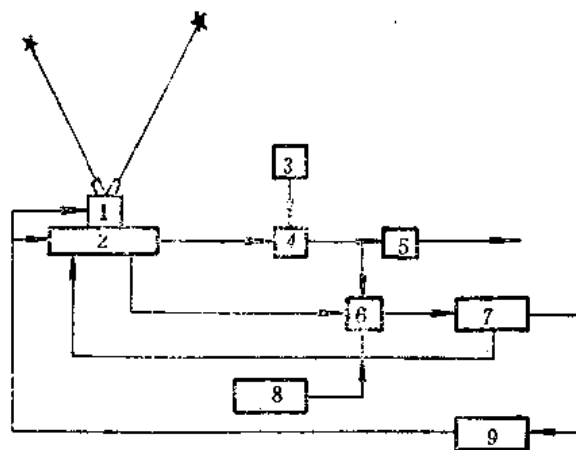


图 4-23 对着两个恒星的天文导航简图

- 1—六分仪; 2—稳定平台; 3—发射点的经纬度和目标经纬度;
4—计算机; 5—终点控制装置; 6—自动驾驶仪; 7—弹体;
8—高度计; 9—运动关系。

四、多普勒 (Doppler) 制导系统

多普勒制导系统的工作原理是以多普勒效应为基础的。多普勒效应表明,当观测点与振荡源之间的距离在变化的情况下,观测点所测得的振荡频率也在变化。频率变化的量与观测点和振荡源之间距离变化速率成比例。

多普勒系统的简单方框图如图 4-24 所示。导弹上的发射机 5,通过天线 7 向地面发射与导弹弹轴成 φ_b 角、频率为 f 的无线电信号。发射信号从地面 A 点反射回来后,由接收机 6 通过天线接收。导弹与被照射点之间的距离以 $v \cos \varphi_b$ 速率在变化。于是接受到的信号频率 f' 与发射信号频率 f 之差为

$$f - f' = f_d = \frac{2v}{\lambda_d} \cos \varphi_b \quad (4-8)$$

式中 λ_d ——无线电信号的波长。

频率为 f 的发射信号和频率为 f' 的接收信号被送入混频器 4 中做比较,混频器提取多普勒频率 f_d ,通过放大器 3 放大并传给频率计 2,频率计产生一个与频率 f_d 成比例的电压 U 。积分器 1 将电压 U 从发射瞬时开始积分就可得到导弹飞过的路程。

如果导弹发射的波束只有一个,那只能确定导弹的速度和射程。如果导弹发射的波束有两个,则不但能测出纵向的速度,而且能测出横向速度。如果还需要测出导弹的转动变化率,则必需有四个波束。

多普勒系统能用于各种气候条件

和地形条件。由于测量仪器的发展完善和小型化,目前可用于各种飞行器上。但由于测量仪器的积累误差,多普勒系统会随着射程的增加而使误差加大。导弹在飞行中有发射信号,故可能被对方发现而进行干扰。所以往往用于复合式制导系统中,用来校正其他系统的误差。

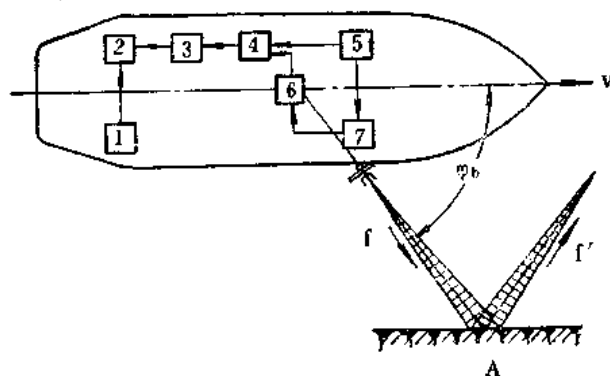


图 4-24 多普勒系统方框简图

1—积分器; 2—频率计; 3—放大器; 4—混频器;

5—发射机; 6—接收机; 7—天线。

五、复合制导系统

为了提高导弹的命中精度,往往将以上各种制导系统中的两种或三种结合起来使用,各取其优点。如惯性系统和多普勒系统都因为仪表误差和陀螺仪的漂移而产生积累误差。随着射程或时间增加,导引误差也愈大。因而,往往加上一一种能校正积累误差的系统。例如,天文惯性系统,这个系统全部采用惯性系统的原理,但加上天文制导装置,最初由惯性系统确定导弹的位置,并给出六分仪所需的初始数据,使六分仪很容易地找到星球。经过一段飞行后,跟踪星体的六分仪就可以根据两个星球的位置,来校正陀螺稳定平台的方向和导弹的位置。这样,就大大地提高了导引精度。。另外,还可以在天文惯性系统上加上多普勒系统。

目前，在巡航导弹上用的是惯性制导系统加上地形匹配制导系统。所以，在此作为一个复合系统的例子介绍一下。

地形匹配系统的基本原理是利用某一已知地区地形特征来作为标志，根据导弹当时弹道下的实测地形特征和预定弹道下的地形特征相比较，来校正导弹的弹道，使导弹准确地按预定路线导向目标。例如，我们对某一丘陵地区，进行地面高程测量（如地区不在我方，可以利用侦察卫星），就得到一张立体地图。如果在这张地图上取出一块长为10km，宽为2km的长方形面积，并且以100m的间隔，分隔成许多小方块，再在每一小方块内，标以数字编写的平均海拔高度，这样，就得到一张由2000个数字组成的数字地图，如图4-25所示（图只表示了地图的一小部分）。为了更清楚起见，在图4-25中，取出一小块，放成立体

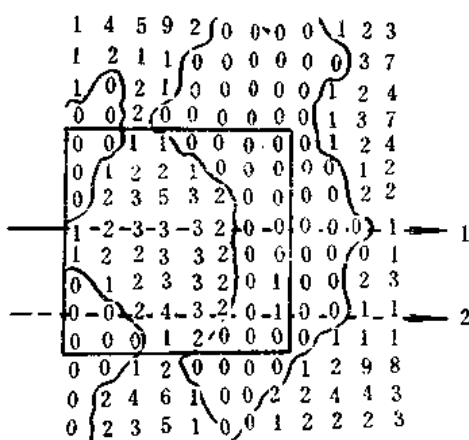


图 4-25 地形数字地图

1—预定弹道；2—实际弹道。

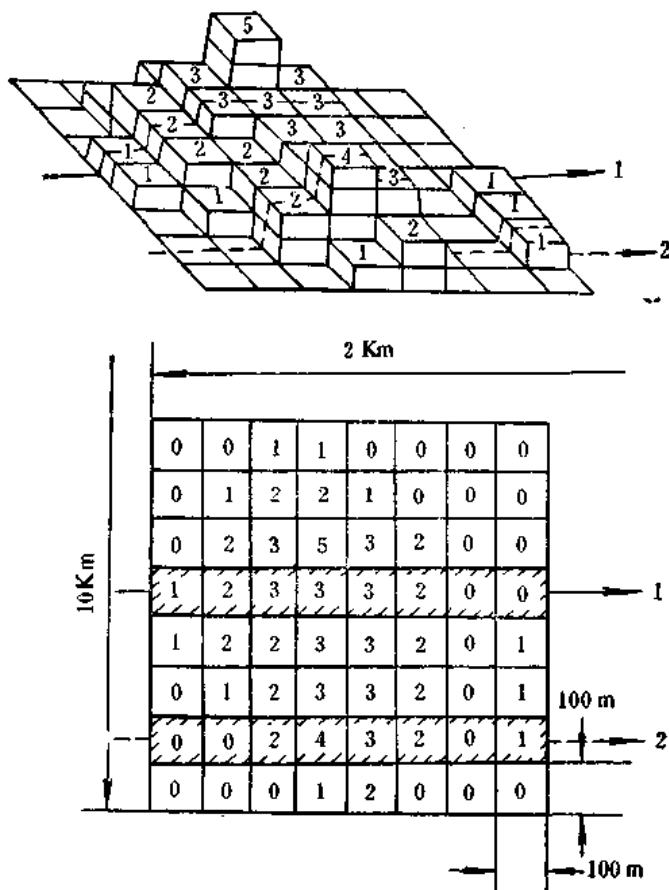


图 4-26 放大的立体图

1—预定弹道(实线表示)；2—实际弹道(虚线表示)。

图 4-26。

如巡航导弹飞过这一地区上空，测量飞行弹道海拔高度的气压测高计和测量导弹在地面上空实际高度的雷达高度计同时工作。计算机把从气压测高计测得的瞬时高度减去雷达高度计测得的高度，即得出地面海拔高度。导弹不断飞行，即可得出一组代表地形高度的数据带。例如，在图 4-26 上的虚线，它的数据带为 0、0、2、4、3、2、0、1。因此，代表地图上地形起伏的一条数据带，就直接对应于导弹的一段弹道。而巡航导弹的预定弹道也可以用一条数据带（图 4-26 上的弹道 1，数据带为 1、2、3、3、3、2、0、0）表示。它和代表整个地图的全部数据带一起编制成程序录在磁带上，输入微型计算机的存储器中。当导弹飞到这个地区上空时，由于高度计的作用，就可得出实际弹道的一条数据带，这条数据带由于各种误差的原因和预定弹道的数据带不同（图 4-26 上的弹道 2）。计算机就可把实际弹道的数据带和预定弹道的数据带进行比较、分析，得出误差数据，然后向惯性制导系统下达修正航向的指令。

地形匹配系统要求每隔一段路程，例如 100km 左右，在有地形变化的地方作一地图，来修正弹道。并且愈接近目标，间隔也愈小。其中第一个地图要求作得宽一些，因为在地形匹配系统修正前，惯性制导系统所积累的误差是比较大的。地图的宽度保证不使导弹由于惯性系统的误差而偏出地图的范围。

整个惯性-地形匹配系统的作用是这样的，导弹最初由惯性系统控制，按预定的弹道飞行。遇到第一个地图时，雷达高度表和气压测高计同时开始工作，并把数据输入到计算机中去，计算机连续地把所测的地形高度数值与数据带进行比较，以确定实际飞行弹道与预定弹道的偏差，并计算出必要的修正量，然后指示自动驾驶仪

采取必要的步骤，使导弹回到预定的弹道上来。计算机在修正弹道的同时，修正陀螺平台由于陀螺漂移所产生的误差。因此，惯性-地形匹配系统上所用的陀螺精度并不象在单纯惯性系统上所用的陀螺那么高。然后导弹的飞行还在惯性系统控制下进行，遇到下一个地图时再做修正，如此重复下去，直至接近目标。

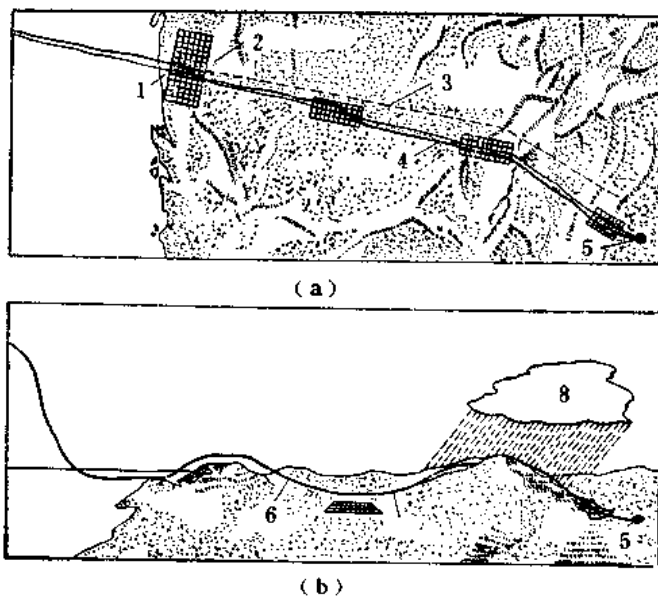


图 4-27

(a)图是地形匹配系统四次校正弹道的俯视图；

(b)图是对应的侧视图

- 1—预定弹道；2—初见陆地的第一个地图；3—没有地形匹配系统的弹道；
4—实际弹道；5—目标；6—受阵风扰动；7—发动机故障；8—暴风雨影响

由惯性-地形匹配系统所执行的预定弹道,在方向上可以有各种变化,见图4-27。为了迷惑敌人,导弹的弹道开始并不一定指向目标,而是到一定时候才转向目标。

惯性-地形匹配系统的精度,原则上只取决于所作方块的大小,但实际上测绘地图还有误差。

惯性地形匹配系统不能用于没有地形差别的海平面和平原地区。

§ 4—3 遥控制导系统

遥控系统既可将导弹导向固定目标,又可将导弹导向活动目标。活动目标包括速度较低的坦克、舰艇,与速度较高的飞机、导弹。这些目标的尺寸都比较小,有些目标如坦克、舰艇还要求直接命中,这就要求遥控系统应具有较高的制导精度。用遥控系统制导的导弹,是由远处的指控点来制导的,因而称之为遥控系统。遥控系统的制导设备,只有一部分安装在导弹上,其主要的部分则安置在指控点。指控点可以设在地面、飞机或舰艇上。

遥控系统根据导引信号形成的不同,可分成以下几种:

(1) 指令系统

这种系统,导弹的运动规律是由指控点决定的。指令制导可以应用在导弹的整个飞行段上,也可以只在弹道起始段上应用,然后再与其它制导方法结合起来。

指令系统又可根据从指控点观测目标和导弹的方法以及传输指令的方式分为目视的,电视的和雷达的。

(2) 波束制导系统

根据波束的性质,可分为无线电波束、激光和红外波束制导系统。

(3) 无线电导航制导系统

无线电导航的形式很多,目前用得更多的是双曲线导航和卫星导航。

一、用导线传输指令的目视系统

采用这种系统的导弹,是用来攻击近距离低速的或固定的目标,例如坦克。

(一) 目视手动控制

这类系统的设备极为简单。在弹上装一个基准陀螺,一个舵机,一个很简单的弹上控制线路板,还有导线和曳光管。在指控点有一个光学瞄准具和一个控制盒。

操纵人员利用光学装置观察目标和导弹,操纵控制盒上的手柄给出信号,使目标、导弹和瞄准点始终保持在一条直线上。导弹在飞行中,不断释放和控制盒相连的导线,弹上曳光管保证操纵人员在白天和黑夜都能清楚地看到导弹。由图4-28看出指令信号通过传输导线送到弹上电路的输入端 a 、 b 两点,经由弹上电路的二极管 D_1 或 D_2 加到舵机中的左电磁铁或右电磁铁的线圈上。当控制盒输出插头上 b 点对 a 点的电压为负时,控制信号所形成的电流通过二极管 D_1 ,流经舵机的右电磁铁线圈,此时与阀芯连接的衔铁便向右移动至极限位

置。由于阀心相对阀套的右移使两个气缸的左气腔与高压燃气相通，而使两个气缸中的右气腔与排气孔相通，这样，高压燃气便进入左腔，把两个活塞推到右极限位置，同时使右腔内的气体排出。由于活塞的右移，带动拨杆把摆帽摆向左极限位置。当信号相反时，摆帽就摆向右极限位置。由于摆帽的摆动，操纵力就把导弹导回到瞄准线上来，直至命中目标。

这种系统结构简单，制造容易。但由于需要有人直接参与控制，命中率较低，操纵人员的培训也比较困难。

(二) 目视半自动控制

1. 这类系统在弹上的设备有：

(1) 红外辐射器。它的功用是为指控点的红外测角仪提供信号源，红外测角仪根据此信号测量导弹相对于瞄准线的偏差。红外辐射器一般由环形金属钽管组成，内装燃烧剂，安装在弹体尾部。当燃烧剂燃烧时，温度在 2000°C 以上。工作波长在 $0.6\sim 2.7\mu\text{m}$ 之间，白天夜间都可以使用。

(2) 弹上电路。它的功用是接收由测角仪传来的遥控指令，并把它转换成给舵机的指令，控制摆帽（或燃气扰流片）的摆动。

(3) 陀螺仪装置。这类导弹的陀螺仪装置和前面所介绍过的导弹陀螺仪装置不同。为了在初始段把导弹射入红外测角仪视场（约为 6° ），采用了两个三自由度定位陀螺，并在上面装上一套姿态稳定装置，在导弹的初始飞行段（一般在起控前，即在 $0.7\sim 0.9\text{s}$ 以前），形成与初始姿态变化成比例的姿态稳定指令。

姿态稳定装置由扫瞄头和安装在俯仰陀螺仪（偏航陀螺仪相类似）内环的两个端面上的球面反射镜组成，如图4-29所示，这两个反射镜都在垂直于内环旋转轴的同一直线上。

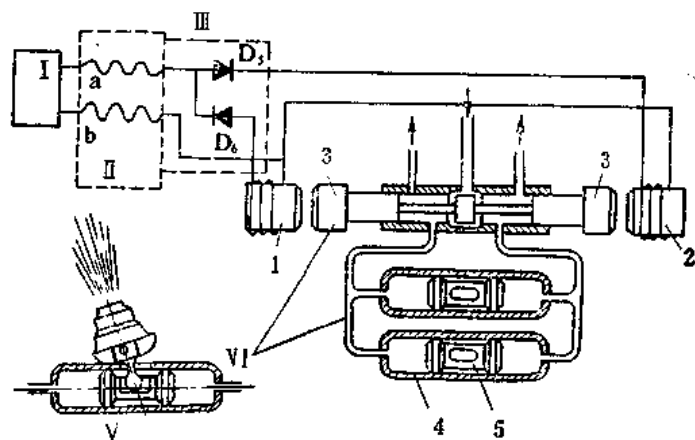


图 4-28 控制指令操纵舵机原理图

I—控制盒；II—传输导线；III—弹上电路中的二极管；VI—舵机；
V—带摆帽的气缸；1—左电磁铁线圈；2—右电磁铁线圈；
3—与阀芯连接的衔铁；4—气缸；5—活塞。

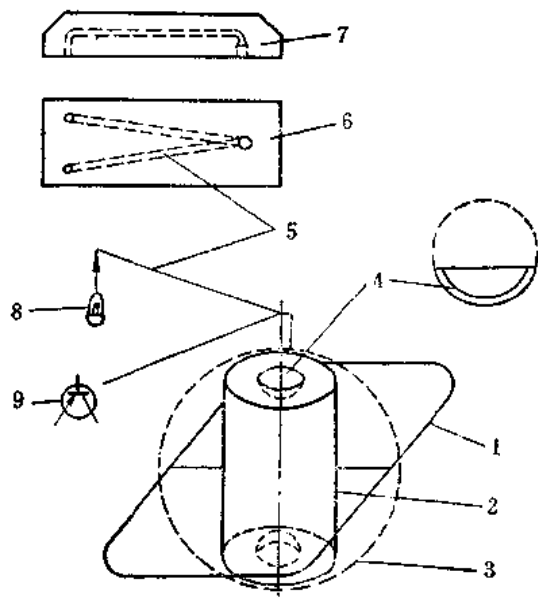


图 4-29 扫瞄头（绕俯仰陀螺内环）扫瞄时的原理图

1—俯仰陀螺的外环；2—俯仰陀螺的内环；
3—扫瞄头的扫瞄轨迹；4—球面反射镜；
5—光纤；6—扫瞄头的俯视图；7—扫瞄头的正视图；8—发光灯泡；9—光敏三极管。

扫瞄头安装在陀螺仪的壳体上,它由发光的灯泡,光敏元件(例如光敏三极管)和以一定角度安装的两根光导纤维组成。灯泡发射出来的光,通过光导纤维传到陀螺仪的球面反射镜上,反射的光通过另一条光导纤维传到光敏元件上,随着反射光的强度和光照时间的差别,就产生一个对应的脉冲信号。当导弹每旋转一周,扫瞄头就在内环外面扫瞄一周,这时就产生相位差 180° 的两个信号。这两个信号与照射在陀螺仪的两个反射镜上的光点的扫描轨迹相对应。如果导弹保持其初始弹道的姿态,则照射到两个反射镜上的光点轨迹应该是不变的,这时没有稳定指令输出;如果导弹的姿态角发生了变化(在图4-29为俯仰方向发生了变化),这时扫瞄头相对陀螺内环在俯仰方向有一个角度变化,则照射到两个反射镜上的光点强度就和原来的不等,扫描宽度也不等,于是就有稳定指令输出。指令经放大,处理后由弹上电路向舵机发出信号,使导弹恢复到初始弹道的姿态。

(4) 传输导线。它的功用是传输遥控指令和回输导弹的旋转基准信号。导线在整个武器系统中起着很重要的作用,因此,导线的可靠性有很重要的意义。导线一般是由2~3根不到 $0.1mm$ 的铜丝组成,为了使铜丝之间绝缘起见,每根铜丝要上十余道漆,合在一起后还要上几道漆。为了提高导线的抗拉强度,在漆包线外还包了8~10股聚脂类的玻璃纤维加强丝,外包两层天然丝保护。考虑到导弹起飞时,作用在导线上的拉力较大,在加强丝外边,还可加上数米长的保护套管,一般导线的抗拉强度要求在 $8\sim 12kg$,加强段为 $30\sim 40kg$ 。

2. 这类系统在指控点的设备有:

(1) 双视场红外测角仪。红外测角仪的光轴和光学瞄准具的光轴是平行安装的,它的探测视场为 6° ,跟踪视场为 1° 。

(2) 指令发生器。根据红外测角仪探测导弹的偏差信号形成制导指令,并对其编码。

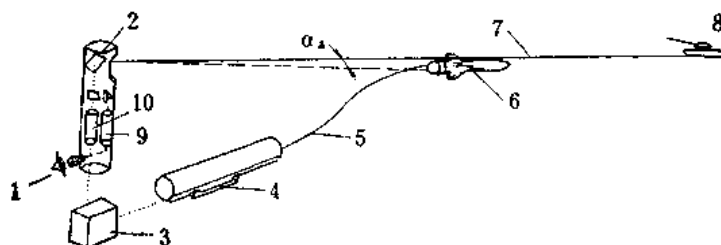


图 4-30 红外测角仪制导导弹示意图

1—操纵人员; 2—红外测角仪; 3—指令发生器; 4—发射筒; 5—导线; 6—导弹;
7—瞄准线; 8—目标; 9—红外测角仪中的光学系统; 10—红外测角仪中的红外系统。

操纵人员把瞄准具的十字线对准目标后就可发射导弹,当导弹进入红外测角仪的视场后,制导系统就控制导弹沿瞄准线飞行。这时,红外测角仪随时测定导弹相对瞄准线的位置。图4-30为红外测角仪制导导弹的示意图。当导弹偏离瞄准线一个 α 角时,指令处理器计算出导弹的偏差,并发出控制信号,通过传输导线将其送到导弹上。这些信号由弹上电路接收,然后把它送到舵机系统,舵机带动操纵元件,操纵导弹并控制其回到瞄准线上来。整个飞行期间的制导过程完全是自动化的,操纵人员只需把瞄准具的十字线始终对准目标就行了。

（三）无线电指令目视控制

用无线电传输指令的目视系统与上述两种系统的不同点是把上述系统中的导线换成了无线电通讯线路。无线电发射机安置在指控点，而弹上装有接收机。操纵人员由光学装置观察目标和导弹，而用发射机发出无线电指令来控制导弹。这种系统由于易受干扰，所以还未见到实用。

目视制导系统的优点是不易干扰，并且操纵人员可以任意选择目标，缺点是射击距离受到目视的限制。

二、电 视 系 统

电视系统的实质是用电视来代替上述系统操纵人员的目视，电视装置是装在导弹的前部，它的作用距离比光学设备要大得多。这种系统一般用于机载导弹上，电视系统的方框图示于图 4-31。

在指控点的操纵人员通过荧光屏 2，能看到导弹上的摄像管 8 通过发射机 7 传来的视野范围内的所有目标。选定目标后，操纵人员控制导弹的飞行，使目标始终保持在荧光屏的中心。如果发现有偏差时，操纵人员使指令装置 1 和发射机 4 发出相应指令，弹上接收机 5 接收，并命令舵机 6 工作，然后带动导弹上的操纵元件偏转，控制导弹回到所要求的位置上来。这种系统的优点是导引精度高，操纵人员能选择目标，缺点是易受敌方干扰和天气的影响。

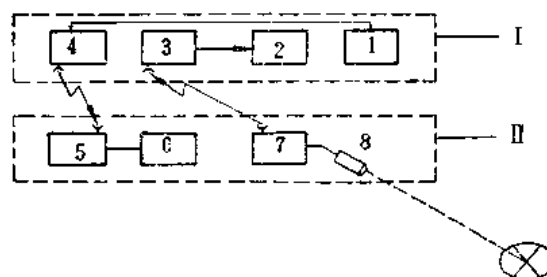


图 4-31 电视制导系统的方框图

I—指控点；II—导弹。

1—指令装置；2—荧光屏；3—接收机；4—发射机；

5—弹上接收机；6—舵机；7—弹上发射机；8—摄像管。

三、用雷达跟踪的自动指令系统

天线电自动指令制导系统大多用在地（舰）对空导弹上。它的工作原理是，目标飞行情况由指控点的搜索雷达（或照射雷达）获得，导弹只接受指控点的命令，并把本身的位置，飞行情况报告给地面指控点，导弹导向目标完全通过指控点的指令进行。

整个系统中，目标与导弹都用雷达跟踪。雷达不断地测量目标与导弹的坐标，包括方位角 ψ_a 、仰角 ε_a 以及在某种情况，还包括斜距 D ，如图 4-32 所示。这些雷达通常称为目标与导弹的位标器。它们使用的是由脉冲发射机发射的高频电磁波，通过辐射器，由一个形状为旋转抛物面的反射器组成的发射-接收

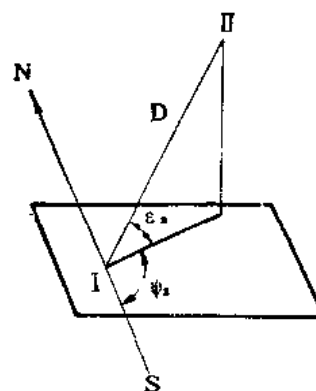


图 4-32 雷达坐标图

I—雷达；II—目标。

ε_a —仰角； ψ_a —方位角； D —斜距。

天线反射出去, 形成一个很窄的无线电波束(约为 2° 左右)。在波束内各个方向发射波的电磁强度, 我们经常用方向性图线形象地表示它, 如图 4-33 所示。同时这个图形也确定了从不同方向接收到的电磁强度。

若辐射体与抛物面焦点之间有偏移, 则天线方向性图相对反射体的轴就会倾斜某个角度。当辐射体或反射器的轴转动时(即天线扫描), 无线电波束就形成一个锥面, 如图 4-34 所示, 锥面的顶点在抛物面的焦点处, 并且波束在任何位置时, 圆锥中心线的场强均保持不变, 即在波束旋转的过程中信号始终不变, 这条线 OA 称为等信号线。这时天线不断的发射出很短的等幅脉冲。当天线未发现目标时, 天线由仰角驱动装置作用作高低运动($-5^\circ \sim +75^\circ$ 左右), 由方位角驱动装置作用, 在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 方位范围内运动。

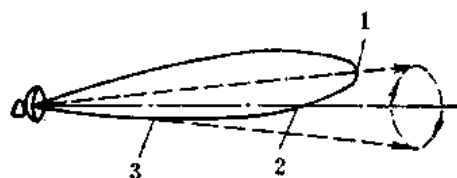


图 4-33 方向性图线

1—最大电磁能量; 2—80%最大电磁能量; 3—30%最大电磁能量

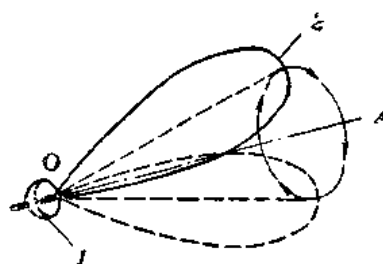


图 4-34 当反射器转动时, 无线电

波束就形成一个锥面

OA —等信号线; 1—反射器; 2—波束。

从图 4-35 可以明显看出, 如果反射器 13 的轴正好对准目标 14, 则从目标反射回来的并由雷达接收机 6 接收到的脉冲强度, 无论波束在扫描的任何位置上, 强度都是一样的。倘若目标偏离反射器轴线某个角度 α_b , 则雷达接收机所接收到的反射信号是不一样的, 如图 4-36 所示。我们可以从图上看出目标所在点的场强是如何变化的。当波束处于第一位置时, A 点的场强最强, 并与 ob_1 成比例。当波束转到第二位置时, A 点的场强最弱, 与 ob_2 成比例。当波束在其他位置, 场强介于最强和最弱之间。波束旋转一周后, 场强变化形成一个正弦波, 即这时接收到的脉冲将是经过调幅的。检波器从脉冲包络中检出误差信号。

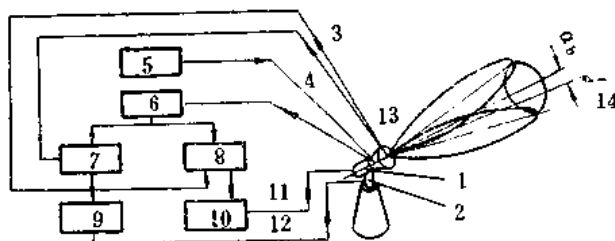


图 4-35 用雷达对目标进行跟踪的自动指挥系统方框图

1—仰角(ϵ_a)驱动装置; 2—方位角(φ_a)驱动装置;
3—目标仰角基准电压; 4—方位角基准电压; 5—发射机;
6—接收机; 7—目标方位角相位检波器; 8—目标仰角相位检波器;
9—与10—放大器; 11—目标仰角误差信号; 12—方位角误差信号; 13—反射器; 14—目标。

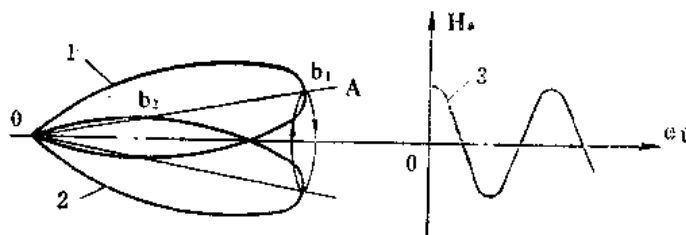


图 4-36 反射信号各点场强示意图

1—波束第一位置；2—波束第二位置；
3—对应A点的场强变化； H_A —场强。

从检波器的输出端得到的是接近于正弦曲线变化的误差信号电压。振幅的变化决定着目标偏离反射器轴线的大小，而相位的变化，则决定着偏离的方向。为了确定信号电压变化的相位，将误差信号电压3与两个基准正弦电压，即方位角基准电压4和仰角基准电压5进行比较，如图4-37所示。基准电压与误差信号电压之间的相位差明确地给出目标在天线波束中的位置，以及方位角和仰角的偏移。

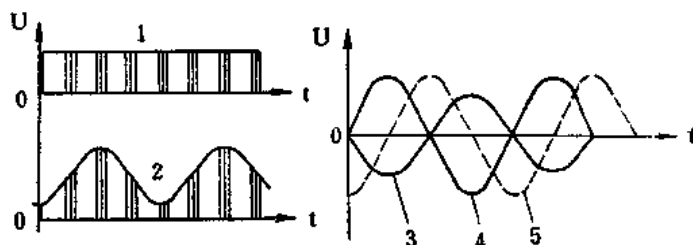


图 4-37 脉冲的调制

1—发射机发出的雷达脉冲；2—误差信号检波器输入端的脉冲；
3—误差信号电压；4—方位角基准电压；5—仰角基准电压。

将相位检波器7与8（图4-35）产生的信号进行放大，并加到方位角驱动装置2和仰角驱动装置1上，结果，雷达天线转动使反射器的轴线对准目标。由此可见，雷达是自动跟踪目标的，并且不断地测定目标的角坐标。

防空导弹的一种制导系统方框图，示于图4-38。两部雷达同时跟踪目标与导弹并确定它们的坐标。为了容易跟踪，导弹上通常装有应答机1，应答机是一部小型无线电发射机，它在导弹整个飞行期间向指控点发射编码脉冲。目标与导弹的坐标送到计算机8，由计算机8确定出导弹真实弹道，与根据所采用的导引方法计算出的基准弹道之间的偏差而得出

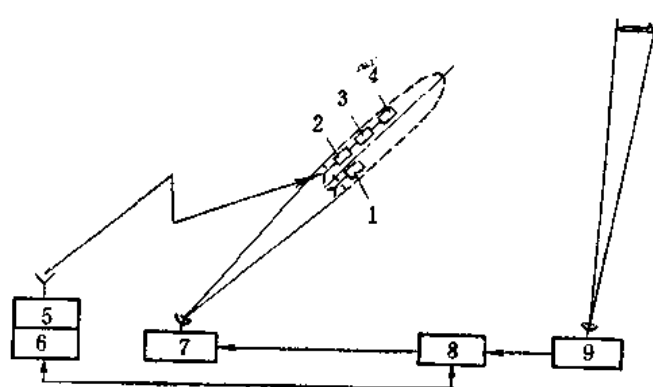


图 4-38 防空导弹的自动飞行制导系统方框图

1—应答机；2—接收机；3—译码器；4—自动驾驶仪；
5—发射机；6—编码器；7—防空导弹跟踪雷达；
8—计算机；9—目标跟踪雷达。

的误差信号，送到编码器 6 进行编码，再送到发射机 5，向导弹发送指令。

这种自动指令制导系统可以用多种导引方法将导弹导向目标。例如：平行接近法，前置点法等。

这种制导系统的优点是装在导弹上的设备比较简单。缺点是由于地面设备测量的是角度导引误差，所以导弹的导引误差（射程在 20km，导引误差约为 50m）与飞行距离成比例。

四、无线电波束制导系统

无线电波束制导系统可以看作是无线电指令导引中的特例，它向导弹发送的不是指令，而是雷达波束。雷达在空间形成一个狭窄的锥形波束，导弹自动地沿雷达波束飞行，由雷达波束将导弹导向目标，如图 4-39 所示。弹上设备的任务是使导弹在整个飞行期间都保持在波束轴上。因而，在弹上装有测定导弹偏离波束轴偏移量的装置和产生所需控制信号的装置。

当雷达自动跟踪目标以后，就可以发射导弹，并将导弹射入波束，为了使导弹容易射入波束，在开始时波束顶角较大（约 12° ）。导弹靠本身的弹内设备感受导弹与波束轴线间的偏差。如果导弹正好位于反射器的轴线上，则导弹所接收到的雷达信号强度是相等的；如果导弹偏离了反射器的轴线，则导弹接收到的是调幅脉冲，脉冲调制的幅度与导弹距反射器轴线的角偏差成比例，而调幅脉冲的相位将确定偏差的方向。

为了确定导弹偏移的方向，从指控点发出一个变化的基准电压，这个电压的相位与调制脉冲的相位在导弹上的接收机中进行比较，并产生一个与相位差成比例的电压，这样，就可以确定出导弹偏移的方向。

因为误差信号的振幅取决于角度误差 α_0 ，如图 4-40。所以导弹在不同的位置 1, 2, 3（这些位置上的 α_0 相同）上的线偏差是不同的，但它所接收到的误差信号是相同的。由于操纵面的偏转角必须与线偏差成比例，故在导弹上应安装计算从导弹到指控点之间的距离的装置。

由于这类导弹要进行高低和方位上的控制，故必须对导弹进行滚转稳定。

这种系统的优点是导弹上面的设备比较简单。其主要缺点是导引精度随着飞行距离的增加而降低。

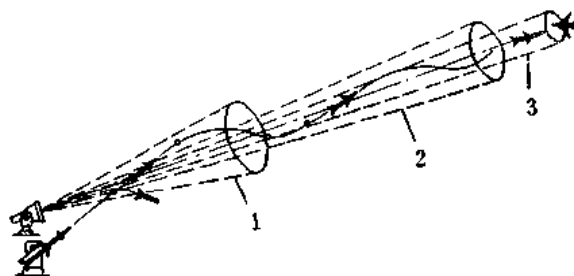


图 4-39 波束导引导弹示意图

1—捕获波（宽、低能）；2—制导波（狭、高能）；3—跟踪波。

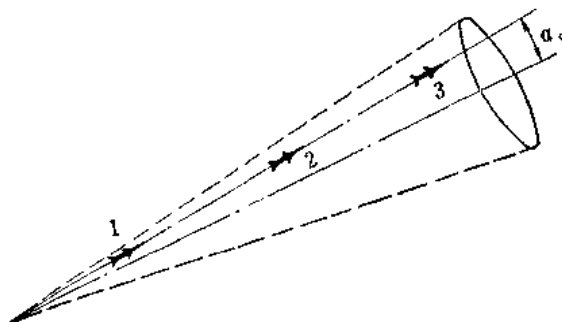


图 4-40 具有同一误差角 α_0 的导弹位置图

用雷达探测和跟踪目标是无线电制导导弹的重要手段。为了实现对高速运动目标（洲际导弹弹头）或多目标的探测和跟踪，相控阵雷达得到了发展和应用。这种雷达的天线由几百个或几千个辐射元排列成阵列，每个辐射元都是与由计算机控制的移相器连接，用移相器来控制辐射元所发射的无线电波的相位，可以按需要改变每个阵面场的相位分布，这样，就能形成一个指向可改变的波束，如图 4-41 所示，在空间实现扫描。这种雷达的天线没有机械运动，用电子扫描代替了机械扫描，扫描速度快了一百万倍。雷达具有很强的抗干扰能力。其缺点是天线的结构庞大。

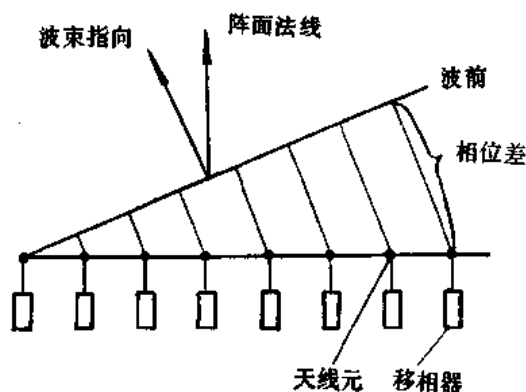


图 4-41 相控阵雷达天线阵列示意图

五、目视激光波束制导系统

这类制导系统的原理和无线电波束制导系统的原理相同。只不过将无线电波束换成了激光波束。激光波束的优点是不易干扰，精度高。但由于受功率及目视的限制，一般目前只用在近距战术导弹上。下面是一种地对空导弹可能的激光波束制导系统的原理图（图 4-42）。

整个武器系统由发射装置和瞄准装置及导弹组成。瞄准装置和导弹安装在发射装置上，发射装置上还安装有敌我识别器。

瞄准装置（相当于指控点）包括：制导波束发射机，焦距可变的光学装置，陀螺稳定可动镜和同步控制装置以及瞄准望远镜。

焦距可变的光学装置可改变制导波束的波瓣宽度，而不影响瞄准望远镜的视界。制导波束的波瓣宽度是程序控制的，导弹在其主动段是在一个半径较宽的制导波束内飞行。制导波束和瞄准线相重合，它是由一个专用反射镜装置实现的。制导波束在通过焦距可变的光学装置之后，首先由一个对可见光透明的固定镜反射，然后再由可动镜反射。

陀螺稳定可动镜由陀螺稳定，它有一套同步控制装置，当射手调整瞄准镜时，同步控制装置即可调整可动镜。

通向瞄准望远镜的可见光首先由可动镜反射，然后透过固定镜至目镜。

这种系统一般都配有一部搜索雷达，来提供目标的方位指示。射手转动整个瞄准装置，

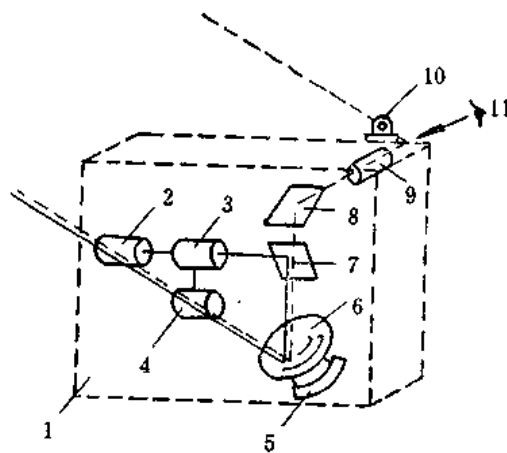


图 4-42 激光波束瞄准系统原理图

1—瞄准装置；2—制导波束发射机；3—焦距可变的光学装置；4—程序装置；5—同步控制装置；6—陀螺稳定镜；7—可见光透明反射镜；8—反射镜；9—瞄准望远镜；10—环形概略瞄准器；11—操纵人员。

使用环形概略瞄准器，对目标进行概略瞄准，然后通过瞄准望远镜对准目标。这时可动镜是置于零位，它随着瞄准装置一起运动。在发射导弹的同时，接通制导波束，断开可动镜电路，该镜由于陀螺的稳定性，不受瞄准装置转动的影响，只受射手操作的瞄准望远镜的限制。由于制导波束与瞄准线相重合，控制导弹自动沿制导波束飞行，所以射手进行操纵的唯一工作只是保持瞄准望远镜的十字线始终对准目标。

导弹上装有一个保持导弹飞行姿态的陀螺仪，使导弹具有滚动稳定性。在导弹的后部装有激光波束接收机，当导弹偏离波束中心时，接收机将接收到的波束信号经过计算机处理后，变成控制信号，向舵机发出指令，带动操纵元件动作使导弹回到波束中来，这样，导弹便沿着瞄准线直至命中目标。

六、双曲线无线电导航制导系统

这种系统要求有非常精确的目标坐标。

双曲线导航的原理是设坐标为已知的 A 及 B 两点（如图 4-43）为双曲线族的焦点，并将这组双曲线画到地图上。根据双曲线的性质，一条双曲线上的任意点到焦点 A 与 B 的距离差为常数，即 $AC - BC = \text{常数}$ ，画在图上的每一条双曲线对应于一个固定的差值。那么，总会有一条双曲线通过目标。如果使导弹沿这条双曲线飞行，在某时刻必将到达目标。

如果我们在双曲线的焦点 A 、 B 上安上导航站，弹上设备就可以利用来自导航站的信息，来确定导弹到 A 点和 B 点的距离 AC 和 BC ，以及二者之差。如果差值 $AC - BC = \text{常数}$ ，则表示导弹准确地沿着双曲线飞行；如果 $AC - BC$ 的差值不等于所要求的常值，则就产生一个使导弹回到指定的双曲线上去的控制信号。

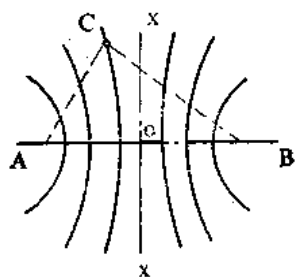


图 4-43 双曲线导航原理图

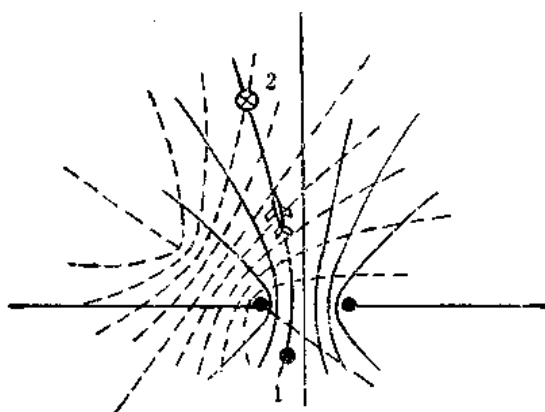


图 4-44 两组双曲线导航原理图

1—发射点；2—目标。

以上的导航只能保证导弹沿双曲线飞行，并不能得出导弹飞临目标上空的信号。因此，还必须装上射程控制仪，来计算导弹的飞行距离。也可以多设一个导航台，形成两组双曲线，如图 4-44 所示，当导弹飞到这两组双曲线的某一交点（即目标），这时就俯冲。

这种导航系统的优点是弹上设备简单，作用距离相当远，并且可以同时导引多个航向不同目标的导航。但它易受敌方干扰，而且导弹的飞行弹道受到地面站位置的限制。

七、全球卫星定位系统

这种系统目前还处于研究阶段，它的原理是发射 24 颗卫星，卫星的轨道使得地球表面的任何一个地方，将至少能被四颗卫星同时看到。这些卫星将以极高的精度，播送能被导弹设备接收的同步编码信号。导弹计算机利用这四个信号到达的时间差，可计算出它相对每颗卫星的距离。另外，卫星还播送其环绕地球轨道的信号。弹上计算机用这个信号和上述四个信号到达的时间差，就可确定导弹在三维空间的真实位置，并推算出导弹相应的速度。导弹用这种方法不断的和原飞行程序相比较，就可以精确地使导弹导向目标。

§ 4—4 自动导引制导系统

自动导引制导系统又称为自寻制导系统。这类导弹的弹内设备利用目标的某种特征能量，确定目标的相对位置，并产生所需要的控制信号，自动将导弹导向目标。

自动导引系统只有当目标相对其背景具有某种对比性时（例如热、雷达、声音等）才能工作。

自动导引系统可分成三种基本的类型，即主动式、半主动式和被动式。这三种类型的工作原理，如图 4—45 所示。

在主动式自动导引系统中，导弹上装有能发射某种能量的装置，这种能量从目标反射回来后为导弹上的接收机所接收。最常用的是主动雷达自寻系统。

在半主动式自动导引系统中，用来照射目标的能源装置，放在导弹的发射点上（地面、飞机或舰艇上），导弹上只装有接收机。这种形式常用的是利用地面雷达和空中激光照射装置。

被动式自动导引系统，导弹上的接收机接收由目标本身所辐射出的能量（例如红外线、雷达波、声波等）。这种系统用得最多的是红外线系统。声学导引只用于对付水下的目标。

在导弹飞行原理一章中已介绍过各种导引方法，要实行这些方法，首先必须测出目标相对于导弹的位置和运动状态，这个任务是由自动导引头或目标位标器来完成的。

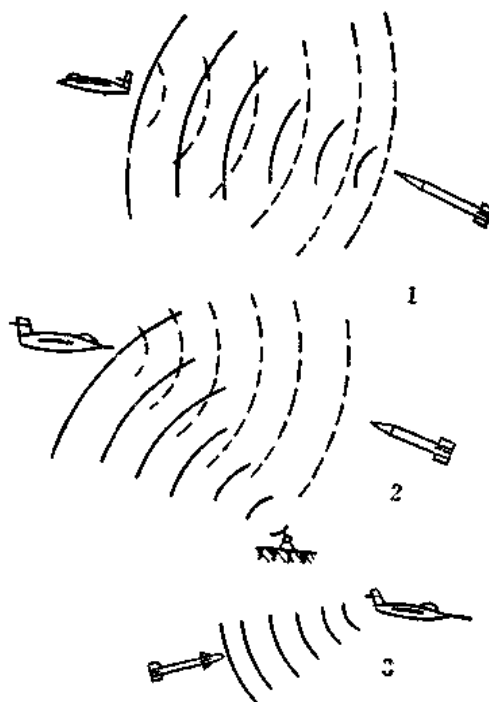


图 4—45 自寻系统的工作原理
1—主动自寻；2—半主动自寻；3—被动自寻。

一、雷达自动导引头

雷达自动导引头的工作原理和一般的自动跟踪雷达原理相似。

雷达自动导引头方框图示于图 4-46。如果是主动式导引头，必须有发射机 1 和天线转换开关 2。如果是半主动式或被动式导引头则没有 1 和 2。因为在主动式导引头中，为了使共用的天线 3，转换于发射机 1 与接收机 4 之间，必须安装转换开关。

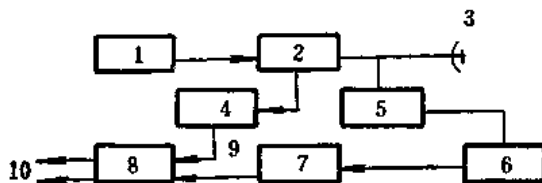


图 4-46 雷达自动导引头方框图

- 1—发射机；2—天线转换开关；3—天线；4—接收机；
5—驱动装置；6—基准电压发生器；7—放大器；
8—相位比相器；9—误差信号；10—控制信号。

雷达导引头的天线 3 接收目标反射的无线电波。当天线轴正好对准目标时输出为零，如果天线不正对目标，则有一与失调角大小成比例的信号输出。

此信号经接收机 4 并放大后进入相位比相器 8。同时，由基准电压发生器 6 发生的与天线同频率的基准信号，经放大器 7 放大后同时进入比相器。比相器根据基准信号和失调角信号确定出在 y 和 z 方向的偏差分量。从比相器出来的信号分成二路：一路送到自动驾驶仪，控制导弹运动。一路传给天线的驱动装置 5，使天线 3 对准目标。

在半主动式导引系统中，发射机一般是在地面、飞机或舰艇上，这样可把发射机的功率显著加大。因此，半主动式导引装置的最大工作距离可以比主动式导引装置的工作距离大好几倍。如果目标是无线电站或雷达站，则可用被动式导引系统。

雷达自动导引系统的缺点是易受干扰。

二、红外（或激光）自动导引头

红外自动导引头和激光自动导引头的作用原理和结构基本上相同。两者的差别仅在于感受目标发射出来的光波频段以及所用的光敏元件不同，红外导引头所利用的是红外线形式的辐射能，这种能量来自目标的发热部分，例如飞机的发动机，机头和机翼前缘，所以，这种导引头都用于被动式自寻制导系统。激光导引头则接受来自激光发射器照射目标的反射激光，所以这种导引头多用于半主动式自寻制导系统。

红外线与可见光、无线电波一样，都是电磁波频谱中的一部分，它的波长介于可见光和无线电波之间，波长在 $0.75 \sim 1000 \mu m$ 。红外线的传播过程称为辐射，它辐射到物体上并被物体吸收后有明显的热效应，故红外线辐射也称为热辐射。由于物体对波长愈短的红外线的辐射能力愈强，而物体的温度愈高，这种现象愈加明显，因此，红外探测器的工作波段一般在 $0.75 \sim 15 \mu m$ 之间。人们对飞机涡轮喷气发动机试验结果表明，这种发动机辐射红外线主要由燃气流烧热的尾喷管的热金属产生，当然，燃气流也辐射红外线，但尾喷管热金属辐射红外线的强度要比燃气流尾焰辐射红外线的强度高 25 倍左右。只有当涡轮喷气发动机作加力燃烧时，由于燃气流尾焰的温度大增，才使尾焰辐射红外线的强度比尾喷管高几倍。长时间工作的发动机的尾喷管热金属的温度可达 $500 \sim 600^\circ C$ 左右，所以，它辐射的红外线峰值

波长在 $3.3 \sim 3.75 \mu m$ 之间。

红外导引头主要由红外探测系统和电子线路两部分组成。红外探测系统是一个使光学系统跟踪目标的机电装置，它的作用是接收目标辐射的红外线，探测目标和导弹的相对位置，并将红外线信号转变为电信号。电子线路是由主要的误差信号放大电路和一些辅助电路组成的电路部件，它的作用是将红外探测系统输出的电信号（误差信号）进行放大和变换，形成控制指令。

（一）红外探测系统

红外探测系统一般称为红外目标位标器，它由光学系统、调制盘、光敏元件和陀螺系统组成。有的红外导引头，在探测系统上装有致冷器，用以提高探测灵敏度和探测范围。

1. 光学系统

光学系统的作用是接收和汇集目标辐射的红外线能量，并把它聚焦成像在调制盘上。为了缩短导引头的长度，一般都采用反射式光学系统，如图 4-47 所示。光学系统由整流罩、主反射镜、次反射镜、校正透镜和伞形光栏等组成。

半球形整流罩用红外玻璃制成，它能透过红外线，并起消除象差的作用。主反射镜是由磁钢经表面真空镀铝制成的球面凹镜，所以又称磁镜，它能把接收到的目标所辐射的平行红外线改变方向并聚焦。次反射镜是一块氟化钙凸面反射镜，它用来折迭光路以缩短光学系统的长度，它除了改变光线前进方向以外，还有校正象差和聚焦的作用。校正透镜是由熔凝石英制成的平凸透镜，其作用能进一步

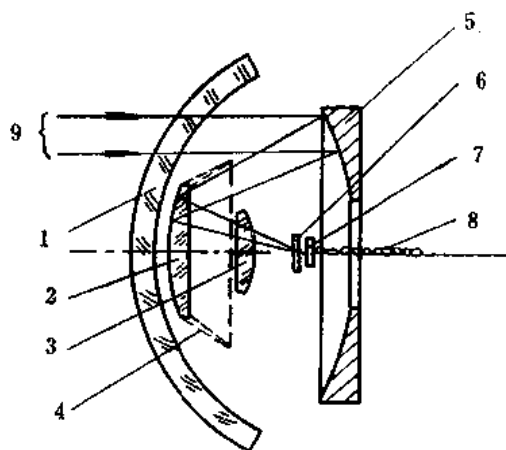


图 4-47 反射式光学系统

- 1—整流罩； 2—次反射镜； 3—校正透镜； 4—伞形光栏；
5—主反射镜； 6—调制盘； 7—光敏元件； 8—导线；
9—红外线辐射。

聚焦并使之在调制盘上成像，同时也有消除象差的作用。伞形光栏用来遮盖校正透镜，防止目标以外的光线直接照射到调制盘上形成干扰信号。

来自目标辐射的红外线，透过球形整流罩射到主反射镜上，再经主反射镜反射到次反射镜上，然后通过校正透镜在调制盘上聚焦成像，像点红外线最后照射到光敏元件上，光敏元件就将红外线信号转变为电信号。

2. 调制盘

调制盘的作用是用来确定目标相对于导弹

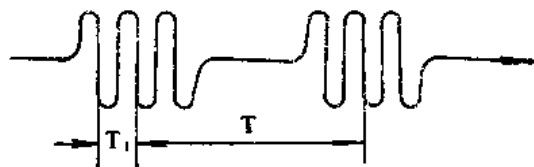


图 4-48 目标的辐射能被切割成脉冲串

T_1 —脉冲的时间间隔； T —周期；

$$f_1 = \frac{1}{T_1} \text{—载波频率； } f_2 = \frac{1}{T} \text{—包络频率。}$$

的位置和抑制目标背景的干扰。它是一个用透红外线材料（如熔融石英玻璃）作底板，表面按一定图案镀银的圆片。它被安置在陀螺的转子上，随着转子一起旋转，把连续辐射来的红外线能流切割成按一定频率变化的（图 4-48 所示）脉冲能流。脉冲能流频率的变化取决于调制盘的图案（图 4-49 所示）和调制盘的旋转速度。这样，选择调制盘的图案和旋转速

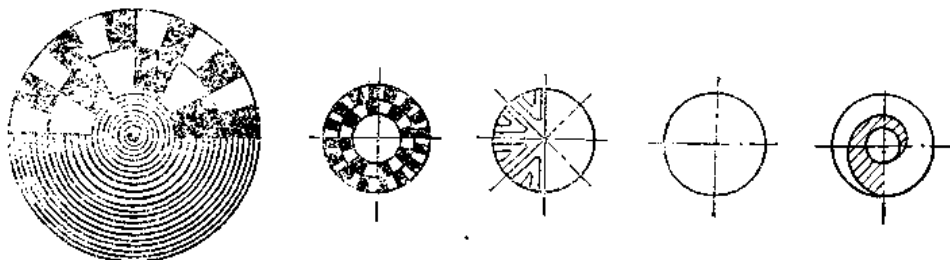


图 4-49 调制盘的图案

度，便可得到所需要的频率信号。但是，调制后的频率信号怎样反映目标相对于导弹的位置呢？

当光学系统的轴线（简称光轴）对准目标，目标辐射的红外线聚焦成像，其像点落在调制盘的中心。当光轴偏离目标，即光轴偏离目标视线，则出现偏差（以失调角表示），结果在调制盘上的象点就偏离调制盘的中心。失调角愈大，则目标像点偏离调制盘的中心愈远。如果失调角超过一定范围，目标像点便可能落到调制盘的外边去了。所以光学系统只能接收偏离光轴一定角度范围内的目标所辐射的红外线，这个范围称为光学系统的“截获区”。根据光学成像原理，目标像点相对光轴在调制盘上的位置是与目标在空间的真实位置呈对应关系的。即目标偏离光轴而位于光轴右下方时，则目标像点相对光轴而落在调制盘的左上方；反之，目标偏离光轴而位于光轴左上方时，则目标像点相对光轴而落在调制盘的右下方。这样，调制盘上目标象点在调制盘上的位置就反映了目标相对于导弹的位置。

为了具体说明上述原理，我们举一个简单的如图 4-50 所示的调制盘的例子。图上的黑色粗线和细线均为镀银层，红外线透不过去。调制盘的上半圆区（感应区）分成 12 个等扇形区，黑白格互相交替。下半圆区为半透光区（调制区），因为黑线的间距与黑线的宽度相等，有一半红外线透过。调制盘的中心部分为盲区。

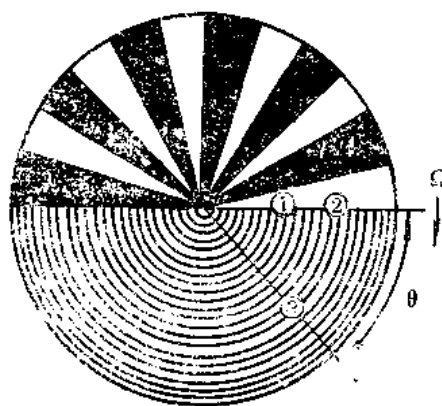


图 4-50 目标像点在调制盘上的位置

从目标所辐射来的红外线以平行光束进入光学系统并聚焦在调制盘上，形成一个很小的像点。

(1) 目标像点在调制盘位置中心时，像点能量始终透过一半，光敏元件输出的信号是一

个不变化的直流信号,其波形如图4-51(a)所示。这说明光轴对准目标。

(2) 目标像点在调制盘位置①时,像点由于调制盘旋转而不断地经过黑白相间的格,发生红外能量交替透过和不透过的现象,因而光敏元件输出6个大幅值(透过的红外能量多)的短脉冲信号。当调制盘转过半周后,像点进入半透光区,由于该区透红外能量始终是一半,因而光敏元件输出一个小幅值(只透过一半红外能量)的长直流信号。当调制盘转过一周后,像点又开始进入黑白格相间区,光敏元件又重复输出前一周相同的信号,其波形如图4-51(b)所示。

(3) 目标象点在调制盘位置②时,像点仍不断地经过黑白相间的格,但此时透过的红外能量较位置①时的多,故光敏元件输出的脉冲信号的幅值增大。另外,目标象点透过和不透过的时间增长,即脉冲信号在最大值和最小值的时间长了,故脉冲的前后缘变得陡直些,并在最大值和最小值处有一段持续时间,其波形如图4-51(c)所示。

波形(b)和(c)其相位相同,但波形(c)的幅值却比(b)的幅值大,这种现象说明像点位置①和②两者的方位角相同,而失调角不同,后者的失调角大。像点②反映目标偏离光轴较像点①远。

(4) 目标像点在调制盘位置③时,光敏元件输出的信号波形如图4-51(d)所示。波形的相位较像点②滞后 θ 角,脉冲信号的幅值与像点②相同,这种现象说明两者方位角相差 θ 角,而失调角相同。

上述分析表明,信号波形其相位反映方位角的大小,其幅值反映失调角的大小,从而把目标相对于导弹的位置完全确定出来了。

另外,调制盘抑制目标背景的干扰是利用它的空间滤波特性。

目标背景在红外导引头的探测器工作波段内往往有相当强的辐射,例如云彩所反射的太阳光线对探测器的照度值比远距离的涡轮喷气发动机对探测器的照度值大很多倍;导弹在低空飞行时还会受到地面辐射的红外线的干扰。如果目标背景是大面积的均匀辐射,则背景辐射经光学系统入射后成像于整个调制盘上,在这种情况下,调制盘后面的光敏元件接收的红外线是一个恒定值,它输出的信号也是一个恒定值。如果目标背景是大片云彩,它辐射在调制盘上所成的象是比较大的,可能在感应区上盖住几个格。例如图4-52所示,云彩成像在调制盘的感应区上盖住了6个格,其中透光部分大约占有3个格的面积,随着调制盘转到另一位置时,仍然盖上6个格,其中透光面积还是占有3个格,因而透光面积基本不变,光敏元件输出的信号几乎不变,也是一个恒定值。如果云彩

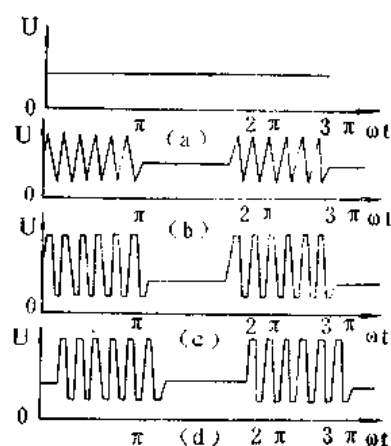


图 4-51 信号波形图

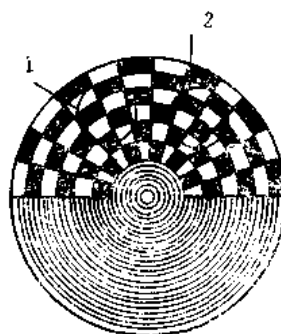


图 4-52 云彩成像在调制盘上
1、2—云彩成像在调制盘上不同的位置。

成像在调制盘的半透光区上，透光量在该区内始终为入射成像光量的 $\frac{1}{2}$ ，光敏元件输出的信号也是一个恒定值。以上情况都说明光敏元件所输出的信号都是不产生调制的直流信号，这种信号经交流放大后即被滤除。这样，调制盘就起到了滤波作用，抑制了目标背景的干扰。

最后说一下盲区，盲区是在调制盘上只占有很小的一块面积并靠近中心的区域，像点在这个区域内，不能被调制，所以一般做成与调制盘下半部分一样的图案。

3. 光敏元件与致冷器

光敏元件是一种感受红外线并将光信号转变为电信号的元件。属于这类元件的有硫化铅、碲化铋、硒化铅、锗掺汞、锗掺铜等光敏元件。当光学系统汇聚的红外线照射到光敏元件上时，红外线中的光子流就会激发出载流子，使得元件的电阻降低，或者说电导率增加。采用这类元件，如果在其电路中加上外加电压（常称偏压），就能使电导率的变化表现并被测量出来，成为电信号。用硫化铅材料制作的光敏元件是目前灵敏度较高的元件，它在室温下工作的探测波长范围为 $0.6 \sim 3 \mu m$ 。但是，由于它只感受飞机发动机尾喷管辐射的红外线，因而装有这种元件的导引头的导弹，只能从飞机的后半球进行攻击，这就大大地限制了导弹的作战效率。

目前有些较为先进的导引头，为了提高光敏元件的效率，在它的后面加上一个致冷器。譬如，硫化铅光敏元件，如果在 $-160 \sim -170^\circ C$ 的条件下工作，其灵敏度和探测范围会有很大的提高。

有一种致冷器，它是利用一个大于 $15 MPa$ 的高压气瓶，通过气瓶放气形成绝热膨胀来致冷的。

4. 陀螺系统

它是一个三自由度随动陀螺，它的作用是使对准目标的光学系统、调制盘、光敏元件等探测系统，不受导弹在飞行过程中摆动的影响而偏离目标；同时使位标器在空间跟踪目标。它由转子、内环、外环、支架和装有各种绕组线圈的本体所组成。

图 4-53 所示的是一个位标器陀螺。

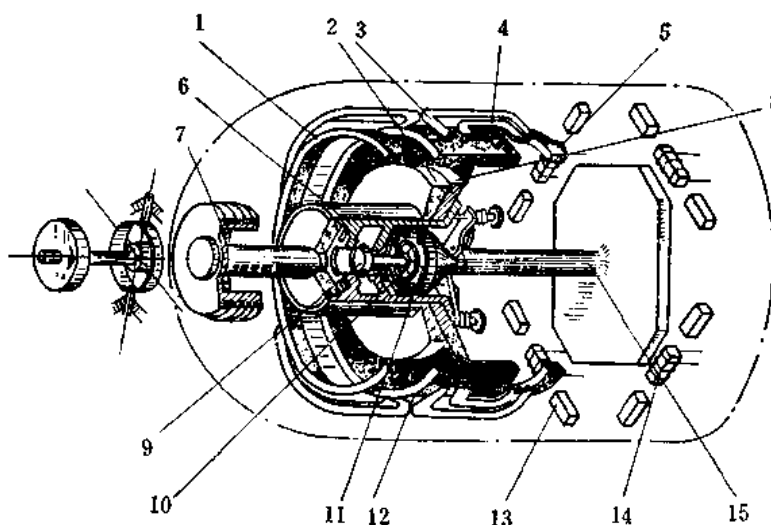


图 4-53 位标器陀螺

1—电锁线圈；2—主反射镜；3—基准线圈；4—旋转线圈；5—出锁线圈；
6—转子；7—平面反射镜；8—永久磁铁；9—光敏元件；10—内环；
11—外环；12—进动线圈；13—小永久磁铁；14—调制线圈；15—支架。

由转子 6、内环 10、外环 11 和永久磁铁 8 构成的三自由度随动陀螺，它和一般陀螺在结构上的区别在于它的转子 6 是在内环 10、外环 11 的外面，转子上的永久磁铁 8 与本体中

的旋转线圈 4 构成无触点直流电动机。位标器上的光学系统、调制盘、光敏元件等探测系统就安装在陀螺的转子轴上,并随同转子一起旋转。由于转子高速旋转,在空间有定轴性,因此,安装在它上面的探测系统就不会受导弹在飞行过程中摆动的影响而偏离目标。

位标器对目标的跟踪是利用陀螺的进动特性来实现的。当目标运动时,目标偏离位标器的光轴,来自目标的红外线信号经调制盘调制,通过光敏元件就会输出误差信号,此信号经电子线路进行放大和变换,有一路要返回输入位标器的进动线圈 12 中,此进动电流流过进动线圈便产生磁场,这个磁场与装在转子轴上的永久磁铁 8 的磁场相互作用,就给转子一个进动力矩,陀螺便产生进动。在设计时由于考虑了装在转子轴上的永久磁铁的磁极方向与调制盘上两个区(感应区和调制区)的分界线的相对方位,使陀螺的进动正好朝向目标,这样就能实现位标器对目标的跟踪。

(二) 电子线路

导引头的各种电子线路,往往以电子线路板的形式,插入舱体内,从而构成电子线路舱。

电子线路中的主要的和辅助的电路有三个,其作用原理方块图如下:

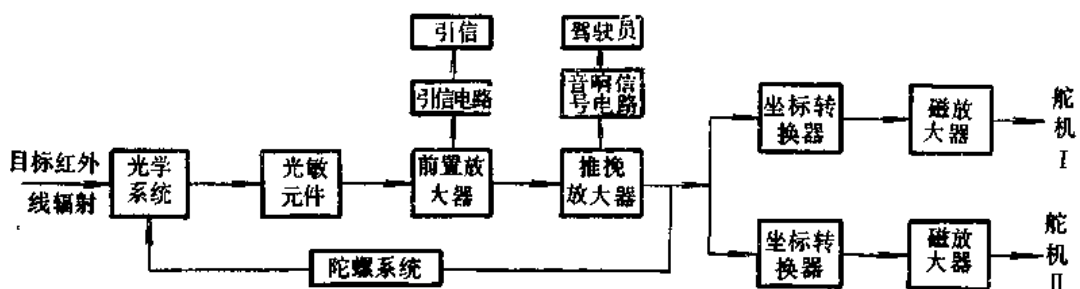


图 4-54 电子线路作用原理方块图

1. 控制信号形成电路

由光敏元件输出的误差信号经前置放大器放大和变换后,分成两路输出。一路再经推挽放大,使其成为陀螺的进动信号输入进动线圈;另一路再经磁放大器放大,使极坐标信号通过坐标变换器变换成为控制舵机动作,操纵舵面偏转的直角坐标信号。这样便能控制导弹跟踪和飞向目标。

2. 音响信号形成电路

由光敏元件输出的误差信号,经前置、推挽放大后,引出音响信号,它告诉载机驾驶员可以发射导弹。

3. 引信工作电路

当导弹飞近目标时,光敏元件输出误差信号,经前置放大后,启动引信工作电路。

红外线自动导引系统与雷达自动导引系统相比较,其明显的特点是分辨率高。譬如,采用天线直径为 30cm,工作波长为 8mm 的雷达导引头,不能分辨距离 8km 处、间距 400m 内

的两个目标，而采用主反射镜直径为 7.5cm 的红外线导引头，却能分辨距离 8km 处的飞机上的两个发动机。此外，红外线导引头设备简单、尺寸小、重量轻、成本低、抗干扰性能也较好。它的缺点是受大气中的湿气影响较大，在有云、雾、雨的天气时，其探测距离急剧减小。因此，有的导弹，往往配有光学和雷达两种导引头，视情况选择使用。

近年来，随着红外线技术的发展，已有了能实现全向攻击的红外线导引的导弹。

§ 4—5 单通道控制原理

一、单通道控制原理

一般情况下，对导弹的控制，首先要求角稳定，然后作俯仰和偏航上的控制，构成了三个控制通道。这三种控制运动，一般是由两个舵机和两对操纵元件来完成的。目前一些小型导弹，例如反坦克导弹，超低空地空导弹，由于受到体积和重量的限制，往往采用单通道控制系统。这种导弹是强制旋转的，控制系统没有角稳定通道，用单通道来实现对俯仰和偏航两种运动的控制，相应地也只用一个舵机和一对操纵元件就够了。

单通道控制系统要求导弹以一个较为恒定的转速绕纵轴旋转。导弹的转角位置信号靠弹上三自由度定位陀螺产生，输回给控制设备，而控制设备发出与导弹旋转同步的控制信号。一般情况下，控制信号在导弹旋转一周内换向 4 次，舵机在控制信号的作用下，使操纵元件——摆帽（或舵面）摆动。摆帽的运动象继电器一样，它从一个极限位置摆到另一个极限位置，其动作只取决于控制信号的极性，而与信号的大小无关。

下面我们图解法来说明单通道控制系统怎样产生操纵力在俯仰和偏航两个平面上操纵导弹的运动。

首先假定控制信号按理想方波处理，而相应的操纵力也近似按理想方波处理（实际为梯形波），当导弹处在旋转周期零位时（即 $\gamma = 2n\pi$, $n=0, 1, 2, \dots$ ），操纵力 F_c 的正方向与坐标轴 oz_1 一致。当导弹向右旋转时，则操纵力 F_c 也随之改变方向，所以 F_c 既在控制信号作用下换向，又随弹体在空间右旋。

1. 导弹旋转一周，摆帽不动的情况，即 F_c 不换向。如图 4—55 所示。由图可以看出，在导弹旋转一周内操纵力 F_c 在 y_1oz_1 平面各个方向上扫过的面积相等，显然，这时操纵力的平均效果为零，对导弹不起操纵作用。

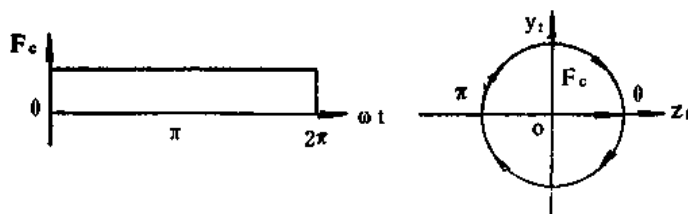


图 4—55 表示导弹旋转一周 F_c 不换向的情况

在这里为什么说平均效果为零呢？我们知道，不同瞬时作用在同一物体上的力是不能合

成的。但是当导弹旋转速度很快时，由于本身的惯性，弹体的角运动来不及响应瞬时操纵力 F_c 的变化，它能响应的，仅是导弹在旋转一周内，操纵力的平均效果。这种平均效果，如同有一个力作用在弹体上一样，这个力一般称为周期平均操纵力，以 F_{pj} 来表示。

2. 导弹旋转一周，摆帽摆动二次的情况，即 F_c 换向两次，如图 4-56 所示。

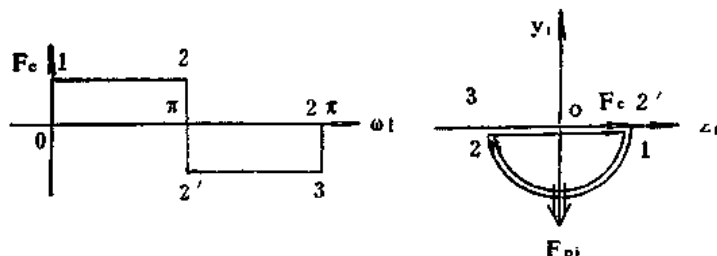


图 4-56 表示导弹旋转一周 F_c 的换向点为 $\pi, 2\pi$ 的情况

图 4-56 表示 F_c 的换向点为 $\pi, 2\pi$ 的情况。这时操纵力在导弹旋转一周内的平均效果是向下，可以操纵导弹向上仰（一般操纵力作用点都在导弹重心后面）。

图 4-57 表示 F_c 的换向点为 $\frac{\pi}{2}, \frac{3}{2}\pi$ 的情况。这时操纵力平均效果是向右，可以操纵导弹向左偏。

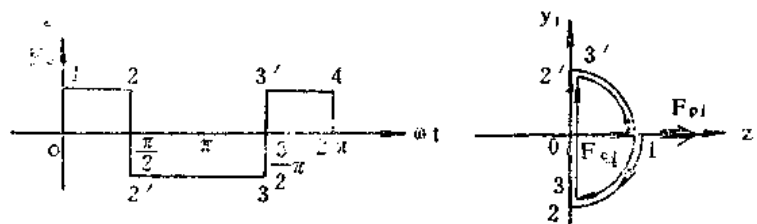


图 4-57 表示导弹旋转一周 F_c 的换向点为 $\frac{\pi}{2}, \frac{3}{2}\pi$ 的情况

图 4-58 表示 F_c 的换向点为 $\frac{\pi}{4}, \frac{5}{4}\pi$ 的情况。这时操纵力的平均效果是向右上方，可操纵导弹向左下方转动。

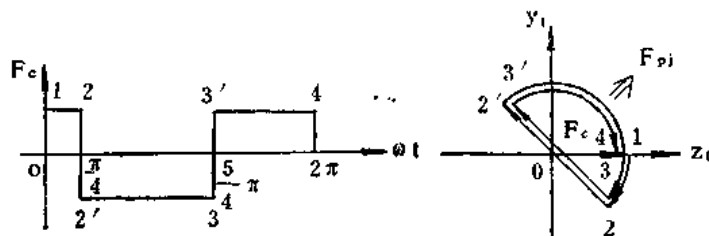


图 4-58 表示导弹旋转一周 F_c 的换向点为 $\frac{\pi}{4}, \frac{5}{4}\pi$ 的情况

由以上的图可以看出，当操纵力 F_c 在导弹旋转一周内换向两次时， F_c 在 $y_t z_t$ 平面内两

次扫过 180° 范围内的半平面, 另一半平面未经扫过, 所扫过的半平面的位置取决于 F_c 的换向点的位置。在这种情况下, 导弹只在某一个方向上受到操纵作用。通过改变换向点的位置, 可以改变操纵力平均作用效果的方向, 但不能改变其平均作用效果的大小。

3. 导弹旋转一周, 操纵力 F_c 换向四次并为等宽波形的情况。

图 4-59 F_c 为换向四次的等宽波形。当操纵力 F_c 为导弹旋转一周换向四次的等宽波形时, 换向点位置为 $\frac{\pi}{2}$ 的整数倍。 F_c 在 y_1oz_1 平面各个方向上扫过的面积相等。导弹旋转一周时, 操纵力对导弹作用的平均效果为零, 与换向点位置无关。

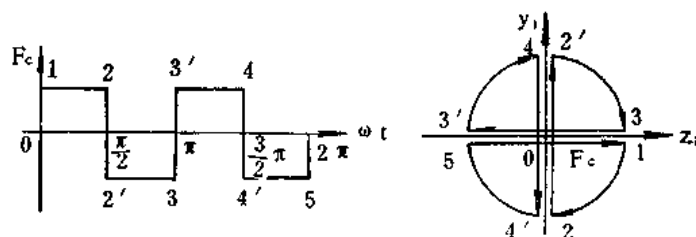


图 4-59 导弹旋转一周 F_c 换向四次的等宽波形时的图形

4. 导弹旋转一周, 操纵力 F_c 换向四次并为调宽波形时的情况。

图 4-60 所示操纵力 F_c 在 $\frac{3}{4}\pi$ 、 π 、 $\frac{5}{4}\pi$ 、 2π 换向的情况, 它的平均作用效果向下, 可以操纵导弹向上仰。

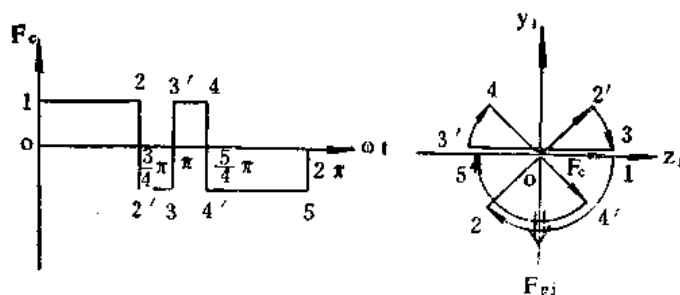


图 4-60 表示导弹旋转一周, F_c 的换向点为 $\frac{3}{4}\pi$ 、 π 、 $\frac{5}{4}\pi$ 、 2π 的情况

图 4-61 所示操纵力 F_c 在 $\frac{7}{8}\pi$ 、 π 、 $\frac{9}{8}\pi$ 、 2π 时换向的情况, 它的平均效果也是向下, 可以操纵导弹向上仰。从图 4-61 上可以看出它向下的平均操纵力 F_{pj} 要比图 4-60 中所示向下的平均操纵力 F_{pj} 要大一些。虽然 F_c 在导弹旋转一周内都换向四次, 由于换向点的位置不同, 使调宽波形不同。虽然平均操纵力的方向相同, 但大小不同。

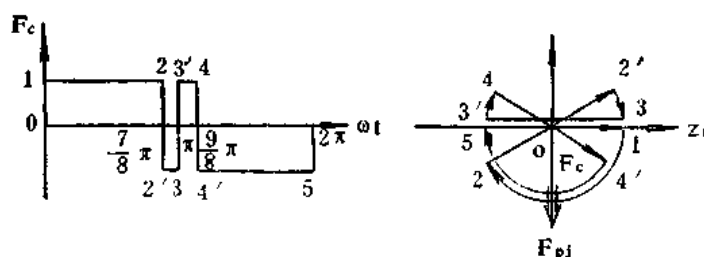


图 4-61 表示导弹旋转一周 F_c 的换向点为 $\frac{7}{8}\pi$ 、 π 、 $\frac{9}{8}\pi$ 、 2π 的情况

图 4-62 所示平均操纵力 F_{pj} 的平均作用效果是向右，可以操纵导弹向左偏。它和图 4-60 相比较，虽然平均操纵力的大小相同，但方向不同。

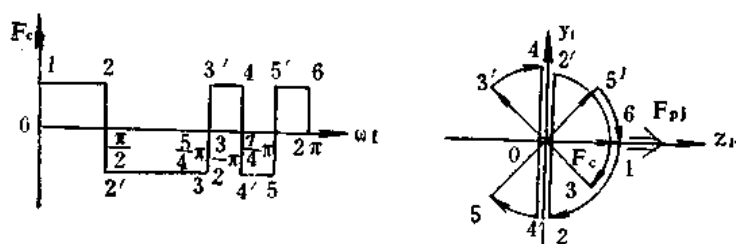


图 4-62 表示导弹旋转一周 F_c 的换向点为 $\frac{\pi}{2}$ 、 $\frac{3}{4}\pi$ 、 $\frac{5}{4}\pi$ 、 $\frac{7}{2}\pi$ 的情况

从图 4-60、图 4-61、图 4-62 表明，当操纵力 F_c 的波形为导弹旋转一周换向四次的调宽波形时，导弹旋转一周， F_c 在 y_1oz_1 平面上所扫过的面积就会出现各个方向不一致的情况，因而可以在某个方向上对导弹产生操纵作用。操纵效果的大小和方向，与 F_c 换向点的位置有关。

因此，旋转导弹单通道控制系统采用继电器工作的单一舵机，只要适当地选取操纵力换向的次数和调整换向点的位置，就可以对弹体产生所需方向和大小的平均操纵力，实现对导弹的俯仰和偏航操纵。

二、基准信号

采用单通道控制系统，因为导弹是旋转的，而在对其进行控制之前，必须知道导弹在飞行中的某个转角位置，以作为形成控制信号的基准，这种转角位置信号，我们称为基准信号。

基准信号的形成方法很多，但大都是和弹上不动的基准——定位陀螺联系在一起。下面介绍两种常用的方法。

1. 基准信号来自定位陀螺上的断续器。

图 4-63 示出了断续器和陀螺的位置关系。定位陀螺壳体与弹体相连，外环轴沿导弹纵轴方向（即 ox_1 方向），内环轴在包含纵轴的铅垂面内并垂直于纵轴（即 oy_1 方向），转子轴沿水平方向（即 oz_1 方向）。断续器主要由集流环和电刷两部分组成。图 4-64 是陀

螺断续器示意图。

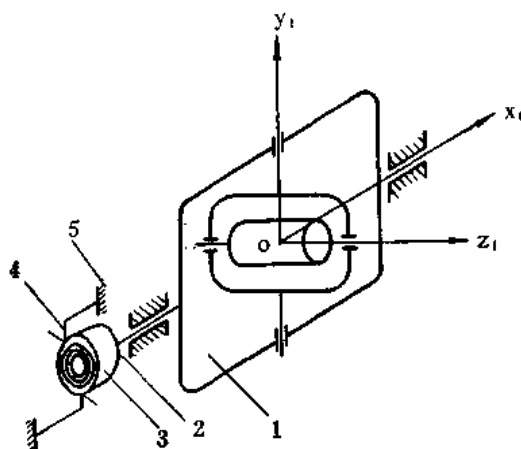


图 4-63 断续器与定位陀螺

1—定位陀螺；2—断续器；3—集流环；
4—电刷；5—陀螺壳体。

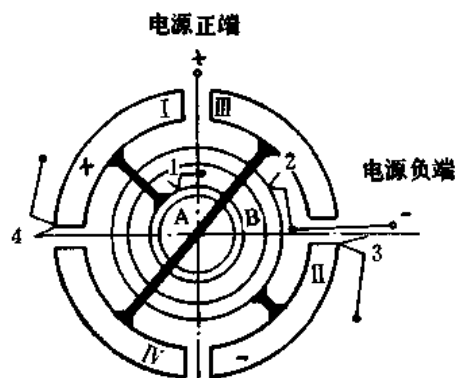


图 4-64 陀螺断续器

1、2、3、4—电刷；I、II、III、IV—集流片；
A—内导电环；B—外导电环。

集流环与陀螺的外环轴固连，而电刷则与陀螺壳体固连。集流环由四个集流片组成，每片均占圆周角 80° ，两片之间的距离占角度 10° 。从图 4-64 上可以看出，电源的正端与电刷 1 相连，电源的负端与电刷 2 相连。电刷 1 和电刷 2 分别通过两导电环（内导电环 A 和外导电环 B）与两个对称的集流片 I 和 II 导通，和电刷 1 导通的集流片 I 称为正片，与电刷 2 导通的集流片 II 称为负片。另外，两个对称的集流片 III 和 IV 通过导线相互导通而不与电源连通，称为零片。电刷 3 与电刷 4 成对称安装，即它们同时与两个对称的集流片 I、II 或 III、IV 接触。在陀螺锁定状态，即原始位置，电刷 3 与负片 II 接触，而电刷 4 与正片 I 接触。当导弹飞行时，陀螺仪由于转子高速旋转具有定轴性，能使外环不动，因此，集流环也是不动的，而电刷则随着弹体一起绕纵轴转动。当导弹每旋转一周，电刷就在集流环上滑动一周，这样，从电刷 3、4 两端就可以得到如下图所示的反映导弹旋转角位置的波形信号。图 4-65 所示电压 u_{3-4} 是以电刷 4 为参考点所得到的波形。

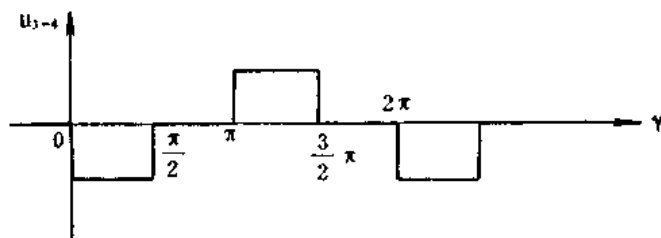


图 4-65 电刷 3、4 两端输出电压波形

γ —旋转角。

2. 基准信号来自光电管

如果在弹上定位陀螺的外环轴上安装一个带缺口的挡光板，同时在陀螺仪的壳体上安装

相应的发光管和光电管，如图 4-66 所示。当导弹每旋转一周，发光管的光线就照射光电管一次，即可产生一个基准信号。

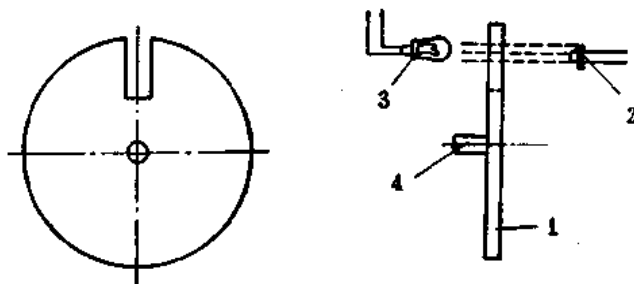


图 4-66 基准信号来自光电管的示意图

1—挡光板；2—光电管；3—发光管；4—定位陀螺外环轴。

§ 4—6 舵 机

控制系统的执行机构是根据控制指令信息来驱动舵机带动操纵元件使弹体作相应的姿态变化。整个传动过程的方框图示于图 4-67。控制指令 1 经过放大-变换器 2 进行放大和转换，输入驱动装置 3，经过操纵机构 4 传递到操纵元件 5。反馈部分是用来提供操纵元件偏转角的大小或铰链力矩大小数据的。

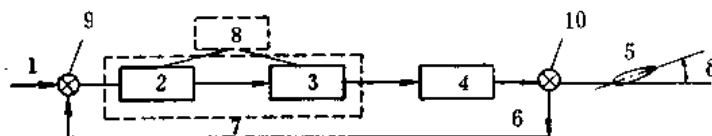


图 4-67 执行机构传动过程方框图

1—控制指令；2—放大-变换器；3—驱动装置；4—操纵机构；
5—操纵元件；6—反馈线路；7—舵机；8—能源；9、10—综合装置。

放大-变换器 2 可以是各种阀门。驱动装置 3 可以是作动筒。而操纵机构 4 则可以是曲柄、连杆和各种控制器件。放大-变换器 2 和驱动装置 3 一般做成一个单独的装置 7，称为舵机。

根据驱动装置的类型，舵机可分成气压式、液压式、电磁式与电动式舵机。

一、气 压 式 舵 机

根据气源性质，可分为冷气式舵机和燃气式舵机。

(一) 冷气式舵机

能源是貯存在容器中的压缩空气，其压力一般为 $(100\sim400)\times 10^5 Pa$ 。

图 4-68 是一种冷气式舵机简图，压缩空气从容器 1 经过减压阀 2 流向操纵阀 3，然后进入舵机 4 的腔体。操纵阀 3 由电气敏感元件 5 进行控制，控制系统的输出电压 U_c 和来自电位器 6 的反馈信号都加到敏感元件的线圈上。当有信号时，敏感元件 5 控制操纵阀 3，使气体进入舵机的某一腔内，由于压力的作用，使活塞发生移动，从而带动操纵元件 7 偏转，其偏转的大小由电位器来测定。

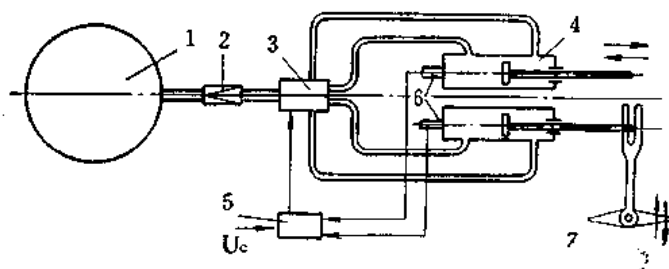


图 4-68 用压缩空气进行工作的舵机简图

1—压缩空气容器；2—减压阀；3—操纵阀；4—舵机；

5—敏感元件；6—电位器；7—操纵元件。

压缩空气的容器以球形为最有利，因为球形容器在同体积同压力时重量最小。但是考虑到安装的方便，有时采用环形或圆柱形容器。

(二) 燃气式舵机

从图 4-69 可以看出，这种舵机是以燃气作能源，当从燃气发生器 1 或从发动机来的燃气经过过滤减压器 2 过滤并减压后，进入滑阀本体 9。从控制系统来的信号电压加在线圈 5 上，线圈 5 形成的控制电磁力推动与滑阀 3 制成一体的衔铁 4 向右（或向左）移动，从而打开了左边（或右边）的通道，燃气从左边（或右边）进入气缸，推动活塞 7 向右（或向左）。由于活塞连接操纵元件，因而带动操纵元件偏转。

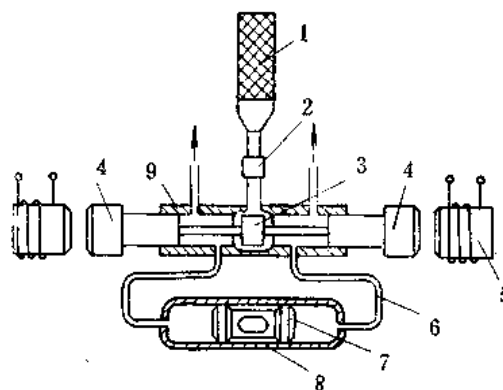


图 4-69 燃气气压式舵机简图

1—气体发生器；2—过滤减压器；3—滑阀；

4—衔铁；5—电磁铁线圈；6—导管；

7—活塞；8—气缸；9—滑阀本体。

气压式舵机主要优点是简单，工作可靠。但气体受温度影响较大，并且具有可压缩性，所以延时较大，快速性较差。

二、液 压 式 舵 机

液压式舵机目前已广泛地用在导弹上，它是用一定压力的液压油作为舵机能源。

图 4-70 是一种液压式舵机的原理简图。综合放大器输入的信号送到极化继电器上，根据信号的极性能使挡板发生相应的偏转(向上或向下)，当挡板向上时，挡板与下边喷嘴的间隙大，与上边喷嘴的间隙小，因而两喷嘴腔内的压力不同 ($p_2 > p_1$)，使作动筒内的活塞向下移动。当挡板向下时，情况则相反，作动筒内的活塞向上移动。由于活塞移动便带动操纵元件动作。

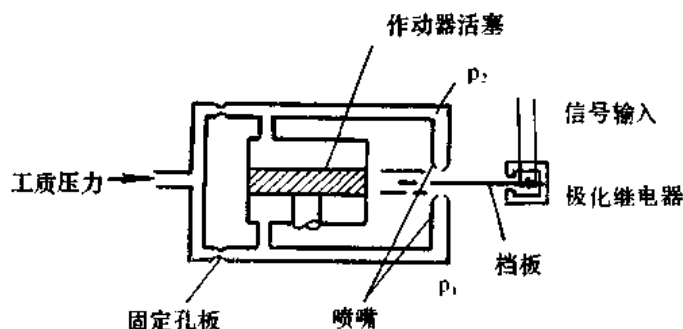


图 4-70 液压式舵机原理简图

图 4-71 是另一种液压式舵机的原理简图。它用四通滑阀代替了图 4-70 中的活塞，用它来控制连接作动筒油路的开闭，从而构成了两级液压放大。装在作动筒上的位置反馈电位计输出一个与位置相对应的电压信号送到综合放大器的输入端，构成了闭合回路。

液压式舵机的优点是延时小，功率大，响应速度快。其相对重量随着功率的增大而降低。如果要求驱动功率大(如对可转动弹翼，可摆动液体火箭发动机进行驱动)，采用液压式舵机是有利的。但是，这类舵机比其他舵机结构复杂，成本高。

三、电磁式舵机

电磁式舵机结构简单，重量轻，需要的能量小，并且可靠性高。但输出功率较小。

图 4-72 为一种扰流片的电磁式舵机，这种舵机有两个电磁铁线圈 1 与 2，电磁铁线圈的开关是由继电器 3 控制的，继电器有两组线圈 W_c 和 W_o ，从控制线路来的信号 U_c 加到线圈 W_c 上，而有锯齿形变化的电压 U_o 加到线圈 W_o 上。每当总的安匝数 $AW = AW_c + AW_o$ 。

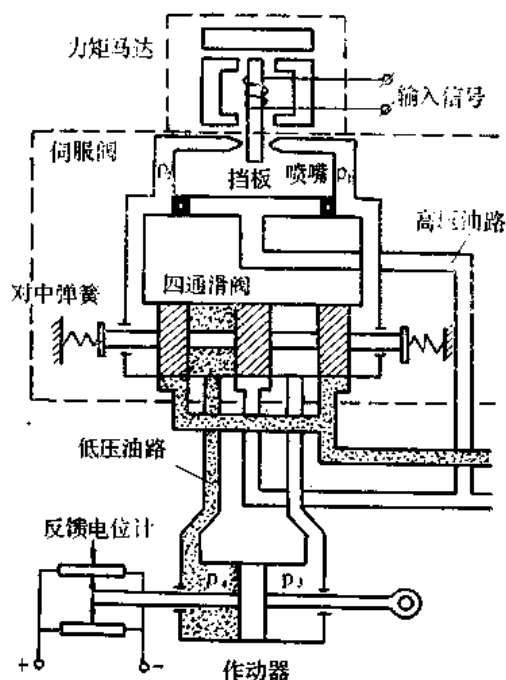


图 4-71 另一种液压式舵机原理简图

改变符号时, 继电器的触点就转换。在 $U_c=0 (AW_c=0)$ 的情况下, 继电器的触点在上、下位置停留的时间是一样的, 从而流经电磁铁线圈 1 和 2 的电流脉冲 I_1 和 I_2 的持续时间相同。电磁铁 1 工作时, 扰流片 4 偏向上方, 电磁铁 2 工作时, 扰流片 4 偏向下方。由于扰流片位于上、下位置的时间一样, 故扰流片偏转所产生的操纵力矩平均值等于零。

当存在信号电压 U_c 时, 如图 4-73(b) 所示, 则表示触点的转换不是发生在点 1 而是在点 2, 扰流片在上部停留的时间为 t_2 , 在下部停留的时间为 t_1 , $t_1 > t_2$ 。这样, 扰流片的平均力矩将是向下的力矩。如果 U_c 的符号改变, 那么 $t_1 < t_2$, 则扰流片的作用效果就相反。

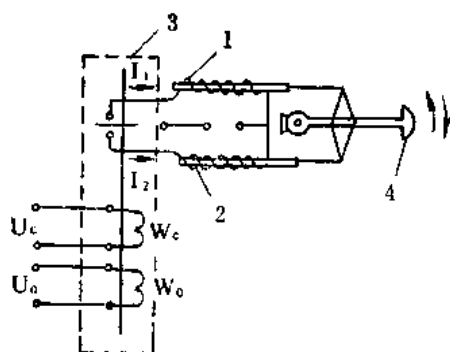


图 4-72 扰流片的电磁式舵机的原理图

1与2—电磁铁线圈；3—继电器；4—扰流片。

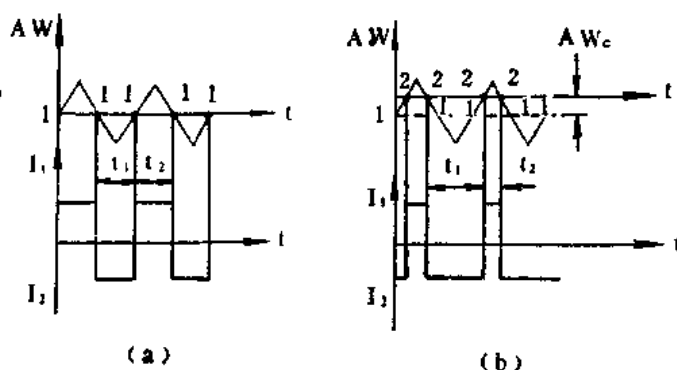


图 4-73 电磁铁线圈中电流的变化

(a) $AW_c=0$; (b) $AW_c<0$ 。

四、电动式舵机

电动式舵机主要是一台电动机和一个减速装置, 减速装置与操纵元件相连接。电动机可以是交流电动机, 也可以是直流电动机。采用交流电动机时, 电动机恆速转动, 用控制变速器来改变传动的方向和大小; 采用直流电动机时, 其转动方向和速度直接受控制电信号的控制。下面是一种采用交流电动机的舵机图 (图 4-74), 电动机 1 恆速转动, 当有控制信号时, 通过变速器 2 变速, 再通过蜗轮蜗杆减速, 然后通过齿条齿轮使操纵元件的转轴发生偏转。

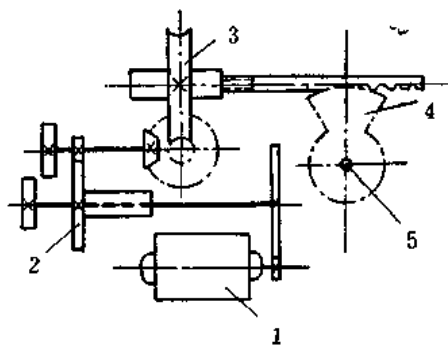


图 4-74 电动式舵机传动图

1—交流电动机；2—变速器；3—蜗轮蜗杆；
4—齿条；5—操纵元件的转轴。

过去电动舵机的重量重, 延时长, 快速性差, 但由于它简单, 使用维护方便、可靠等突

出优点, 被一些导弹所采用。近年来, 由于伺服电动机和变速元件在性能上取得了很大的进展, 性能优越的电动舵机在更高要求的导弹上重新取得了应用。

§ 4—7 电子对抗

现代武器系统大都用电子和光学设备来探测、跟踪、制导、通信和指挥。为了破坏敌方武器的效能，采取各种干扰措施；为了保障己方武器的效能，则采取各种反干扰措施；这种电子干扰和反干扰的相互军事斗争，就是电子对抗，或称电子战。

电子对抗的范围很广，其中包括通信对抗，雷达对抗，导航对抗，制导对抗，电子引信对抗等无线电电子对抗。此外，还包括声纳对抗，红外对抗，激光对抗等技术领域。

通常电子对抗的内容包括有：

一、电子侦察

采取电子对抗之前，必须事先进行电子侦察，以截获敌方传输中的各种信息，来分析电子对抗所需要的各种电子情报，包括雷达和导弹的技术性能参数。为了进行电子侦察，通常采用监测站台、侦察飞机、侦察船只以及侦察卫星等手段来监视敌方雷达和通讯装置，并测量其工作频率和其它参数。

二、电子警戒

现代作战飞机一般都装有电子警戒用的报警接收机，当飞机受到敌方雷达照射时，能及时向驾驶员发出警告，在短短几秒钟内分析敌雷达诸参数，采取相应的干扰措施。如果作战飞机系装有反雷达导弹，飞机上的设备还能精确指示敌方雷达位置，并发射空对地导弹攻击敌雷达。其它如地（舰）对空导弹、空对空导弹等武器系统中也配有电子警戒装置。

三、电子干扰

电子干扰的任务是不让敌方获取电子情报。根据产生干扰的途径和来源，可采取无源干扰和有源干扰。

（一）无源干扰

最常用的是在空中投放停留时间很长（可达数小时）的金属反射体。金属反射体用得最多的是铝箔及镀锌或镀铝的玻璃纤维。金属膜塑料气球，球内装角发射器，构成和舰艇类似的雷达回波，可干扰反舰导弹。洲际导弹采用和弹头形状类似的金属膜气球，作为高空突防手段。近年来非常重视电离气悬体进行消极干扰的研究，它是由飞机或火箭发动机喷出含有易电离的金属粉末（铯、钠、钾或钨）的高温气流形成等离子区，象云一样停留在空中，使雷达电磁波不能透过并反射回去。另一种无源干扰就是表面伪装，即将目标或导弹表面用掺有金属末的橡胶制品、尼龙和陶瓷（铁气体）覆盖，它们都是能吸收电磁波的物质，从而减少对电磁波的反射。

利用烟剂和气溶胶等无源干扰对光学制导进行干扰取得了较好的效果。常用的烟剂有雾

油、六氯乙烷和白磷等。气溶胶是一种能在大气中弥散的固体粒子，有一种主要是碳、钾、氯酸盐、氧化钛等混合物组成的气溶胶，它的散射能力很强，对可见光和激光制导的导弹的干扰效果就很好。

（二）有源干扰

最早使用的有源干扰是杂波干扰和噪声干扰。噪声干扰就是将反射的雷达回波淹没在噪声中，这种干扰不需要电子情报而能干扰任何电子系统。但是，对付噪声干扰的反干扰也很简单，只要备用许多不同种的发射频率就可避开干扰。

采用行波管干扰机进行欺骗式干扰具有较好的干扰效果。由于行波管频带宽、调谐快，即使敌方雷达采取快速跳频、频率分集和相关技术等反干扰措施，行波管干扰机仍能将雷达信号适当延迟后转发回去，以欺骗地对空导弹的制导雷达，机载截击雷达，空对空导弹的主动或半主动自寻雷达。

欺骗干扰的方式基本上有两类：

距离欺骗 主要用于干扰跟踪雷达。其原理是干扰机接收敌方雷达信号脉冲后，马上通过转发器转发雷达脉冲，使敌方雷达的自动增益控制电路调至这一较强的信号上，而作为目标的回波跟踪。随后干扰机将接收到的第二个信号脉冲稍加延迟转发，使敌方雷达的距离波门开始跟踪这一延迟了的假信号，通过逐渐加大延迟量，就可使敌方雷达的跟踪加大偏离真实目标。这种干扰能使导弹的指令制导产生很大误差。

角度欺骗 多用于干扰警戒雷达。其原理是雷达根据目标处在波束中心线位置时回波最强的原理来确定目标的方位。进行角度欺骗时，逆增益转发器使干扰机在接收到弱信号时而转发的脉冲很强，干扰机在接收到强信号时而转发的脉冲很弱，这样，敌雷达显示器上产生的是假方位显示。

干扰机除欺骗式外，还有采用欺骗和噪声两种方式工作的双模干扰机。

近来微处理机在电子对抗中的应用受到重视。

四、反干扰

反干扰主要是指雷达的反干扰技术。它分为设计、线路反干扰和部署、操作反干扰。

战术导弹反干扰措施着重于选用新制导系统，例如，采用半主动连续多普勒雷达就比指令制导系统好。又例如，采用无线电指令制导与红外、激光、电视自寻复合制导系统更具有较好的反干扰性。

第五章 战斗部

战斗部是用来摧毁、破坏目标，杀伤有生力量，以及指示目标的战斗部件。它是使导弹成为武器，区别于其它飞行器的部件。

§ 5—1 战斗部的基本组成和分类

战斗部由装填物、壳体、引信和传爆系列四部分组成。

装填物 它是破坏目标的能源和工质。装填物主要有炸药和核装料，它们的作用是将本身储藏的能量（化学能或核能）通过反应（化学反应或核反应）释放出来，形成破坏各种目标的因素。此外，还有特种装填物，如燃烧剂、发烟剂、化学毒剂或细菌以及微生物等。

壳体 它是装载装填物的容器，同时也是连接战斗部其它零部件的基体。对于破片杀伤战斗部，壳体在炸药爆炸作用下碎裂成破片，成为杀伤元素。如果战斗部位于导弹头部，壳体还保证头部具有良好的空气动力外形。

引信 它是适时引爆战斗部的引爆装置。这里所指的适时引爆有三种情况：第一种是战斗部碰击目标瞬时引爆。如打坦克等装甲目标的聚能破甲战斗部，因为一触即发能使战斗部在尚未发生跳飞和变形情况下就生成了金属射流和装甲穿透。第二种情况是战斗部碰击目标后经过延期引爆。如破坏地下建筑物和工事等目标的爆破战斗部，如果让战斗部钻入地下一定深度后才引爆炸药，其破坏作用能更好地发挥。第三种情况是战斗部在离目标适当高度或距离时刻引爆。如杀伤空中飞机目标的杀伤战斗部，因为飞机具有高速机动性特点，战斗部碰触目标的可能性较小，因此，只要求战斗部在到达它的有效杀伤距离范围内引爆就行。第一种和第二种情况都是战斗部碰触目标后引信才能起引爆作用，因而称为触发式引信；第三种情况是战斗部无需碰触目标引信就能起引爆作用，因而称为非触发式引信。作为上面三种情况以外的一种补充情况，就是在导弹未能杀伤和破坏目标而脱靶之后，经过一定时间，引信能自动引爆战斗部让导弹自毁。为了使引信有自毁作用，引信里装设有定时机械的、电子的钟表机构或药盘装置。为了保证战斗部在运输、贮存和使用等勤务处理安全和飞行过程中保险，在引信里还装设有安全保险机构。所以，引信对战斗部一定要有引爆作用和安全保险作用，此外，有的还有自毁作用。

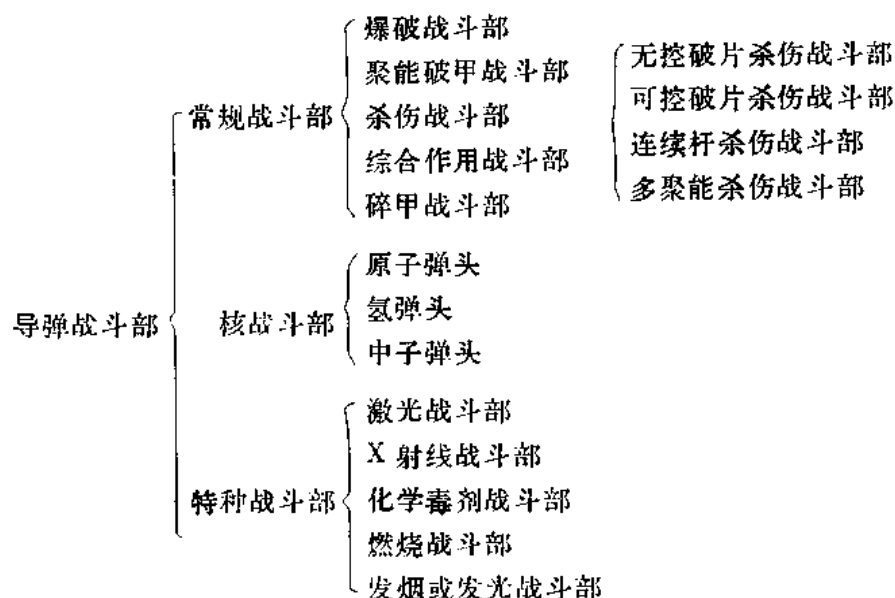
传爆系列 它是能量放大器。其作用是把目标给予的起始能量转变为爆炸波或火焰，并把这种起始能量逐级放大而引爆战斗部里的炸药。传爆系列由火工品（雷管或火帽），主传爆药柱，辅助传爆药柱和扩爆药柱等组成。火工品和主传爆药柱一般都装设在引信里面，成为引信的一个组件。

在现代战争中，由于所对付的目标多样性，因而战斗部的种类很多。目前，战斗部对目

标的破坏机理有物理（机械）破坏效应、化学毁伤效应、光辐射杀伤效应、放射性杀伤效应以及其它毁灭效应（如细菌、微生物等）。战斗部分类见下表：

战斗部分类简表

表 5-1



§ 5-2 炸 药

常规战斗部的主要装填物是炸药，所以需要了解炸药及其爆炸现象。

一、炸药的爆炸

（一）炸药爆炸的特征

炸药是一种爆炸物质，它在爆炸时有以下特征：

1. 爆炸时生成气体

炸药爆炸时生成大量高温（3000℃ 以上）、高压（20~30GPa）的气体，生成气体的多少，常用比容来表示。所谓比容，是 1kg 炸药爆炸后，生成的气体在 0℃ 和 0.1MPa 压力下所占的体积（L/kg）。通常，炸药的比容达到数百升每公斤。

2. 爆炸时放出热量

炸药爆炸时放出大量的热量，放出热量的多少，常用爆热来表示。所谓爆热，是 1kg 炸药完全爆炸后所放出的热量（J/kg）。通常，炸药的爆热达到四千焦耳每公斤以上。

3. 爆炸时速度极快

炸药爆炸反应的速度是极快的，一般为数千米每秒。由于炸药爆炸速度极快，所以，爆炸反应过程的时间极其短促，仅有万分之几秒，或百万分之几秒。

炸药之所以能发生爆炸并有上述特征，是由炸药分子的组成和结构所决定的。因为炸药分子都由碳、氢、氧、氮四种元素组成，而且氧一般不直接和碳、氢相结合，分子中都含

有不稳定的原子团。由于分子结构不稳定，当受到足够的外能激发时，分子就很易分解并迅速进行氧化反应，生成 CO_2 、 CO 、 H_2O 、 H_2 等；由于炸药分子本身含氧，分子分解和起氧化反应时，不依赖外界供氧，因而反应速度就快；由于有氧化作用，因而放出大量热量，这些热量会加热炸药未反应部分，故使反应自行传播和加速。这样，就发生了反应速度极快的爆炸。虽然炸药爆炸反应速度极快，但它还是逐层进行和传播的。当炸药柱的一端起爆后，生成的高温高压气体立即作用于下层炸药，引起下层炸药发生爆炸，这样以极快的速度一层一层的作用下去，最后整个药柱几乎瞬时完全爆炸。

（二）炸药的起爆

要炸药发生爆炸，需要有足够的外能激发，我们把外能激发炸药发生爆炸反应的过程称为起爆。起爆炸药的外能有以下几种：

1. 热能起爆

包括加热与火焰两种形式。它们的作用是加热炸药，使其温度升高，反应速度加快；同时在反应过程中，由于炸药分子氧化作用又放出热量，又能加热炸药，使炸药分解更快。如此继续进行下去，热量就愈来愈多，药温就愈来愈高，分解也就愈来愈快，经过一定时间（极短），当药温达到一定值时，即引起爆炸。

2. 机械能起爆

包括冲击、摩擦与针刺等形式。当机械能作用于炸药时，立即转变为热能，由于作用时间极短，能量来不及因传导而分散，能量主要集中于小部分比较突出的质点上，特别是棱角处。于是这部分炸药温度迅速升高，当温度足够高时，即引起爆炸。

3. 电能起爆

包括电能与放电两种形式。主要是用电能引爆电雷管装填的敏感炸药。

4. 爆炸能起爆

主要是敏感炸药爆炸后产生爆炸波引起钝感炸药爆炸的一种作用。

（三）炸药的爆炸

战斗部里装填的炸药是较钝感而威力较大的猛炸药，这种猛炸药的起爆和爆炸过程都是由爆炸波的作用和传播而引起的。由于敏感炸药爆炸后，产生的高温高压气体，猛烈地压缩起爆点邻近的钝感炸药。这部分炸药，一方面因受到压缩，使其温度突跃升高，发生剧烈的反应，同时放出能量；另一方面，又去继续猛烈地压缩下层炸药，并把能量传给下层炸药，使之发生剧烈的反应。这样，就使爆炸装药依次受到压缩，逐层传递能量，层层发生剧烈的反应，这就是爆炸波。当反应放出来的能量与爆炸波在炸药中传播所损耗的能量都达到定值时，爆炸波和爆炸都以稳定的速度向前传播。

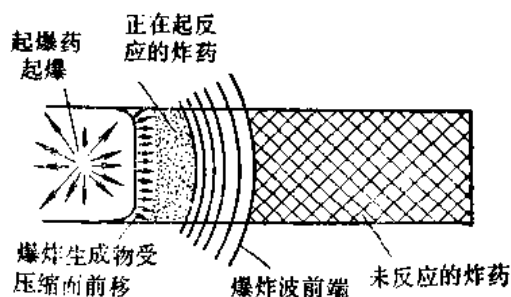


图 5-1 爆炸作用示意图

炸药起爆的爆炸情况如图 5-1 所示。通常，我们把在炸药体内传播的爆炸波也称为爆轰波或冲击波。把炸药的稳定爆炸称为爆轰。把爆轰波的传播速度称为炸药的爆速（或者说，爆炸变化在炸药体内的传播速度称为爆速），对一定条件（装药密度等）的炸药来说，爆速是个定值，各种炸药的爆速见表 5-2。

（四）炸药的爆炸性能

表示炸药爆炸性能的有以下几个指标：

感度 就是炸药在外能的作用下，产生爆炸变化（起爆）的难易程度。容易被外能起爆的，就说它感度大，或敏感；相反，不容易起爆的，就说它感度小，或钝感。炸药的感度，可用引起炸药爆炸所需最小外能之大小来表示。同一条件下，引起炸药爆炸所需要的外能小，则这种炸药就敏感，反之就钝感。

威力 就是炸药的作功能力。它取决于炸药爆炸时所释放的能量多少，含能量愈多的炸药，作功能力就愈大，即威力愈大。炸药爆炸时所释放的能量，近似于炸药的爆热。在实际应用中，炸药的威力是用爆炸后，对外界所作有效功的大小来衡量，有效功包括膨胀功与炸碎功。因此，对战斗部装药来讲，威力就是指炸药爆炸后炸碎功（炸碎壳体）和膨胀功（抛射破片）的总和。

猛度 就是指炸药爆炸后，对与其相接触的物体破碎的能力。炸药猛度的大小，与炸药爆炸时能量是否集中释放出来有关，如果其它条件相同，炸药爆炸完成的时间愈短，则能量就愈能集中释放出来，对周围物体的冲击力量就愈大，破碎的作用也就愈大。炸药爆炸完成的时间长短，取决于炸药的爆速，由此可知，影响炸药猛度的主要因素是爆速。因此，在实际中，要提高破碎的效果，应选取爆速大的炸药，并可增大装药的密度，以提高炸药的爆速。

二、常用的炸药

（一）猛炸药

猛炸药爆炸时能猛烈破碎周围物体（固体），有很大的杀伤和破坏作用，故用来装填各种战斗部和爆破器材。猛炸药分为化合炸药与混合炸药。

化合炸药是单一的化合物，即由相同分子组成的炸药，常用的有梯恩梯、特屈儿、黑索金、太安等。梯恩梯感度适中，有一定的威力和猛度，不吸湿，安定性很好，能长期贮存，原料比较充足，制造比较容易，价格比较便宜。但是，梯恩梯有不少缺点，如具有流油性和毒性，威力和猛度不够高。特屈儿、黑索金、太安与梯恩梯比较，它们在性质上的特点是感度高，威力大，由于机械感度较大，故不能单独用作大、中弹径战斗部装药，主要作传爆药和混合炸药的成分。这三种炸药的安定性都很好，它们的机械和起爆感度以及威力次序是：梯恩梯＜特屈儿＜黑索金＜太安。

奥克托金炸药，是黑索金同一类炸药。不吸湿，热安定性很好，爆速比较大，当密度为 1.85g/cm^3 时，达 8917m/s 。故用作高能混合炸药的成分。

几种猛炸药性能列于表 5-2：

猛炸药性能表

表 5-2

名 称 性 能	梯 恩 梯	特 屈 儿	黑 索 金	太 安	奥 克 托 金
爆速 (m/s)	7000 ($\rho = 1.6$)	7319 ($\rho = 1.601$)	8200 ($\rho = 1.6$)	8281 ($\rho = 1.60$)	9110 ($\rho = 1.894$)
比容 (L/kg)	740	740	900	800	
爆热 (J/kg)	4184	4560	5439	5860	5673
爆温 (K)	3200	3800	3640	4280	
爆发点 (°C)	290~295	195~200	230	275	291
熔点 (°C)	81	128	203	140	276

上面介绍的几种猛炸药,都由碳、氢、氧、氮四种元素组成,在能量上受到限制。目前,许多国家正在研究突破这种限制,拟在炸药分子中引进能产生更高能量的元素,如氟、硼两种元素,据估计这类炸药的爆速能提高到11~13km/s,爆热能提高到7530J/kg。

混合炸药是一种炸药和另一种炸药或炸药与其它物质(氧化剂、可燃剂、粘结剂)混合而成的炸药。下面列举几种:

普通混合炸药。如以黑索金为主体的混合炸药,是由95%的黑索金和5%石蜡(钝化剂)组成的钝化黑索金炸药。

黑梯混合药。由黑索金和梯恩梯混合而成的炸药,其比例梯/黑有70/30,60/40,50/50等。

含铝混合药。如梯/黑/铝(60/24/16)外加5%钝感剂组成的炸药。黑梯混合炸药中加入铝粉,其目的在于增加爆炸热效应,提高爆炸威力。

有机高分子粘结混合炸药。如以黑索金、奥克托金和太安为主体,用少量附加剂粘结的炸药。这样可保证在好的爆炸性能下改善炸药的力学性能,成型性能和安全使用性能。

特种混合炸药。如塑态炸药、弹性炸药。

导弹战斗部通常都应用混合炸药,很少应用单一的化合炸药。

(二) 起爆药

起爆药是在较小外能作用下,就能发生爆炸,所以起爆药的特点之一就是敏感。起爆药用作起爆具(火帽、雷管等)的装药,以便起爆传爆药和猛炸药。常用的有雷汞、叠氮化铅、史蒂酚酸铅等。雷汞受较轻微的冲击或火花作用,都可能使其爆炸。叠氮化铅与雷汞相比较,冲击感度比较钝感,起爆能力大。史蒂酚酸铅对火焰比较敏感,所以用作火焰敏感剂。

三、烟火剂

烟火剂是燃烧时产生光、热、烟等特种效应的药剂。烟火剂一般成分有氧化剂、可燃物

及粘合钝化剂。根据具体成分和燃烧时产生的不同效应,有不同的种类和用途。发烟剂、燃烧剂、照明剂用作装填特种用途的战斗部,如燃烧战斗部、发烟或发光战斗部。曳光剂用作装填曳光管,以指示观察导弹飞行弹道。

§ 5—3 爆破战斗部

破坏地面、水面、地下或水下目标,如军事装备和设施、船只和舰艇等,主要依靠炸药爆炸时所生成的大量高温、高压气体产物的破坏力和由它推冲周围介质造成的冲击波的作用来达到。这种直接由炸药爆炸而破坏目标的战斗部,称为爆破战斗部。

一、组成及其结构

爆破战斗部的组成及其结构如图 5-2 所示。战斗部的外形一般有圆锥形、抛物线形、圆弧形和球形。其壳体由薄钢板成型后焊接起来。远程导弹战斗部为了防气动热,在壳体外面加一层玻璃钢外壳,以避免气动热流向壳体内传递而使炸药加温发生爆炸。同时在顶部增设半球的钝形弹头帽防热结构,这种结构由模压成型的玻璃钢外壳和支撑外壳的铝合金骨架组成,用螺纹或别的方式与壳体相连接。壳体内腔装填高能混合炸药,如黑梯混合炸药和含铝混合炸药。炸药一般采用铸装法装填到壳体里去。在炸药中央处放置有传爆管,管内装填传爆药柱,传爆药柱分主传爆药柱和辅助传爆药柱。主传爆药柱用敏感的太安炸药,它被电雷管引爆。辅助传爆药柱用钝感的太安炸药(加钝感剂石蜡),它被主传爆药柱引爆。由于这个药柱占据整个中央,它能够保证将混合炸药同时引爆并使得爆炸完全。此外,战斗部壳体的后端有空腔,用以安装引信。

爆破战斗部的结构特点是壳壁很薄,形状较长,容积很大,装填的炸药占战斗部总重的比例最大。

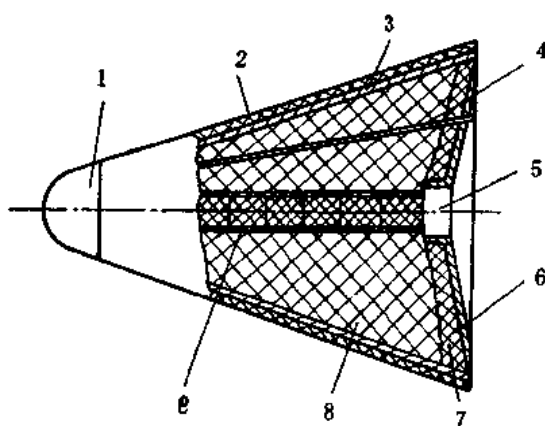


图 5-2 爆破战斗部

- 1—弹头帽; 2—外壳; 3—壳体; 4—电缆管;
5—底部引信孔; 6—底板; 7—梯恩梯炸药塞;
8—混合炸药; 9—中央传爆管。

二、爆破作用

炸药爆炸时,它的高温、高压气体产物,以高速向四周膨胀,炸点附近的空气,首先受到剧烈的压缩,而这层被压缩的空气,又继续向前运动,去压缩下层空气,这样,爆炸中心的压力,就通过空气层层压缩而传递至一定的距离,这就是冲击波,或者说是气浪。

炸药爆炸时,不仅在空气中可以形成冲击波,在其它介质中,如水、泥土、砖石、钢铁

等同样可以形成冲击波。

炸药爆炸的特性是它所形成的高压冲击波以球面波向四周扩散。冲击波波阵面压力的大小与炸药的性质及药量有关,但它是随着与爆炸中心的距离增大而很快地下降。在一定范围内,这种波的波阵面具有很高的压力和温度,例如,梯恩梯炸药爆炸时生成压力为20GPa,温度为3200K的气体,以7km/s的速度向外冲击,在地面上就使空气形成很强的冲击波,这样强有力的冲击波能使建筑物倒塌和杀伤有生力量。

从战斗部本身提高破坏效力,也就是提高冲击波波阵面压力的观点来说,我们希望使用威力大、猛度高的炸药,并且希望尽量多装,然而,它受到使用安全要求和导弹总体对战斗部重量的限制。

爆破战斗部在不同空间(地面、地下、水下)爆炸,它的破坏作用情况是不同的。

战斗部在地面上(空气中)爆炸,其爆炸作用场可分为三个区:Ⅰ区指 $R=(7\sim14)r_0$ 范围,即离爆炸中心距离(R)等于 $(7\sim14)$ 倍装药半径(r_0)范围,在此范围内的目标主要受爆炸气体的作用;Ⅱ区指 $R=(14\sim20)r_0$ 范围,在此范围内的目标,受爆炸气体和冲击波的联合作用;Ⅲ区指 $R>20r_0$ 范围,在此范围内的目标主要受冲击波作用。爆炸作用场示于图5-3。炸药在空气中爆炸时形成的空气冲击波,它对目标引起破坏作用的主要因素是超压和单位面积冲量。超压就是冲击波阵面上的压力减去该区域内的大气压,即超出大气压的那部分压力。目标不同,破坏它所需要的超压值也不同。单位面积冲量是指一平方米面积上所受到波阵面的作用力和此力作用时间的乘积($N\cdot s/m^2$),因为冲击波作用于目标是个瞬时强烈的过程,所以,把单位面积冲量作为破坏作用的主要标准。某些目标的破坏超压和破坏比冲量见表5-3和表5-4。

目标的破坏超压 表 5-3

目 标 名 称		破坏超压KPa
1.5 层砖的砖墙		15
2 层砖的砖墙		25
钢筋混凝土墙 0.2 米		300
木梁上的楼板		10~16
玻璃安装物		5 ~10
一般城市和砖砌建筑物		100~150
野战工事		400
人	轻伤害	20~30
	中等伤害	40~50
	严重伤害	50
	致命	120~130

图 5-3 爆炸作用场
 $R=(7\sim14)r_0$ $R=(14\sim20)r_0$ $R>20r_0$

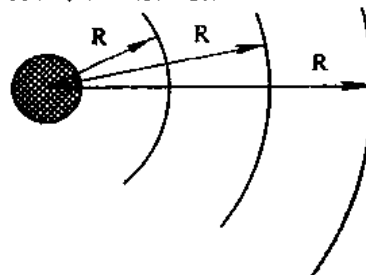


图 5-3 爆炸作用场

目标破坏的比冲量 表 5-4

目 标 名 称	破坏比冲量 ($KN\cdot s/m^2$)
2 层砖墙	2
1.5 层砖墙	1.9
巨大建筑物严重破坏	2~3
轻型结构被破坏	1~1.5
窗玻璃震碎	0.3

战斗部在水中爆炸，其爆炸生成物在水中也形成冲击波。由于水的密度比空气大，可压缩性很小，因此在水中形成的冲击波波阵面初始压力大（达10GPa），而空气冲击波初始压力不超过80~130MPa，传播距离远。此外，爆炸产物在水中还以气泡的形式高速膨胀排挤周围的水向四周运动。当气泡膨胀到内压低于外压且惯性作用消失时，周围的水就反压气泡使之缩小；等气泡缩小到内压高于外压，而且压差克服了惯性作用之后，气泡又重新开始膨胀；气泡这种由小变大，由大变小的胀缩脉动要往复好几次，在较深的水中甚至可达10次以上。同时在脉动过程中，气泡还受到浮力的作用而逐渐上升。在离爆炸点一定距离，如超过气泡膨胀的最大半径处，目标不仅受到冲击波作用，而且受到由于气泡胀缩脉动所引起的周围水流的作用。由于水流惯性大，所以水流能起破坏作用。当然，气泡也起破坏作用。但是，对于远离爆炸点的目标，主要起破坏作用的还是冲击波，水流和气泡的破坏作用效果很小。

战斗部在泥土中爆炸，如果爆炸中心在地表面以下一定深度时，爆炸生成产物使土壤介质向四周抛开，形成爆破漏斗坑，通常称为弹坑。根据破坏的程度和特点，弹坑分为破坏区、压缩区和震动区。爆破作用的威力取决于爆炸冲击波、破片和爆炸地震效应三个因素的总效果，而一般以弹坑深度作为评定爆破威力的标准。如果爆炸中心在地表面以下过深时，爆炸就不能将厚土翻开而出现所谓地洞爆炸，或称盲炸。这种爆炸情况其冲击波的破坏作用很小，破片几乎不起作用。但是其地震效果最大，对破坏地下建筑物和工事特别有效。

§ 5—4 聚能破甲战斗部

坦克等一类带装甲（钢板或复合甲板）防护的目标，击毁它们的主要矛盾是要穿透装甲。反坦克导弹不可能利用战斗部的动能来穿透装甲，而是利用战斗部里的炸药爆炸时的聚能效应作用穿透装甲。这种作用是由于炸药爆炸时的聚能效应生成一股具有高速、连续密实特性的金属射流，利用射流的高速特性，冲击装甲产生巨大动压，迫使碰击点装甲向径向流动而形成穿孔。这样一种战斗部我们称为聚能破甲战斗部。

一、组成及其结构

图5-4是聚能破甲战斗部的组成与结构示意图。它由保护帽、防滑帽、风帽、药形罩、炸药、壳体 and 引信等组成。

炸药柱通常做成两节，头一节药柱（主药柱）中间压有锥形空穴，放置紫铜药形罩；后一节药柱（辅助药柱）中间压有圆饼坑，放置塑料隔板。整个药柱装在战斗部的塑料壳体内。壳体的前部拧接锥形风帽，风帽

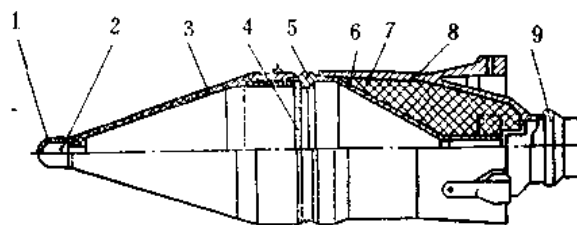


图 5-4 聚能破甲战斗部

1—保护帽；2—防滑帽；2—风帽；4—压电晶体；5—连接螺；
6—药形罩；7—炸药；8—壳体；9—压电引信底部起爆装置

顶端镶接防滑帽和粘接保护帽。防滑帽的作用是防止导弹碰击装甲时被跳飞,以保证引信正常发火和战斗部正常作用。战斗部壳体的后部装有压电引信,引信由装在战斗部壳体与风帽之间的压电晶体块受压后供给电能而发火,引信发火后能将炸药柱引爆。

战斗部的工作过程如下:当导弹命中目标时,战斗部便碰击装甲,风帽上的保护帽被压垮,装甲通过防滑帽和风帽使压电晶体块受压产生电能,此电能传给引信的底部起爆装置使之发火,先将辅助炸药柱引爆,进而将主炸药柱引爆。当爆轰波到达炸药柱锥形空穴处便压挤药形罩而产生一股具有高速、连续密实特性的金属射流,依靠这股金属射流将装甲穿透,并杀伤乘员,毁坏仪表和机件,引燃油箱或引爆弹药。

二、聚能破甲原理

一个炸药药柱当其一端被电雷管引爆之后,药柱爆炸所生成的大量高温、高压气体要向四周扩散,其扩散的方向沿药柱表面的法线方向。如果我们把这样的药柱靠近并对着装甲方向引爆,则炸药的能量仅只有对着装甲这一面很少一部分起作用,其他方面的能量则向各个方向分散而没有起到作用。

如果我们将药柱做成空心装药,例如,像锥形空穴药柱那样,那么,这种药柱爆炸时,它的爆炸气体产物会向空穴表面的法线方向作扩散运动,并且在空穴轴线上相遇而聚集起来,形成一股聚集的高能气流(聚集气流)。这种聚集能量的现象是由于炸药柱有空穴后造成的定向爆炸所致,故称之为聚能效应。聚能气流沿长度方向各处的粗细是不均匀的,把气流的最小截面处称为焦点,焦点至药柱空穴端面的距离称为焦距,在焦点处爆炸产物的密度比一般平面药柱爆炸产物的密度大4~5倍。聚能气流的速度很高,其最大值能到12~15km/s。

如果空心药柱的空穴与装甲保持一定的距离,爆炸生成物可以发生很大的聚集而使能量高度集中。如果空穴直接与装甲接触,爆炸生成物很大一部分来不及聚集,所以聚能效果不好。如果空穴与装甲距离太远,聚集后的气流会向外扩散开来,其速度、密度迅速降低,聚能效果也不好。我们把爆炸产物发生最大聚集的距离称为有利炸高。

我们在空心药柱的空穴处加上一个与空穴内表面紧贴在—起的金属药形罩,则炸药爆炸时的聚集能量就直接作用在药形罩上,罩就以很大的变形速度(1~2.5km/s,变形速度值与炸药性质、药量和药形罩的材料、厚度等有关)向空穴轴线合拢,在轴线上发生冲撞,聚集成高速金属射流。图5-5是电雷管引爆一个带有锥形药形罩的聚能装药,并用X光高速摄影拍摄下来的爆轰及射流形成过程的相图。

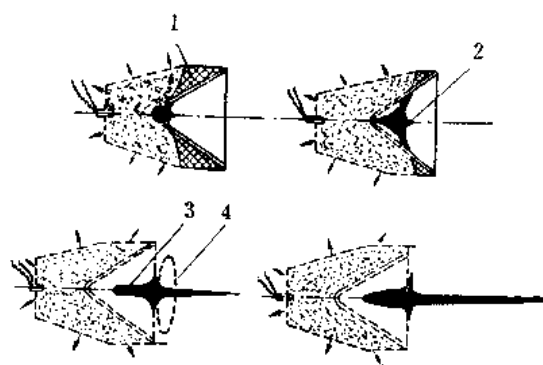


图 5-5 金属射流形成的连续过程
1—炸药稳定爆轰波阵面; 2—金属射流;
3—药体; 4—崩塌图。

聚能效应所产生的金属射流开头部分细小,往后逐渐加粗,射流的直径比无药形罩的空

穴装药的聚集气流直径缩小了4~5倍,一般为几毫米。这种金属射流的密度很大,在不考虑可压缩性时,其最小值应等于药形罩材料的密度,如紫铜罩其材料的密度等于 $8.9\text{g}/\text{cm}^3$,远大于爆炸产物的密度。对这种锥形药形罩来说,射流由罩的内表面少量(20~30%)金属形成,其速度前后不均匀,头部速度高,尾部速度低,头部平均速度达 $6\sim 8\text{km}/\text{s}$,尾部速度约 $2\text{km}/\text{s}$ 。由于存在速度梯度,所以在一定时间内射流是边运动边伸长形成连续状态,射流长度达5~6倍罩的母线长,其数量级为几百毫米。金属射流单位面积上具有能量集中的特点,因而对装甲的穿透作用也就很强。药形罩外表面大量(70~80%)金属还形成低速(数百米每秒)运动的杵体,紧跟在高速射流的后面,杵体不起破甲作用,留在射流破甲孔内。

三、破甲威力及其影响因素

聚能破甲战斗部的主要性能指标是破甲威力,破甲威力可用穿透装甲的深度来衡量。实战要求金属射流破甲后还有后效作用,即穿透装甲的射流,还要具有杀伤乘员,毁坏仪表和机件,引燃油箱或引爆弹药的能力。为了得到很好的后效作用,人们对复合作用的破甲弹进行了研究,这种破甲弹是先靠聚能射流破甲成孔,然后紧接着沿孔送进钢心弹,以加强或弥补射流后效作用的不足。

穿透深度用静破甲深度和动破甲深度表示。静破甲深度即战斗部轴线与装甲靶板法线重合(夹角为零度),且战斗部静止不动时的穿透深度。动破甲深度即战斗部以某一着角命中装甲靶板时的穿透深度。着角是指战斗部轴线与靶板法线所成的夹角,一般规定着角为 65° ,因为 65° 着角既考验了导弹是否跳飞,又考验了引信能否可靠发火。这样,动破甲威力的指标就用穿透深度/ 65° 来表示。

破甲战斗部的破甲威力与下列因素有关:

1. 炸药装药

聚能破甲战斗部应该尽可能采用威力大的炸药,因为炸药威力大,它的单位重量的爆炸能愈多,集中在金属罩上的能量也愈多。这样既有利金属射流的产生,又能增大其有效长度。一般被采用的炸药有:钝化黑索金、黑梯50/50,奥梯75/25,以及以黑索金、奥克托金和太安为主体的炸药。

2. 隔板

隔板的作用主要是改变爆轰波传播方向,加强对药形罩的压力,增大聚能射流的速度梯度,从而达到提高破甲威力的目的。实践证明,隔板只要尺寸设计恰当,在炸药柱中位置合适,能提高破甲威力达15~20%左右。

3. 药形罩

罩的几何形状有圆锥形、半球形、喇叭形以及其他形状。反坦克导弹战斗部用紫铜材料制成的圆锥形罩;大型反舰导弹用低碳钢材料制成的半球形罩。实践证明紫铜材料具有塑性好(延伸率 $\geq 30\%$),比重大($8.9\text{g}/\text{cm}^3$),熔点高(1083°C)的优点,此外,紫铜还具有一定的抗拉强度($\geq 200\text{N}/\text{mm}^2$)。紫铜由于熔点高,在挤压过程中不易气化,所以是较好的材料。生铁材料破甲效应最好,但其铸造工艺性差,不易保证质量,因而未能实际应用。

现以锥形罩为例来说明它的尺寸参数对破甲效果的影响。罩底端口部内径 d_k 愈大, 破甲深度愈深。但是底端口部内径受战斗部直径所限制, 而战斗部直径又受导弹尺寸制约。锥顶角 $2\alpha_z$ (α_z 为罩的锥半顶角) 要选择得适当, 当锥顶角很大时, 形成射流的时间长, 质量大, 形状短而粗, 速度低, 后期会产生射流倒流现象, 显然, 不能获得深的穿透效果; 当锥顶角很小时, 形成射流的时间短, 质量小, 形状细而长, 速度高, 不易稳定, 射流受空气阻力影响产生径向分离, 使射流密度下降, 因而穿透效果也不会深。根据实验证明, 锥顶角小于 20° 时, 几乎不能形成射流; 锥顶角为 30° 至 90° 时, 只要适当选取炸高, 都会有相应的破甲能力。考虑到破甲威力大, 性能稳定, 结构紧凑和工艺性等因素, 带隔板的炸药装药, 其锥顶角取为 $50^\circ \sim 70^\circ$ 范围。现在旋转的反坦克导弹锥顶角一般为 60° 左右。穿透装甲的深度和孔径大小, 主要取决于射流的长度和直径。药形罩的厚薄对射流的形成和拉伸影响很大。罩壁厚度是罩重的重要因素, 为了获得好的破甲效果, 在确定罩壁厚度时, 应确保聚能射流碰靶动压最大。目前中、小弹径破甲战斗部, 罩壁厚在 $1 \sim 3\text{mm}$ 范围内。等壁厚药形罩, 在底端处抗力最小, 因此, 底端处最先被压缩, 并使金属流至少有一部分有被包围的可能性, 这对射流延伸有妨碍, 影响破甲威力。当采用变壁厚罩时, 从锥顶到底端逐渐加厚, 可使其压垮时均匀收缩, 这样既可增加炸药装药的利用率, 提高射流速度梯度, 在短时间内把射流引伸至极限长度, 又可防止部分有效射流被包围的可能性。所以变壁厚罩比等壁厚罩效果好。变壁厚的程度用壁厚变化率来表示, 即药型罩单位长度上的厚薄差。

4. 爆炸高度

前面已经谈过空心药柱爆炸聚能效应的有利炸高问题, 对带药形罩的情况也同样存在有利炸高问题。这种破甲战斗部的有利炸高依靠风帽的长度来保证。那么, 怎样来确定风帽的长度呢? 通常我们可以通过试验或经验确定出静炸高, 静炸高是指带药形罩的空心药柱空穴端面至试验靶板间的距离, 破甲深度最深的静炸高为有利静炸高。从长期试验中得知, 静炸高与罩的锥顶角 $2\alpha_z$ 、罩底端口部内径 d_k 、炸药爆速 D_0 及射流破甲的临界速度 (或称极限速度) v_{lx} 有关。

有利静炸高有如下经验计算公式

$$h_{jz} = K_1 K_2 K_3 d_k (\text{mm}) \quad (5-1)$$

式中 K_1 ——与 $2\alpha_z$ 有关的系数, 查表5-5;

K_2 ①——与 D_0 有关的系数, 查表5-6;

表 5-5

$2\alpha_z$	40°	50°	60°	70°
K_1	1.9	2.05	2.15	2.2

表 5-6

$D_0 (\text{cm/s})$	7.5	7.6	7.7	7.8	7.9	8.0	8.1	8.2	8.3	8.4	8.5	8.6	8.7	8.8
K_2	0.82	0.84	0.86	0.88	0.90	0.93	0.95	0.98	1.0	1.02	1.05	1.08	1.10	1.13

K_3 ——与 v_{lx} 有关的系数。极限速度的意义是金属射流低于此速度就无穿透钢甲的能力

① $K_2 = \left(\frac{D_0}{8300} \right)^2$, 如果选用炸药爆速 $D_0 = 8300\text{m/s}$, 则 $K_2 = 1$, 对于其他爆速的炸药, K_2 可从表 5-6

中查得。

力,它与靶板材料有关,对装甲钢, $v_{jx}=2.1\text{km/s}$; 对45号碳钢, $v_{jy}=$

$$1.9\text{km/s}。K_3=\frac{2100}{v_{jx}}, \text{对装甲钢}, K_3=1, \text{对45号碳钢}, K_3=1.15。$$

这样,便可由(5-1)式计算出有利静炸高 h_{jz} 。

但是,战斗部碰击装甲时是动态情况,因此,还要求出有利动炸高 h_{dz} 。实际上风帽碰击装甲会有变形,因此在求有利动炸高时要考虑这个变形量。所以

$$h_{dz}=h_{jz}+\Delta h=h_{jz}+v_s t_B \times 10^{-3} \quad (5-2)$$

式中 h_{dz} ——动炸高,即风帽的设计长度(mm);

h_{jz} ——有利静炸高(mm);

Δh ——风帽碰靶时的变形量(mm);

v_s ——弹着靶时的速度(m/s);

t_B ——传爆系列工作时间(μs)。

破甲战斗部对引信的作用时间要求极短,以保证瞬时引爆空心药柱生成金属射流。否则,引信作用时间过长,风帽会遭到破坏,无法保证有利炸高。所以,压电引信作用时间均为几十微秒。

§ 5—5 杀伤战斗部

杀伤有生力量(人、畜)和破坏各种器物与装备,主要依靠炸药爆炸时产生爆轰波压力和高速飞散的金属破片的冲击作用,犹如子弹杀伤和破坏目标的情况一样。这样的战斗部称为杀伤战斗部。这种战斗部除了杀伤和破坏地面目标外,还可杀伤和破坏空中的飞机和飞航式导弹。

一、组成及其结构

早期杀伤战斗部与爆破战斗部很相似,只是为了获得较多的破片而把金属外壳的壁加厚。

导弹命中目标或飞达目标附近,引信起作用将炸药引爆,炸药爆炸后使金属壳体破裂形成高速(0.5~1.5km/s)飞散的破片去杀伤和破坏目标。由于整体壳体破裂所形成的破片形状,数量和大小很不一致,有效杀伤破片数量较少,杀伤效果不好,因此在导弹上很少应用。这种破片无法控制的战斗部称为无控式结构杀伤战斗部。为了能使战斗部获得较多的有效杀伤破片,就应对破片进行控制,于是出现了可控破片的杀伤战斗部,称为可控式结构杀伤战斗部,导弹上大量应用的就是这样的杀伤战斗部。由于采取控制破片的方式不同,其结构形式也各不相同,有以下几种:

(一) 半预制破片式杀伤战斗部

1. 壳体刻槽式杀伤战斗部

它是应用应力集中和剪应力原理，在战斗部壳体内壁或者外壁刻上许多斜向交错的沟槽，当炸药爆炸时由于刻槽处比较薄弱，自然就沿刻槽处破裂成有规则的合乎需要的破片。破片的大小、形状和数量由预制沟槽的多少和位置来控制。实践和理论证明，菱形槽的效果优于方格槽。为了保证在炸药爆炸作用下沿槽破裂，一般让槽深为壁厚的 $1/3$ 。图 5-6 所示为一种地对空导弹内壁刻槽的杀伤战斗部，炸药爆炸后可获得数千块破片。

2. 装药表面刻槽式杀伤战斗部

它是在炸药装药表面刻许多凹槽，当炸药爆炸时，在凹槽处产生聚能效应作用，将壳体切割成预计的破片。采用这种结构能很好地控制破片的形状和尺寸，没有连片的现象。

图 5-7 所示是用在空对空导弹上这种结构形式的战斗部。它是在紧贴壳体壁放置一个压制有很多“U”形聚能槽的塑料罩，当浇铸炸药后，就在炸药表面形成了相应的“U”形聚能槽。炸药是混合炸药，由梯恩梯 40%，黑索金 40%，铝粉 20%，外加石蜡 5% 等成分组成。

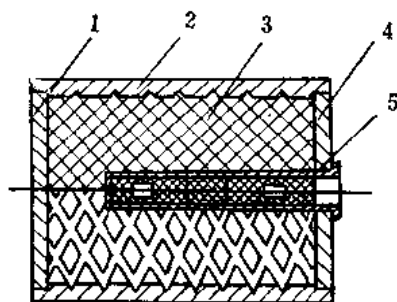


图 5-6 壳体刻槽的预制破片杀伤战斗部
1—底；2—内壁刻槽壳体；3—梯/黑混合炸药；
4—盖；5—传爆管和药柱。

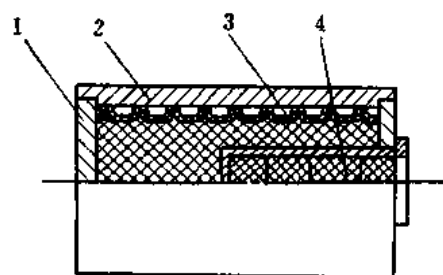


图 5-7 “U”型聚能槽式杀伤战斗部
1—炸药；2—壳体；3—带聚能槽的塑料罩；
4—传爆药柱。

3. 圆环叠加点焊式杀伤战斗部

它是用许多圆环叠加点焊组成壳体，每个圆环之间由三个焊点焊接起来，焊点彼此错开排成螺旋线，这样可使破片均匀分布。由于圆环的宽度相同，而圆环拉断也较一致，因此破片的一致性较好。图 5-8 所示是空对空导弹上用的此种结构形式的杀伤战斗部。它由 52 个圆环重叠两层点焊组成壳体，外形呈腰鼓形。战斗部由中间起爆，大约生成 2600 个破片，每个破片重 6g 左右，能穿透 4 毫米厚的钢板，破片的静止飞散角 50° 左右，杀伤半径 25~30m。

（二）预制破片式杀伤战斗部

它是把事先制造好的破片和炸药装填在战

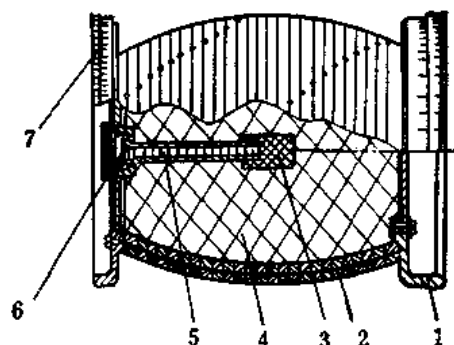


图 5-8 圆环叠加点焊式杀伤战斗部
1—后法蓝盘；2—壳体（52个圆环）；3—传爆药柱；
4—炸药；5—传爆管；6—垫片；7—前法蓝盘。

斗部的薄壳空腔里。根据所要求的破片数和飞散要求,破片分成一层、两层或多层形式,用树脂粘结起来。预制破片形状有圆柱形、半圆柱形、方形和球形。预制破片形状选择要考虑破片的弹道性能要好;易于加工;内腔装填得多,破片间的间隙小而且便于连接。多层结构中采用方形的多,一层结构中采用方形、球形、圆柱形或半圆柱形皆有。预制破片的飞散初速比整体式或半预制破片式的破片飞散初速要低15~30%(在装填系数相同情况下)。上图5-9是一种六方形预制破片式杀伤战斗部。

(三) 连续杆式杀伤战斗部

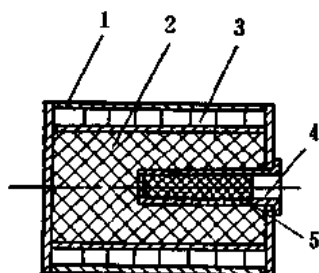


图 5-9 六方形预制破片式杀伤战斗部

1—壳体; 2—炸药; 3—预制破片;
4—安装引信的空腔; 5—传爆管和药柱。

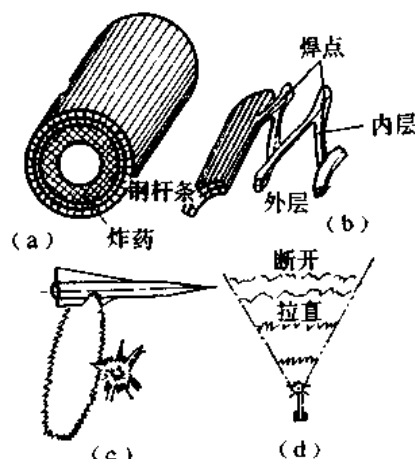


图 5-10 连续杆式杀伤战斗部

(a) 结构示意图; (b) 钢杆条连接方式;
(c) 杀伤情况; (d) 钢杆条扩张过程。

它是利用双层方形钢杆条沿两端部交错焊接起来,并收拢而形成战斗部的圆筒外壳的一种结构形式。当炸药爆炸时,在爆炸生成物的作用下,壳体沿四周扩张形成一个轮形的环,如图5-10所示。当扩张到最大直径之后,若继续拉长便被断裂成一根根的钢杆条。因为杆条的初速较高(如法国“马特拉”空对空导弹战斗部为1.2km/s),再加上导弹与飞机的相对速度,当它碰到目标时,无论是连续杆条还是断裂后的杆条,就好似一把钢刀一样能把飞机的机身、机翼切割下来。这样一种效应由于是“剪切效应”,故这种战斗部又称为“切割式”战斗部。

为具体了解这种战斗部的结构,介绍一下美国“麻雀”Ⅱa的战斗部。它的外壳圆筒由0.6mm厚的10号钢板卷制对焊而成,内壳由 $4.8 \times 4.8 \times 258\text{mm}$ 的钢杆条226根组成。内壳又分内外层而各层有钢杆条113根,内层的钢杆条顺轴排列,外层的钢杆条与轴倾斜一个角度,外层钢杆条首尾两端与内层钢杆条首尾两端左旋相错一根,依次排列成两层滚焊而成,从而构成铰链式连接,以便在爆炸载荷作用下能扩张成环状。钢杆条为25号钢,这些钢杆条相当于破片战斗部的壳体并构成炸药容器,爆炸后能形成连续杆条。炸药装药采用由底部注装,成分由梯恩梯、黑索金、铝粉和地蜡等组成。装药密度 $1.7 \sim 1.74\text{g/cm}^3$,重量6.58kg。战斗部全重29.94kg,杆条张开初始速度 $1.5 \sim 1.6\text{km/s}$,有效杀伤半径12~15m,连续杆式战斗部适用于装在制导精度较高的导弹上,能有效地摧毁飞机。

(四) 多聚能式杀伤战斗部

它是由几十个带药形罩的聚能装药元素,环绕着壳体圆周方向和轴线方向分布,聚能装

药沿轴向依次倾斜一个角度 φ_0 ，如图 5-11 所示。这样可以使金属射流在空间构成一个螺旋状的威力网，均匀地布满整个空间，提高杀伤效率。每一个装药元素实质上是一个小聚能破甲弹。如此众多的装药元素爆炸后生成金属射流断裂后形成很多不连续的高速金属质点，它们也可以穿透装甲并引燃目标内的易燃物；如果击中飞机蒙皮，可冲击出许多蒙皮碎片，能破坏飞机上的电缆和油管。

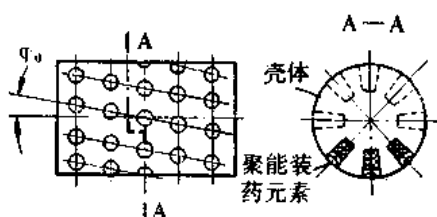


图 5-11 多聚能式杀伤战斗部中装药元素示意图

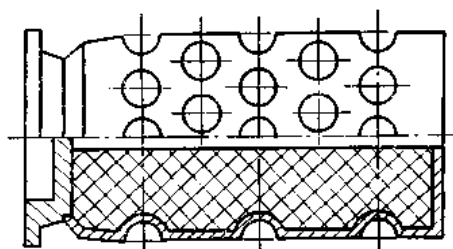


图 5-12 “罗蓝特”导弹战斗部结构示意图

图 5-12 所示是“罗蓝特”导弹战斗部的结构示意图。带球缺①药形罩的装药元素沿壳体轴向有五排，每排有 12 个，均匀地交错放置。药形罩直径为 35~40mm，装药元素爆炸后每个药形罩能形成 50~60 多个金属质点，整个战斗部能形成 3000~4000 个金属质点，速度为 3~4km/s，其作用场似菊花状，成辐射分布。

多聚能式战斗部虽然有很高的杀伤效率，但是，对运动目标，射流形成的金属质点冲击不能集中在同一部位上。

（五）综合作用战斗部

攻击超低空入侵的轰炸机、强击机、直升飞机，要用小型超低空地空导弹。由于这类导弹尺寸小、重量轻，因而战斗部的重量就很小，一般只有一公斤左右。为了要杀伤和破坏目标，除了要求导弹直接命中目标外，还必须采用具有杀伤、爆破和聚能等综合作用的战斗部，充分发挥炸药的能量，提高对目标的杀伤和破坏效率。

图 5-13 所示为一种具有杀伤、爆破和聚能综合作用的战斗部。

反舰导弹攻击水面舰艇，用半穿甲破片战斗部，如图 5-14 所示的鸬鹚战斗部，重 160 kg，炸药成分为黑梯 50/50，药重 55kg。它也是一种综合作用战斗部，具有穿甲、聚能、杀伤等综合作用。这种战斗部前端有较厚的锥形钢质尖头，依靠导弹的动能可以穿透 12mm 厚的钢板，战斗部穿透钢板后并不损坏，待战斗部穿入舰舱内 3~4m 后（靠引信延期 14μs），炸药爆炸，此时沿圆周分布的 16 个聚能罩便形成射弹，射弹具有 3km/s 左右的速度，可以击穿多层钢板，静破甲试验结果可以击穿间距分别为 2m 的 7 层 6mm 厚的钢板，由此可见其威力是很大的。

二、杀伤破坏作用及其影响因素

以杀伤破坏飞机为例来说明。

① 球缺是不足半球的意思。

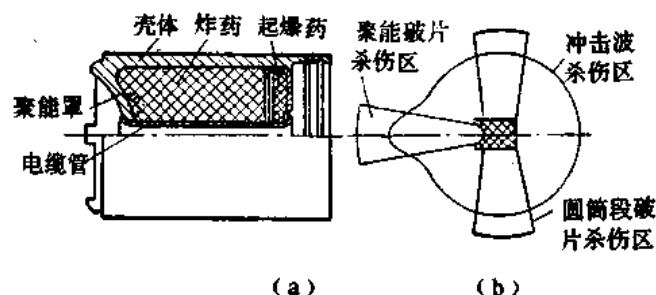


图 5-13 具有杀伤爆破和聚能综合作用的战斗部
(a) 结构图；(b) 杀伤范围示意图。

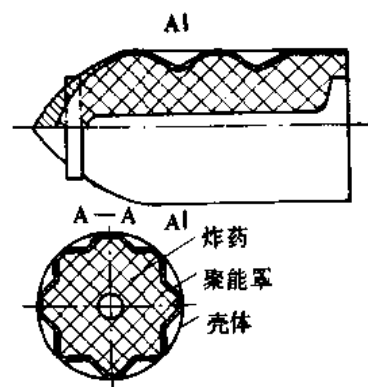


图 5-14 半穿甲破片战斗部

破片杀伤战斗部对飞机的杀伤破坏主要靠杀伤破片群。杀伤破片群是由一定数量 N 并且在空间某一区域内有一定密度 ν 的破片所组成。当具有一定重量 q 和动能 E 的破片命中飞机时,根据飞机的不同部位产生击穿、引燃和引爆等三种不同的破坏作用。由于高空的空气密度很小,当飞行高度在16km以上,击穿作用是最主要的,引燃作用大大减弱;在16km以下,击穿作用和引燃作用都是主要的。

破片杀伤战斗部的杀伤破坏作用效果取决于战斗部本身的破片性能,如破片数量、重量、初速、分布情况。还取决于目标的性能,如飞行速度、尺寸和防护能力。

为了有效地杀伤破坏飞机,战斗部必须满足以下要求:

1. 在威力半径 R_{wi} 处,破片应具有能破坏飞机各种部件的打击动能 E_{im} (J)或比动能 e_{im} (J/m²);
2. 在整个杀伤破坏作用区内应具有一定的破片密度 ν (块/m²);
3. 绝大多数的破片集中在某一区域内。通常把90%破片区域所包含的角度称为破片飞散角 Ω (见图5-16)。

要杀伤破坏飞机,就要击穿飞机,因此破片必须具有一定的打击动能 E_{im} 。击穿飞机的打击动能 $E_{im}=2\sim 3.5\text{kJ}$;比动能 $e_{im}=5\text{MJ/m}^2$ 。

由打击动能或比动能可以求出对破片重量 q 和破片初速 v_0 的要求,由于

$$E_{im} = \frac{q}{2g} v_{im}^2 \quad (5-3)$$

式中 v_{im} ——破片打击飞机的速度(m/s)。

而破片打击飞机的速度为

$$v_{im} = v_R + v_1 \quad (5-4)$$

式中 v_R ——破片飞到杀伤半径处的存速(m/s);

v_1 ——目标的飞行速度(m/s)。

而

$$v_R = v_0' e^{-ax} \quad (5-5)$$

式中 v_0' ——战斗部运动状态爆炸时破片的初速(m/s);

a ——破片的衰减系数(m^{-1});

x ——破片飞行的距离(m)。

衰减系数 a 的物理意义: 它代表破片在飞行过程中保存速度的能力, a 值愈小, 则说明破片保存速度的能力愈好。 a 值与破片的形状有很大关系, 破片形状有球形、立方形、菱形、六角形、圆柱形、长方形和平行四边形等, 当然以球形迎风面积最小, 其次是立方形, 它们在飞行过程中保存速度的能力强。

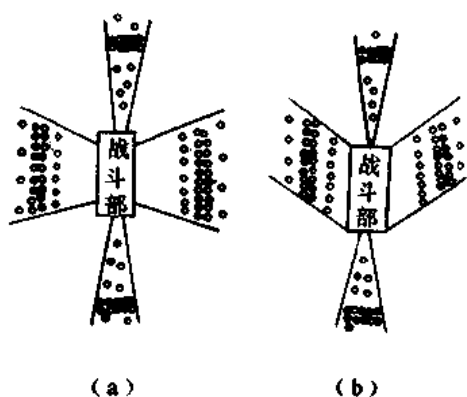


图 5-15 破片飞散情况

(a) 静态爆炸; (b) 动态爆炸。

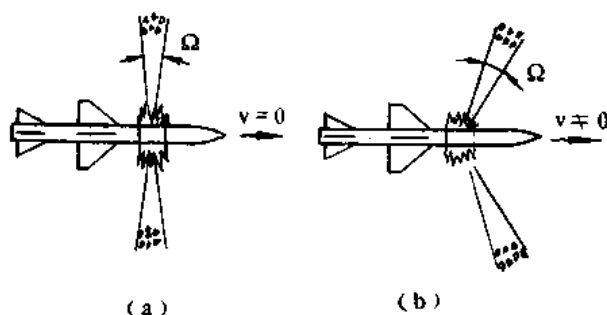


图 5-16 破片飞散角 Ω

(a) 导弹静止时; (b) 导弹运动时。

(5-5)式中的 v_0' 可由下面的公式得出

$$v_0' = v_0 + v \quad (5-6)$$

式中 v_0 ——战斗部静止状态爆炸时破片的初速(m/s);

v ——导弹的飞行速度(m/s)。

由公式(5-3)、(5-4)、(5-5)和(5-6)可以确定破片重量 q 、破片速度 v 和破片衰减系数 a 。从上面分析可知, 对破片打击动能的要求实际上是对破片参数 q 、 v_0 和 a 的要求。

要杀伤破坏飞机, 则要求在杀伤破坏作用区内具有一定的破片密度 ν 。因为破片在杀伤破坏作用区内分布是不连续的, 如果破片数目很少, 则落到飞机上的破片数目就更少, 甚至可能没有破片命中飞机。

破片密度 ν 是指单位面积(m^2)内的破片数目。 ν 值大, 则破片击中飞机的概率高, 当然, 击毁飞机的概率也高。但 ν 值大, 则要求战斗部的破片数目 N 多, 战斗部的重量就大了。

破片密度可以由实验求出, 因为

$$\nu = \frac{N}{S} \quad (5-7)$$

式中 S ——破片飞散角 Ω 相对应的环形带面积 (m^2), $S = 2\pi R \frac{R\Omega}{57.3}$;

N ——位于飞散角 Ω 内有效破片数 (块)。

战斗部静态爆炸和动态爆炸, 其飞散角所处的位置和大小是不同的。静止状态爆炸, 大约有 80~90% 的破片沿侧面方向飞散, 约有少数的破片沿前后方向飞散, 如图 5-15(a) 所示。运动状态爆炸, 由于导弹飞行速度和破片飞散速度的迭加, 因而使侧面飞散的破片锥发生了向前倾斜, 如图 5-15(b) 所示。但实际情况战斗部置于导弹中间部位, 破片只沿侧面飞散, 其破片飞散角 Ω 如图 5-16 所示。

破片杀伤战斗部为了满足破片密度要求, 同时不致于使战斗部重量过重而影响导弹的性能, 因此在结构设计上设法使破片群集中在某一区域, 即破片飞散角内。关于破片飞散角的大小和它的确定要根据导弹和目标性能, 攻击方式、引信性能等因素而定。所以, 对破片密度的要求, 实际上是在满足飞散角 Ω 情况下对破片数 N 的要求。

所以破片杀伤战斗部的杀伤破坏作用, 表示其威力的参数主要有: 破片初速 v_0 、破片重量 q 、破片衰减系数 a 、破片飞散角 Ω 、破片密度 ν 和破片数目 N 等。

破片杀伤战斗部的破片初速、重量、飞散角等列于下表 5-7。表中战斗部所用的炸药装药绝大多数是以黑索金或奥克托金为主体的含铝粉的混合炸药。

破片杀伤战斗部威力参数

表 5-7

战斗部类型	战斗部重量(kg)	破片重量(g)	破片初速(km/s)	破片飞散角(°)
地空导弹战斗部	$\begin{matrix} >100 \\ >11 \end{matrix}$	$\begin{matrix} 9\sim20 \\ 2\sim3 \end{matrix}$	$\begin{matrix} 3\sim3.6 \\ 1.8\sim2.5 \end{matrix}$	10~40
空空导弹战斗部	>11	2~3	1.8~2.3	10~16
超低空地空导弹战斗部	1.5~3.0	2~2.5	1.3~1.8	9~14

§5-6 核战斗部

利用铀、钚、氘、氚等物质的原子核发生核反应而瞬时释放核能的战斗部称为核战斗部, 又称为核弹头。由于原子核发生核反应的形式不同, 可分为原子弹头、氢弹头和中子弹头。

一、原子弹头

利用重核裂变释放核能毁坏目标和杀伤有生力量的是原子弹头。重核裂变是重元素的原子核分裂成较轻元素的原子核的过程。如果用一个中子去轰击铀、钚等原子核, 该核便分裂成两个中等的核 (常称核裂“碎片”), 同时产生 2~3 个中子并放出能量。核分裂所产生的中子又去轰击其它核而引起新的分裂, 新的核分裂又产生新的中子, 新的中子又引起新的核

分裂。如此继续下去，形成链式反应，于是核分裂的数量就急剧增加。我们可以形象地把这种反应画成如图 5-17 所示的图形。

由于链式反应的速度极快，只在百万分之几秒内完成，因而重核裂变是一种猛烈的爆炸。1kg 铀 235 所放出的能量相当于 20kt 梯恩梯炸药爆炸时所放出的能量，所以原子弹头爆炸的威力是很大的。原子弹头的威力通常用梯恩梯当量来表示，目前可达几十吨到几十万吨级梯恩梯当量。

原子弹头的组成及其结构示意图于图 5-18。

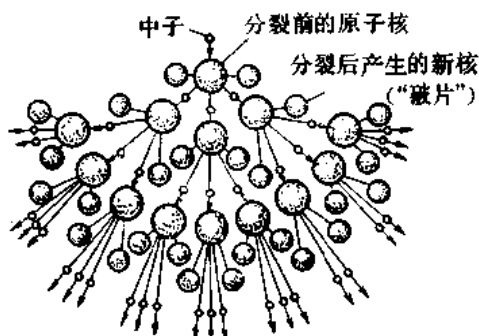


图 5-17 重核裂变链式反应

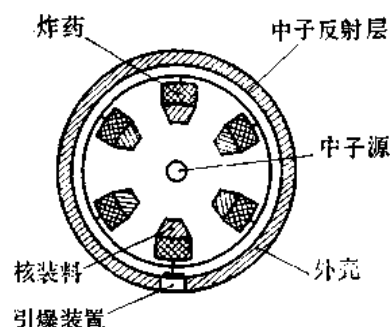


图 5-18 内爆式原子弹头组成及其结构示意图

用作裂变核材料的同位素主要有铀 233 、铀 235 、钚 239 等。将它们做成小块，每块的质量均小于临界质量。这里所说的核块临界质量是指引起核裂变链式反应的极限质量。当核块质量小于临界质量时，核裂变时其中子产生率小于中子损失（失去轰击原子核机会）率，于是中子的数目就愈来愈少，链式反应不能持续下去；当核块质量大于临界质量，核裂变时其中子产生率大于中子损失率，于是中子的数目就愈来愈多，链式反应能持续下去，最终出现核爆炸。

要使原子弹头爆炸，先得用引爆装置使炸药爆炸，将核块压到一起，这时核块的质量就大于临界质量，当它受到中子的轰击后便引起链式反应。轰击原子核的中子来源于中子源，它是一个装有镭或钋的外表面涂有铍粉的密封玻璃容器。镭或钋的原子核不断进行衰变放出 α 粒子，但由于 α 粒子的穿透能力很弱，被玻璃挡住。当炸药爆炸时玻璃容器被破碎，此时， α 粒子就很快地与铍核作用而产生大量中子。中子反射层由石墨或铍制成，它的作用是把飞散的中子大部分反射回去继续参加链式反应，以便减小核块临界质量的数值，使原子弹头小型化。外壳用很厚的耐热合金制成，可以防止爆炸时核材料过早地飞散而损失威力，同时外壳也能反射中子。

二、氢弹头

利用轻核聚变释放核能杀伤和破坏目标的是氢弹头。轻核聚变是指轻元素的原子核聚合成较重元素的原子核的过程。例如，氢有三个同位素，即氢、重氢（氘）和超重氢（氚）。氘、氚等轻原子核在数千万度超高温条件下，能聚合成较重的氦原子核并放出能量。由于聚

变反应是在超高温条件下发生，所以人们常称它为热核反应。聚变反应单位质量放出的能量要比裂变反应放出的能量大3~4倍，因此，氢弹头比原子弹头的威力大，目前氢弹头的威力可达几十万吨到几千万吨梯恩梯当量。

氢弹头的组成及其结构示意图于图5-19。氢弹头的聚变核材料一般采用氘化锂⁶，而不直接用氘和氚，因为氘和氚在常温下都是气体，使用很不方便，制取也比较困难。氘化锂⁶是固体，它的密度比氘和氚大得多，显然从使用上和体积上来说都有优越性。氘化锂⁶在高温下很快分解成氘和锂⁶，而锂⁶又在中子作用下生成氚，氚在聚变条件下与氘聚合成氦。

为了造成两个轻核聚合成一个重核的超高温条件，到目前为止，只有用原子弹爆炸才能得到。因此，所有的氢弹里都装有一个小型原子弹，并以它作为氢弹的起爆装置。从图5-19可以看出，氢弹头实际上就是原子弹头加聚变核材料。

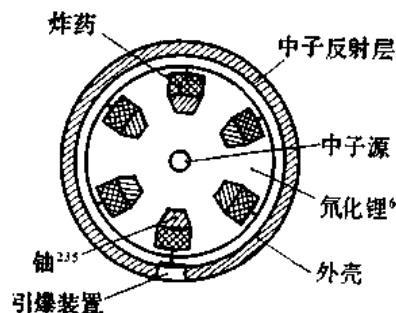


图 5-19 氢弹头组成及其结构示意图

核弹头爆炸时产生冲击波起破坏作用，产生光辐射起燃烧作用，产生贯穿辐射和放射性沾染起杀伤作用。所以它具有综合性的杀伤和破坏作用。前三种破坏能量只在短时间里起作用，最后一种能量则在较长时间内起作用。

冲击波是核爆炸的主要破坏因素，它约占核弹头释放总能量的50%。核爆炸的冲击波的性质与炸药爆炸的冲击波相同，只是强烈程度更大。其反应区的压力可达二十亿个兆帕，以后形成的火球之压力也有几十万个兆帕。

光辐射是由核爆炸所形成的超高温而造成的，这是因为爆炸中心的温度可达数千万度，火球表面温度也有上万度。它约占总能量的35%。光辐射是通过烧灼和火灾来杀伤和破坏的，其作用时间很短（只有2~3s）如果有屏障防护就很有效，除距爆炸中心太近外，通常只对物体的表面层有破坏。

贯穿辐射是一种看不见也感觉不到的放射线，它约占总能量的5%。其中主要是γ射线和中子流。它们在空气中能传播很远，并且贯穿能力很强，但其强度随距离增大而减弱，并且在穿透物体时迅速减弱。穿透人体的情况与X射线相似，强大时能破坏细胞，引起射线病。γ射线的作用时间为几秒到十几秒，中子流的作用时间只有十分之几秒。有较厚的屏蔽物可以防护贯穿辐射。

放射性沾染来源于核爆炸后所形成的各种放射性物质，它约占总能量的10%。它们是未经反应的核装料，核裂“碎片”以及爆炸地区的各种物质如土壤、水、空气、建筑物及其它材料的原子在吸收中子以后所产生的放射性同位素。它们放出的各种射线，对人体有杀伤作用。放射性沾染持续的时间可达数小时甚至几天。

核爆炸瞬间还产生强大的电磁辐射，称为核电磁脉冲，它的作用时间虽然很短，只几十微秒，但电场强度很高，频谱很宽，作用范围很大，对电气、电子设备等能产生干扰和破坏。

三、中子弹头

中子弹头也是一种利用聚变反应的热核武器，而且是一种纯聚变反应的热核武器，即所

谓“乾淨”的小型氢弹头。由于没有裂变核材料，所以不存在放射性沾染。纯聚变的能量，约有 80% 以高能中子的形式释放出来，因而光辐射和冲击波就很弱了。中子弹爆炸后，它所产生的光辐射和冲击波，仅有普通核爆炸的 1/10。中子弹的主要杀伤因素是爆炸后放射出来的大量高速中子，在一定范围内形成一片浓密的中子雨。中子进入人体后，会引起人体内的氢、碳、氮的原子起某种核反应，使细胞组织受到破坏。特别是中枢神经系统受到中子辐射的破坏后，会发生痉挛和间歇昏迷，严重的在几天内甚至几小时内就死亡。中子辐射能力很强，能穿透建筑物、地堡以至装甲。在中子剂量较大时，它对各种电子仪器、光学玻璃、卫生药品等也有一定的破坏作用。中子的作用时间很短，在中子弹袭击的地区，几小时后军队就可进入。因此，中子弹头一般用于战术导弹，尤其用来对付大规模集结的军队和坦克群最为有效。

中子弹的威力一般在 3kt 梯恩梯当量以下。

爆炸一颗千吨级中子弹头，它的光辐射和冲击波在半径 200m 左右范围以外不会对目标造成什么破坏，但它的中子雨则可穿透防护并在 800m 范围内杀伤人员。

核战斗部目前不仅装载于战略地对地和空对地导弹上，用以摧毁战略目标；而且还装载于战术导弹上，用以摧毁地面大面积战术目标，对付机群和拦截原子轰炸机。

现代战争要求不断改进现有武器装备和研制新的武器装备，这就导致旧目标的革新和新目标的出现。因此，直接摧毁目标的战斗部也就必然要向前发展。

对付空中飞机，研究发展定向破片战斗部以及具有杀伤、爆破和聚能综合作用的战斗部；此外，还研制新的预制破片，即应用铝合金和稀土合金破片，可以提高点燃航空油料能力和着火能力，大大增大了对目标的杀伤破坏效果。

对付海上舰艇或地面目标，研究发展“燃料空气爆炸”战斗部。易挥发的液态烃，在大气压力下形成汽化云雾和空气混合物（称为爆炸云），它呈糕饼状笼罩在目标区域内，引爆后便形成爆轰波（冲击波）而摧毁目标，由于汽化云雾是面爆炸，所以具有大的杀伤范围。研制半穿甲破片战斗部或半穿甲聚能战斗部能充分发挥炸药的能量而且破坏威力大。

对付坦克目标，研究发展复合破甲作用战斗部以对付坦克的复合装甲和屏蔽装甲或提高破甲后效作用。

对付洲际导弹与航天武器，目前除采用爆炸核弹头外，尚研究发展这样几种破坏目标的方法：（1）利用速度大于 3km/s 的高速粒子来摧毁导弹弹头。它是利用战斗部装载数量很多的粒子，在大气层外高空形成“粒子幕”，在粒子的侵彻下严重损伤弹头外壳，破坏弹头内的设备；（2）利用射线作为能源来摧毁导弹弹头与航天武器。它是一种光谱弹头，能辐射强脉冲 X 射线，X 射线透入目标内部转变为热能使导线熔化，机件失灵。如果发射出十分强的射线流，则弹头的防热层可能很快地气化；（3）利用激光来摧毁导弹弹头与航天武器。激光是一种高度集中的、有组织的光粒子束，高强度激光束打到目标上，能量被吸收，产生热效应、冲击效应、辐射效应来破坏目标；（4）利用粒子束来摧毁导弹弹头与航天武器。这主要是通过巨型加速器将粒子集流加速发射出去破坏目标。

§ 5—7 引 信

一、导弹所选用的引信类型

由于导弹的类型不同，所配置的引信类型也不相同。为了便于说明问题，我们把导弹分成两类。一类是对付空中目标的导弹，另一类是对付地上（包括地上和地下、水上和水下）目标的导弹。下面按对空导弹和对地（海）导弹这两大类型分别介绍所选用的引信类型。

（一）对空导弹引信的类型

空中目标主要是飞机和导弹，其特点是机动性好而形体小。对空导弹一般使用杀伤战斗部，配用非触发式引信，即当导弹被导引至目标附近，目标处于战斗部杀伤半径范围内时，引信引爆战斗部，依靠破片杀伤目标。由于空中目标一般都能反射电磁波和辐射红外线，因而可以选用无线电非触发式引信或者红外线非触发式引信。有些对空导弹也用触发式引信，只是作为一种辅助装置，以增加引信的可靠作用。

（二）对地（海）导弹引信的类型

根据地（海）面上目标特性不同，对地（海）导弹分别使用爆破战斗部、聚能破甲战斗部及核战斗部等。爆破战斗部一般采用触发式引信，聚能破甲战斗部一般采用触发式压电引信，核战斗部采用特殊引信。对地导弹的大型爆破战斗部通常采用触发式电容器引信，这主要是因为导弹的过载系数较小的情况下，它比较容易解决平时安全与发射后可靠解除保险这个矛盾。多个电容器引信可以通过电气线路组成一个有机的整体，互相联动，能较好满足大型爆破战斗部在起爆问题上的特殊要求。

下面以触发式引信和非触发式引信两大类进行介绍。

二、触发式引信

触发式引信是指使用时，当导弹触及目标后引信才发火，使战斗部瞬时或延期起爆，以完成对目标的摧毁作用。引信发火是由火工品来实现的。火工品是引信的重要组成部分，它在引信中起三种作用：1. 作引信传爆系列的元件，如火帽、雷管、传爆药等；2. 作引信中的时间控制元件，如延期药（控制引信钻入目标一定深度才发火），火药保险（控制导弹飞离发射装置一定距离之后才解除保险）以及时间药盘等；3. 作引信机构工作的能源，如电点火管，火药推进器等，用它产生的火药气体推动引信机构的动作。可见，火工品性能的好坏直接影响着引信的性能，火工品性能的完善不仅可以提高引信的性能，而且有时还可以简化引信结构。

下面简单介绍一下触发式压电引信。聚能破甲战斗部上用的触发引信有机械引信和压电引信。机械引信由于机械零件动作延迟性大，因而瞬发度不高，这对聚能破甲十分不利。所以现代反坦克导弹上的聚能破甲战斗部都用压电引信，这种引信从战斗部着靶到引信发火的时间只几十微秒，说明引信的瞬发度很高。

前面图 5—4 所示的聚能破甲战斗部所采用的就是压电引信。它由头部压电部件和底部

起爆装置组成。压电部件由带压电晶体的风帽和连接螺组件组成，压电晶体块放在风帽底部的槽中，晶体的下端座在连接螺上。晶体的上端为负极，通过药形罩连接到底部起爆装置内的电雷管的外壳（即电雷管的负极）上；晶体的下端为正极，通过连接螺、壳体的内壁金属涂层连接到电雷管的芯杆（电雷管的正极）上。其作用原理示意图见图 5-20。

平时状态短路开关和导电开关处于图示的实线位置，压电晶体被短路，电雷管也被短路，引信处于安全保险状态，这就是勤务处理时的安全保险。

导弹发射后，短路开关滑开到虚线位置，导电开关向另一端接通，即接到虚线位置。此时，压电晶体和电雷管的短路状态均已解除，而且压电晶体的正负极和电雷管的正负极接通了，至此，引信完全解除了保险，而处于待发状态。战斗部一着靶，晶体受压产生高压电流就能将电雷管引爆，进而起爆传爆药柱，最后将炸药引爆。

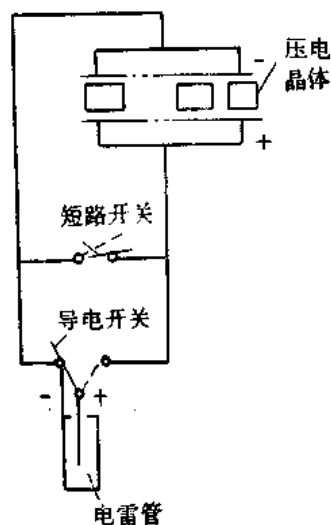


图 5-20 压电引信作用原理示意图

这种压电引信从发射开始到完全解除保险时间为零点几秒到一秒多，此时导弹已由发射装置上飞出几十米远，这样可以保证射手的安全。为了达到安全距离的保险，用延期药来延缓短路开关滑开。

三、非触发式引信

这种引信能在弹道上某一点上引爆战斗部，而这一点确定于战斗部与目标的相对位置，在该位置能使战斗部的爆炸对目标有最大的破坏力。战斗部的爆炸点由引信本身自动确定，无需与目标直接接触，因而被称为非触发式引信，或称为近炸引信。

非触发式引信分类方法很多，下面仅介绍两种。

（一）根据引信与目标间的空间物理场的性质分为

1. 无线电引信（雷达引信）

它是利用超高频电磁场的变化而工作，其原理同雷达一样，依靠目标反射电磁波而工作。由于引信借以工作的超高频电磁波波段不同，分为米波和微波无线电引信；由作用原理分为多卜勒效应，调频、脉冲调制、噪音调制等无线电引信。其中米波多卜勒效应无线电引信由于简单，作用可靠，目前应用较为广泛。

2. 光引信

它是利用光场的变化而工作。由于光的性质不同，光引信分为可见光引信、红外光引信和激光引信。目前可见光引信抗干扰性差，逐渐被淘汰，在导弹上主要用红外光引信。此外，还用新发展起来的激光引信。

3. 磁引信

它是利用导弹和目标间磁场的变化而工作。许多目标如坦克、舰艇等，它们的存在可以

改变周围空间的磁场分布,离目标愈近这种变化就愈大。磁引信就是一个能察觉这种磁场变化的敏感装置。

4. 声引信

它是利用声波的传播场使引信工作。许多目标如飞机、舰艇、坦克等都有大功率发动机,它们要发出很大的声音。声引信上的敏感装置(如声纳器)就能反应这种声音而起作用。

5. 电容引信和电感引信

它们是利用导弹与目标接近时,其间电容量或电感量变化而工作。

(二) 根据各种物理场形成的方法分为

1. 主动型非触发式引信

这种引信借以工作的物理场,由引信本身产生。物理场与引信一起运动,当目标一旦落入此场,使场发生变化,引信中的敏感装置就能察觉到目标的存在。如无线电引信,它能发射电磁波,当目标进入它的辐射场,电磁波就被反射回来被引信接收,当反射信号足够强时引信就作用而引爆战斗部。

由于引信物理场不依赖于外界条件的变化,工作稳定性好。这种引信由于有固有场,容易被敌方侦察而进行干扰;此外,引信上要求有大功率电源来供给场源,故引信重量较大。

2. 被动型非触发式引信

这种引信依靠目标固有的场而工作。如利用目标的红外线辐射场(热辐射场)、静电场、声场、磁场等。这些物理场的变化可以引起引信的作用。

由于引信没有场源,因而引信结构简单,电源消耗少,重量减小,不会使自己暴露给敌方,因而敌方难于组织干扰。但是,由于完全依赖于目标的物理场,而各种目标场的强度可能有显著差别,敌方可能采取使目标场产生畸变或减小,甚至暂时消失等措施,造成引信工作不稳定。然而,在通常情况下,目标场还是有一定的稳定性,其不均匀性也是可以克服的,所以,这类引信得到广泛的发展和应用。

3. 半主动型非触发式引信

这种引信借以工作的物理场,既不是由引信本身也不是由目标产生,而是由设置在地面上、舰艇上或飞机上的特殊设备发射出来,被目标反射而为引信所接收,使引信工作。

由于引信上只需要有接收装置,因此引信结构简单,物理场特性稳定,可以控制。但是,由于需要一个大功率的辐射源,所以要有一套特殊设备,指挥系统复杂,且易被暴露遭到摧毁,故目前很少应用这种引信。

这里简单介绍几类非触发式引信。

(1) 无线电引信

下面介绍米波多卜勒无线电引信的工作原理。

这种引信的工作是应用多卜勒效应的连续照射运动目标的雷达原理为基础,所以又称它为雷达引信。引信由发射机、发射天线、接收天线、接收机、混频器、低频放大器、执行机构、保险系统和电源等组成,其方框图如图 5-21 所示。

如果导弹与目标静止不动,则引信发射机发射的电磁波在目标表面就感应出同频率的交

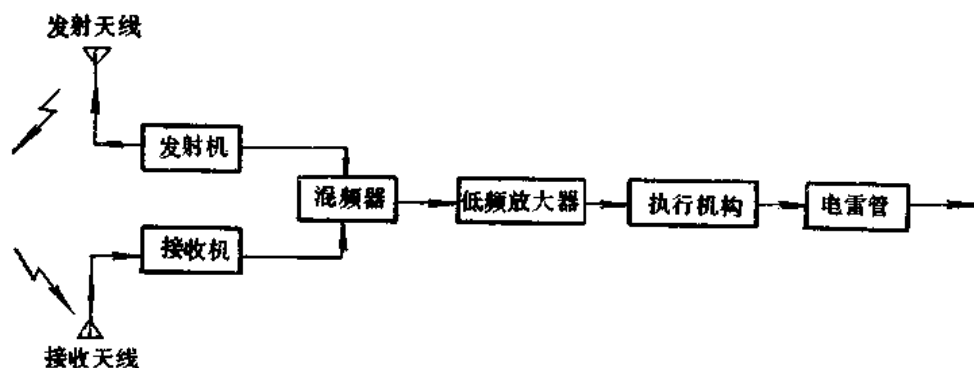


图 5-21 无线电引信工作方框图

流电，这个电流在其周围空间也会产生电磁波，这个电磁波反射回来，正是引信接收机所要接收的。但实际情况是导弹与目标之间有相对运动，此时，引信发射机发射的电磁波的频率就与接收机接收到的反射电磁波的频率不同，这种由于导弹与目标相对运动使频率发生变化的现象就是我们通常所称的多卜勒效应。频率的差值，就称为多卜勒频率。这个频率信号的大小和持续时间取决于导弹与目标的距离，目标的大小以及导弹对目标的接近速度。如果导弹离目标的距离缩短，或者目标比较大时，信号的振幅就增大；如果导弹对目标的接近速度小时，信号持续时间就增长。反之，则信号的振幅和持续时间就与上面所说相反。在信号的振幅和持续时间达到给定值时，无线电引信就动作，即执行电路与机构动作，使电雷管起爆，从而引爆战斗部。在设计引信时，引信的动作区与战斗部的破片杀伤区是相匹配的，它保证目标处于杀伤范围之内，同时又处于破片飞散最密集的方向时才使战斗部起爆。这样，就可使目标遭到比较大的杀伤破坏。

(2) 红外光引信

红外光引信通常由红外线感受器、电子线路、保险机构和引爆装置组成。

这种引信的红外线感受器包括八个接收器（主要是光敏电阻元件），感受由目标辐射来的红外线能量，并将红外线能量转变成电的信号，送到电子线路中去，经放大后起爆电雷管。在结构上有八个接收器对应于引信舱的八个长方形窗口，它们交错沿圆周排列，其中四个长缝接收器（第一路光学接收器）能接收目标辐射的与弹轴成 β_1 方向（如 45° 方向）上的红外线能量，并发出第一个信号；另外四个短缝接收器（第二路光学接收器）能接收目标辐射的与弹轴成 β_2 方向（如 75° 方向）上的红外线能量，并发出第二个信号。图 5-22 表示出接收器接收红外线能量的示意情况

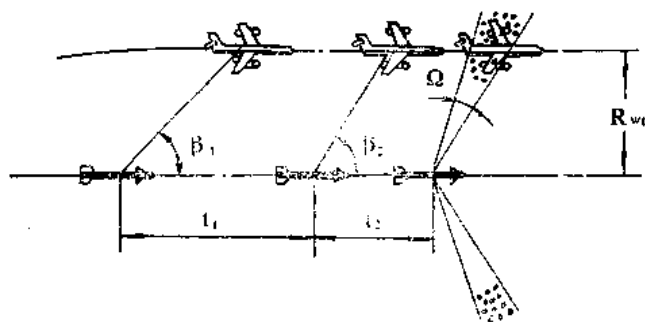


图 5-22 红外线引信接收红外线能量引爆示意图

况。每一个接收器的观察能力大于 90° (垂直于弹轴的截面内的扇形角), 这样就保证导弹在接近飞机时, 不论飞机在导弹的那一个方向上出现, 都可以使接收器先后接收到两个信号, 即 β_1 与 β_2 方向上的红外线能量。

电子线路部分包括放大线路和热电池。它把感受器接收到的信号进行放大, 并输给电雷管而起爆战斗部。电子线路能保证第一个信号到第二个信号之间有一个时间间隔 t_1 (如 $40 \sim 55\text{ms}$), 以免引信过早起爆战斗部。电子线路还保证在第二个信号之后再延期一个时间 t_2 (如 10ms), 此时导弹就更飞近目标, 使得战斗部处于能有效杀伤飞机的要害部位才被引爆。这种情况说明, 要引信工作必须满足这样的条件: 从接收红外线能量后发出第一个信号到第二个信号要符合其规定的时间间隔。如果只有一个信号, 或者两个信号虽然都有, 但是不符合其规定的时间间隔, 引信是不能工作的。在设计引信时, 只有处于战斗部的杀伤半径 R_w 内的飞机所辐射的红外线能量才能满足上面的条件。

保险机构有两套定时钟表机构, 一套是保证导弹发射出去以后, 导弹离开载机有一定的安全距离时, 引信才解除保险; 另一套是在导弹脱靶后, 使战斗部能自行引爆而炸毁导弹。

引爆装置和一般引信上的类似。

(三) 激光引信

激光, 因为它的单色性、方向性、相干性以及强光性的特点, 使它可以作为一个独特的光辐射场。半导体激光器结构简单而小巧, 它可以应用在结构尺寸有限的非触发式引信上。

激光引信是一种主动型引信。它发射出激光束, 其波长范围一般在红外辐射区域, 但也有在可见光区域的, 通常以重复脉冲形式发送, 激光束遇到目标发生漫反射, 有一部分反射的激光为引信接收器所接收, 转变成电信号, 并经过适当的信号处理, 使引信在离目标的适当距离上引爆战斗部。

图 5-23 所示方框图说明了激光引信的主要组成部分。

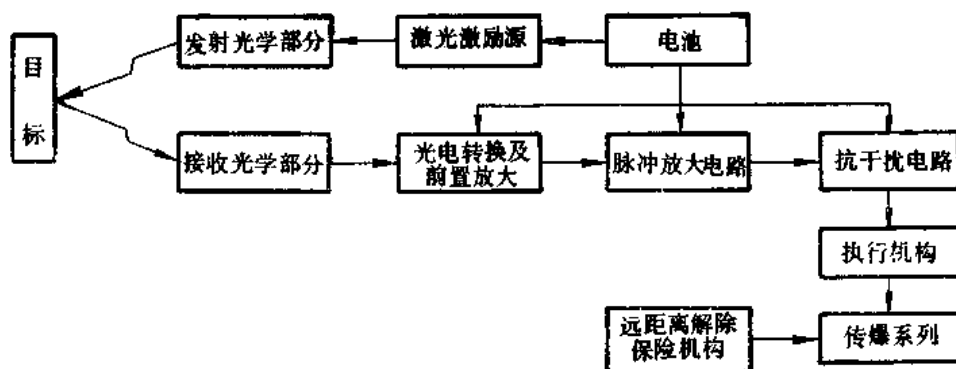


图 5-23 激光非触发式引信方框图

激光激励源, 提供大电流重复脉冲, 注入到激光二极管去形成发射激光束。

发射光学系统用简单的凸透镜, 使激光束以一定的发射方向和发射角度发射出去。

接收光学系统用一凹面反射球镜和一平面反射镜，使由目标反射回来的激光束聚集于光敏元件上。

光电转换器用硅光电二极管之类的光敏元件，使接收到的光信号转变为电信号，然后将它放大。前置放大器保证系统有足够的信噪比，增强探测能力。

脉冲放大器除将信号放大外，还可以改善波形，并进一步提高信噪比。整形电路使信号充分改善，以利于电路可靠工作。

抗干扰电路能使系统具有一定的抗干扰性，提高引信作用的可靠性。

电池是发射光学和接收光学系统电路工作的能源。

其它部分与别的非触发式引信类似。

激光引信抗干扰性远比无线电引信强，作用距离散布小，定距精度高。但是，由于激光的光电转换效率比较低，这给引信电源选择造成一定的困难，整个激光引信的结构尺寸较大，在中、小弹径战斗部上使用受到限制。此外，对日光等背景干扰和高低温适应性还要进一步改进。

第六章 弹 体

§ 6—1 弹 体 结 构

一、对弹体的要求

弹体应满足以下要求:

1. 保证导弹有良好的气动力外形和飞行性能;
2. 保证有足够的强度和刚度下, 结构重量最轻;
3. 保护好装在弹内的仪器设备, 为它们创造良好的工作环境和条件;
4. 便于导弹贮存、运输、维护和使用;
5. 具有很好的结构工艺性和经济性。

二、弹体所受的载荷

导弹在运输、发射和飞行的过程中受到发动机推力、空气动力、重力和支承力等的作用, 我们常把这些力称为外载荷, 或简称为载荷。

导弹在飞行状态下, 弹体所受的载荷一般有分布载荷和集中载荷。前者用沿弹体单位长度上分布的力表示, 有空气动力 q_T 和弹体结构的质量力 q_{Tc} , 后者是集中在一起作用在很小接触面积上的力, 有发动机的推力 P 和翼面接头传给弹体的作用力, 如弹翼、舵面传给的作用力 Y_Y 、 Y_δ , 以及弹体内的设备的质量力 N_i 和 G_i , 弹体所受的载荷如图 6-1 所示。这些载荷作用到弹体上, 使弹体产生压缩、剪切、弯曲和扭转变形, 弹体各构件要承受轴力 N 、剪力 Q 、弯矩 M 和扭矩 M_n , 它们的作用部位和方向如图 6-2 所示。弹体所受的载荷有如下特点:

1. 起主要作用的是集中载荷, 但是对于头部, 气动压

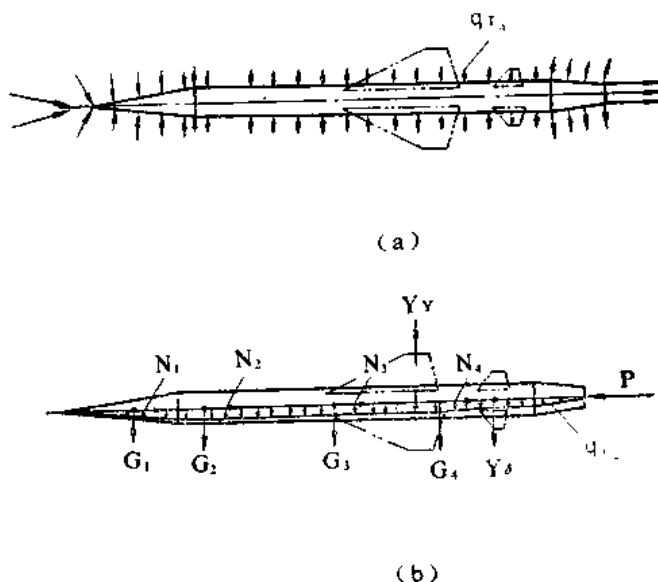


图 6-1 弹体所受的载荷

(a) 作用在弹体上的空气动力载荷; (b) 作用在弹体上的外载荷。
 $N_1, N_2, N_3, N_4, G_1, G_2, G_3, G_4$ —弹体内各部分设备质量力。

力可能较大,成为蒙皮的设计载荷;2. 由于弹体一般呈轴对称,因而要考虑垂直平面和水平平面两个方向的受载,并保证这两个方向都具有足够的强度和刚度。

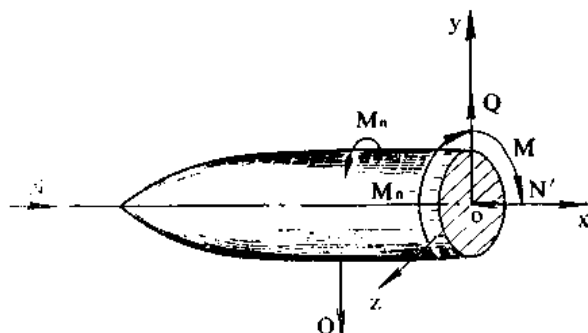


图 6-2 弹体所受的轴力、剪力、弯矩和扭矩

三、弹体的受力构件

在这里,我们可以把弹体当作一个在分布载荷和集中载荷作用下自身平衡的梁。当弹体在载荷作用下发生压缩、剪切、弯曲和扭转变形时,弹体为抵抗这些变形,在它的结构中应该有各种不同类型的受力构件来承受轴力、剪力、弯矩和扭矩。一般的弹体都是由蒙皮、桁条(加桁梁)和隔框等构件组成,如图 6-3 所示。对受力复杂,刚度要求高的弹体也有用整体式结构的。

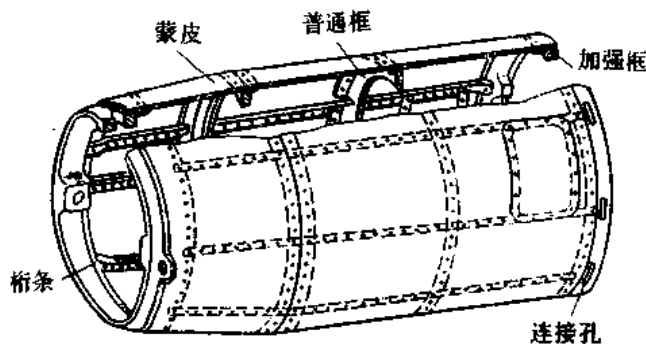
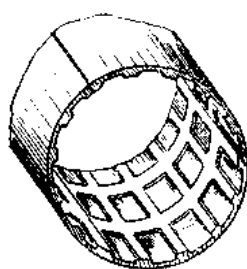
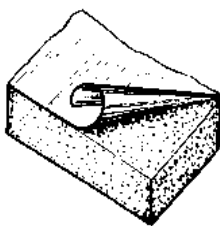


图 6-3 骨架蒙皮式弹体

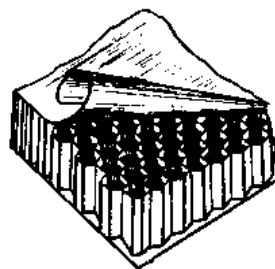
蒙皮 它是把骨架包起来使弹体具有光滑的表面外形的金属薄板。它能承受局部气动载荷、轴力、剪力、弯矩和扭矩,并将这些载荷传递到骨架的受力构件上去。蒙皮的种类有薄板蒙皮、整体壁板蒙皮(见图 6-4(a))以及夹层蒙皮(填料夹层蒙皮见图 6-4(b),蜂窝夹层蒙皮见图 6-4



(a)



(b)



(c)

图 6-4 蒙皮

(a) 整体壁板蒙皮; (b) 填料夹层蒙皮; (c) 蜂窝夹层蒙皮。

(c))等几种。蒙皮的厚薄根据受载大小而定,可以是等厚度,也可以是变厚度。蒙皮的材料通常采用铝合金、也有采用镁合金或钛合金的。蒙皮与蒙皮之间是用铆接、焊接、胶接等方法对接或搭接起来。

桁条和桁梁 它们都是纵向受力构件。桁条用来支持和加强蒙皮,提高蒙皮的承载能力和增加蒙皮的刚度。桁条与蒙皮一起承受轴力和弯矩,桁条还承受由蒙皮传递来的分布载荷。当必须承受轴向集中载荷(如来自发动机固定接头的轴向力),或必须对弹体进行开大舱口时,就需要将桁条加强以承受住集中载荷,或补偿由于大开口对结构的削弱。加强后的桁条称为桁梁,所以桁梁与桁条在结构上没有什么区别,只是强度高一些。桁梁所用的材料为硬铝或高强度合金钢轧制的型材,其剖面形状如图 6-5 所示。

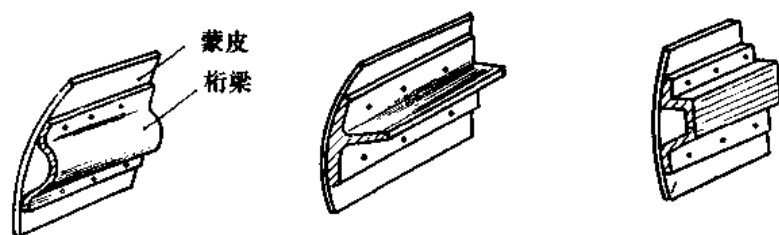


图 6-5 桁梁及其剖面形状

隔框 它是环状的横向受力构件,有普通隔框和加强隔框两种。隔框的作用主要是用来传力和维形。

普通隔框主要用来维形,保证弹体的横剖面外形;除此之外,还用来支承蒙皮和桁条,承受局部气动载荷。由于这种隔框承载不大,一般多用铝板材压制成型。弹体横剖面外形的环,框缘的剖面形状有U形、角形、Z形、槽形等,框的周缘开有缺口,以便让桁条和桁梁通过。

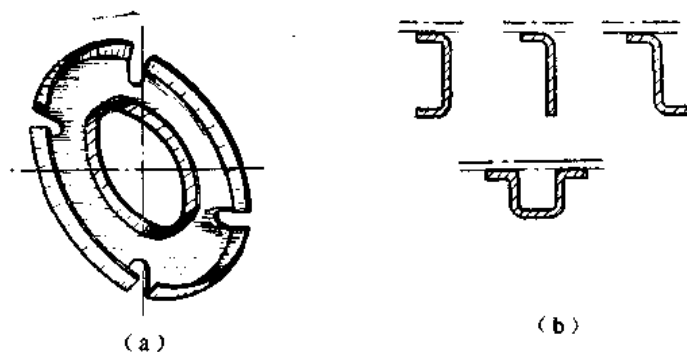


图 6-6 普通隔框

(a) 普通隔框; (b) 框缘的剖面形状。

普通隔框及其与桁条、桁梁的连接如图 6-6、图 6-7 所示。

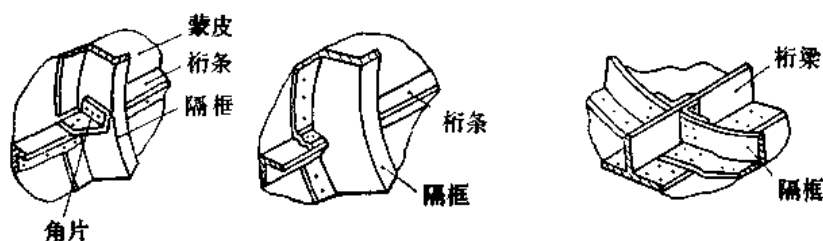


图 6-7 普通隔框与桁梁的连接

加强隔框除起普通隔框的作用外，由于它被加强，因而用来承受和传递集中载荷。其结构形式有组合式和整体式两种。组合式加强框是由板材和冲压型材铆接装配而成；整体式加强框是由铸造或锻造的毛坯经机械加工而成。它们的具体结构如图 6-8、图 6-9 所示。

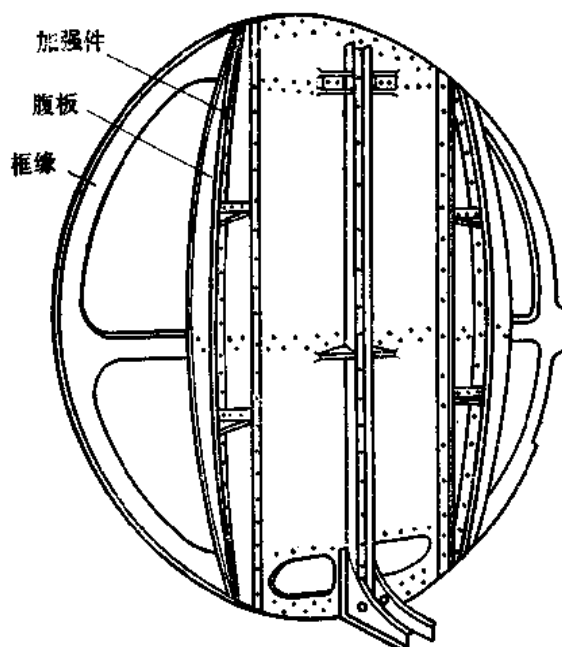


图 6-8 组合式加强框

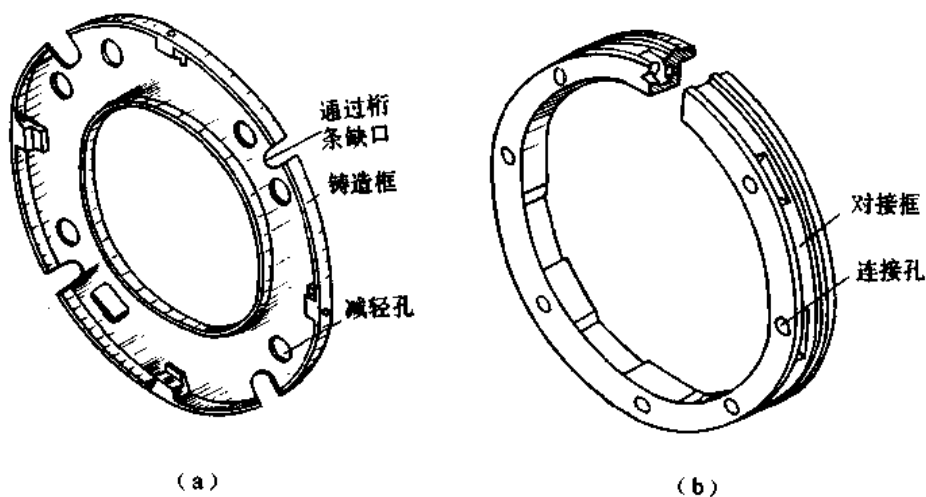


图 6-9 整体式加强框

(a) 铸造的整体式加强框；(b) 锻造的整体式加强框。

四、弹体的结构形式

弹体就其结构来说是由纵向受力构件、横向受力构件和蒙皮所组成，而其结构形式则由

受力构件的组成情况不同而不同。目前导弹的弹体结构形式有硬壳式、半硬壳式和整体壁板式等几种形式。

（一）硬壳式

这种结构的弹体由隔框和蒙皮所组成，如图 6-10 所示。多数情况下，隔框只起舱段之间的连接作用，弹体上所有的载荷（轴向力、剪力、弯矩和扭矩）均由蒙皮来承受，因而蒙皮厚度较大。这种结构具有简单，易于制造，表面质量好的优点。但是，由于蒙皮的临界应力（ $\sigma_{cr}=0.3E\delta/D$ ，式中 δ 为蒙皮的厚度， D 为弹体直径）随着 D 的增大而降低，当 D 较大时，蒙皮的临界应力的数值比其材料的比例极限 σ_p 小得多，这样，就得将蒙皮加厚，使重量加大。此外，这种结构不宜开各种舱口，尤其不允许开大的舱口；不能承受集中载荷。所以它仅适于作小型导弹的弹体。

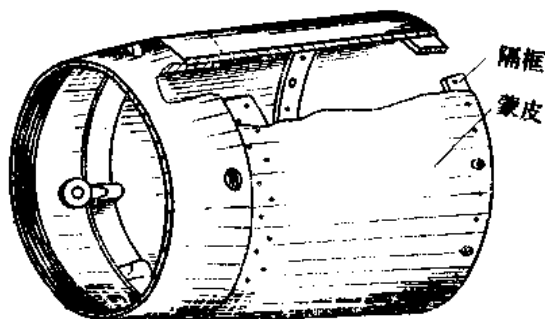


图 6-10 硬壳式结构的弹体

（二）半硬壳式

为了改善硬壳式结构蒙皮的承载性能，用一些纵向受力构件——桁条来加强蒙皮，这样，硬壳式结构就转变成半硬壳式结构，以适于作大型导弹的弹体。

这种半硬壳式结构的弹体由桁条、隔框和蒙皮所组成，因而也可称为桁条式结构（见图 6-3）。蒙皮用点焊或铆接的方法与桁条、隔框固接在一起，蒙皮被桁条、隔框所加强，因而提高了蒙皮的承载能力。蒙皮和桁条一起承受轴向力和弯矩，以及剪力和扭矩。对于不开大的舱口的弹体，采用这种桁条式结构对减轻重量有利。

如果弹体需要开较大的舱口，为了防止在开舱口的范围内刚度突变和应力集中；或者弹体需要承受较大集中载荷作用。这些情况下，桁条式结构就不行了，此时应该采用贯穿于整个舱体的桁梁来作主要纵向受力构件，并将它们安排在舱口的边缘上或承受集中载荷的地方。这种舱体称为桁梁式结构。这种桁梁式结构仍有桁条，不过可以做得细弱一些，还可以在隔框处断开，蒙皮也可以做得薄一些。

（三）整体壁板式

这种结构的弹体由几块整体壁板件焊接而成，如图 6-11 所示。目前还有整体低压铸造而成的。整体壁板式弹体是为了解决导弹高速飞行发生局部气动载荷剧烈增大和结构振动而出现的一种结构形式。

整体壁板可用铸造、锻造或化学腐蚀等方法制成。壁板的内表面有纵向、横向加强筋，它们起着纵、横向受力构件的作用。壁板的厚度和筋的粗细以及布置安排可以根据各处实际载荷大小的情况和结构上的需要来确定，如在受较大集中载荷的地方和开舱口的部位就布置安排一些较强的纵、横向加强筋，以充分发挥结构的承载能力。

整体壁板式弹体的强度和刚度都很好，零件的数量少，外形光滑准确，有利于减小空气阻力。对于受载情况复杂，刚度要求较高的弹身舱段，它是一种比较好的结构形式。

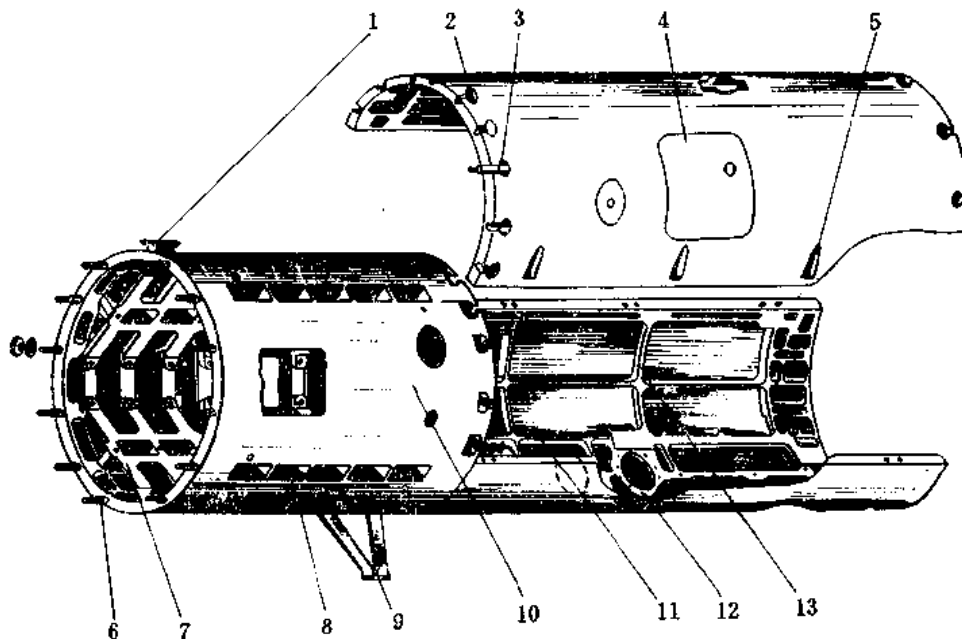


图 6-11 整体壁板式弹体

1—吊挂接头；2—大口盖；3—折返螺栓；4—设备维护口盖；5—大口盖连接孔；6—舱段连接螺栓；
7—加强框；8—弹翼槽口；9—发射支撑架；10—舱体；11—纵向加强筋；12—加强口框；13—横向加强筋。

五、液体推进剂贮箱

贮箱是贮存液体推进剂的容器，通常有燃烧剂贮箱和氧化剂贮箱，它们的结构形式有不承受外载荷的非受力式和承受外载荷的受力式两种，如图 6-12 和图 6-13 所示。非受力式贮箱是用支杆悬挂在受力外壳的隔框上，为了不致使贮箱发生横向移动，贮箱壁与外壳用铰链连接。由于箱壁不承受外载荷，故称为非受力式或悬挂式贮箱。这种贮箱与外壳之间有间隙，可充填玻璃棉绝热，以防止低沸点氧化剂蒸发以及飞行时气动加热对推进剂的不利影响。这种贮箱构造比较复杂，构件没有充分发挥作用，重量大，所以目前很少采用。受力式贮箱没有单独的受力外壳，而以贮箱直接代替外壳来承受外载荷，故称为受力式贮箱。这种贮箱的重量较轻，所以得到普遍采用。为防止低沸点氧化剂蒸发以及飞行时气动加热对推进剂的不利影响，采用绝热涂料涂在箱壁上作为绝热层。

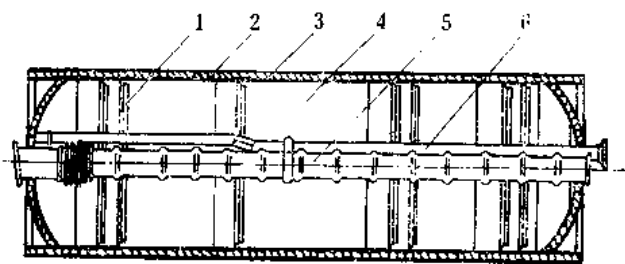


图 6-12 非受力式贮箱

1—隔框；2—玻璃棉绝热层；3—外壳；4—贮箱；
5—隔热导管；6—液氧泄出导管。

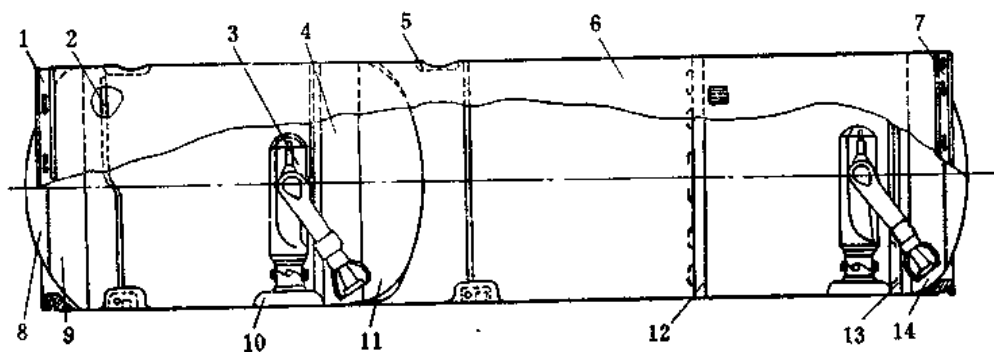


图 6-13 受力式贮箱

1—前对接框；2—增压导管；3—取液器；4—燃烧剂箱；5—加注口；6—氧化剂箱；7—后对接框；
8—前堵盖；9—前箱底；10—出液口；11—中间底；12—中间框；13—限制环；14—后箱底。

不论是受力式还是非受力式贮箱，都要承受几个大气压以上的内压作用。受力式贮箱由于本身就是弹体结构的一部分，因而还要承受轴向力、剪力、弯矩和扭矩的作用。所以贮箱也有受力构件，它们是箱壁、前箱底、后箱底以及隔框等。

贮箱的箱壁一般做成圆筒状，用板材卷焊或者用两块卷板对焊而成。为了提高受力式贮箱承受轴压的能力，有采用经化学腐蚀的网格式壁板作箱壁的。前箱底和后箱底通常做成椭球形。球形底虽然从受力情况来看很好，但由于底的深度大，因此空间利用率很差。椭球底不仅受力情况较好，而且空间利用率也很好。为了简化工艺和模具制造，往往采用近似椭球底，即用两种不同的半径作圆弧的球面组合底。图 6-14 示出了三种箱底的形状。箱壁和箱底的材料选择要考虑推进剂的化学作用下材料的稳定性以及在较大温度范围内有较高的比强度。最适用的材料是铝合金，还有合金钢。对液氧和臭氧的贮箱材料可用铝合金或不锈钢，它们不会发生冷脆现象。对液氟、氧化氟和硝化氟贮箱，宜用镍、铜、铝及其合金，以及合金钢等。对硝酸及其衍生物、四氧化氮，过氧化氢、四硝基甲烷，煤油等贮箱，可用合金钢。

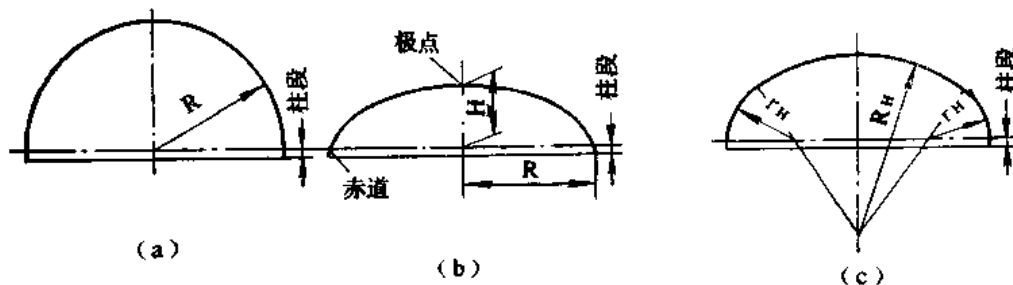


图 6-14 箱底的形状

(a) 球形底；(b) 椭球底；(c) 圆弧组合底。

隔框和隔板用来减小导弹在飞行中液面的晃动，维持箱壁外形，提高箱体的承载能力，

以及固定附件等。它们所用的材料和厚度基本上与箱体相同，并用板材冲压而成。贮箱两端的隔框系加强框，以便与其它舱段连接。

推进剂贮箱除受力构件外，还有各种必要的附件，如加注活门、液面指示器、泄液活门、安全活门以及连接导管等等。对大型导弹的贮箱，通常还有窗口，以便人员进入内部清理和维修。对机动性大的有翼导弹，由于机动飞行时可能使贮箱内的液体在离心力作用下离开出液口，特别是箱内只剩少量液体时更易发生这种现象，为此，在贮箱内还要设置特殊的取液装置。图 6-15 示出了几种取液装置的简单原理。对于大型导弹，为了减轻贮箱的重量，箱壁都很薄，用充气（充气压力在 $0.2 \sim 0.3 \text{ MPa}$ ）的办法来保证整个结构的刚度和结构的稳定性。

燃烧剂贮箱和氧化剂贮箱有做成两者独立的。其安排形式有前后设置的，谓之串联布局；也有并列设置的，即一种贮箱套另外一种贮箱，或者一种贮箱做成多个小贮箱环绕另外一种贮箱排列，这两种情况都谓之并联布局。前者长度长，横截面积小；后者长度短，横截面积大。

§ 6—2 弹 翼

一、弹翼的功用和所受的载荷

弹翼是连接在弹体上的主要翼面，它的功用是产生空气升力，托举导弹，并起稳定操纵

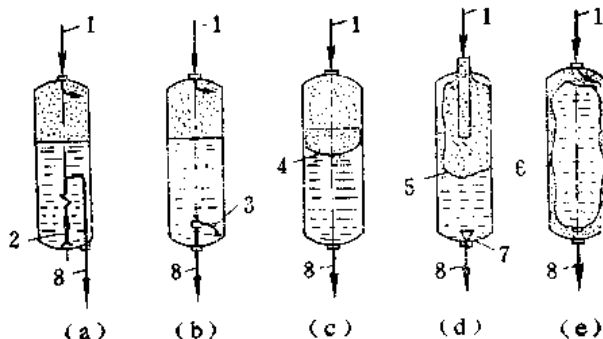


图 6-15 取液装置的简单原理图

(a) 软管取液装置；(b) 随动取液装置；(c) 活塞取液装置；
(d)、(e) 挤压袋装置。

1—气体导管；2—软管取液装置；3—随动取液装置；4—活塞；
5、6—挤压袋；7—旋涡消除器；8—推进剂组元出液口。

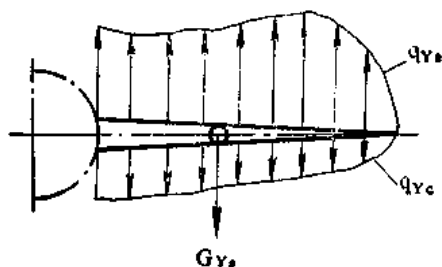


图 6-16 弹翼所受的载荷

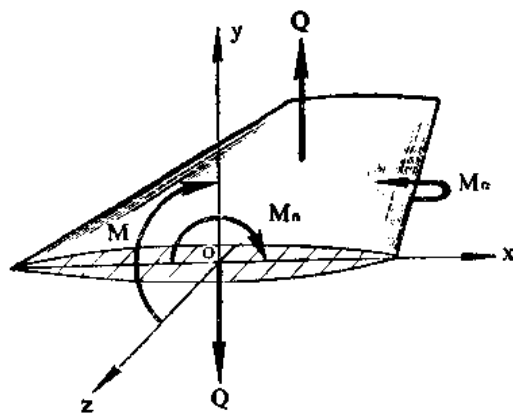


图 6-17 弹翼所受的剪力、弯矩和扭矩

作用；此外，弹翼上还可装置副翼、操纵机构、无线电天线及曳光管等。

导弹在飞行状态下，弹翼上所受的载荷也有分布载荷和集中载荷。分布载荷有空气动力 q_Y 和弹翼结构的质量力 q_{Yc} ，集中载荷有装置在弹翼上的设备的质量力 G_{Ys} ，如图 6-16 所示。这些载荷作用到弹翼上，使弹翼产生剪切、弯曲和扭转变形。弹翼各构件要承受剪力、弯矩和扭矩，如图 6-17 所示。

二、弹翼的受力构件

骨架蒙皮式弹翼是效仿飞机机翼而来的，飞航式导弹就曾采用这种弹翼结构，它的受力构件比较典型，我们以这种弹翼（图 6-18 所示）来介绍各受力构件。其纵向骨架有翼梁、纵墙和桁条；横向骨架有普通翼肋和加强翼肋。

翼梁 它是弹翼的主要纵向受力构件，通常有组合式和整体式两种，如图 6-19 所示。翼梁主要承担外载荷对弹翼的弯曲，因而要承受剪力和弯矩，弯矩由梁的突缘（硬铝或合金钢型材制成）承受，剪力由腹板承受。翼梁通过主接头与弹体连接并将载荷传递到弹体上去。翼梁多采用等强度设计，翼根处剖面面积大，翼尖处剖面面积小，这样，既充分地利用了材料又减轻了重量。为了加强腹板的抗剪能力并且连接翼肋，薄壁腹板上常铆有许多支柱（肋条）。

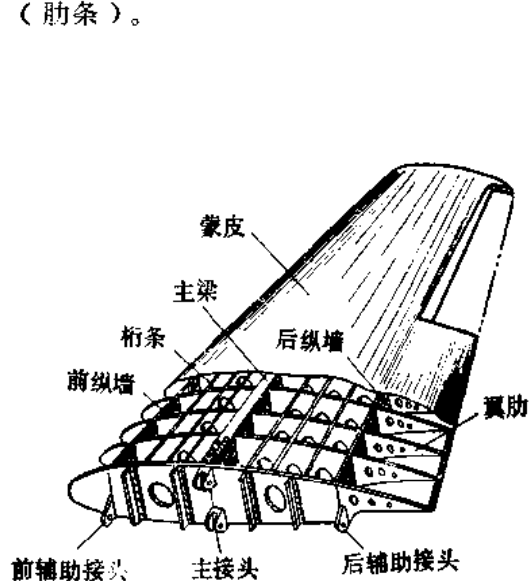


图 6-18 骨架蒙皮式弹翼

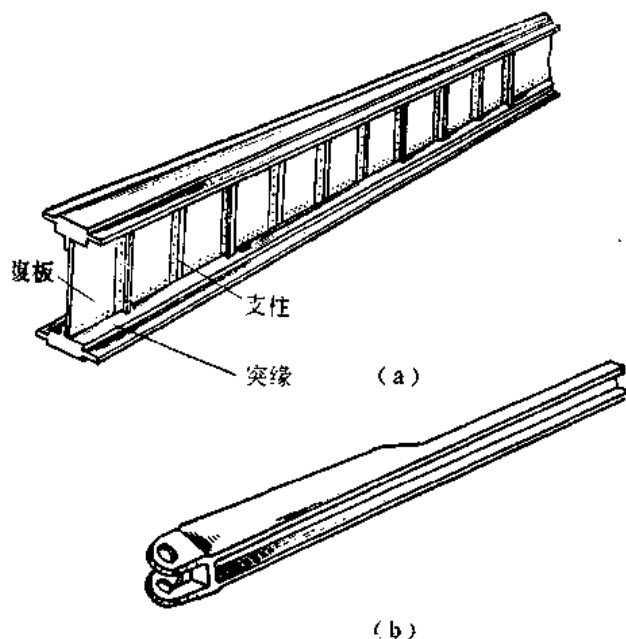


图 6-19 翼梁
(a) 组合式翼梁；(b) 整体式翼梁。

纵墙 它是一条突缘很弱或没有突缘而只有腹板的墙式翼梁。它能与蒙皮和翼梁腹板组成围框以承受扭矩。后纵墙可连接副翼。纵墙上有辅助接头，起弹翼与弹体的连接作用。

桁条 它主要用以支持蒙皮，提高蒙皮的承载能力。同时将局部空气动力传递到翼肋上去，并帮助翼梁抵抗弯曲。

翼肋 普通翼肋起保证翼剖面形状，把蒙皮和桁条传给它的局部空气动力传给翼梁腹板；支持并加强蒙皮、桁条和翼梁腹板的作用。这种翼肋通常用硬铝板材弯制而成，弯边用来与蒙皮和翼梁腹板铆接，其结构形式如图 6-20(a)所示。有时为便于装配，翼肋可分成两段或三段。

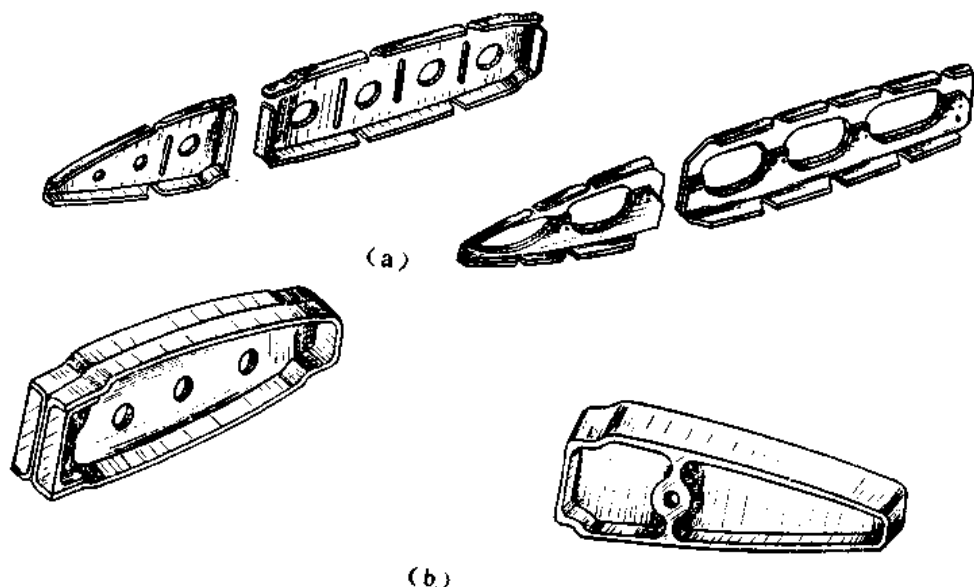


图 6-20 翼肋

(a) 普通翼肋；(b) 加强翼肋。

加强翼肋除了具有普通翼肋的作用外，还能承受和传递较大的集中载荷。通常采用锻件或铸件。

蒙皮 与弹体蒙皮相似，把骨架包起来形成弹翼的外形，承受局部气动载荷、剪力、弯矩和扭矩，并传递到骨架的受力构件上去。也同样有金属蒙皮、整体壁板蒙皮以及夹层蒙皮等几种形式。

三、弹翼的结构形式

弹翼也同弹体一样，其结构形式也由受力构件的组成情况和配置方式不同而不同。目前导弹的弹翼结构形式一般有薄壁结构和厚壁结构。前者是骨架蒙皮式，后者包括整体壁板式和夹层式两种。

(一) 骨架蒙皮式弹翼

这种弹翼比较典型的是梁式弹翼。

梁式弹翼，弯矩几乎全由翼梁承受，因而允许在蒙皮上开大舱口，以便在弹翼上安装和调整设备；梁式弹翼与弹体的连接简单，接头只在翼梁上。图 6-21 示出了两种小展弦比的单梁式弹翼。第一种弹翼（图 6-21(a)），翼梁和桁条垂直于内侧翼肋。辅助梁与翼梁成一定角度配置，其作用是当副翼偏转时保证弹翼后缘有足够的刚度。第二种弹翼（图 6-21(b)），翼梁沿翼最大厚度线配置，这样做能使翼梁加强，同时在翼梁的旁边放置了好几个

纵墙，于是翼梁、纵墙和桁条一起构成了支承蒙皮的格子。上述两种弹翼中都没有翼肋，翼肋的作用由纵墙和桁条来承担，纵墙和桁条在配置上要保证弹翼在展向和弦向具有相同的刚度。

双梁式和多梁式弹翼的结构与单梁式弹翼一样，但它们在承受扭矩方面刚度更大一些。其翼梁可沿翼弦的等百分线或沿弹体纵轴垂直方向平行配置，如图 6-22 所示。

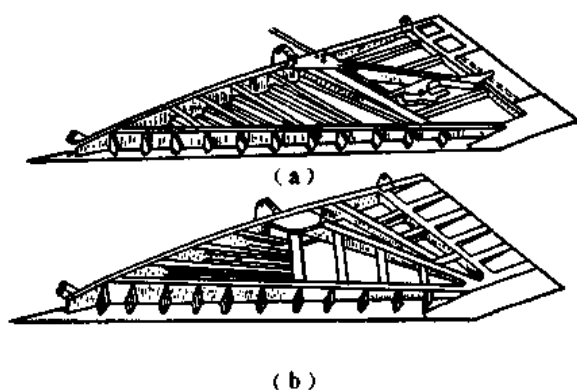


图 6-21 小展弦比的单梁式弹翼
(a) 翼梁沿垂直于内侧翼肋的方向配置；
(b) 翼梁沿翼最大厚度线配置。

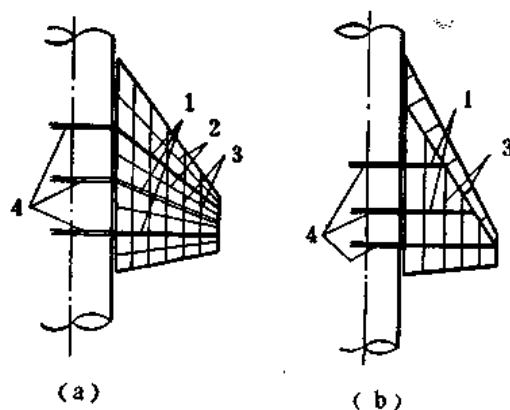


图 6-22 多梁式弹翼的图形
(a) 翼梁沿翼弦的等百分线配置
(b) 翼梁沿弹体纵轴垂直方向平行配置
1—翼梁；2—桁条；3—翼肋；4—加强框或连续翼梁。

(二) 整体壁板式弹翼

这种结构的弹翼是由两块上下的整体壁板件对合铆接而成。整体壁板式弹翼是为了解决高速导弹弹翼结构的需要而出现的。高速导弹飞行，为了减小弹翼的空气阻力，弹翼的相对厚度要尽量减小，在这种情况下，如果还采用骨架蒙皮式弹翼，不仅难以满足强度和刚度的要求，而且给铆接工艺带来困难。此时采用整体壁板式弹翼就能解决上述矛盾。因为这种弹翼把蒙皮、桁条、翼肋和翼梁合成一体，蒙皮厚，局部刚度大，铆缝少，零件少，改善了工艺性，结构的强度和刚度较大。

图 6-23 所示为一辐射梁式整体壁板弹翼。壁板（镁合金材料）上的辐射梁式的加强肋起到翼梁、桁条和翼肋的作用。弹翼具有较好的展向和弦向刚度，提高了蒙皮的承载能力。弹翼通过多榫式主接头插入弹体对应的榫槽里，并与辅助接头一起连接在弹体上面。所以对于翼剖面相对厚度小，受载大的小展弦比的弹翼，这种结构形式得到广泛的应用。

一些小型导弹，它们的弹翼和舵面就用一块金属的或非金属的（玻璃钢）平板，这种结构最为简单。

(三) 夹层式弹翼

这种结构的弹翼是由夹层板作蒙皮，只用少数几个翼肋和纵墙组成的弹翼。这种弹翼由于蒙皮厚而且强，在同样条件下，与单层蒙皮相比，不易变形，刚度较好，因此不必采用桁条。图 6-24 所示为一种蜂窝夹层式弹翼。它是将铝箔或不锈钢箔用钎焊或胶接方法制成的蜂

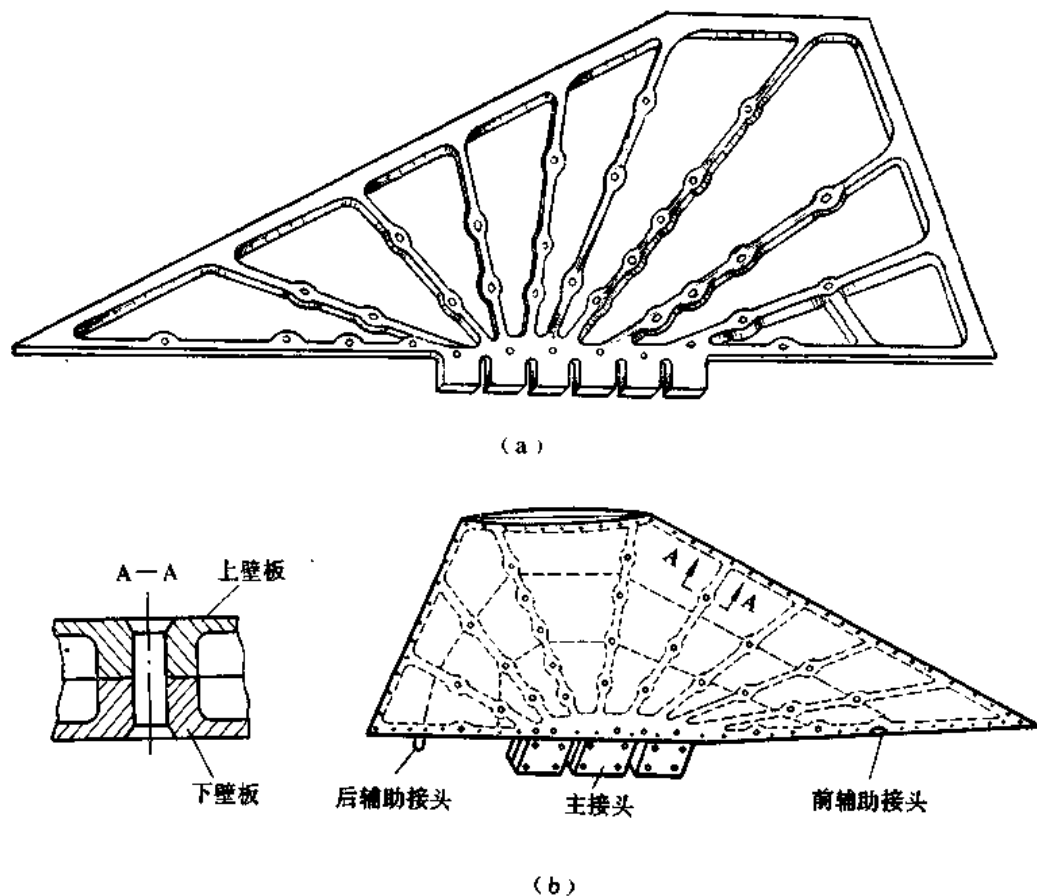


图 6-23 整体壁板式弹翼
(a) 弹翼整体壁板; (b) 整体壁板式弹翼。

窝状夹芯物，两面复以面板制成蜂窝夹层壁板来作蒙皮的弹翼。此外，还有一种充填轻填料的夹层式弹翼。由于蜂窝夹芯或隔热填料具有良好的绝热性，特别是当夹层板面采用钛合金或不锈钢材料时，这种结构就能在较高温度下工作，有助于解决气动加热问题。

采用泡沫塑料作填料的实心夹层弹翼，是一种很好的弹翼结构形式，如图 6-25 所示。这种弹翼受力构件少，结构简单，制造容

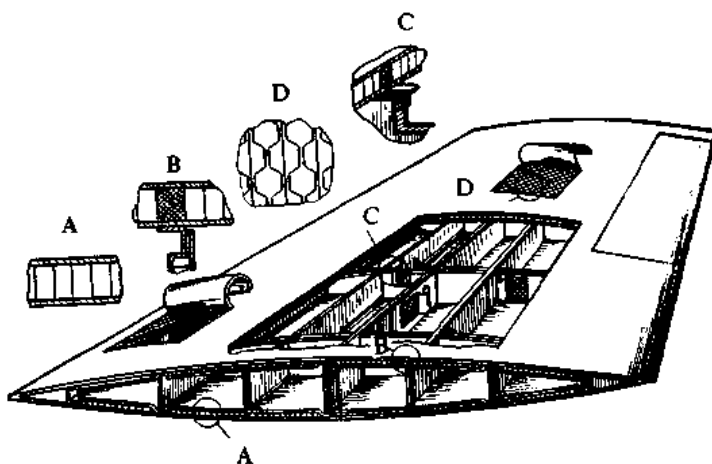


图 6-24 蜂窝夹层式弹翼

易，重量轻，特别适用于作高速导弹的薄翼面，以及小型导弹的翼面。

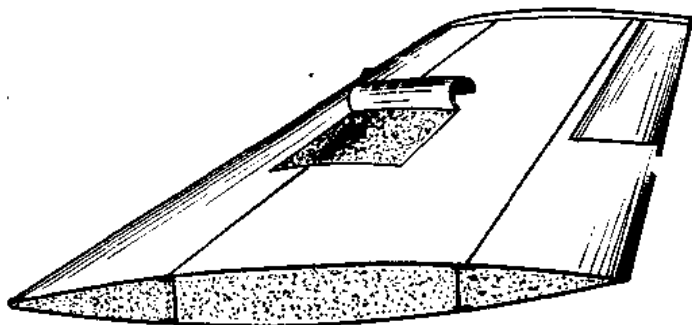


图 6-26 实心夹层式弹翼

夹层式（空心的或实心的）弹翼虽有不少优点，但也存在着不好开舱口和连接困难的缺点。

§ 6—3 弹上机构

弹上机构主要是操纵机构和分离机构。每一种导弹的弹上都有操纵机构，而分离机构却只有那些需要分离弹头或加速器的导弹，以及用多级火箭的导弹上才有。

一、操纵机构

操纵机构是指包括舵机在内的从舵机到操纵元件之间的机械传动机构。操纵机构的功用是将舵机输出的能量传递到操纵元件上，使操纵元件按相应的要求偏转。操纵机构除舵机外，其主要组成构件一般有连杆、摇臂、转轴和支座等，并通过支座固定在弹体上。操纵机构在工作时，应要求动作灵活、准确可靠。就其本身结构来说，连杆的长度尽量要短，弹性变形要小，连杆系中的间隙和摩擦力尽量要小。

操纵机构根据带动操纵元件偏转的方向不同有三种：同向操纵机构、反向操纵机构（差动操纵机构）和复合操纵机构。

图 6-26 所示是一种同向操纵机构。整个操纵系统包括舵机、操纵摇臂、转轴和一对舵面（即操纵元件）。操纵机构由舵机、操纵摇臂和转轴组成。由于操纵摇臂与转轴固接在一起，而舵面又固定在转轴上，当液压舵机直接推动操纵摇臂转动时，摇臂就带动转轴和舵面一起使一对舵面同向偏转。

从图示情况来看，这一对舵面是水平舵面，即升降舵面，因而能对导弹起俯仰操纵。

这种操纵机构没有单独的拉杆，拉杆与舵机构成一体，从图中可以看出舵机的行程与舵面偏转角之间呈线性关系。舵面偏转某一个角度后，作用在舵面上的气动力 Y ，对转轴的扭

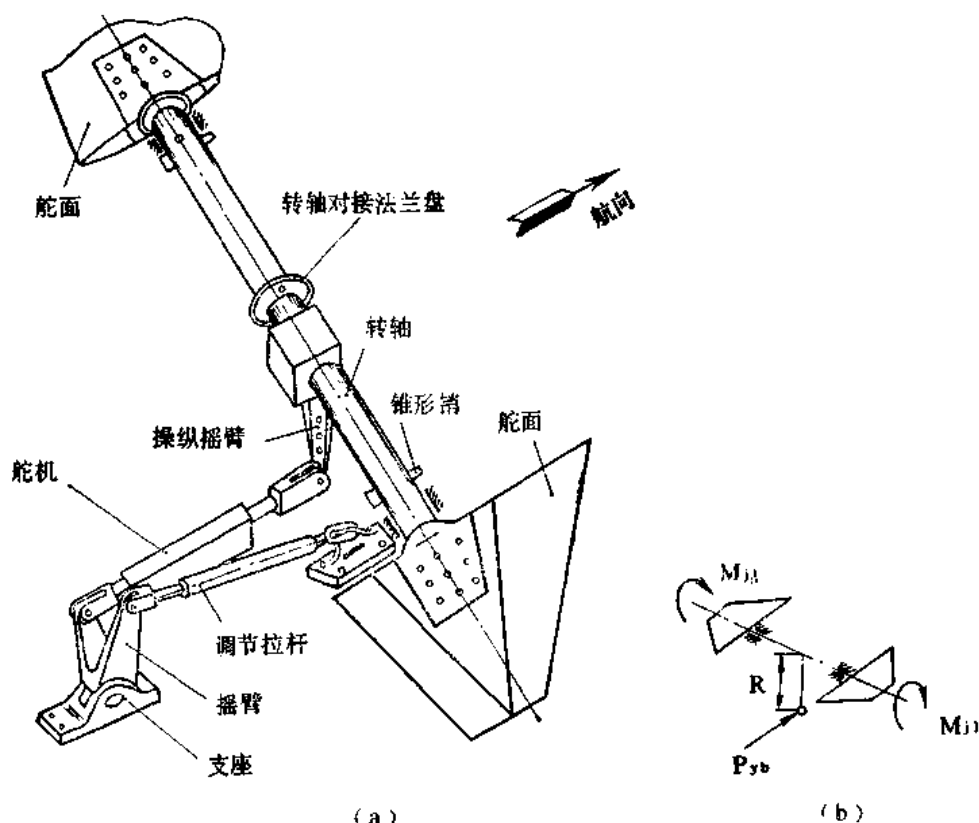


图 6-26 同向操纵机构

矩就是铰链力矩 M_{j1} ，这个力矩加上舵面偏转时的摩擦力矩以及惯性力矩与舵机输出的力矩相平衡。根据图示情况，操纵机构的转轴上的操纵摇臂的支反力 P_{yb} 为

$$P_{yb} = \frac{2M_{j1}}{R}$$

式中 R ——操纵摇臂的长度；

M_{j1} ——一个舵面上的铰链力矩。

图 6-27 所示是一种差动操纵机构。这种操纵机构用来带动一对副翼反向（一正一反）偏转，从而产生滚转操纵力矩，以实现导弹的倾斜滚转和稳定。

操纵机构由舵机和许多摇臂、拉杆以及方框所组成。舵机杆根据控制信号作伸缩移动，由它牵动摇臂、拉杆、方框动作，带动副翼偏转。譬如，当舵机杆沿导弹飞行相反方向伸出时，它使得左（从导弹飞行方向观察）摇臂 ac 绕 b 点顺时针转动并牵动左拉杆 cd 沿飞行方向移动，从而带动左操纵摇臂 de ，使得左副翼向下偏转。另外，在舵机杆伸出的同时，它也推动左拉杆 fg 带动左 Γ 形摇臂 ghi 顶着方框 ij 向右（从导弹飞行方向观察）移动，并使得右 Γ 形摇臂 ikl 转动，从而拉着右拉杆 lm 沿飞行相反方向移动，此时右摇臂 mp 绕 n 点逆时针转动并牵动右拉杆 pq 沿飞行方向移动，从而带动右操纵摇臂 qr ，使得右副翼向上偏转。当舵机杆沿导弹飞行方向收缩时，情形正好与上述相反，此时左副翼向上偏转，右副

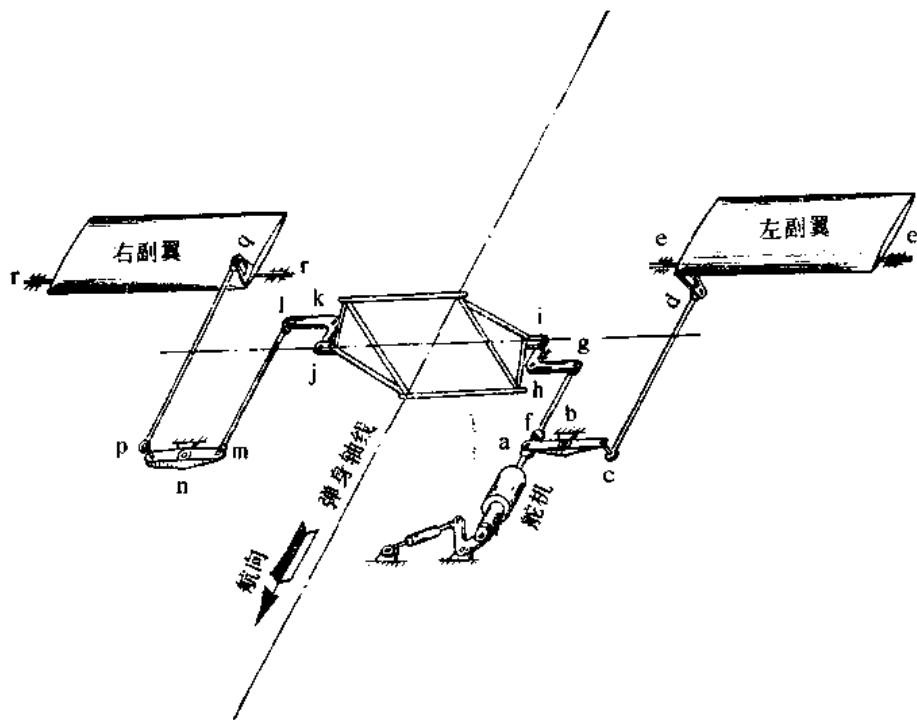


图 6-27 差动操纵机构

翼向下偏转。

图 6-28 所示是一种复合操纵机构。这种操纵机构用来带动一对舵面既能同向偏转（起舵的作用），又能差动偏转（起副翼的作用）。

同向操纵舵机（或称同动舵机）6 与中心支架 7 相连，中心支架 7 的两支脚分别与带摇臂的半轴 2 和 2' 通过滚珠轴承相连接，叉形摇臂 8 套在中心支架 7 的中心轴上并用销钉固定住，中心轴的下端通过万向接头与差动舵机（或称反向舵机）10 相连，叉形摇臂 8 的两端连接拉杆 3 和 3'，进而连着半轴 2 和 2'，舵面 1 和 1' 的转轴插在半轴 2 和 2' 里面，用两个锥形销固定住。

当同动舵机 6 动作时，它推动中心架 7 绕 $y-y$ 轴转动，由于叉形摇臂 8、拉杆 3 和 3' 与半轴 2 和 2' 的摇臂之间没有相对运动，因此中心架 7 转动就带着中心轴转动轴 2 和 2' 一起转动，从而使得舵面 1 和 1' 同向偏转。

当差动舵机 10 动作时，通过万向接头 9 旋转带动中心轴在中心支架 7 内旋转，此时叉形摇臂 8 由于是与中心轴固定在一起的，因此，它也随中心轴一起绕 $x-x$ 轴旋转，通过拉杆 3 和 3'，以及与它们连接的摇臂带动半轴 2 和 2' 向相反方向转动，从而使得舵面 1 和 1' 作差动（反向）偏转。

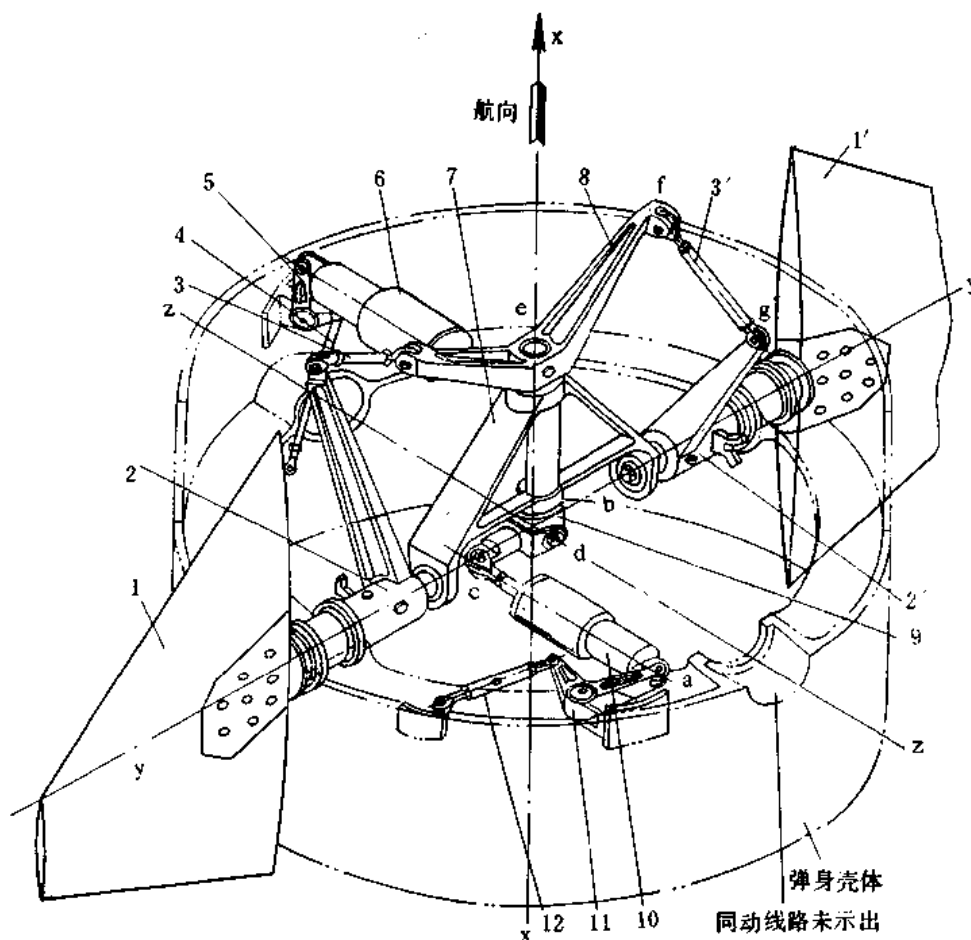


图 6-28 复合操纵机构

1, 1' - 舵面；2, 2' - 带摇臂的半轴；3, 3' - 拉杆；4 - 调节拉杆；5 - 调节摇臂；6 - 同动舵机；
7 - 中心支架；8 - 叉形摇臂；9 - 万向接头；10 - 差动舵机；11 - 调节摇臂；12 - 调节拉杆。

二、分离机构

分离机构是指一种能将导弹上工作结束之后的多余部件与相连的有用本体分离的机构。所谓工作结束之后的多余部件与有用本体，举例来说，如地对空导弹的助推器，弹道式导弹的弹体属于前者；它们的带主发动机的第二级导弹，弹头属于后者。

分离机构的分离形式因被分离部件与本体的安排部位不同有两种形式：

一种是分离部件与有用本体串联安排。如地对空导弹的助推器沿第二级导弹串接起来，即助推器的轴线与第二级导弹的纵轴轴线在一条线上。多级导弹也有按这种形式安排的。图 6-29 是这种安排的示意图，这样的分离方式称为纵向分离。采用串联式连接和分离方式的导弹，弹体总长度很长，这给运输、贮存和发射带来困难，级间的连接刚度问题也比较突出。但是，其优点是导弹在飞行中迎风面积小，受到的空气阻力也小，部件分离时的扰动小。

另一种是被分离部件与有用本体并联安排。如地对空导弹的助推器沿第二级导弹并排接

起来,即助推器的轴线围绕第二级导弹的纵轴轴线周围平行排列。多级导弹也有按这种形式安排的。图 6-30 是这种安排的示意图,这样的分离方式称为横向分离。采用并联式连接和分离方式的导弹,弹体总长度较短,运输、贮存和发射较方便。但是,其缺点是导弹在飞行中迎风面积大,受到的空气阻力大,部件分离时的扰动问题比较突出。

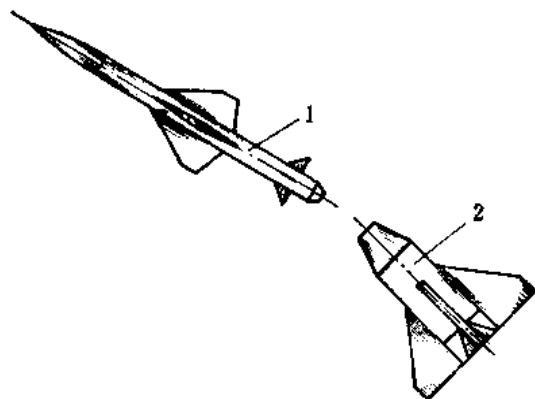


图 6-29 纵向分离

1—第二级导弹； 2—助推器。

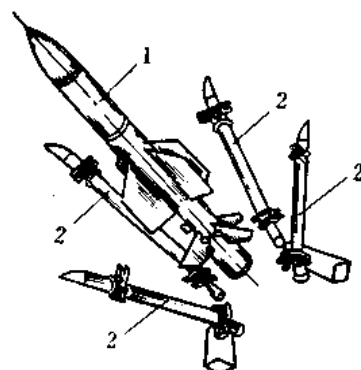


图 6-30 横向分离

1—第二级导弹； 2—助推器。

分离机构的结构形式很多,如纵向分离机构有锁钩式、绑带式以及弹簧式等;横向分离机构有剪断销钉式、套环销轴式等。它们的具体结构不作介绍。

§ 6—4 弹体的强度和结构材料

一、弹体的强度

弹体在载荷作用下,不应发生破坏,也不应引起过大的变形。这也就是通常所说的保证必要的强度和刚度。为了尽量减小弹体的结构重量,其强度和刚度不能过大,也不能过小。过大虽然很安全,但会使弹体结构重量加大;过小会导致弹体结构被破坏。因此,在进行弹体结构设计时,需要根据结构构件所受的载荷进行强度计算和试验,以保证弹体结构所需的强度和刚度而重量又轻。

弹体在不同状态和不同情况下所受的载荷是不一样的。譬如,运输状态就有颠簸运行和急刹车等情况;发射状态就有直立和倾斜等情况;飞行状态就有方案飞行和机动飞行等情况。有时,还得考虑气动加热和振动等的影响。但是,不可能对所有情况都进行载荷和强度计算,只能根据实际经验选择一些典型情况来作载荷和强度计算。所谓典型情况就是能基本上概括弹体多种多样受载的情况,如果弹体的强度和刚度在这些情况下能得到保证,就说明弹体不会发生破坏和永久变形。举例来说,导弹在主动段、助推器工作段、弹头再入段的飞行都是飞行状态下受轴向载荷的典型情况;导弹在程序转弯、导入段、机动转弯的飞行都是飞行状态下受横向载荷的典型情况。当典型情况选定之后,就把这些典型情况下的载荷都

计算出来,然后比较得出弹体各部位,特别是关键部位在什么情况下载荷最大,这个最大载荷就是弹体各该部位结构强度计算的依据。这一步工作在强度计算上称为确定计算情况。

计算情况确定之后,此时作用在弹体上的最大载荷称为使用载荷,即真实作用的载荷,记为 P_{sy} 。但是,在强度计算时要留点余地,所以一般要把使用载荷加大一些再去作强度计算,这个被加大的载荷称为设计载荷,记为 P_{sj} 。经过这样计算而设计出来的弹体结构就比较安全。因此,人们通常把这个余量称为安全系数 f 。它表示如下

$$f = \frac{P_{sj}}{P_{sy}}$$

例如,将使用载荷加大 20~30%,则安全系数 $f=1.2\sim 1.3$ 。导弹是一次使用的飞行器,安全系数不必取得过高,只对于重要的舱段接头、高压容器,为确保强度,安全系数可再加大一些,取到 1.5 左右。

定出设计载荷之后,应用强度计算理论所建立的公式,就可对选定了材料和结构形式的构件分别计算出它们的尺寸,诸如蒙皮的厚度,骨架的剖面尺寸等。

设计弹体结构除强度有所保证外,还要保证有足够的刚度,即限制它的变形量在一定范围内。因为有时弹体某些部分的破坏并不是由于强度不够,而是由于变形所致。变形与刚度直接有关,刚度大,变形就小,刚度小,变形就大,所以对弹体结构除作强度计算外,还要作刚度验算。有的部件并不是由强度来确定它们的尺寸,而是由刚度来确定它们的尺寸,薄翼型的弹翼就是如此。

理论计算的弹体结构强度和刚度是否符合实际,要通过地面强度试验和实际飞行试验来检验。

二、弹体结构材料

弹体结构所用的材料,希望它轻而强。轻即比重小,强即强度高,刚度大。通常用比强度,比刚度来表示结构材料的这种综合性能,即

$$\text{比强度} = \frac{\text{抗拉强度}(\sigma_b)}{\text{比重}(\gamma)}$$

$$\text{比刚度} = \frac{\text{弹性模量}(E)}{\text{比重}(\gamma)}$$

由于比强度,比刚度综合示出了材料强度的大小和轻重,所以它们是衡量弹体结构材料性能好坏的一个重要指标。当然,一般是希望它们的值愈大愈好。然而,结构材料的选用还有其它一些因素要考虑,如材料受温度的影响程度,工艺性能以及价格和资源等。所以选用材料也是一个需要综合考虑的问题。

弹体结构材料,主要有铝合金、镁合金、合金钢、钛合金、以及复合材料等。此外,还有非金属材料。

(一) 合金

这类合金主要是铝与铜、镁或锌的合金。它的比重较小,约为 2.8。在常温下有较高的比强度和比刚度。硬铝(LY12),其 $\sigma_b \geq 400 \text{ N/mm}^2$ 。超硬铝(LC4)的强度更高,其

$\sigma_b \geq 600 \text{ N/mm}^2$ 。硬铝的切削、冷压等加工性能很好。常用来作弹体蒙皮，弹翼和弹体的一些骨架构件。铝中加入适量硅便成为铸造铝合金，可用来作加强框和仪器设备支架。铝中加入锰、铬便成防锈，防腐蚀铝合金，可用来作液体推进剂贮箱，其低温性能也好，装液氧（ -183°C ）、液氢（ -253°C ）仍不变脆。铝合金在 120°C 以下能长期工作，但在 150°C 以后，随温度升高强度降低。铝与锂的合金可使其耐热性能得到改善，使用温度可达 260°C 。

（二）镁合金

这类合金一般渗有铝、锌、锰等成分。它的比重比铝合金还小，只有 1.8。与铝合金相比较，虽然强度低些，但比强度反而高些，比刚度也不低。且由于弹性模量低，减震性能好，能承受较大的冲击振动载荷。镁合金具有良好的切削加工和铸造性能。故可用来制造仪器设备支架、支座、仪表板，以及各种整体壁板结构的翼面和弹身舱段。这种材料的缺点是易受腐蚀，使用时要注意。此外，材料的耐热性较差，仅适于 120°C 以下使用，如果在其中加入稀有元素，特别是锆，使用的温度可扩大到 300°C 。

（三）合金钢

这类合金钢主要有高强度结构钢和耐高温、耐腐蚀的不锈钢。其中典型的高强度钢有 30 铬锰硅钢（30CrMnSiA），它经热处理后，强度极限达 1100 N/mm^2 ，易于焊接和切削加工。高强度钢的比重很大，约为 7.9，这对减轻重量不利，所以一般用于作受力大的构件，如受力樑、加强隔框以及传力接头，还可用于作高压容器。不锈钢含有镍、铬、钨等元素，具有抗腐蚀性能，良好的冷加工和焊接性能，能耐到 600°C 的高温。不锈钢薄板可用于作高速导弹的弹体蒙皮和大型导弹的推进剂贮箱。

（四）钛合金

这类合金的比重只等于合金钢的一半左右，约为 4.5，而强度却接近于合金钢，因此具有很高的比强度。它还具有优良的抗腐蚀性能和耐高温性能，在 $150 \sim 300^\circ\text{C}$ 范围内强度下降较小，能耐到 500°C 的高温，在低温下不变脆。多数钛合金能焊接。因此，钛合金可用于作蒙皮、骨架和高压气瓶，以及低温推进剂贮箱等。钛合金的主要缺点是切削加工性能差，加工成型困难，需要加热成典；另外，价格比较高。

（五）复合材料

玻璃钢是一种复合材料，它是用玻璃丝（玻璃纤维）边缠绕边用树脂粘结起来，或者先用玻璃丝织成玻璃布，然后再用树脂一层层地粘结起来而制成。目前使用的玻璃钢大都用有聚酯树脂、环氧树脂、酚醛树脂、有机硅树脂与玻璃丝或玻璃布复合而成。由于比重小，只有 $1.8 \sim 2$ ，故比强度可与高强度铝合金相比美，且成型工艺简单，故广泛用来制造弹体、夹层结构的翼面和雷达导引头的外罩等。玻璃钢的缺点是弹性模量低，刚度太小，在应用时做成夹层结构以改善刚度。

除玻璃钢外，还有用碳纤维、石墨纤维或硼纤维与环氧树脂复合制成的另一类复合材料，其强度和刚度比玻璃钢要高得多。为了克服树脂本身不能承受高温的缺点（环氧树脂在 200°C 以上就变软），人们用金属代替了树脂，制成了硼—铝复合材料，使用温度可达 $250 \sim 500^\circ\text{C}$ 。此外，还有一些用合金纤维与合金材料复合制成的复合材料，这种材料不仅高

温性能更好，而且比强度和比刚度也有显著的提高。

（六）塑料

塑料突出的特点是重量轻，具有一定的强度，抗腐蚀性及抗振性较好，容易模压成型，可压制各种复杂形状的零件。塑料（譬如热固性玻璃纤维塑料）已广泛用在导弹上。一些小型导弹的弹体、弹翼、舵面以及雷达天线罩等很多都是用塑料制成的。

第七章 发 射 设 备

为了把导弹顺利而成功地发射出去，必须拥有一套发射设备。广义地说，这套设备是泛指把导弹发射出去所需的一切设备，它包括发射装置，装填（弹）设备，检测设备，发射控制设备，电源设备，勤务保障设备，以及发射场地和工程设施，等等。其中勤务保障设备又包括运输设备，起重、装卸和对接设备，加注、洗滌和消防设备，压气供应设备，标定和瞄准设备，以及维护设备，等等。

但是，上面所列举的各种设备、场地和设施并不是每一种导弹都要包含那么齐全，因导弹的用途、类型和特点不同而有很大差别。譬如，小型单兵或兵组使用的肩射地对空导弹或地面反坦克导弹，只要有很简单的发射装置、检测仪和电源就能将导弹发射出去。

本章主要介绍导弹发射设备。然而，导弹发射方式是确定发射设备型式与结构的前提，因此，我们先介绍导弹发射方式。

§7—1 导 弹 发 射 方 式

为要了解导弹发射方式，应先弄清楚导弹发射的含义。所谓导弹的发射是指导弹从进入发射准备，在自身推力（简称自力）或外部动力（简称外力）作用下飞离发射装置的过程。有些导弹，如雷达波束导引的地对空导弹，红外或激光波束导引的反坦克导弹，导弹必须进入导引波束之后才能对它进行制导，因此，往往把导弹飞达起控点的这一段过程也计入发射过程。

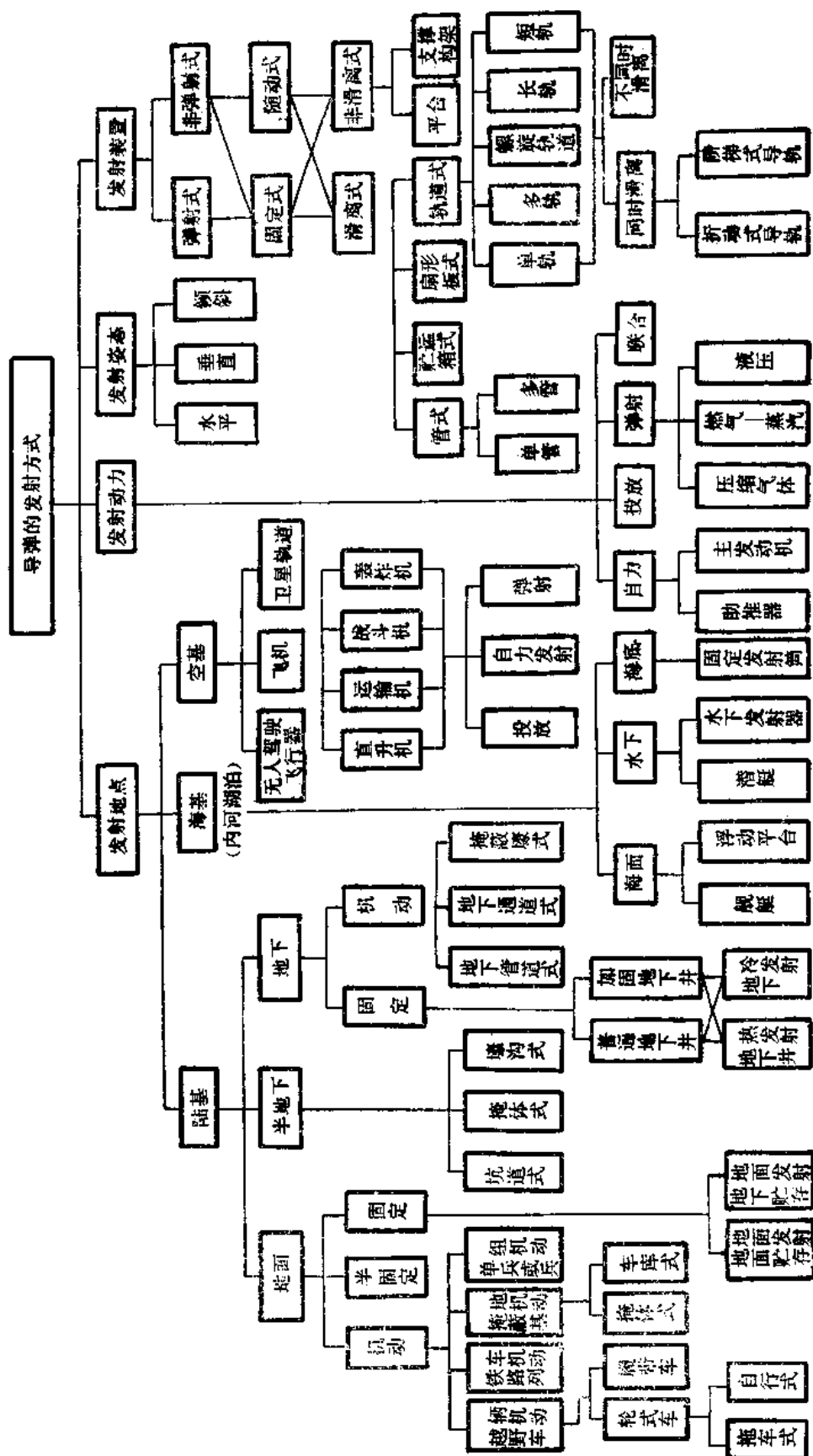
导弹发射方式是随着科学技术的发展及武器系统技术性能的改进，特别是导弹命中精度的提高而在不断地变化和发展着。我们认为发射基点，发射动力，发射姿态和发射装置等诸要素可能组合的方式就构成各种各样的发射方式。譬如，从地面发射导弹，可以有不同的发射动力，不同的发射姿态，不同的发射装置，以及不同的机动性能等等。既然发射方式多种多样，自然，也就出现了发射方式的选定问题。为了研制出完善的导弹武器系统，对导弹发射方式进行研究是一项具有实际意义的课题。

为明了起见，我们把导弹发射方式概括地表示成“发射方式一览表”，示于表7—1。通观该表，可以看出导弹发射方式形式繁多。

一般说来，导弹发射方式取决于战略、战术的指导思想，武器系统的技术要求，作战部署和运用原则；此外，还取决于导弹及动力装置的类型、制导方式等。

导弹的发射点遍及陆海空各个领域。凡是以陆地为发射基点的称“陆基发射”；以海洋为发射基点的称“海基发射”；以空中为发射基点的称“空基发射”。对某些类型的导弹来说，其发射基点在一定程度上可以说是既定的。譬如，地对地导弹自然是陆基发射；舰（潜）载导弹自然是海基发射；机载导弹自然是空基发射。

表 7-1 导弹发射方式一览表



导弹的发射姿态不外水平、垂直和倾斜三种。不同的姿态有不同的发射原理。有些导弹只能采用固有的发射姿态,如陆基、海基的大型弹道式导弹只能采用垂直发射;空基的空对空导弹和大型空对地导弹以及海基的制导鱼雷,一般采用水平发射。其余一些导弹的发射姿态则较为灵活,如地(舰)对空导弹,一般采用倾斜发射,但也有采用垂直发射的。

按发射动力分类,有自力发射,投放发射、弹射发射以及复合发射。这里所指的发射动力是指导弹发射时所赖以起动的原动力。虽然,这种原动力可以由导弹的动力装置自己产生,但也可以由导弹以外的发射系统产生,当然还可以由两者联合产生。所谓自力发射是靠导弹自身发动机的推力来发射导弹;投放发射是靠导弹自身的重力投放导弹;弹射发射是靠发射装置提供弹射力来发射导弹;复合发射是自力发射与弹射发射相结合的发射。投放发射的基本原理是打开挂弹装置上的释放机构,导弹便在重力作用下脱离载机作静力滑翔,经过一定的延期,导弹发动机点火,随即作动力飞行。

§ 7—2 发 射 装 置

发射装置是发射设备的重要组成部分。它是用来支承导弹,进行射前瞄准,按照瞄准方向发射导弹的专用设备。有的机动式发射装置尚可完成导弹的短途运输,有的发射装置还可完成导弹的再装填。有的发射装置取名为发射台,发射架或发射器,因而发射装置可认为是这些称呼的总称。

一、发射装置的功能、组成和分类

发射装置的功能概括如下:

发射前:支承导弹,与其它设备一起协同完成射前的瞄准和准备工作。

发射时:按制导系统的要求,赋予导弹以规定的发射角度,起动导弹,使导弹在飞离发射装置的瞬间具有所要求的飞行姿态,飞行速度和弹道倾角。因而有人把发射装置的这种功能称做发射制导。

发射后:当需要再装填导弹时,它与输弹、装填设备一起完成对导弹的再装填任务。当导弹发射不成时,发射装置应顺利完成退弹任务。

由于导弹的类型很多,发射装置的类型和组成也是多种多样的,但就其共同部分而言,发射装置一般主要包括有支承和导向部件,瞄准装置、回转架、基座和发射控制系统等几部分。

发射装置的类型虽然很多,但从发射原理和结构原理上分析,我们可归纳出几种带主要特征的类型,如表 7—1 中发射装置部分所列。

二、弹道式导弹发射装置

弹道式导弹发射装置又称发射台,属于陆基非滑离式发射装置。它用来竖立导弹,保持发射状态,进行垂直调整、方位瞄准和必要的维护工作。其基本型式有支柱平台式和支撑构

架式。战术或战略弹道式导弹常用的发射台是四柱式发射台，如图 7-1 所示。这种发射台通常由以下主要部分组成：基座、中框架、上框架、升降垂直调整机构、调平机构、方向机构、燃气导流器、电气设备、气动设备、紧固部件，等等。

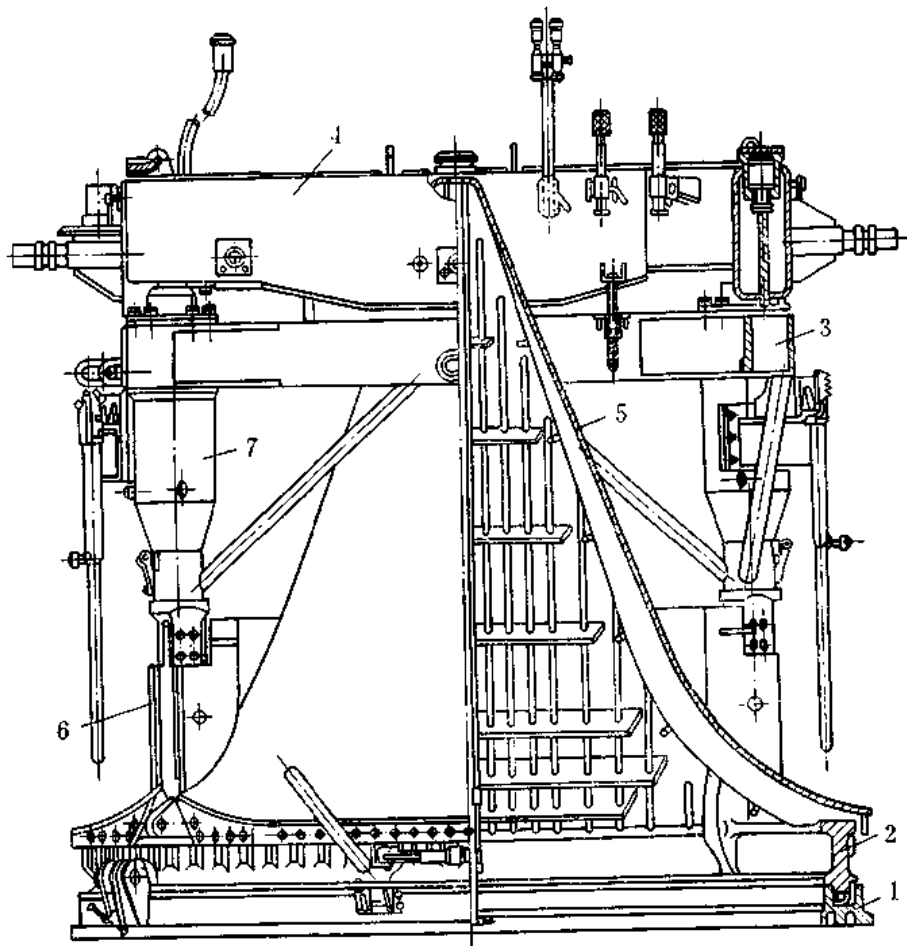


图 7-1 弹道式导弹四支柱式发射台

- | | | | |
|----------|----------|-------------|--------|
| 1—下固定基座： | 2—上活动基座： | 3—中框架： | 4—上框架： |
| 5—燃气导流器： | 6—支柱： | 7—升降垂直调整机构。 | |

基座是发射台的支承和回转部分，也是所有零部件竖立和安装的基础。它由下固定基座 1 和上活动基座 2 组成。下固定基座用紧固部件固定在发射场地的底板上，上活动基座通过夹带滚珠轴承的上下环与下固定基座相连。上框架 4 用来支承导弹，其结构型式有四方形、六角形或八角形，在其上固定有支承盘、防风拉杆、水准仪平台、各种管路、以及其它仪器、设备的固定件。中框架 3 是上框架的基座，是矩形金属结构。升降垂直调整机构 7 用来升降导弹，调整导弹的垂直度。该机构由千斤顶、减速器和驱动装置组成。它们装在发射台基座的活动部分上。调平机构用来将载荷均匀分配到各支柱上，便于对导弹进行垂直调整。

该机构是杠杆式的。方向机构用来转动发射台回转部分，可对导弹进行方向瞄准。当起竖车与发射台对接时，亦可用来转动台面到所需要的位置。该机构由减速器、电动机和手动装置组成，它们装在发射台基座的固定部分上。燃气导流器用来排导发动机的燃气射流，保护地面及周围设备免受冲击，消除射流对导弹尾部的影响，避免干扰起飞姿态。导流器的结构型式有圆锥形、棱锥形和单面或双面楔形。电气设备由电源、照明、信号装置和保险装置等组成。气动设备用来驱动和控制有关机构、装置和设备，它由配气箱、各种气动夹具和管路以及附件等组成。

图 7-2 所示是多支柱构架式发射台，它适用于半固定阵地上发射大型导弹。增加支柱数能减少每个支柱所分担的重量，支柱数通常有 6、8、10 个，有的甚至到 12 个。这种发射台没有专门的瞄准机构，其方位角是靠准确地安放下发射架 1 来保证。上发射架 4 的支柱可在一定范围内调节高低。上发射架相对于下发射架绕一个水平轴可转成平卧位置，以便导弹完成水平对接，然后再起竖导弹。

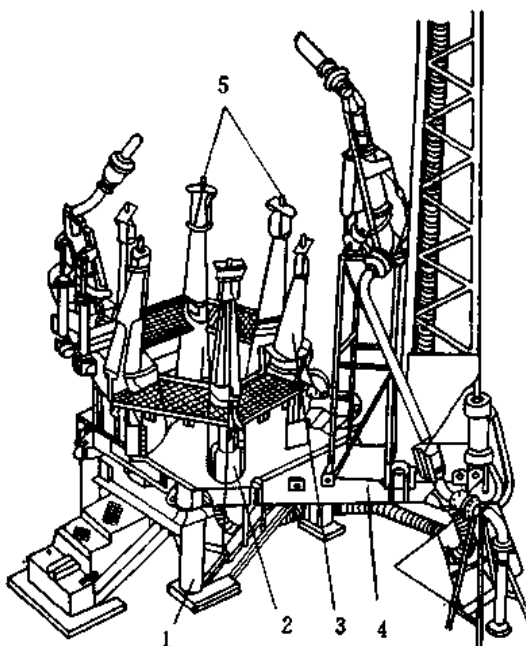


图 7-2 弹道式导弹多支柱构架式发射台

- 1—下发射架； 2—支承脚架； 3—活动支柱；
4—上发射架； 5—导弹的闭锁插销。

三、巡航导弹发射装置

由地面或海面发射的巡航导弹，其典型弹道一般为“爬升—平飞—俯冲”弹道，弹上装有固体火箭助推器，故采用零长导轨式倾斜发射装置。图 7-3 为巡航导弹发射装置示意图。

由空中发射的巡航导弹，一般是通过挂架或吊架将导弹外挂 在 载 机 上。

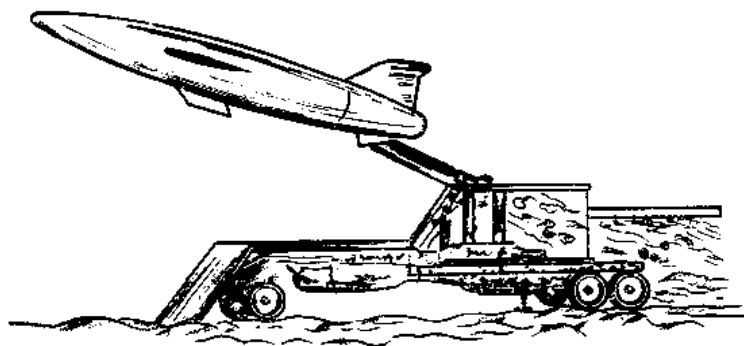


图 7-3 巡航导弹发射装置示意图

四、地对空导弹发射装置

图 7-4 所示是地对空导弹的一种机动式发射装置。它由机械系统和电力随动系统两大部分组成。

发射装置的机械系统由起落部分、瞄准机构、回转支承部分和行驶部分组成。

起落部分的主要部件是一个能作俯仰运动的发射臂。它的作用是在发射前支承并锁紧导弹，以保证当起落和回转部分在随动系统带动下作高低和方位转动时导弹不会掉下来。发射臂上有导轨，发射时导弹沿导轨滑动，以保证导弹离轨时具有一定的初始高低角和初始速度。

瞄准机构包括有高低机构和方向机构，它们均安装在托架上，由随动系统带动而实现发射装置起落和回转部分在高低和方位射界内的自动瞄准跟踪。

回转支承部分包括有托架、座体、燃气挡板和纵梁。由于托架固定在能转动 360° 的座体上，因而可使它作方位射界的回转。托架除了支承发射臂外，还安装发控和随动系统，以及燃气挡板。燃气挡板的作用是排导发动机的燃气射流，保护人员、设备和场地。纵梁是发射装置的总支承件，在发射时用于保证发射装置的稳定；在行军时用作发射装置的车梁。

行驶部分在行军时与纵梁结合起来构成一辆挂车。

发射装置的电力随动系统是一套自动跟踪系统。它的功能是控制发射装置在高低和方位上的转动，使之与制导雷达天线同步而瞄准目标；同时还控制发射装置在导弹发射出去之后返回到原来的装填位置，以便再装填导弹。电力随动系统由方位角和高低角两个既有联系又各自独立的分系统组成。这两个分系统共用的设备有定位传信仪组合、控制组合，电流限制组合、配电箱及回旋接触装置。除共用设备外，方位角系统还有受信仪组合、放大电机、执行电机和转换接点；高低角系统除有受信仪组合、放大电机、执行电机和转换接点外，还有电磁铁和高低角限制器。上述设备中的定位传信仪其主要功能是起动与停止随动系统的工作；与控制组合一起能使发射装置在发射导弹之后自动返回到原来的装填位置。受信仪其主要功能是测量失调角（发射装置的实际角坐标与给定的角坐标之间的角度差），并根据此失调角而形成相应的控制电压信号。控制组合其主要功能是将受信仪传来的失调角控制电压信号进行选择、整流和放大后输向放大电机；当发射装置达到瞄准精度（失调角在规定范围内时），接通允许发射的同步信号电路；导弹发射出去之后，控制发射装置返回到原来的装填位置，并自动断电。

上述地对空导弹发射装置虽说是机动式的，但在现代化战争条件下，其机动性显然是太差了。就是在以前，这种发射装置也主要用在战略要地的固定或半固定阵地上。现代地对空导弹，已采用了全机动发射方式，导弹武器系统都装在车上。例如，苏联“萨姆-6”导弹武器系统装在两辆履带式车上，其中一辆是装载三枚导弹的运输-发射车（图 7-5 所示），另一辆是装载制导雷达车。三联装的导弹发射装置装设在运输-发射车上，它可以作 360° 的方位回转， $45^\circ \sim 85^\circ$ 的高低俯仰，可以单射或齐射。每一个导弹连拥有八部导弹运输-发射车及一部制导雷达车。车辆行进速度达 45km/h ，能实施机动发射。又如法国“猎鹰”导弹武器系统也装在履带式车上。载有六枚导弹的六联装箱式发射装置连同制导雷达装在一辆

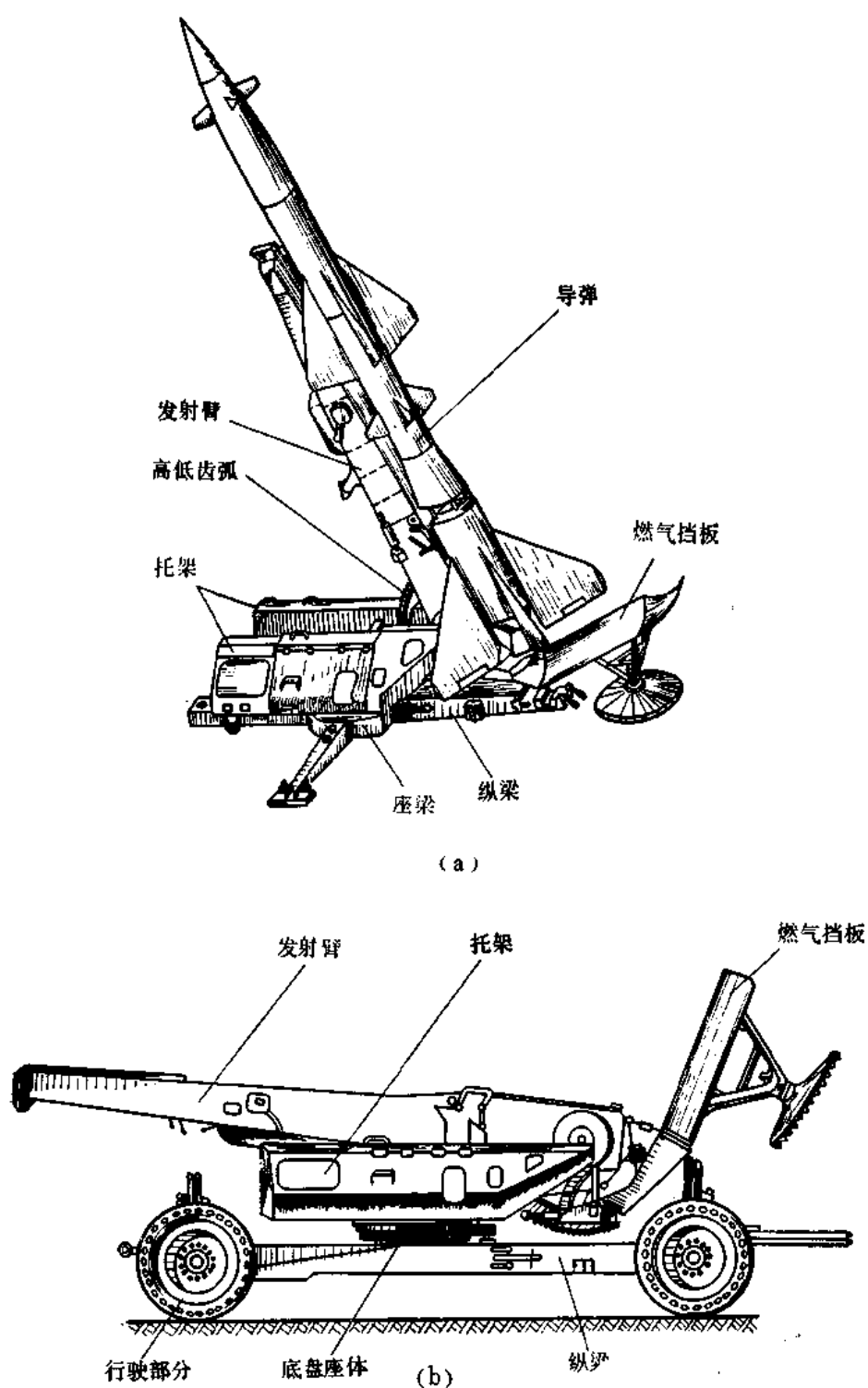


图 7-4 地对空导弹机动式发射装置

(a) 发射装置待发状态; (b) 发射装置行军状态;

发射车上，其发射机动性能更为优越。图 7-6 就是这种导弹的发射车示意图。

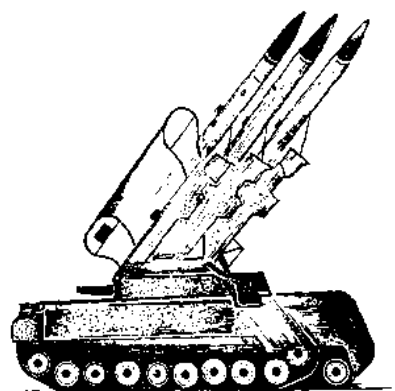


图 7-5 三联装地对空导弹运输-发射车

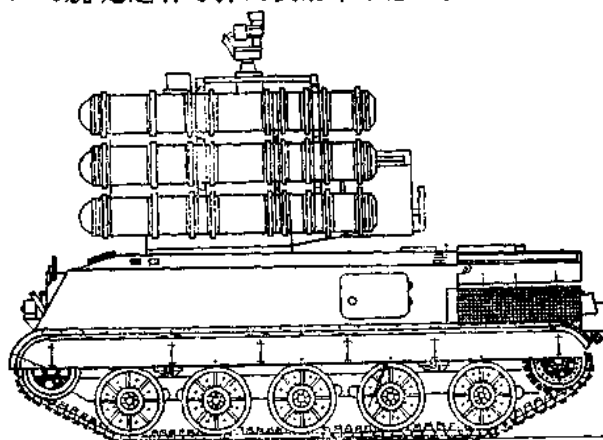
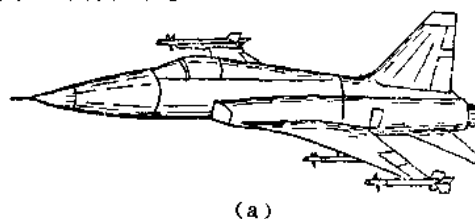


图 7-6 六联装地对空导弹发射车

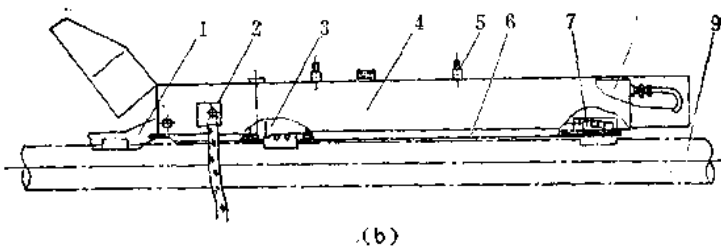
五、空对空导弹发射装置

空对空导弹发射装置又称发射器。这种飞机上的发射装置，与地面上的发射装置有不同的特点。由于飞机具有很高的飞行速度，它赋予导弹很大的初速，所以发射装置的导轨不需要很长；又由于飞机具有很好的机动灵活性，它本身可以进行瞄准，因而发射装置上可以不需要瞄准机构。发射装置装设在歼击机机翼下面的支架上，导弹通过滑块安装在导轨上，用闭锁器锁住导弹，以保证当载机作机动飞行时导弹不会掉下来。如果导弹或载机发生故障，发射装置上的应急机构可将载有导弹的发射装置一起抛掉。然而，为了提高瞄准和射击效果，采用活动的旋转式发射装置能沿任意方向发射导弹，重型轰炸机上装设这种发射装置能防御来自各个方向上歼击机的来袭。

这类发射装置一般由发射架体和发射控制盒组成。发射架体主要包括有壳体、导轨、闭锁器、电分离器、与载机连接机构、防震机构和保险机构等。发射控制盒通常就是发射装置的电路部分，主要包括有电源电路、自动频率调整电路、弹上电源检测电路、发控程序控制电路，以及导引头音响信号检测电路等。图 7-7 是发射装置在载机上的配置及组成示意图。



(a)



(b)

图 7-7 空对空导弹发射装置在载机上的配置及组成示意图

(a) 在载机上的配置图； (b) 组成示意图。

- | | | | |
|------------|---------|---------|----------|
| 1—电分离器； | 2—保险机构； | 3—闭锁器； | 4—壳体； |
| 5—与载机连接机构； | 6—导轨； | 7—防震机构； | 8—发射控制盒； |
| 9—导弹。 | | | |

六、艦（潛）載導彈發射裝置

艦（潛）載導彈的類型較多，我們介紹其中幾類導彈發射裝置。

（一）艦對艦導彈發射裝置

1. 傾斜發射裝置

艦對艦導彈在作戰時一般不強調快速再裝填性能，因此，發展初期多採用無裝填系統的導軌式傾斜發射裝置，其最簡單的型式是單聯裝定角（定高低角和方位角）雙軌式。蘇聯“冥河”導彈的發射裝置就屬此種，如圖 7-8 所示。這類發射裝置除定角外，尚有變角的，即變高低角，或變方位角，或變高低角和方位角；除單聯裝外，還有多聯裝的。

這類導彈另一種箱式傾斜發射裝置，是目前廣為應用的一種發射裝置。它是在一個貯運箱內裝有導軌或適配器，調溫和防潮設備，以及緩衝和防震裝置。箱的前後蓋是易碎蓋，發射時前蓋靠導彈頭罩撞碎，後蓋靠發動機的燃氣流吹碎。導彈在出廠時裝在箱內充以氮氣後密封起來，依靠箱子貯存、運輸和發射導彈，所以它是定向發射器和貯運包裝箱兩者結合為一的發射裝置。其優點是裝艦發射迅速，安裝位置靈活，補給裝填容易。法國“飛魚”艦對艦導彈就是採用這種型式的發射裝置，如圖 7-9 所示。

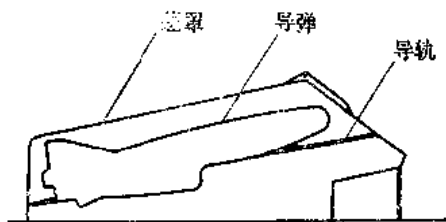


圖 7-8 艦對艦導彈單聯裝定角導軌式傾斜發射裝置

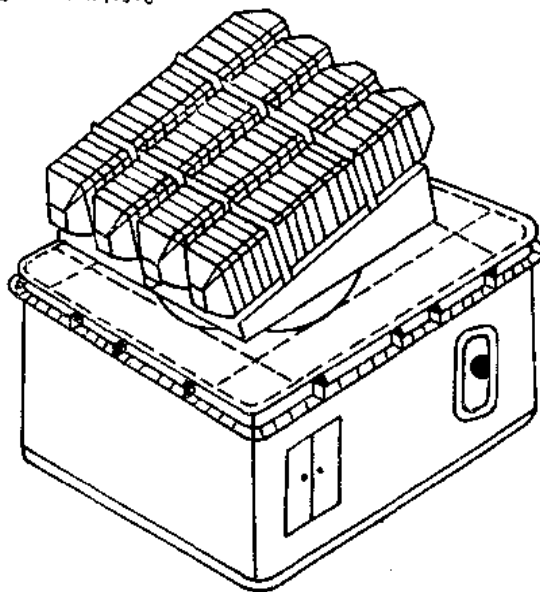


圖 7-9 艦對艦導彈貯運發射箱式四聯裝發射裝置

這類導彈的發射裝置也有配置裝填系統的，如圖 7-10 所示，但是，就目前所見為數不多。

2. 垂直發射裝置

從 70 年代以來，隨著瞄準和制導體制的改進，這類艦對艦導彈（還有艦對空導彈）出現了採取垂直方式發射導彈的發射裝置與發射系統。這是一些艦載戰術導彈發射方式的重大變革與突破。因為用垂直方式發射導彈，可以將箱式發射裝置與貯彈庫結合為一體，便於在載艦甲板

下面大量贮放发射箱，并使所有的导弹处于准备发射状态，有利于提高快速反应能力和实施成群射击，导弹的发射率很高，火力很强。同时，导弹射界不受载舰甲板上的设备和设施的阻挡和限制，可实施全方位攻击目标。发动机的燃气射流固定向下所形成的有害空间小，便于发射装置周围设备的布置，这一点对在舰艇上发射导弹显得特别重要。此外，同一发射系统可以贮放不同类型的导弹，在同一时间内能攻击多类目标或同类的不同纵深的多批量目标，扩大了发射系统的使用范围。

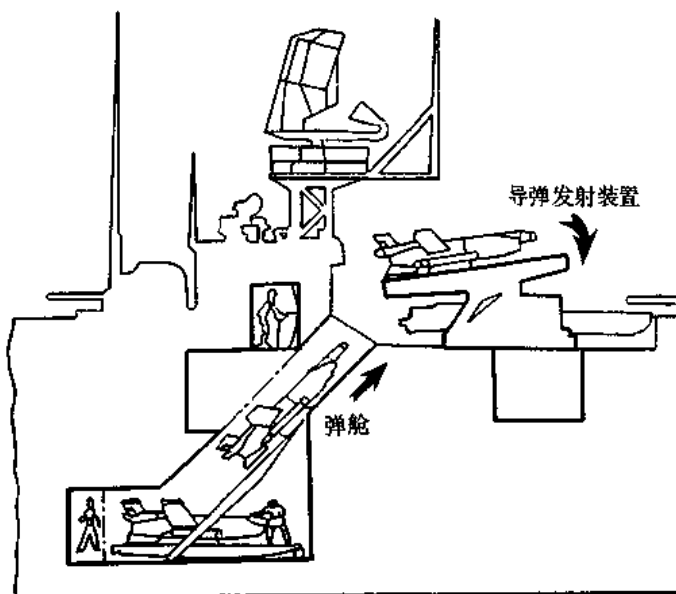


图 7-10 舰对舰导弹发射装置装填系统示意图

然而，垂直发射系统必然给导弹武器系统带来不少新的技术问题。其中关键之一是导弹垂直起飞后，它相对于被攻击的目标应有很好的定位和转向功能。这种功能要靠弹上的敏感性好、精度高的惯性仪表及自动驾驶仪自动完成，也可靠遙控来完成。此外，还有燃气射流的导流，发动机意外点火的应急处理，发控技术、等等。这种系统明显的缺点是，为射击同一目标，导弹所飞行的航程和时间要比倾斜发射系统长，弹道曲率也较大，这会影响导弹杀伤区的近界。

图 7-11 为重型导弹巡洋舰垂直发射系统示意图。

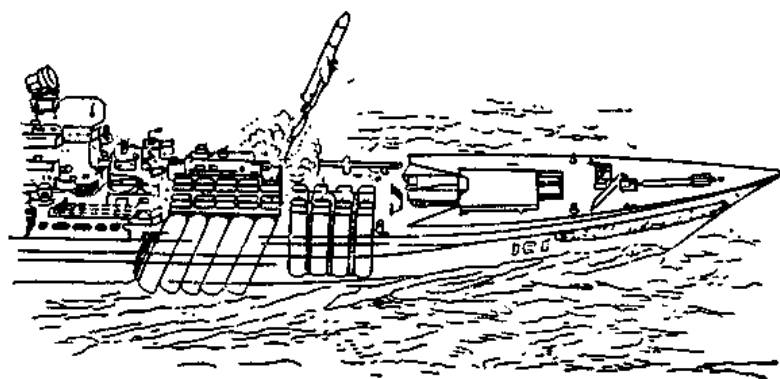


图 7-11 重型导弹巡洋舰垂直发射系统示意图

(二) 舰对空导弹发射装置

舰对空导弹是一种防御武器，在作战时应具有连续作战和快速攻击性能，因此，一般都

采用包括发射装置，装填和贮弹设备在内的“弹舱式”发射系统。它从输弹，装填到发射整个过程自动完成，两次齐射的时间间隔在 10 秒左右。

这类导弹如果采用倾斜式发射装置，根据装填方式不同有水平和垂直两种型式的发射系统。

水平装填发射系统如图 7-12 所示。它用于发射尺寸长的导弹。导弹置于扬弹机上在弹舱内水平贮放，发射时用液压柱塞将导弹顶向上方送到装填机上，经输弹链将导弹装到发射装置上。

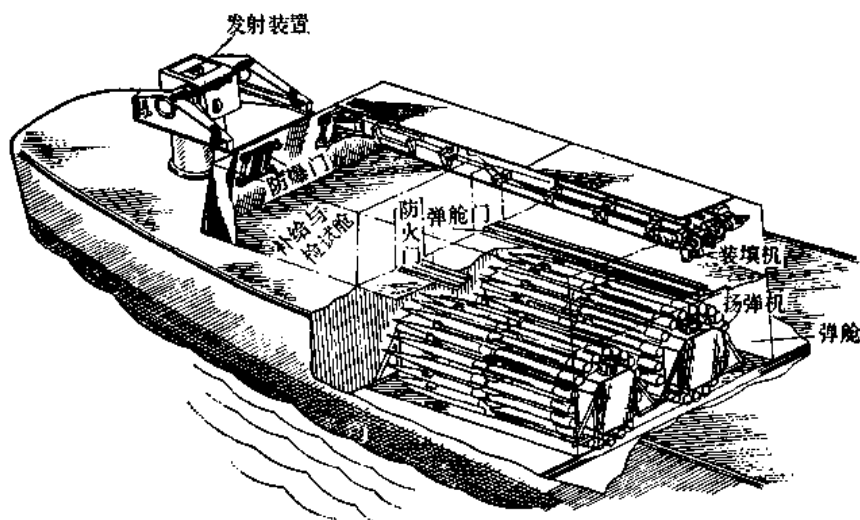


图 7-12 舰对空导弹水平装填发射系统示意图

垂直装填发射系统如图 7-13 所示。它用于发射尺寸短的导弹。导弹垂直排列在位于发射装置下方的环形贮弹架上，依靠链齿机构将导弹推到发射装置上。

上述两种发射系统都具有齐射间隔时间较长的缺点。解决这一问题的方法可采用“集箱式”发射装置，即将几个或十几个发射箱组合在一起成“集装箱”，把它整体地安装在回转俯仰架上，这样能使齐射间隔时间缩短到两秒左右。如果“集

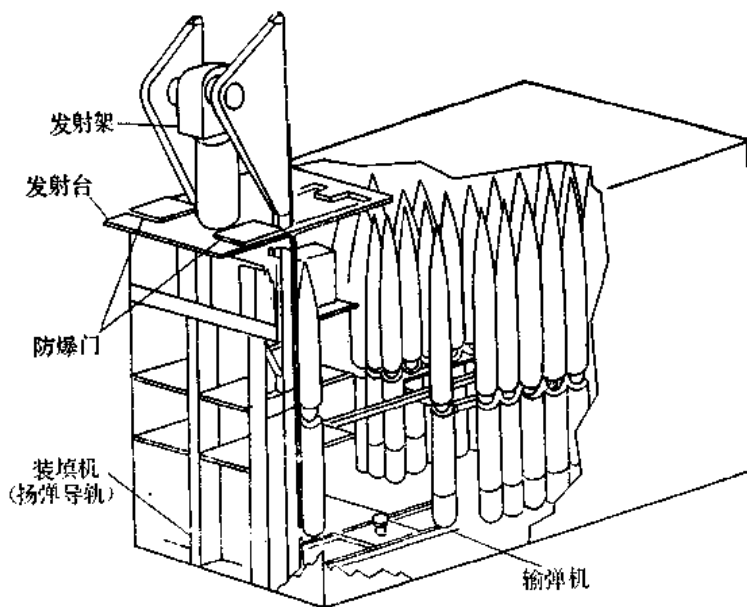


图 7-13 舰对空导弹垂直装填发射系统示意图

箱式”发射装置的联装数愈多，则攻击目标的火力就愈强。如果再配以自动装填系统，其火

力还会进一步加强。图 7-14 是一种具有“集箱式”发射装置的装填发射系统。

这类导弹垂直式发射装置与舰对舰导弹中所介绍过的垂直发射装置大体相近，此处不再重述。

（三） 潜对地导弹发射装置

潜对地巡航导弹早期采取水面发射方式，其发射装置为导轨式或零长架式；后期改为水下发射方式，其发射装置利用现成的鱼雷发射管。用鱼雷管发射导弹一般是将装有导弹的贮弹筒以水压或气压作动力弹射出去，靠贮弹筒的浮力和舵翼装置使之以一定的上升速度和预定的水中弹道（也有采用有动力的水中弹道）向水面运行，至水面时，贮弹筒上的传感器发出信号，使贮弹筒前后罩脱掉，发动机点火，导弹便进入空中飞行弹道。

图 7-15 为巡航导弹发射装置在潜艇上的配置图。

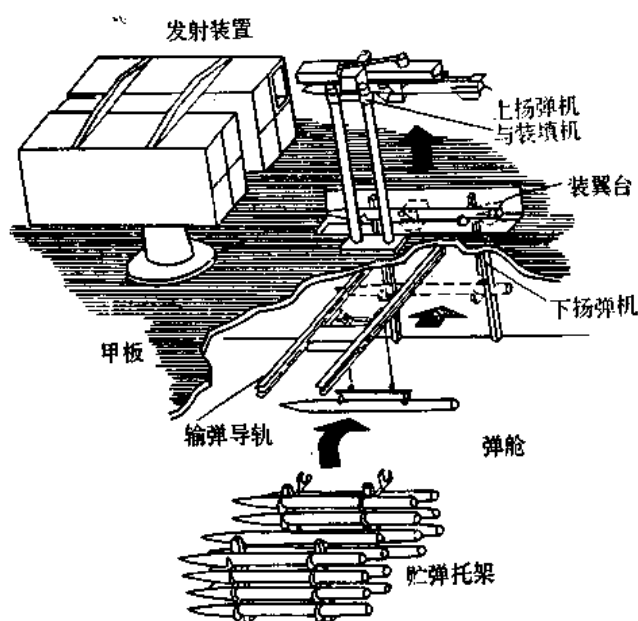


图 7-14 舰对空导弹“集箱式”发射装置装填发射系统示意图

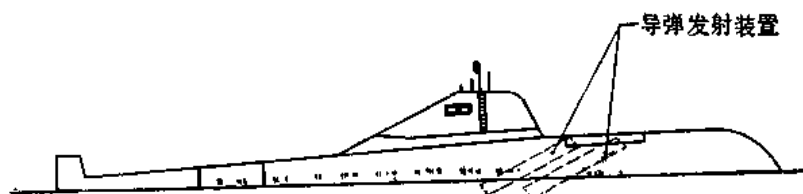


图 7-15 巡航导弹发射装置在潜艇上的配置图

潜对地弹道式导弹早期也曾采取过水面发射方式，导弹从可升到艇面的垂直发射筒中发射出去。但很快，这类导弹的发射方式就改为从装设于艇内的垂直发射筒进行发射了。这种发射系统由弹射动力系统，发射筒和减震装置组成。弹射动力系统早期用过压缩空气系统，后来改用燃气-蒸汽系统。该系统由燃气发生器，燃气冷却室，发射气体通道，发射压力室以及导弹与发射筒之间的密封装置等组成。图 7-16 所示为一种燃气-蒸汽弹射动力系统工作原理图。发射筒采用内外双筒结构，导弹置于内筒里，弹与筒壁间装有适配器，兼有支撑、密封和缓冲作用，内筒通过许多个液体弹簧悬挂在外筒上，使之起到水平和垂直方向的减震作用。发射筒也有采用单筒结构的，弹和筒壁之间用具有弹性的气密环密封装置。整个发射筒的上部装有水密装置和筒盖装置。图 7-17 是发射筒(24个)在核潜艇上的配置示意图。

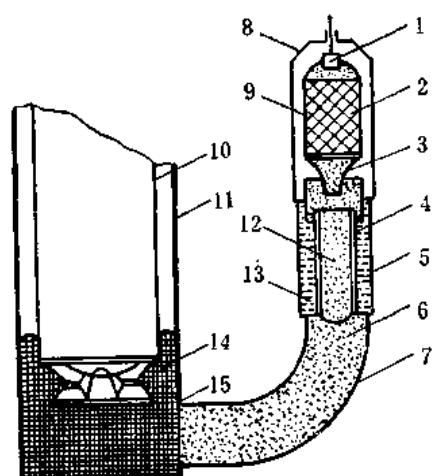


图 7-16 燃气—蒸汽弹射动力系统工作原理图

- | | | |
|------------|---------|---------------|
| 1—点火器； | 2—药柱； | 3—喷嘴； |
| 4—立管； | 5—水冷却室； | 6—燃气、水和蒸汽； |
| 7—发射气体进气管； | 8—绝缘筒； | |
| 9—燃气发生器； | 10—导弹； | 11—发射筒； |
| 12—热燃气； | 13—冷水； | 14—含饱和水蒸汽的燃气； |
| 15—发射压力室。 | | |

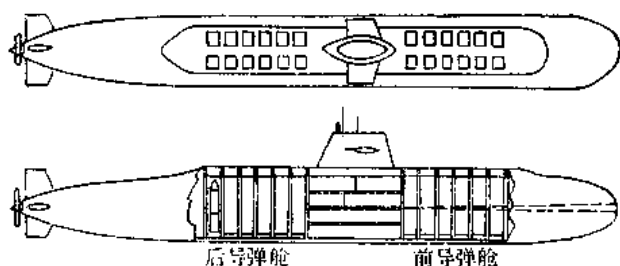


图 7-17 导弹发射筒(24个)在核潜艇上的配置示意图

七、岸对舰导弹发射装置

岸对舰导弹攻击舰船目标,这种目标航行的高度基本不变,所以这类导弹多为巡航导弹,其发射装置多为定高低角、变方位角的导轨式倾斜发射装置,如图 7-18 所示。其组成及结构与地对空导弹的导轨式发射装置类似。

八、反坦克导弹发射装置

反坦克导弹属于小型导弹,由于攻击的目标主要是坦克和装甲车辆,特别强调使用的机动灵活性,故其发射方式比较多样。它可人携从地面上发射,也可车载从车上发射,还可机载从空中发射,少数甚至可装载在舰艇上从海上发射。

单兵或兵组使用的反坦克导弹发射装置有导轨式、箱式或管式几类,它们都配有简单的发射底座或支架。有的把瞄准装置或制导设备单独架设在发射装置外,有的就装设在发射装置上,图 7-19 所示就是这种发射装置的示意图。

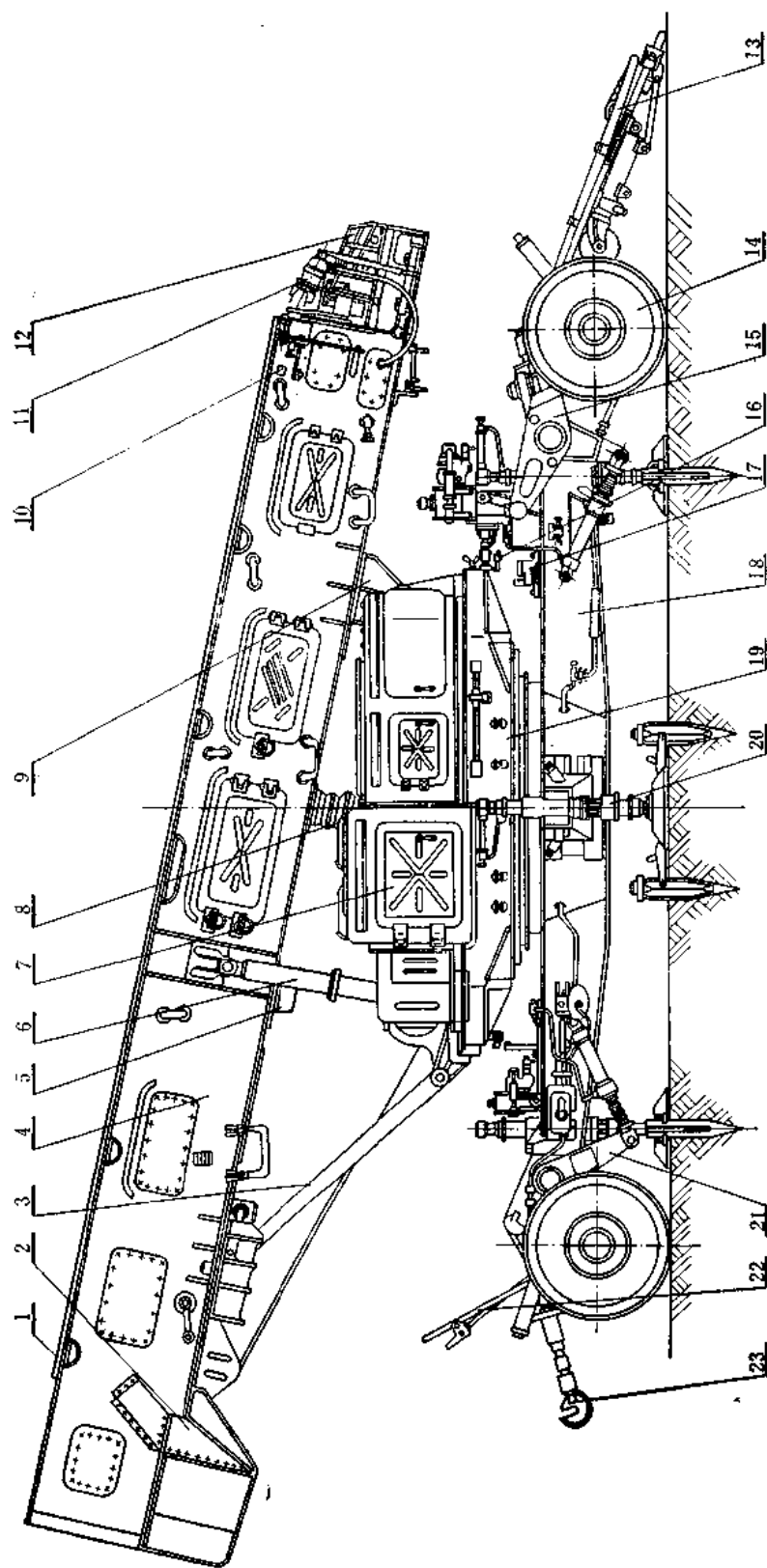


图 7-18 岸对舰导弹机动式发射装置

- | | | | | |
|-------------|-------------|----------------|---------|-----------|
| 1—导轨; | 2—气体分流器; | 3—导向梁的固定机构; | 4—导向梁; | 5—支撑座; |
| 6—导向梁的升降机构; | 7—内有装填机; | 8—护罩; | 9—支耳座; | 10—挡弹器; |
| 11—电插头接通机构 | 12—滑板; | 13—牵引杆; | 14—车轮组; | 15—前车; |
| 16—行程开关; | 17—缓冲器; | 18—十字托架; | 19—回转台; | 20—螺旋千斤顶; |
| 21—后车; | 22—手刹车操纵系统; | 23—导向梁的行军固定机构。 | | |

活动的管式发射装置，可以瞄向和跟踪目标，发射的导弹容易打入红外或激光导引视场。图 7-20 管式发射装置又称高低压发射器，这类发射装置除图示的发射管、高压室、低压室、前端盖、后端盖和尾座外，还有一些必要的附加装置——闭锁保险装置、遙控导线释放装置和电源连接插座以及击发手柄等。

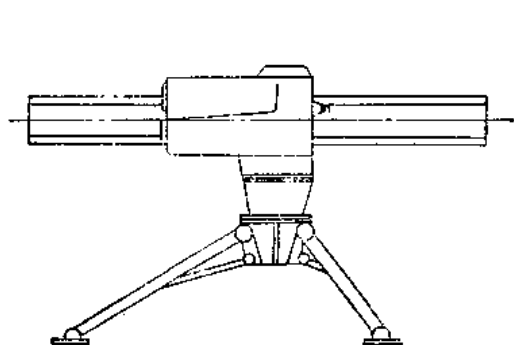


图 7-19 反坦克导弹发射装置

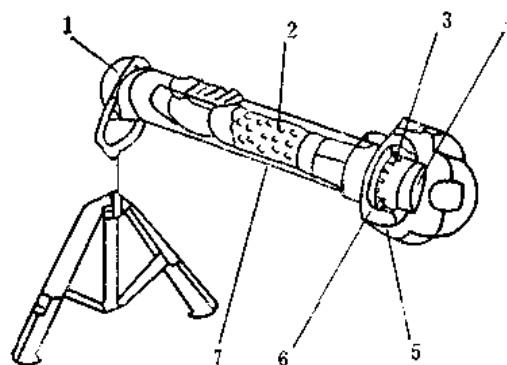


图 7-20 反坦克导弹管式发射装置

- 1—前端盖； 2—导弹； 3—低压室； 4—高压室；
5—后端盖； 6—尾座； 7—发射管。

发射筒是由玻璃纤维浸渍环氧树脂缠绕成型并稍经机械加工的玻璃钢圆管。它是导弹发射时的导向部件，保证导弹在飞离管口瞬间具有一定的初速和转速。导弹旋转是靠管内数条倾斜（缠角约十多度）膛线迫使导弹沿该膛线运动而获得。

高压室装在低压室内，高压室内装有火药，火药燃烧后其高压燃气经壁孔流到低压室去并降压（约 2~3MPa），依靠低压室的低压燃气将导弹推出发射筒，这就是高低压发射器的简单作用原理。

闭锁保险装置是闭锁导弹和点火保险的装置。它用闭锁销穿过发射管的闭锁孔插入弹翼的一个基孔中使导弹定位并锁住。点火保险是对发射器和红外辐射器的点火电路进行短路。该装置同时又能对闭锁的导弹进行解锁，对保险的点火电路解除短路保险。

遙控导线释放装置是保证导线顺利释放与缓冲因加速而作用于导线上的拉力。同时通过接插件使导弹与制导设备之间保持电气联系。当导弹飞行结束后，通过信号使燃气发生器点着。切断遙控导线而断绝与发射管之间的连接。

电源连接插座是接通电源的，保证导弹与制导设备之间的电源联系。

为了提高反坦克导弹使用的机动性，可采用车载、机载发射装置系统。车载发射装置的车辆有轮式或履带式，车上可架设多联装发射装置，如三联装、四联装或六联装等。车内尚可贮存一定数量的导弹，用机械自动装填系统，能对目标实施第二次、第三次射击，从而增强了火力。图 7-21 所示是一种六联装的反坦克导弹车载发射装置系统。机载发射装置的飞机目前是用直升飞机，发射装置通过支臂安装在机舱的两边，其联装数因所使用的直升飞机的型号而异、有四、六、八联装等。图 7-22 是法国和西德的“霍特”机载反坦克导弹武器系统工作原理图，其中标示出了发射装置的配置。

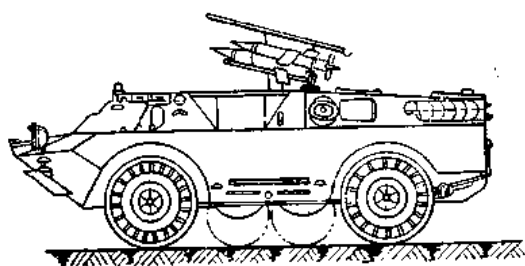


图 7-21 六联装车载反坦克导弹发射装置系统

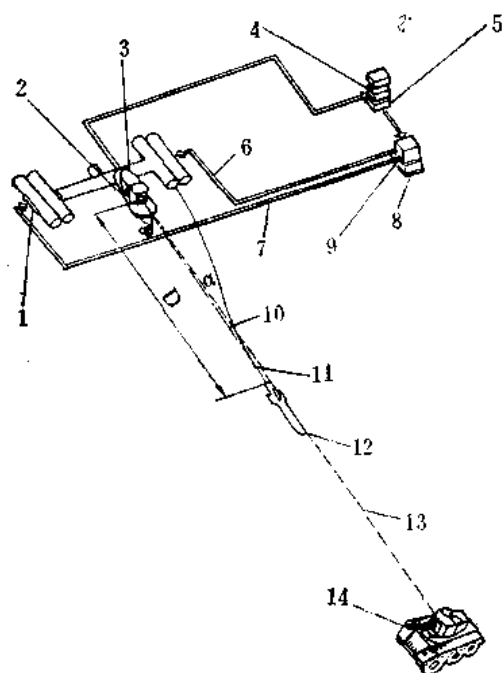


图 7-22 直升飞机上的“霍特”反坦克导弹武器系统工作原理图

- | | | |
|-------------|----------|----------|
| 1—导弹发射装置； | 2—红外测角仪； | 3—瞄准具； |
| 4—红外测角仪电子箱； | 5—辅助电子箱； | 6—指令； |
| 7—指令； | 8—制导电子箱； | 9—接线自检盒； |
| 10—红外信号； | 11—遥控导线； | 12—导弹； |
| 13—瞄准线； | 14—目标。 | |

§ 7-3 装 填 设 备

装填设备是与发射装置密切配合使用的。它的功能主要是将导弹装到发射装置上，故又称装弹设备。此外，它能从发射装置上取下导弹，有时还可用于导弹级间的对接以及在发射准备过程中对导弹进行维护。有的装填设备还能完成短途运输任务，装填运输车或起弹车就属于此。

装填设备的结构型式在很大程度上取决于导弹的发射装置和装填方式。而装填方式又与导弹的类型、大小和重量，发射要求有关。发射率不高的小型导弹采用人工装填；发射率高的小型导弹或舰载导弹采用自动装填；中、大型导弹或重量较重的联装弹箱采用半自动机械装填；中、大型巡航导弹或弹道式导弹采用吊式装填。

在前面舰载导弹发射装置的介绍中，我们已谈及倾斜装填系统（图 7-10），水平装填系统（图 7-12），以及垂直装填系统（图 7-13），自然它们都是自动装填系统。对于人工和机械装填的示例，下面介绍一种如图 7-23 所示的吊式装填设备，它主要由长臂起重机和吊具组

成。

显然，图 7-23 所示的吊式装填设备是将一枚弹道式导弹竖立到发射台上，从这个意义上说，这种装填设备实际上是一种起竖设备。

起竖设备的类型比较多，主要有变幅回转式，桅杆式，起重臂式，起竖导向臂式和起竖运输车架式等。图 7-22 是一种变幅回转式（有回转台和变幅的专用起重机）起竖设备。图 7-24 是起竖臂式起竖设备，图 7-25 是起竖导向臂式起竖设备。

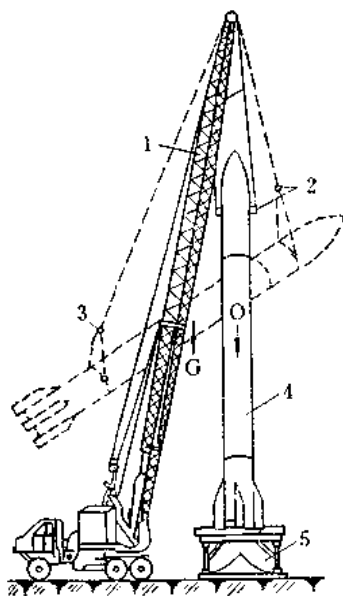


图 7-23 导弹吊式装填设备

1—起重臂； 2—主吊具； 3—副吊具；
4—导弹； 5—发射台。

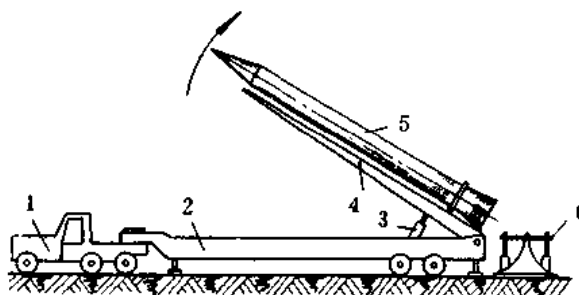


图 7-24 起竖臂式起竖设备

1—牵引车； 2—起竖设备车架； 3—起竖机构液压千斤顶；
4—起重臂； 5—导弹； 6—发射台。

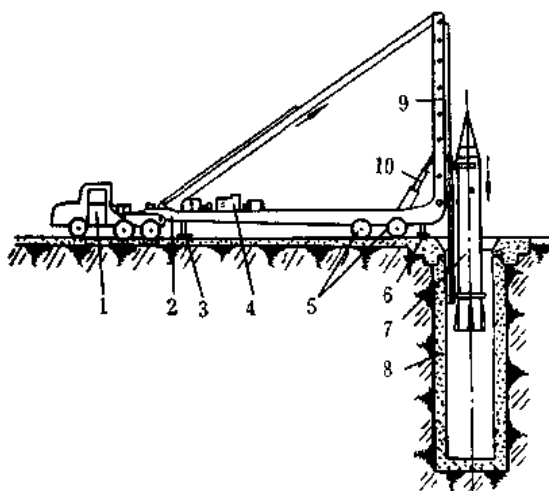


图 7-25 起竖导向臂式起竖设备

1—牵引车； 2—车架； 3—前支腿；
4—升降导弹的机构；5—行走机构； 6—后支腿；
7—导弹； 8—地下发射井； 9—起竖导向臂；
10—导向臂起竖机构。

§ 7—4 检 测 设 备

为了保证导弹发射及发射后的可靠性和成功率，主要依靠发射前对导弹的关键环节和系统进行严格的测试与检查，因而射前检测设备是必不可少的设备。

概括来说，射前对导弹进行检测的项目，按检测对象来区分，有制导系统检测，战斗部引爆控制系统检测，动力系统检测，电气系统检测，安全控制系统检测，对试验弹还有遥测系统检测；按检测方式来区分，有单元检测（对弹上单项仪器或设备单独进行性能检测）和综合检测（对弹上子系统或全系统协同进行性能检测）；按检测状态来区分，有水平检测（导弹处于水平状态或装填作业之前对弹上子系统或全系统综合进行性能检测）和垂直检测（导弹处于垂直状态或战斗状态或装填作业之后对弹上子系统或全系统综合进行性能检测）。射前对导弹进行检测总的技术要求是，检测动作迅速，显示结果明确，有的还应有保密措施。

由于导弹的类型不同，弹上各系统的结构组成和性能各异，所以导弹的检测设备通用者很少，专用者居多。但是总的不外乎是些相应的检测仪，模拟器，仪表板和试验台等设备。这些设备有的综合安装在一部车辆上，称为综合检测车；有的分装在相关的车辆上，称为单元检测车；此外，还有的做成便携式检测仪。在导弹发展初期，全套检测设备很庞杂，随着控制技术及电子检测设备的进步，现代导弹的检测操作已大为简化，检测过程一般都自动快速地完成。

§ 7—5 发 射 控 制 设 备

发射控制设备简称发控设备。它通常是指发射控制系统（简称发控系统）的弹外部分。其功能是实施导弹发射过程的统一指挥和协同，按预定程序下达各种射前及发射指令并回收回答信号。

不同类型的导弹，发控设备的配备方式不同。有的导弹武器系统的发控设备与检测设备组装在一起，检测程序完成后，即进入待发状态，一旦下达发射指令，即执行发控程序并发射导弹。有的导弹武器系统则不然，其检测设备与发控设备是分立的，或至少有某些检测设备是独立的。至于洲际导弹和航天器，其发控设备隶属于发射准备工作的控制和监视系统，而其发控程序只是在发射准备工作结束并接到发射指令后所进行的一个简捷的检控-点火程序。

战术导弹的一般发控程序概括如下：

1. 射前准备，它的内容有：

- (1) 按要求给弹上电池和某些部件（战斗部、舵机等）加温；
- (2) 对制导系统的有关参数进行“装订”。如对弹道式导弹积分仪的时间装订，巡航导

弹的自控飞行时间及末制导自导雷达作用距离的装订，等等；

(3) 检查导弹在发射装置上是否安装完毕；

(4) 向导弹通电（亦称“接电准备”），使导弹处于待发状态，如果导弹出现故障或超过待发预定时间而未发射，则自动解除准备；

(5) 对具有同步跟踪要求的发射系统，在下达“接电准备”指令以后，要适时下达“同步”指令，当业已同步并准备完毕后，才能根据情况实施发射。

2. 对导弹进行一系列的射前检测，如弹上起动电爆管，引信保险机构，以及发控电路本身的自检（将电脱落插头与导弹模拟器连接）等。

3. 实施发射，包括按下“发射”按钮以后的一些过程，如按下“发射”按钮，送出“发射”命令，接通弹上起动电爆管“起爆”指令电路，导弹电池工作和“转电”（由地面电源转为弹上电池供电），制导系统的某些部件“开锁”，起爆动力装置电发火管，导弹起飞。如果发射装置是随动跟踪式的，则在导弹起飞后它就自动返回到装填位置。如果当发射装置的瞄准角正处于发射禁区时，发控电路则自动切断该发射装置的电路而接通另一发射装置的电路。在某些情况下，可用“备用发射”按钮进行发射。在需要将导弹抛射脱险的情况下，可进行“应急发射”。

一般发控程序示意图如图 7-26 所示。

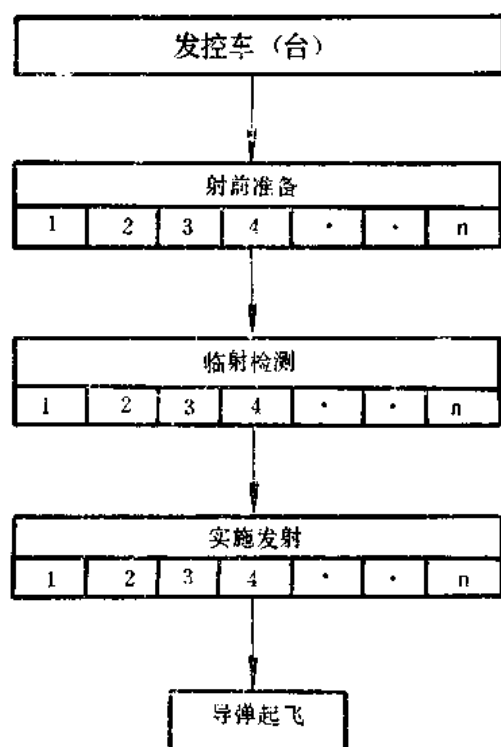


图 7-26 战术导弹发控程序示意图

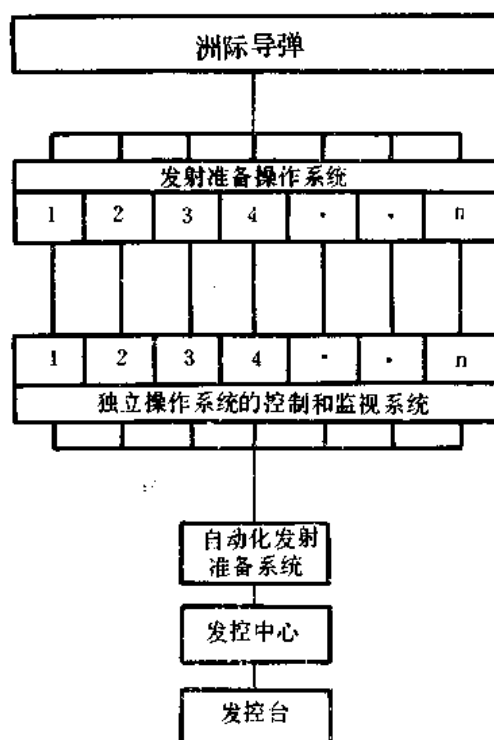


图 7-27 洲际导弹发射准备工作程控示意图

洲际导弹和航天器的发控程序，与战术导弹的发控程序相比，其内容要多得多。但这类发控程序中的主要部分是发射准备工作的程序控制（简称程控）。对这类程控也可用示意图（图 7-27）表示出来。

发控设备主要有发控车或射击指挥仪。此外，尚有指挥车，显示车，发射装置的自控系统，其它设备或装置的控制组合，以及电缆和通讯设备等。

发控设备实质上是一套遥控电气设备，其整个线路结构均属逻辑控制电路。

发展初期，发控设备广泛使用继电逻辑式发控电路，这种电路操纵复杂，且有大量的手动环节。后来采用数字式发控电路，它克服了上述缺点，并实现了全部操作自动化。这种电路体积小，重量轻，设备本身可实施故障自检。发展这种设备是缩短武器系统反应时间的重要途径。

发控电路一般不外由程控装置，导弹射前检查电路（简称弹检电路）和发控电路三个部分组成。程控指令的发出一般要受时间和指令回答信号的双重控制，这是因为若回答信号不正常则不能发出下一个指令。弹检电路当然要根据导弹检查项目与要求来设计，它是一种逻辑控制电路。发控电路也是根据控制项目与要求来设计的逻辑控制电路。其控制项目既有射前准备过程的，也有下达“发射”命令以后的；既有武器系统中其它有关设备的，也有导弹上的。发控系统三个组成部分的输出信号和回答信号都要在发控台面板上有所显示，这是正确地指挥发射所必须的。

近些年来，在导弹武器系统中已经把无线电数字传输技术引用到发控系统中来。由于它没有电缆敷设，既缩短了发射准备时间，利于快速反应，也改善了信号传输的抗干扰能力。

§ 7—6 电 源 设 备

显然，导弹的发射准备与发射实施都离不开电源，而且要求供应不同品种的电。电源设备一般包括发电设备、变流设备和电池装置。电压为 380/220V，频率为 50Hz 的三相交流电称为一次电源，它由工业电力系统，活动电站和化学电源装置提供。而检测设备、瞄准设备、发控设备、弹上仪器以及电池充电所需的各种不同电压和频率的交流电和直流电称为二次电源，它们由交、直流变流机和高频交流静止变流机变换而来。

由于导弹的发射准备和发射实施在时间上有严格的规定，因此要求电源设备应具有高度的可靠性和质量，为此，有的发射阵地上还设置备用电源和复式电路。

电源设备在使用时本身是一个复杂的系统，它构成供电网。图 7-28 所示是一个地对空导弹的供电网，图 7-29 所示是一个洲际导弹和航天器的供电网。

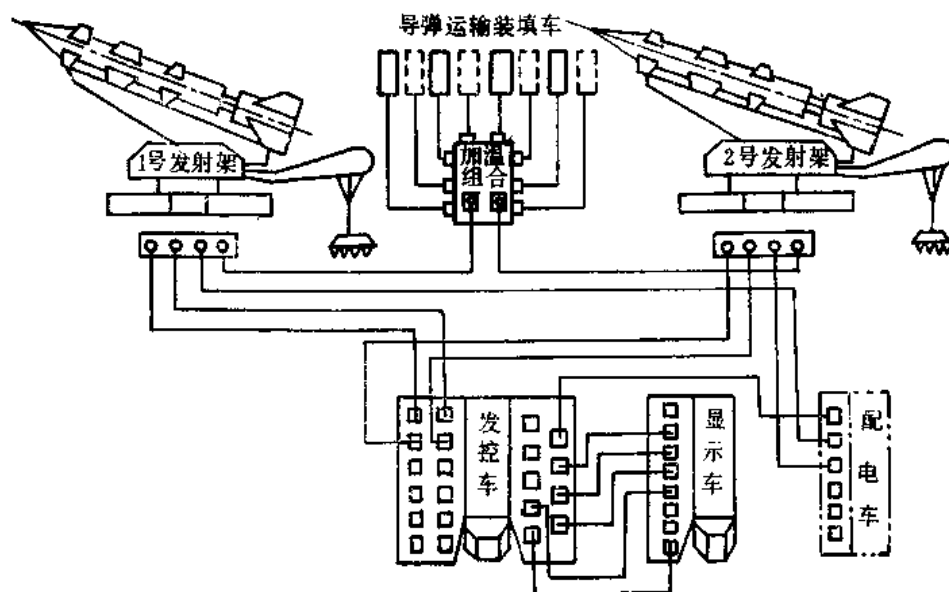


图 7-28 地对空导弹供电网

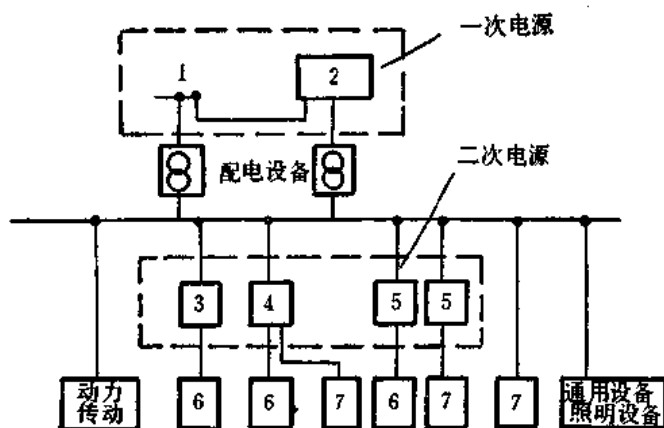


图 7-29 洲际导弹和航天器供电网

- 1—主要输电线路； 2—柴油发电站；
 3—直流电不稳定变流机；
 4—直流电稳定变流机；
 5—机械型交流变流机；
 6—控制系统； 7—检测系统。

§ 7—7 勤务保障设备

导弹武器系统之所以需要配备一系列勤务保障设备，是由于导弹的使用特点和结构特点所决定的。导弹武器在使用上要求快速可靠，但其结构复杂，特别是中、大型导弹尺寸和重量都比较大，这些特点就对导弹的实际运用带来一系列的特殊要求。

导弹武器系统的勤务保障设备，主要有运输设备，起重、装卸和对接设备，加注、洗滌和消防设备，压气供应设备，标定与瞄准设备，以及维护设备等。

一、运输设备

导弹从工厂到仓库，从仓库到阵地都需要运输，因而离不开运输设备。小型导弹的运输比较容易。中、大型导弹，运输就比较麻烦，一般都要配备专门的运输设备和容器。对导弹的战斗部通常要求单独运输，这是因为好对它采取防护措施，避免发生爆炸事故。运输弹体的设备应具有良好的减震和缓冲装置，并且在运输过程中要严格限制过载系数。除导弹外，液体推进剂及其设备，以及非自行式的某些勤务保障设备也都需要运输设备来运输。

导弹的运输方式有公路运输、铁路运输、空中运输和水上运输。运输设备见表 7-2。公路运输设备有自行式（履带式或轮式）和牵引式（拖车或半拖车）两类车辆，见图 7-30。铁路运输设备有专用车厢（具有高速行驶性能和保温性能），可拆卸车厢和改装车厢几类。铁路车厢有的不仅运输导弹，还能起竖和发射导弹，如图 7-31 所示。空中运输设备有飞

导弹运输设备分类表

表 7-2

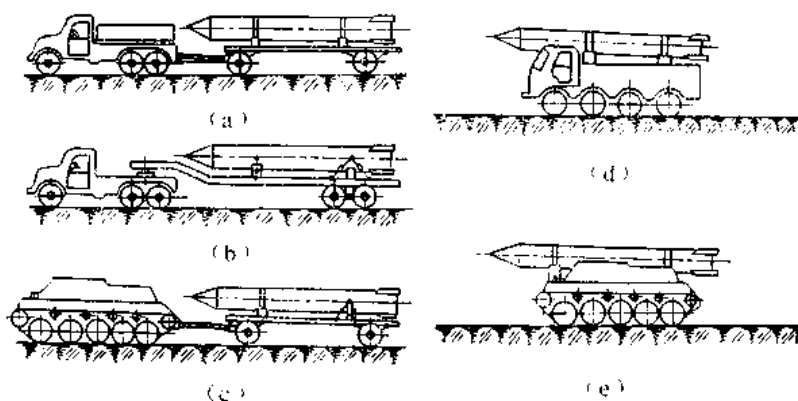
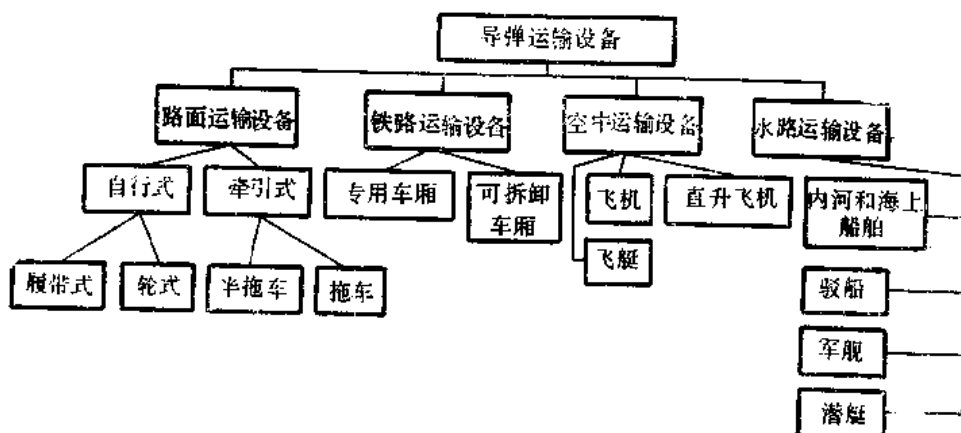


图 7-30 公路运输设备

- (a) 轮式牵引车牵引的拖车； (b) 轮式鞍座牵引车牵引的半拖车； (c) 履带车牵引的拖车；
(d) 自行轮式运输车； (e) 自行履带运输车。

机、直升机和飞艇几类，见图 7-32。水路运输设备则分内河与海上船舶、驳船，以及军舰、潜艇等多种。

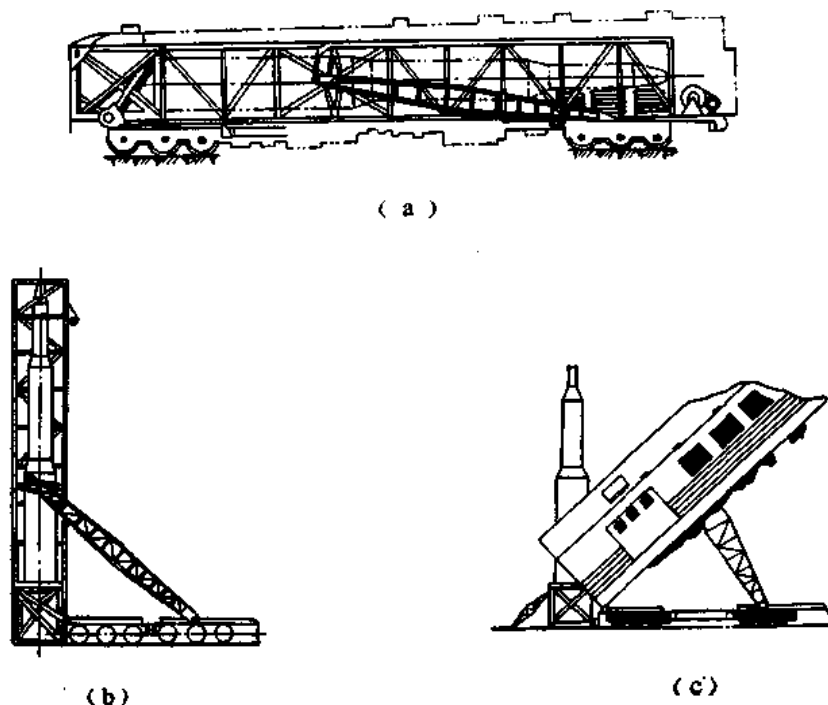


图 7-31 美国“民兵”导弹铁路运输发射车厢

(a) 处于运行状态的载弹车厢； (b) 已被竖起的载弹车厢； (c) 导弹被竖起后空车厢正在放倒。

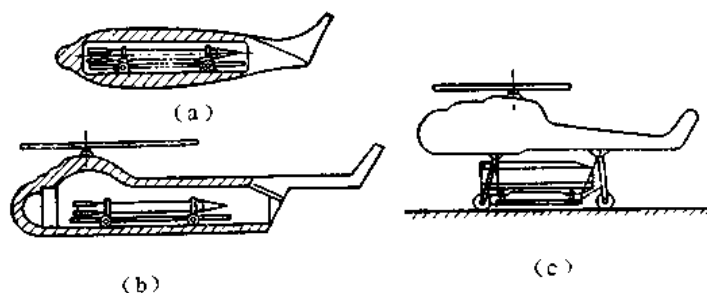


图 7-32 导弹的空运设备

(a) 在飞机内； (b) 在直升飞机内； (c) 在直升飞机下。

不论哪种运输设备都必须适于装卸机械化和自动化，并且要保证操作过程十分安全。对公路运输车辆，在研制时要充分考虑它们的越野机动性能。

二、起重、装卸和对接设备

既然导弹及某些设备需要运输、转载，那末，起重和装卸设备就是必不可少的了。起重设备有专用起重机和各种起重机械（千斤顶、升降机、绞车、滑轮和滑车等）。当导弹及容

器非常重时,就不能用起重机转载了,而用一种运输装卸车(图7-33)来完成转载装卸。其工作原理是,导弹容器用绞车2沿导轨前后移动。液压支承顶10用以把车架8支承在所需要的高度上并调平。

图7-34所示为弹头与地下发射井内的弹体进行垂直对接用的对接车。它实质上是一部带吊装装置的汽车。

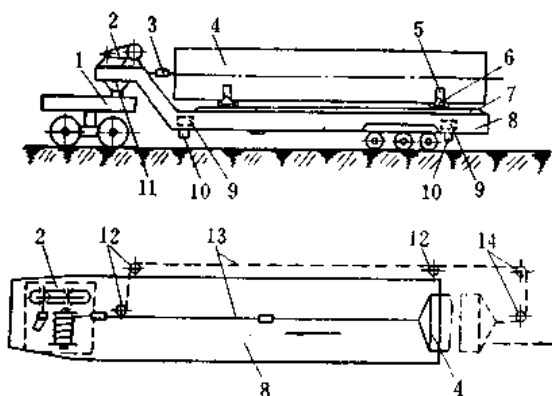


图 7-33 运输装卸车示意图

- | | |
|---------------|-----------|
| 1—牵引车; | 2—绞车; |
| 3—连接器; | 4—容器; |
| 5—容器支架; | 6—支承车; |
| 7—导轨; | 8—车架; |
| 9—横向调整机构; | 10—液压支承顶; |
| 11—按式联接装置; | |
| 12—运输装卸车的滑轮组; | |
| 13—钢绳; | |
| 14—对接设备上的滑轮。 | |

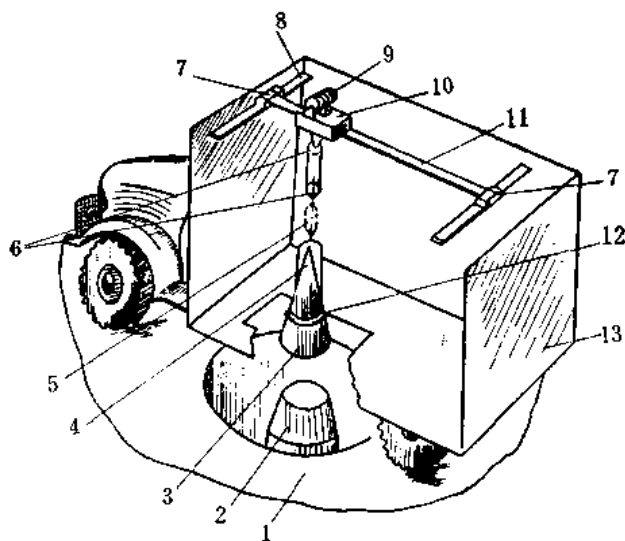


图 7-34 弹头垂直对接用的对接车

- | | |
|-------------|---------|
| 1—地下发射井设备室; | 2—弹体; |
| 3—弹头; | 4—吊架; |
| 5—垂直铰链; | 6—滑轮组; |
| 7—滑车; | 8—横梁; |
| 9—绞车; | 10—滑车; |
| 11—纵梁; | 12—连接器; |
| 13—车厢。 | |

三、加注、洗涤和消防设备

加注设备是指运输、贮存和加注推进剂及压缩气体用的专门装置和设备的总称。显然,对使用液体推进剂的导弹才有加注推进剂的问题。但压缩气体(空气、氮气和氦气)的充气却是大多数导弹都经常需要的。加注设备的名称虽冠以“加注”,但它们一般都具有从导弹上泄出推进剂的功能。在推进剂贮存期间还能搅拌推进剂并保持恒温。

加注设备一般包括各种推进剂的公路和铁路运输槽车,加注车,以及加注装置、仪表和导管。根据导弹型号的不同,加注设备分固定式和机动式两大类。固定式系统一般都实施遙

控加注。加注设备的加注方式分泵式、挤压式、自流式和混合式等多种。加注车一般都具有严格的定量性能（重量和容积），定量方式可以是液位监控式的，也可以是流量定量式的。加注设备除备有手动操纵系统外，一般都实施自动化和半自动化操作。为此，加注设备上配置有一套特殊的电子设备。加注设备为实现快速加注需采用大流量泵。加注设备的防腐和密封是这类设备研制中的重要课题。

洗涤和消防设备主要用来中和、清洗液体推进剂在有关设备上的溢流部分，并对管路进行冲洗，以及担负扑灭意外的火灾和发射过程中发动机高温燃气对场地和设备所引起的某些火焰。在中、大型导弹的固定、半固定发射场地上，作为安全措施，都配置洗涤消防车。小型导弹的机动阵地，则不配置。

四、压气供应设备

由于在导弹武器系统中广泛使用各种压缩气体，如压缩空气、氯气和氦气等，要给弹上气瓶充气 and 补气，所以需要有一套压气供应设备。其功能是制取、贮存各种压缩气体并将它们输送至各用气部位。压气供应设备一般包括压气机站，氮气分离站，储气装置和压气充气装置等。

完成各种技术操作的压缩气体，必须满足许多要求，其中包括：洁净无机械杂质、无油类杂质，含水量极少；惰性气体要有足够的纯度等。

五、标定和瞄准设备

攻击活动目标的战术导弹，其发射装置与制导雷达需要协同动作，并跟踪瞄准目标，这就出现了各设备之间的联动同步问题，因此要对它们的相互位置以及发射装置的发射禁区等进行一系列的定向测准和核准工作。为此，就需要配置一套标定和瞄准设备。如有的地对空导弹要进行发射装置的方位标定，前置角标定，装填角标定和禁区标定等。

发射弹道式导弹和航天器时，要确知发射点的地理坐标，并向预定发射方向进行瞄准及校核，因而也需要一套瞄准设备。

用反坦克导弹攻击坦克，为了进行目视跟踪瞄准，也需要一套瞄准仪器。

常用的标定和瞄准仪器有瞄准镜，象限仪，经纬仪和准直仪等。近些年来，导弹的瞄准作业正向着快速自动化的方向发展。

六、维护设备

维护设备对于中、大型导弹来说也是必不可少的。它包括有升降工作台，维护架，勤务塔、维护舱，脐带塔（杆）和电缆摆杆等。升降工作台用来维护小型和中型导弹。维护架和勤务塔用来维护大型导弹或运载火箭。维护舱用来维护大型运载火箭的下部，并作为发射设施上加注总管的汇集处。脐带塔和电缆摆杆（或加注摆杆）的用途是把电力的、加注的、通风的和气动的管路输通到导弹或运输火箭上去。

§ 7—8 工 程 设 施

在导弹发射技术中,诸如地面固定、半固定发射基地,坑道式、壕沟式和掩体式半地下发射基地,以及地下井发射基地,地下机动发射基地,海底固定发射基地,等等,它们都是属于工程设施。它们的设置有的是从战略上考虑的,有的是从战术使用要求上考虑的,有的属于临时性的简易工程,有的属于永久性的能抗核打击的加固工程。

战略弹道式导弹地下井发射基地隐蔽性好,具有一定的抗核打击能力,是永久性的加固工程。这种发射基地在地下拥有全套技术装备,以保证贮存和发射导弹;在结构上有足够的强度和足够的缓冲防震能力;保证井内有适当的温度和湿度;能满足作战要求,即便于指挥、控制、维护、测试和发射。一个地下井发射基地一般装备数枚或十余枚导弹,每枚导弹占据一口发射井。另外还有许多地下竖井(室、堡),如升降各种器材设备用的升降竖井,控制堡,动力站,导弹的维护器材竖井,有的还设有天线竖井,燃料竖井(适用液体导弹)等。各个井(室)之间相隔有一定的安全距离,有的远达一、二百米。井、室、堡之间都有隧道相通,隧道中设有防爆门。这种基地的建造是相当费时费钱的。

根据导弹发射动力的不同,地下发射井有热发射(自力发射)井和冷发射(弹射)井。图7—35是美国“民兵”弹道式导弹地下发射井的结构和布局示意图。

地下发射井由地下井、专门技术设备、发射电气设备、减震系统以及工程设备等组成。

地下井是钢筋混凝土结构,它包括有井筒、井台、井盖和设备室等。井筒可用混凝土浇灌,也可用分段预制的钢筋混凝土管或金属管装配成。筒的内表面衬以消音层(如衬玻璃纤维层),以减少声振。井盖用以保证对地下井的内部可靠密封能使井内保持所需要的温度、湿度,以及抗核打击的各种破坏作用。井盖由防护门、开启机构和门的控制系统组成。设备室是用来安装专门技术设备、发射设备以及工程

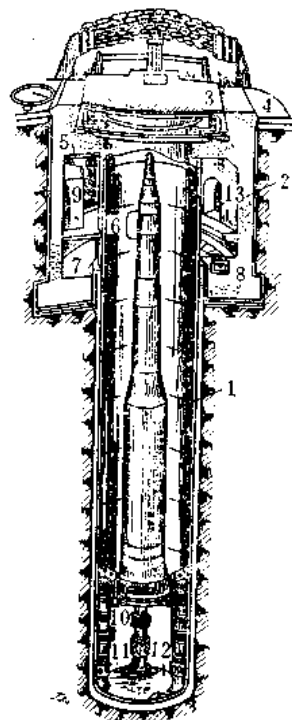


图 7—35 美国“民兵”弹道式导弹地下发射井

- | | | |
|---------------|------------------|-------|
| 1—井筒; | 2—设备室; | 3—井盖; |
| 4—井台; | 5—电动绞车; | 6—舱口; |
| 7—防震地板; | 8—蓄电池组 and 空调设备; | |
| 9—电源和控制设备; | 10—导弹支撑环; | |
| 11—减震系统的弹性元件; | 12—积水池; | |
| 13—压缩机。 | | |

设备的，图 7-35 所示地下的设备室是环绕井筒而构筑的。井筒底部装有燃气导流器，保证燃气沿井筒与导弹之间的环形间隙或专门的排焰道排出去。

专业技术设备是指对导弹进行安装、贮存、维护、测试、发射，以及燃气导流等所用的设备。

发射电气设备是指照明、信号和保险装置、以及发控设备等。

减震系统用来减小导弹受到核爆炸时产生的动载荷。该系统由三个相同的减震器、一个环座、一个调平机构和一个方向机构组成。减震器托架焊接在井筒内金属结构上，减震器安装在托架上，导弹的垂直振动和水平振动被减震器阻尼装置所抑制。调平机构用于导弹的垂直调整，方向机构用于导弹的水平瞄准。

工程设备是指保证导弹具有长期处于战备状态的环境条件所用的设备。它包括恒温系统、通风系统、空气调节与干燥系统，以及电源系统。

显然，在有些中、大型基地和场地上，道路、库房、场坪和住所也是少不了的。另外，一般还有进行发射准备和实施发射的控制室和维修间。在发射场之外，通常还设有技术场地，以完成发射前的一系列准备和检测作业。因为很多类型的导弹在运往发射场之前，一般总是先运至某个场地，并在那里进行导弹的安装、对接和检测，然后才运往发射场。这个场地通常就称为技术阵地。

总的来说，工程设施除人员生活设施外，其它设施一般是用来贮存、保管、组装、检测和发射导弹的。它们除有防御能力外，还得有良好的环境保护，以免受各种环境因素的侵蚀和干扰。为此，它们拥有采暖、通风、空调、供水和供电等系统。

由于远程导弹的地下机动发射方式还处于发展之中，因而这类工程设施也还在发展。但由于它们的特点是强调机动性(即游动性)，所以它们有别于加固式工程，并向着轻型方向发展。

第八章 战术技术要求

§ 8—1 战术技术要求

当国家需要研制一种新型导弹时，要提出对该导弹的性能指标要求，即战术技术要求。

这种战术技术要求是指所要研制的新导弹的作战性能、使用性能和经济性能等要求的总称。它是导弹设计和生产部门进行研制工作的依据。

战术技术要求作为导弹的研制指标，它应当具有指标的先进性和合理性。就是说，我们所研制的导弹经过若干年搞出来装备部队之后仍然具有优良的作战性能和使用性能，能够服役一个相当长的时期；另外，我们在研制这种导弹的时候，应建立在当前国家科学技术和工业生产水平基础之上，并经过努力之后用不太长的时间可以完成该项研制任务。

由于导弹类型繁多，而且每一类情况又有差别，因此，不可能详细地叙述每一类导弹的战术技术要求，只笼统地概括其主要点如下：

一、作战性能要求

1. 导弹的射程

地对地导弹要求有上百公里到上万公里的射程。显然，不能要求一种型号或者少数几种型号的导弹具有上述如此大的射程范围，必须将射程划分成射程序列，研制一系列导弹分别负担着不同的射程范围，从而实现对万公里射程内的目标进行打击。具体地说，对于每一种型号的地对地导弹，它有最大射程和最小射程，于是两种型号就应当考虑到有一个射程的衔接问题，这种衔接必须要有一段射程覆盖范围，如图 8—1 所示。提出这种要求的目的是，是保证在必要时能用两种不同型号的导弹对射程覆盖范围内的目标进行打击。每一种型号的导弹，就它本身的最大射程和最小射程在选取上也应该适当。如果最大和最小射程的范围很小，则导弹所能打击的目标数就少，需要的型号数就多；如果最大和最小射程的范围很大，虽然需要的型号数可以减少，但是，这样型号的导弹在射击较近距离的目标时，其机动性、隐蔽性和经济性都很差；不仅如此，由于射程范围过大，也会给设计上带来困难。

地对空导弹要求发射的导弹保证能把敌机击毁在投弹线以外的安全线上。所谓投弹线是

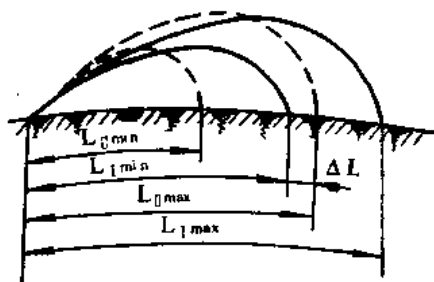


图 8—1 两种型号的导弹的射程

$L_{I\max}$ —第 I 种型号的最大射程；

$L_{I\min}$ —第 I 种型号的最小射程；

$L_{II\max}$ —第 II 种型号的最大射程；

$L_{II\min}$ —第 II 种型号的最小射程；

ΔL —射程覆盖范围， $\Delta L = L_{I\max} - L_{II\min}$ 。

指敌机在此线投弹能破坏我们所保护的目标的界限线；而安全线则是指敌机虽然投弹但不会破坏我们所保护的目标的界限线。这是为了确保安全而规定的一条禁线。由定义可知，安全线要比敌机投弹线大一个安全距离，见图8-2。所以，地对空导弹的最小射程至少要求拦截敌机在投弹线以外的安全线上。最大射程取决于发动机的工作时间和制导系统的探测距离。

地对空导弹的最大射高应该要高于它所要攻击的目标的最大飞行高度。至于高出多少，则要考虑在导弹研制过程中目标高度的发展以及战术使用方面的因素。

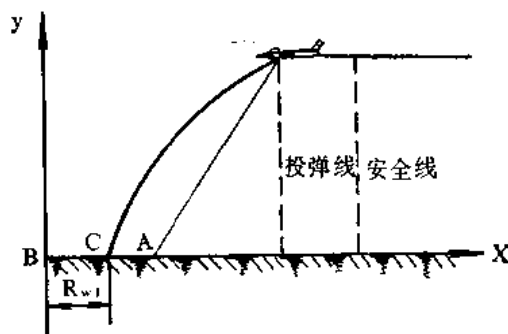


图 8-2 敌机投弹线与安全线示意图

A—发射点；B—保卫点；C—弹炸点； R_{w1} —威力半径。

反坦克导弹也有最大和最小射程问题。其最大射程取决于敌坦克战斗队形展开地区距我方防御前沿的距离及我方战斗队形内反坦克导弹配置纵深的距离。此外，最大射程还取决于导弹的方案，譬如，利用光学瞄准和观察的手控有线制导的反坦克导弹，受瞄准具的放大倍率和分辨率的限制，地形条件的限制，导弹飞行速度不能太高以及传输指令的导线不能过长的限制。因而这种反坦克导弹的最大射程不会超过 4km。最小射程取决于起控时间、瞄准和发射方式。对于固定架式发射的导弹，由于导弹导入到瞄准线上来需要一段时间，在这样一段时间内，导弹要飞出去 400~500m，因而最小射程至少等于此距离。对于自动跟踪目标瞄准的管式发射的导弹，可直接对目标瞄准射击，其最小射程只受引信在发射管口保险距离的限制，以保证射手的安全。因而最小射程只二十多米，这就大大地减小了射程的死区。

2. 战斗部威力

战斗部威力是表示导弹对目标破坏程度的一个指标。

通常，中、远程以上的导弹装载核弹头，其爆炸威力取决于爆炸时所释放的能量，它以梯恩梯炸药当量来表示，如 10 万吨级、20 万吨级、100 万吨级梯恩梯当量。应当指出，爆炸性核弹头的梯恩梯当量，只说明它们爆炸时所释放的能量相等，并不等于说它们的杀伤和破坏作用相等。核弹头威力的大小，主要取决于弹内装药的种类和重量，它的浓缩度和利用率。如果装药量愈多，装药愈纯，利用率愈高，则弹头的威力就愈大。从这个角度上说，自然希望弹头愈重愈好，但是，我们不能这样做，因为弹头的重量稍为增加一点，则导弹的起飞重量会增加很多。此外，弹头威力的要求与导弹对目标的命中精度有关，导弹的命中精度愈高，则对弹头的威力要求可以降低；反之，则要求就应提高。

对付空中飞机或飞航式导弹目标的杀伤战斗部，应该对战斗部的威力有所要求。战斗部的威力半径 R_{w1} 取决于它的重量 G_{zb} 。然而，威力半径 R_{w1} 又与导弹的导引误差（脱靶量） σ 有关。 σ 小，则对 R_{w1} 的要求就可减小； σ 大，则对 R_{w1} 的要求就需增大。如果假定制导系统无系统误差，并且在战斗部威力半径范围内的目标能可靠地被摧毁，即杀伤概率 P 达 99.7% 以上，则 R_{w1} 与 σ 之间的关系必满足 $R_{w1} \geq 3\sigma$ 。在这样条件下杀伤概率 P 的表达式为：

$$P = 1 - e^{-\frac{R_w^2}{2\sigma^2}} \quad (8-1)$$

采用破片杀伤战斗部的导弹，其单发导弹的杀伤概率 P 与导弹的导引误差 σ 、战斗部的重量 G_{zb} 有如下的经验关系

$$P = 1 - e^{-\frac{0.8G_{zb}^{1/2}}{\sigma^{2/3}}} \quad (8-2)$$

由上式可以看出，要提高杀伤概率，减小导引误差 σ 比增大战斗部重量 G_{zb} 有效得多。当然，要减小导引误差是比较困难的。从这个角度出发，增大战斗部重量以提高杀伤概率也是必要的。然而，这样做会导致导弹的总重量剧增。因此，在对杀伤战斗部提出任务指标的时候，需要合理地协调 P 、 σ 和 G_{zb} 三者的要求。

反坦克导弹聚能破甲战斗部的破甲威力集中反映在穿透坦克靶板的效果上。主要以静破甲深度、动破甲深度、穿透率以及后效作用等来进行评定。

一般情况下，战斗部的直径愈大，重量愈重，威力也就愈大。然而，它们受到导弹的尺寸和重量的限制。

3. 命中精度

为了说明这个问题，我们先从无控火箭弹说起。发射大量的无控火箭弹，弹落点不可能正好落在目标上，而是散落在目标的周围(前、后、左、右)形成射弹散布。这种散布具有如下规律：(1)所有的弹落点都散布在一个椭圆范围内，即弹落点所占据的面积为一椭圆，椭圆的中心称为散布中心；

(2)弹落点对散布中心是对称的；

(3)弹落点对散布中心的偏差是不均匀的，愈靠近散布中心处，弹落点愈密集，距离散布中心愈远，弹落点愈稀少。

规律第(2)、(3)条的情况可以用一条正态分布曲线来表示。为了区别沿散布椭圆两个轴的方向的散布情况，把沿射向(椭圆长轴)的散布叫做距离散布；把偏离射向(椭圆短轴)的散布叫做侧向散布。

弹落点既然有散布，那么，以什么指标作为散布的尺度呢？

在实际使用中，不是用椭圆的大小来作为散布的尺度，而是取大量发射时落有半数(50%)火箭弹的区域(分距离和侧向)作为其散布的尺度。这个宽度在射向距离上的大小取为 $2E_{x_0}$ ，我们称 E_{x_0} 为距离概率误差；这个宽度在侧向上的大小取为 $2E_{y_0}$ ，我们称 E_{y_0} 为侧向概率误差。 E_{x_0} 、 E_{y_0} 就是衡量火箭弹散布的尺度指标。

导弹虽然比火箭弹命中精度高，但它毕竟还会有射弹散布，只不过比起火箭弹的散布小得多罢了。我们在这里所说的导弹命中精度就是指导弹落点相对目标散布的程度而言的。

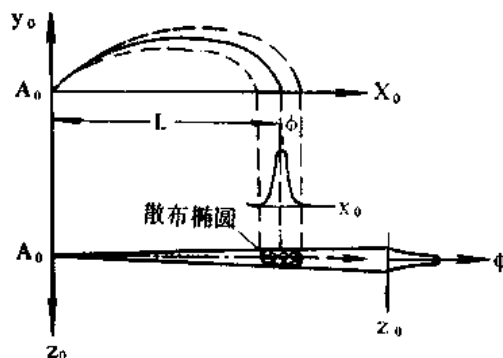


图 8-3 射弹散布规律

如果散布小时，就说它的命中精度高，如果散布大时，就说它的命中精度低。

近程弹道式导弹的命中精度过去都以距离概率误差 E_{x_0} 和侧向概率误差 E_{y_0} 来表示，例如苏联早期的 P-1 弹道式导弹，射程 550km，其距离概率误差为 2km，侧向概率误差为 0.5km。远程和洲际弹道式导弹用圆概率误差来表示，所谓圆概率误差是以目标为中心画出一个包含半数(50%)弹着点的圆，以其半径作为散布的尺度，即 $E_{x_0} = E_{y_0} = E$ 。初期研制的洲际导弹，其圆概率误差为数公里，现在的洲际导弹，其圆概率误差已大大下降，降到几百米，据报道有的甚至降到一百多米。

攻击活动目标的导弹，都要求命中目标，因为只有命中目标才有可能摧毁目标。不过，所谓命中目标可有两种不同的含义：一种是导弹直接击中目标才算命中目标。例如，采用聚能破甲战斗部的反坦克导弹一定要打到坦克上才能摧毁目标；另一种是导弹可以允许有一定的脱靶量，这个脱靶量由杀伤战斗部最大威力半径所确定，只要导弹飞达目标附近，而导弹相对的目标距离不超过允许的脱靶量，此时就认为是导弹命中了目标。例如，采用杀伤战斗部的空对空导弹和地对空导弹就属于这种情况。

通常，攻击活动目标的这一类导弹，都用命中概率来作为导弹命中精度的指标。命中概率是表示导弹击中目标可能性的大小。单发导弹的命中概率可以通过理论计算和实际打靶确定。用同一型号的导弹，在同一条件下对目标靶进行射击试验，其全部可靠工作的导弹，有的命中了目标，有的没有命中目标，对射击试验结果进行统计，可以得到该导弹的命中概率，其表示如下：

$$\text{命中概率} = \frac{\text{命中目标的发数}}{\text{试验中可靠飞行的发数}} \%$$

4. 可靠性

导弹武器系统是由许多复杂的装置、设备和系统所组成的综合体。每一项装置、设备和系统又由许多元件、组件和部件所组成。只有所有的东西在使用过程中都能可靠地工作，才有可能完成其任务。因此可以说，导弹武器系统的可靠性取决于所有各部分的可靠性。所谓每一部分的可靠性是指该部分正常(无故障)工作的概率。

作为导弹武器系统，它的可靠性，是指导弹武器系统在各种使用条件下保持其作战性能和正常工作的概率以及导弹从发射、飞行到命中目标并引爆战斗部而摧毁目标的概率。导弹武器系统可靠性指标可表示为

$$P = P_1 P_2 P_3 P_4 P_5 \quad (8-3)$$

式中 P_1 ——发射前导弹武器系统的可靠性。它是导弹系统在各种使用条件下，经过贮存、运输、进入阵地和系统展开(包括加注液体推进剂)以及检查、测试等一系列勤务处理中均保持正常状态的概率；

P_2 ——发射时发射系统的可靠性。它是指发射装置，发射测试和控制设备等均能正常工作的概率；

P_3 ——导弹本身工作的可靠性。导弹在勤务处理、发射、飞行到命中目标整个过程中均无故障的概率；

P_4 ——命中目标的概率。它与弹上控制系统和弹外导引设备保持正常工作和其性能

有关;

P_s ——战斗部摧毁目标的概率。它首先与引信的发火率并可靠地引爆战斗部的炸药有关;其次与制导系统的导引精度以及战斗部的威力有关。

为了提高导弹武器系统的可靠性,在设计和制造时要注意采取一些有效措施:

1) 尽可能简化导弹及设备的结构和减少元件的数目。

一个系统的可靠性是各部件和元件可靠性(成功概率)的乘积,因为只有每个部件或元件可靠,则该系统才可靠。例如,导弹上某部件有10个关键元件,只要这10个元件不发生故障,该部件就能正常工作,如果每个元件的可靠性为0.95,则该部件的可靠性

$$P = P_1 P_2 \cdots P_{10} = 0.95^{10} \approx 0.60$$

如果元件减少至6个,则该部件的可靠性

$$P = 0.95^6 \approx 0.74$$

从这个例子可以看出,随着元件数量的增多,则可靠性迅速下降。很明显,如果导弹中的关键元件数量很多,即使每一个关键元件都有非常高的可靠性,但导弹的可靠性也不会高。

2) 严格挑选元件和控制工艺质量。

例如某导弹有100个可靠性相同的元件,为了使导弹的可靠性不低于0.9,每一个元件的可靠性应是多少?因为导弹的可靠性 $P \geq 0.9$,而 $P_1 = P_2 = \cdots = P_{100}$,所以每一个元件的可靠性为

$$P_1 = 100 \sqrt[100]{P} = 100 \sqrt[100]{0.9} = 0.999$$

这就是说每个元件要求其故障率降低两个数量级,这说明对导弹上的元件可靠性要求是很高的。要保证导弹的可靠性,必须要从每一个元件的可靠性着手,特别要注意那些最容易出故障的薄弱元件。

3) 对关键性元件或易出故障的元件装设重复元件(或称储备元件)。

这种装设的重复元件一般是“并联”元件。例如,导弹上某部件装设有两个“并联”的关键元件1和2,如图8-4所示。元件1和2的可靠性分别为 P_1 和 P_2 ,当一个元件发生故障时,这个部件能自动转换由另一个元件担负起工作。为了使问题简化,设转换装设的可靠性为1(即绝对可靠),而且各元件发生故障是互相独立的,这种情况下,该部件只有当两个元件同时发生故障时才无法工作。设

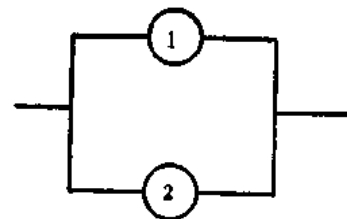


图 8-4 “并联”重复元件

Q ——部件出现故障的概率;

Q_1 ——第一个元件发生故障的概率;

Q_2 ——第二个元件发生故障的概率。

所以

$$Q = Q_1 Q_2 \quad (8-4)$$

因为

$$Q_1 = (1 - P_1); \quad Q_2 = (1 - P_2)$$

于是, 部件的可靠性

$$P = 1 - Q = 1 - (1 - P_1)(1 - P_2) \quad (8-5)$$

推广之, 如果每个元件的可靠性相同, 元件个数为 n , 则 $P_1 = P_2 = \dots = P_n$, 此时

$$P = 1 - (1 - P_1)^n \quad (8-6)$$

以上述所说为例, 如果两个元件的可靠性相同, 且 $P_1 = P_2 = 0.9$, 则

$$P = 1 - (1 - 0.9)^2 = 0.99$$

如果 $P_1 = P_2 = 0.8$, 则

$$P = 1 - (1 - 0.8)^2 = 0.96$$

由此可以看出, 装设重复元件, 部件的可靠性会提高, 或者说能降低对元件可靠性要求。

导弹上固体火箭发动机点火装置采用“并联”双点火头, 就是为了提高点火的可靠性。这种双点火头相当于元件转换装置工作的可靠性为 1。

如果转换装置的工作并不绝对可靠, 那么, 设转换装置 n 的可靠性为 P_n 。因为转换装置 n 与重复元件 2 是“串联”, 构成一个等价元件, 其可靠性为 $P'_2 = P_2 \cdot P_n$, 就是重复元件的可靠性乘以转换装置的可靠性。此时, 部件由元件 1 与等价元件“并联”, 如图 8-5 所示。

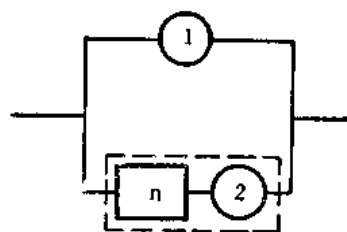


图 8-5 转换装置可靠性为 P_n 时“并联”重复元件

按照(8-5)式, 可写出

$$P = 1 - (1 - P_1)(1 - P'_2) = 1 - (1 - P_1)(1 - P_n \cdot P_2) \quad (8-6)$$

还以上述所说为例, 如果两个元件的可靠性 $P_1 = P_2 = 0.9$, 当转换装置的可靠性 $P_n = 0.8$ 时, 则部件的可靠性

$$P = 1 - (1 - 0.9)(1 - 0.8 \times 0.9) = 0.972$$

5. 攻击空域

地对空导弹攻击空域的影响因素已在第二章中介绍过。

6. 飞行速度

地对空导弹的速度是从零逐渐增大到最大, 如果以平均速度表示性能指标, 则决定平均速度的初步要求应保证第一发导弹至少在攻击区高界远点 B (见第二章图 2-115) 与目标相遇。除此之外, 还要考虑到第二次攻击和连射的可能性以及导引方法、发动机以及导弹重量

等因素综合确定。

二、使用性能要求

导弹从勤务处理到发射、飞行一直到命中目标整个与操作有关的过程均属于使用过程,与这个过程有关的一系列要求都称之为使用要求。概括其主要的要求有生存能力,突防能力,运输与维护要求和使用操作要求。

1. 生存能力

生存能力是指导弹在遭到敌方的核袭击以及战场上敌方火力攻击之后,能保存自己不被摧毁,并且仍具有作战效能的能力。

由于导弹的类型不同,于是不得不分别采取不同的方法和措施来提高其生存能力。如远程和洲际导弹,采用地下发射井来提高防御能力以达到生存的目的。

提高导弹武器系统的机动性,是保证具有高生存能力的重要途径。它能使导弹武器系统及时地转移阵地和便于隐蔽,这样,敌方就难于预测我导弹发射阵地,从而减少了遭到敌方攻击的可能性。在实现提高导弹武器系统的机动性方面,由于导弹发射环境不同,其采取机动的手段和效果是不同的。

用潜艇发射导弹而实现水下机动,它不但提高了生存能力,而且扩大了导弹的射程范围。然而,提高生存能力的程度取决于潜艇活动的海域,潜艇在大洋中隐蔽的深度和持续时间,以及潜艇躲避敌方探测能力(如推进装置工作时声响大小)等。

对于机载的空对空导弹、空对地导弹以及反坦克导弹,都是具有较高机动性一类的导弹。载机本身的机动性能以及导弹的发射方式是显示这类导弹机动性高低的外部因素。但是,提高导弹的射程、飞行速度、可用过载和命中精度则是内部因素。

陆地机动一般是用车辆装载导弹及其设备。因此,载车本身的机动性能和越野能力是很重要的因素;此外,还有车辆本身的防护因素。

上述用潜艇、飞机以及车辆来提高导弹武器系统的机动性,都要求整个武器系统结构愈简单,设备数量愈少,重量愈轻和尺寸愈小愈好。

2. 突防能力

突防能力是指我方导弹突破敌方反击和干扰的能力。

为了用导弹消灭敌人,需要保存自己,因此,必须要有突防能力。这种突防能力是多方面的。

为了免遭敌方反击,弹道式导弹用多弹头的办法,特别是以分导弹头作为突防的主要手段。因为单个机动弹头有可能被反弹道导弹拦截,而多弹头却可能使反弹道导弹防御系统处于“饱和”状态,使之不能拦截或不能拦截所有子弹头。

巡航导弹普遍采用超低空突防技术,它以极低的弹道飞行,有的导弹以距海面十几米甚至几米的高度贴近海面飞行,这样,就可以利用敌舰载雷达盲区进行突防。就是舰机载雷达也难以发现。巡航导弹为了提高其突防能力,还采用以下突防措施:

- (1) 采用机动、变高度、变速度、变方位的多变弹道;
- (2) 减少导弹的雷达反射面积;

(3) 采用自主式惯导系统, 被动式末制导体制; 采用激光、电视等制导体制, 以及几种不同制导方式的复合制导体制, 使弹上控制系统具有较好的抗干扰能力。

导弹的突防能力很重要的一个表现方面是它的电子对抗能力, 因此, 要改进和提高导弹的抗干扰能力。

3. 运输与维护要求

运输导弹是必然遇到的一个问题, 各种型号的导弹总是要从工厂和仓库运输到战斗部队和发射阵地上去, 此外, 还要随时实行战时机动转移。在运输过程中, 我们既要求运输方便, 又要求运输确保安全, 运输之后, 导弹要不发生损坏, 性能仍保持正常状态和战备状态。对于运输要求不应对应运输工具和道路本身提出苛求(当然, 运输工具应当采取减震和紧固措施), 应由导弹本身的质量来保证。

导弹及其设备的尺寸小, 重量轻, 结构坚固, 元件可靠, 这是运输方便和不致造成损坏和事故的有效保证。有特殊要求的元、部件, 要采取措施加以保护。譬如, 对振动敏感性高的元、部件可以采取减震措施; 怕自然环境变化而影响性能的元、部件, 可以采取密封措施, 等等。此外, 导弹在运输过程中起吊、支撑和固定等方式也要考虑周到。

导弹分装运输, 自然带来方便, 同时对安全性有好处, 因为便于对危险品采取安全防护措施。当然, 这与使用时操作迅速性、简易性有矛盾, 但这可以从设计上尽量减少这种矛盾。

折叠式弹翼减小了导弹的外形尺寸, 便于包装和运输, 一旦使用时, 弹翼能很快地张开, 这就把运输与使用的矛盾统一起来了。

导弹在贮存期间, 对导弹进行预防性检查、测试和排除故障等工作, 这些都是对导弹进行维护。维护性能好坏不仅能保证所要求的服役年限, 使导弹随时处于战备状态, 而且能减少维护人员及费用。维护费用是一个应该考虑的重要问题, 有的导弹维护费用甚至超过成本费用。

设计导弹时, 要考虑到材料防腐、元件防老化, 各舱段的密封等。

为了便于测试、检查和维修, 对导弹及其设备在结构设计方面要注意操作方便。

4. 使用与操作要求

导弹在使用与操作方面要做到方便, 武器系统易于展开, 发射的准备时间短。为此, 要求导弹吊装、转运、对接和装弹等过程高度机械化, 自动化; 要求测试自动化。

目前, 不少导弹采用箱筒式容器装弹, 这种容器既是导弹出厂的包装运输箱, 又是导弹的发射筒, 这就大大地简化了使用和维护操作手续。舰用导弹使用这种容器不仅可保证导弹在舰面保持发射状态, 而且可避免导弹受海水、风潮、雨雾等的侵袭。

全天候均能进行发射的导弹, 能够极大地发挥其战斗效力, 有效地打击敌人, 这一点无论是从作战要求和使用要求来说都是非常重要的。

三、经济性能要求

导弹武器系统的经济性用其各组成部分研究、制造和维护费用来评定。

在作经济性分析时, 可将导弹系统的成本分为下面四类:

1. 研制(设计和试验研制)成本

这类成本包括导弹武器系统的研制管理、科研、试验和设计工作,样机制造和试验以及人员培训等费用。为了进行试验,可能需要建造专门的靶场并研制靶标和靶场设备。

2. 导弹及其设备和工艺装备的生产成本

这类成本包括所用的材料、配件、能源、工资和津贴、厂房、设备及其维护,采用新工艺、新材料等费用。

应当指出,导弹发射与后勤保障设备的成本是很高的,甚至比导弹的成本高很多。譬如,大型防空导弹的地面设备所需的费用就很大,雷达和计算机装置、地面车辆等一系列设备比导弹昂贵得多。

3. 工程设施的成本

这类成本包括配给导弹武器系统各部队、通讯及指挥系统、工程系统(道路、电话、供水和排水系统)的装备以及修复设备等费用。

4. 维护成本

这类成本包括仓库的建造及维修,保养设备的配备,导弹武器系统维修和试验用的物资、器材与技术供应,勤务人员的给养以及营房建设等费用。

维护费用是一项很重要的费用,在某些情况下,贮存数年所需的费用可能要高于武器造价很多。

由上所述可以看出,必须从整个导弹武器系统的角度,而不能只从导弹或导弹武器系统中的某一部分来计算和比较成本。因为最经济的导弹武器系统并不意味着所对应的导弹是最便宜的。其次,必须考虑科研、试制、生产和维护等所有方面的成本。此外,武器系统生产的数量对成本有很大影响,生产少量产品自然比成批生产要贵得多。

为了降低导弹武器系统的造价及其它费用,在设计时应当采取一些有效的办法和措施,例如:

充分考虑到新研制型号的继承性。如改型设计,这样做可以利用原先型号的某些部件,或者对某些部件作局部改进,从而避免一切都从头搞起。这样,不仅能缩短研制周期,而且减少了研制和准备生产的费用。

合理地选用材料,力求避免采用贵重的稀有材料,材料来源要立足国内。

元件和部件等的设计要尽量规格化和标准化。

简化结构设计,注意零件和部件的工艺性,这有利于提高加工和装配的工作效率,缩短生产周期,降低生产成本。

近年来在导弹设计和生产方面,有两点值得注意的新情况:一种是在导弹设计时考虑到一弹多用的问题,这样有助于简化导弹的种类和型号,便于生产、贮存、使用和维护,并可节约资金。另外一种是在实行产品最优化设计、生产、管理一体化系统工程,简称最优化系统工程。它包括最优化自动设计系统,生产自动数控系统和最佳计划管理系统。这样就能作到从经济、可靠、通用以及最佳化要求等整体观点出发,设计、生产、控制和管理所要研制的导弹武器系统。

§ 8—2 研制程序

导弹武器和其他工程项目一样，有一定的研究、设计、试验、试制和定型的程序，我们称它为研制程序。为了便于组织实施研制计划和进行科学管理，可以将研制程序划分为若干个阶段。在这一节里，我们对导弹武器的研制程序作一简要介绍，以使读者对此有所了解。

研制导弹武器一般分为以下几个阶段。

第一阶段 战术技术要求论证

使用部门根据国家武器装备发展规划和作战需要，提出型号研制任务，会同工业部门对国内外有关的型号、文献、资料，以及我国工业技术、生产状况进行调查，组织战术技术要求及可行性的论证。这一论证工作应着重从武器装备构成，作战效能，技术风险，经济效益、经费能力和研制周期等进行全面的论证。

战术技术要求论证工作一般应包括：明确所研制的导弹武器的作战对象及作战使命、确定战术技术要求的指标，使用可靠性和维护要求，环境条件要求，使用范围要求，以及研制周期要求等。

论证工作结束，由使用部门提出研制的战术技术要求及可行性论证报告，报请国家有关主管部门审批。在审批过程中，必要时可能要对上报的论证结果组织补充论证或重新论证。

战术技术要求一经批准下达，研制的目标和任务就明确了，于是便可转入下一个阶段。

第二阶段 研制方案论证

战术技术要求是工业研制部门进行研制方案论证的依据。这时总设计师和总体设计部门要会同动力系统、制导系统和发射设备等研制部门，共同论证研制方案。在方案论证过程中，会有多种可能的方案，然而，每一种方案会导致所研制的导弹武器在尺寸、重量、作战效能、维护使用、加工工艺、研制周期和所花费用有很大的差别，但是，无论如何，我们所考虑的方案既要有指标的先进性、又要有实现的可能性，同时还要顾及研制周期和所花费用等因素。

我们所确定的研制方案要建立在现实的基础之上，尽可能不要企图一切分系统都从头搞起。譬如，发动机和制导系统这两部分是组成导弹方案的基础，在确定导弹方案时，当已有的东西不能满足设计要求时，可以对它们进行改进，以便通过改进提高性能。但是，这一改进也必须尽快地把成果拿到手。因为要研究一种新型的发动机和制导系统不仅需要很长的时间，而且在没有研究成功之前，也无法为导弹系统的设计提供准确而可靠的数据。如果现有的东西通过改进仍达不到要求，必须从新搞起，那么就应提前安排预研。

研制方案论证工作一般应包括：所研制的导弹武器的技术方案，系统组成的技术说明，实现方案需要采取的技术途径，关键技术攻关项目及其措施，确定产品质量和可靠性的指标及控制措施，估算研制经费、成本和价格，提出研究、试制和试验的部门以及关键原材料、元器件、设备、后勤保障条件等要求，制订计划网络图，明确研制周期，最后编制研制任务书。

研制方案和研制任务书一经确定并被批准下达，就转入下一个阶段。

第三阶段 设计、试制与试验鉴定阶段

设计、试制部门根据下达的研制任务书来组织型号的设计和试制工作。这一阶段，总体设计部门要把研制方案中的技术方案进一步具体化，通过与各分系统设计部门反复协调和大量设计和计算，最后把导弹系统、导弹武器系统的总体设计方案定下来。各分系统根据总体设计方案所确定的技术指标和任务，便开始各分系统的设计和试制工作，精确地对每一个部件、零件进行设计和计算，把它们的结构、形状、尺寸、材料、强度、重量和性能参数定下来。对零件、部件进行加工制造，以模拟尺寸或全尺寸作各种试验，测定其性能和强度，以便鉴定技术指标或提出改进不合理的地方。只有当这一步工作完全通过时，才算零件、部件的设计工作基本上完成。

分系统设计工作往往和总体设计方案的拟订工作相互交错进行，这是由于人们缺少经验或受到设计水平的限制，理论上设计出来的东西不会完全符合实际情况。因此，可能出现总体方案对分系统所要求的技术指标偏高，或者分系统本身还有潜力发挥，这些情况都会导致对总体设计方案的某些修改。此外，分系统设计工作一般应在导弹作计算机仿真或飞行试验之前初步完成，但是，有些分系统或部件不可能只通过地面试验来完成任务，它们需要通过飞行试验才能最后解决问题，因此，分系统或部件设计工作往往要到飞行试验之后才能作出结论。所以，导弹的总体设计方案还要根据各部门的最后设计结果作方案性调整。

在这一阶段中，当基本上完成了导弹的设计工作时，就要着手将导弹样机制造出来。考虑到导弹样机制造出来之后，要进行一系列的发射和试验，于是设计和建造发射设备和试验设备的任务便提到日程上来了。实际上这些设备早就在设计 and 建造之中，只不过到此时作某些修改和调整而已。

把所设计的各个分系统、部件以及导弹制造出来，这就是通常所说的样机试制。为此，要进行一系列的工艺准备，其中包括解决技术难关、准备工艺装备和制定零件加工方法等等。当然，工艺准备工作，并不是这时候才开始，而应提前进行。

有了样机，就在地面试验室或试验站进行环境条件模拟试验或仿真试验。这种试验包括诸如战斗部试验、引信试验、发动机点火试验、制导系统模拟或仿真试验、导弹模型风洞试验及弹体结构强度试验等等。

经过了样机的各种试验，性能比较可靠，达到了指标要求。但是，作为导弹整体样机，还要作各方面的地面试验来考核它的性能是否能达到设计要求。

整体样机地面试验一般有以下各项：

静力试验 对弹体结构加静力载荷，测定其变形，验证刚度，并测量其应力。此外，还作一次破坏性试验，以考核弹体的承载能力，看看弹体的强度是否能全面地满足设计要求。

动力试验 它包括冲击试验、振动试验和颤振试验。导弹在运输和发动机点火时会发生突然而猛烈的冲击，为了考验弹体结构、仪器和设备对冲击的反应，需要作冲击试验。导弹在运输时会受振动，飞行时也要发生振动，为了考验弹体结构、仪器和设备对振动的反应，以及测定导弹振型，需要作振动试验。所谓颤振是一种由结构的弹性效应和气动效应相互激励而发生的破坏力很强的振动现象。颤振往往要引起高速飞行器的破坏，所以要作颤振试

验。

此外，还有热强度试验。

总体测试 经过静力和动力试验之后，就可以对导弹进行包括发动机和控制系统在内的总装。总装完成之后就在工厂内作各种测试。这种测试是以模拟信号输入到装配好的导弹中去，测试其各个部件和系统的工作情况是否正常协调，要消除一切故障。

全机试车 总装配测试完成之后，说明导弹各部件和系统总装配正确无误，运转正常。这时，就可将导弹运往试车台固定在试车台上作全机点火试验。这是因为导弹在设计过程中，部件试验和模拟试验虽然一直在进行，但是，发动机、控制系统和结构部件等并没有受到点火试车的考验。全机试车则是进入了一个近似真实的试验，可以较确切地鉴定导弹系统工作的可靠性。

导弹通过了一系列地面试验之后，还要进行飞行试验。地面试验固然非常重要，但它毕竟有一定的局限性，有一些项目的考核非要由飞行试验才能解决。譬如，导弹发射情况和条件，导弹的空气动力特性，助推器的分离，导弹飞行的操纵性和稳定性，以及命中率等等。飞行试验不仅进一步考核地面试验项目，而且能测试和检验发射、飞行和命中过程中的有关数据和问题。

作飞行试验要分步进行。先作单元飞行试验，即经过模型弹、独立回路遙测弹飞行试验。通过这一步试验检验发射情况、空气动力特性、发动机工作及性能、自动驾驶仪动态特性、导弹对导引系统指令响应特性或自动瞄准系统的导引误差等等。然后再作综合飞行试验，即进行全武器系统的闭合回路遙测弹和战斗弹的飞行试验。通过这一步试验鉴定导弹系统的综合性能和作战性能指标(射程、高度、命中率和摧毁概率)。只有这样按步骤进行试验成功之后，才能证明该导弹武器系统工作确实可靠，性能符合战术技术要求。

第四阶段 设计定型

上述阶段结束之后，由承担设计定型试验任务的部门，根据设计定型试验计划和大纲，对试制的导弹武器的性能进行全面的试验鉴定，检验它是否达到战术技术要求的指标。如果确认各项指标合格，同时各种图纸、技术文件和资料齐全，于是，便可办理产品设计定型手续。经国家主管该产品定型部门批准之后，新研制的导弹武器才算设计定型。

第五阶段 生产定型

设计定型之后，工业部门按批准的设计定型图纸、技术文件和资料，以及生产定型的规定和要求，组织有关工厂进行试生产。工厂在试生产之前，早已组织人员对所生产的产品进行学习和作好生产准备工作。通过试生产和鉴定，确认达到生产定型标准后，就可提出生产定型申请。与此同时，使用部门组织部队试用，以便发现问题，改善加工工艺，改进战术性能和使用性能。国家主管部门根据工业部门生产定型的申请和部队试用的情况审批是否能生产定型。经过严格审核，批准同意生产定型，则整个导弹武器的研制工作便告结束。

附录 I 各类导弹主要性能数据表

地(海)对地导弹主要性能数据表

附表 1

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量 (kg)	射程 (km)	飞行速度 (Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度 (m)	翼展 (m)	弹径 (m)								
1	美	潘兴 MGM-31A	10.5		1.01	4500	185~740	8.95	燃气舵和 尾翼操纵	两级固体火 箭发动机,推 力120KN,推 第二级推力 70KN	惯性制导	核战斗部(通 常为40万吨 级)	研制Ⅱ型 精度400m
2	美	长矛 MGM-52C	6.17	大1.4 小1.18	0.56	1500(常规) 1285(核弹)	70~ 120(战 斗部重 454kg时 为70km)		液体 注入单 固定喷嘴	单级液体预 包装火箭发 动机	惯性制 导	常规:454kg炸 药 核弹头:211kg (当量2~15万 吨)	精度150m 研制改进型
3	苏	飞毛腿 A SS-1b	10.7	1.50	0.84	4500	80~160	4.2	尾翼操纵	液体火箭发 动机(可贮 存预包装)	无线电指 令,后改 为简易惯 性制导	常规弹头 核弹头 680kg	1965年退役 精度 370m
4	苏	飞毛腿 B SS-1C	11.4	1.56	0.85	6300	160~280	5	尾翼操纵	液体火箭发 动机(可贮 存预包装)	惯性制导	常规弹头 核弹头(2~20 万吨级)	导弹装在马 斯-513 轮 式车上
5	苏	薄板 SS-12	11.0		1.05	8800	700~830			液体火箭发 动机(可贮 存预包装)	惯性制导	常规弹头 核弹头 (百万吨级)	导弹装在马 斯-543 轮 式车上

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量 (kg)	射程 (km)	飞行速度 (Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度 (m)	翼展 (m)	弹径 (m)								
6	法	普鲁尔	7.6	1.41	0.65	2400	10~120	4	十字形舵 操纵	单级固体 火箭发动 机	惯性制导	核弹头(1,2,5 万吨级	精度 200~ 400m 导弹装在 AMX30轻 型坦克上
7	美	北极星 A3 UGM-27C	9.65	—	1.37	15900	4630	10	第一级是 4个旋转 喷嘴,第二 级是液体 推进剂,第 三级是固 体推进剂	三级固体火 箭发动机,第 一级推力360 KN,第二级 推力150KN, 第三级推力 150KN,改 进型双基	惯性制导	携带三个分导 弹头,每个20 万吨级	潜载导弹
8	美	海神 UGM-73A	10.36	—	1.88	29500	4600		两级都是 一个方向 旋转喷嘴	两级固体火 箭发动机	惯性制导	携带10个分导 弹头,每个5 万吨级	
9	美	民兵Ⅱ LGM-30G	18.2	—	1.83	34500	13000	20	第一级、 第三级是 4个旋转 喷嘴,第二 级是液体 推进剂,第 三级是固 体推进剂	三级固体火 箭发动机,第 一级推力910 KN,第二级 推力275KN, 第三级推力 155KN,改 进型双基药	惯性制导	携带3个分导 弹头,每个20 万吨级,加穿 甲辅助装置	取代其它民 兵型导弹
10	美	三叉戟 I (C4) UGM-93A	10.36	—	1.88	29500+	7000			三级固体火 箭发动机	惯性制导	携带分导 式多弹头	三叉戟Ⅱ (D5)比Ⅰ型 射程更大, 潜载导弹

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸		发射重量(kg)	射程(km)	飞行速度(Ma)	飞行动外形操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)							
11	苏	斯卡普 SS-9	34.5		3.04	204000	12000	可动喷管	三级液体火箭发动机	惯性制导	携带单个弹头, 3个弹头	
12	苏	赛高 SS-11	19.5		1.85	50000	10500		两级液体火箭发动机	惯性制导	I型: 单个弹头 II型: 3个弹头, 每个50万吨级	
13	苏	沙瓦吉 SS-13	20	—	1.70	35000	8000	可动喷管	三级固体火箭发动机	惯性制导	携带单个弹头(百万吨级), 3个弹头	冷发射
14	苏	SS-19	27	—	2.50	80000	10000+		两级液体火箭发动机	惯性制导	4~6个百万吨级原子弹头	冷发射
15	苏	SS-N-8	18		2.00	20000	7800		两级液体火箭发动机	天文+惯性制导	I型: 弹头1~2百万吨级 II型: 3个弹头	潜载导弹
16	美	战斧 (包括助推器)	6.4	2.54	0.517	1360	97~3200	巡航速度 0.7~0.85	固体助推器, 推力31.7kN, 工作时间12~15s; 涡轮风扇发动机, 推力2.72kN。	惯性制导+地图匹配校正+末制导	核战斗部, 重90kg, 20万吨级	潜载巡航导弹, 巡航高度约50m (在陆上)

附表 2

地(舰)对空导弹主要性能数据表

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	射高(km)	速度(Ma)	气动外形	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)									
1	法	响尾蛇 (Crotale)	2.936	0.547	0.156	85	0.5 ~8.5	0.05 ~3	2.3	用鸭式舵面作俯仰与偏航, 滚转用弹翼上副翼	单级固体火箭发动机, 共推力48.5kN, 工作时间2.3s, 流注基火药	用红外引入波束, 波束导引, 低空用电视系统作备用	15kg重的战斗部(杀伤半径8m), 用红外外引信	
2	西德、法	罗兰特 (Roland)	2.40	0.50	0.16	63	0.5 ~6.3	0.015 ~5.5	1.7	偏转燃气舵(导流片)	助推器推力17.08kN, 工作时间1.7s; 主发动机为固体火箭, 推力2kN, 工作时间13.2s	用红外引入, 用无线电指令引入目标线, 用罗兰特 I 型, 罗兰特 II 型, 罗兰特 III 型系统	重6.5kg, 杀伤半径6m, 无线电-电子引信	
3	英	警戒犬 MK2	8.46	2.82	0.55	>2000	84	0.3 ~27	2.5	旋转弹翼式	四个助推器+冲压发动机	连续波半主动雷达导引	连续杆式, 用近炸引信, 或核战斗部	
4	英	长剑 (Rapier)	2.21	0.38	0.13	68	0.8 ~6	0.01 ~3	2.0	×形舵面操纵	双推力固体火箭发动机	用无线电指令引入目标线, 或光学系统导引或雷达导引	杀伤战斗部(装1.35kg高能炸药), 用近炸引信	
5	英	海标枪 (Sea Dart)	4.36	0.91	0.42	550	74~80	25	3~3.5	×形舵面操纵	助推器推力160kN, 工作时间2.5s, 主发动机为冲压发动机	半主动雷达导引	杀伤战斗部, 近炸引信	
6	美	海麻雀 RIM-7H	3.66	1.02	0.21	204	22.2	3	2.5	旋转弹翼式	单级固体火箭发动机 MK 53-2型, 工作时间2.9s	连续波半主动雷达导引	重30kg, 连续杆式, 近炸引信, 触发引信, 近炸引信	

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	射高(km)	速度(Ma)	气动外形	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)									
7	美	黄铜骑士 RIM-8	10.06	2.74	0.76	3540	120	3~26.5	25	旋转弹翼式	固体助推器+冲压发动机(推力91KN)	波束导引+半主动雷达导引,反舰型RIM-8H部,用近炸引信	连续杆条式(或该战斗部),用近炸引信	
8	美	奈基-I MIM-14B	12.50	2.30	0.8	4500	140	30	3.3	十字形鸭式舵面加副翼操纵	4台固体助推器,一台固体主发动机	无线电指令式	核战斗部或杀伤战斗部(装500kg高能炸药)	
9	美	改进型霍克 MIM-23B	5.03	1.19	0.36	634	40.7	0.03~18	2.8	×型舵面操纵	XM112双推力固体火箭发动机	连续波半主动雷达导引	杀伤战斗部(装50kg高能炸药)或核战斗部	
10	美	红眼睛 FIM-43A 痛击 XFIM-92A	1.22	0.09	0.07	8.17	0.5~3.6	0.15~1.5	1.7	十字形鸭式舵面操纵	双推力固体火箭发动机	红外自动导引	破片战斗部(装0.5kg高能炸药)	单人肩射式低空防空导弹
11	美	标准型 (中程) RIM-66A	4.57	1.07	0.305	590	24	20	2.0	×形舵面操纵	MK56-0型,双推力固体火箭发动机	半主动雷达导引	杀伤战斗部(装100kg高能炸药)用触发+近炸引信	红眼睛改进型

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	射高(km)	速度(Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)									
12	美	标准型 (远程) RIM-67A	8.23	1.55	0.305	1060	55.5	20	2.5	×形舵面 操纵	MK 30 - I 型助推器, MK 12 - I 型主发动机	半主动雷 达导引(RIM- 66C用中 途导引指 令)	同标准型 (中程) RIM- 66A	
13	美	爱国者 SAM-D XMM-104A	5.30	0.852	0.406	800	3~80	0.3 ~24	5~6	×形舵面 操纵	TX-486单 级固体火箭 发动机	半主动雷 达导引+ 无线电指 令	高能炸药或 核战斗 部,重100kg	
14	美	波马克 B	13.72	0.554	0.89	7257	740	0.3 ~30	2.7	飞机式外 形副翼和 全动尾翼 操纵	固体火箭发 动机+两台 冲压发动机	程序控制 制导,指 导,制导 无线电指 令,制导 雷达制导	高能炸药或 核战斗部 核装药战斗 部	
15	苏	盖德莱 SA-2/SA-N-2	10.79	1级 2.56 2级 1.69	1级 0.654 2级 0.500	2375	48	1~32	4.0	×形舵面 操纵	固体助推 器,工作 时间5s, 液体主 发动机, 工作 时间22s	无线电指 令	杀伤战斗部 (装高能炸 药113~118 kg)	表中数据 为B-755 (20IIA) 型
16	苏	果阿 SA-3/SA-N-1	5.95	2.08	1级 0.55 2级 0.38	953	5~21	0.08 ~15	2.5	×形鸭式 舵面操纵	固体助推器 固体主发动 机	无线电指 令	高能炸药杀 伤战斗部, 总重84kg	

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	射高(km)	速度(Ma)	气动外形	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)									
17	苏	加涅夫 SA-4	8.80	2.30	0.82	2000	8~74	24.4	2.5	×形旋转弹翼	4台固体助推器 1台冲压主发动机	无线电指令半主动雷达导引	高能炸药杀伤战斗部, 无线电引信	
18	苏	甘蒙 SA-5	16.5	3.65	1级 1.07 2级 0.85	10000	250	29	3~5	十字形舵面操纵	固体助推器 固体主发动机	无线电指令半主动雷达导引	高能炸药或核战斗部	
19	苏	根费 SA-6	5.85	0.95	0.34	604	5~25	0.06~10	2.2	×形旋转弹翼	固体燃料冲压组合发动机	无线电指令连续波半主动雷达导引	杀伤战斗部, 重57kg, 约3000块破片	
20	苏	箭 SA-7	1.44	0.23	0.072	9.8	0.5~4.2	0.05~2.3	1.5	×形鸭式舵面操纵	两级固体火箭发动机	红外自动导引	杀伤战斗部, 装0.37kg高能炸药	表中数据为箭-2M
21	苏	壁虎 SA-8	3.2	0.64	0.21	180~200	1.5~10	0.045~6.1	2.0	×形鸭式舵面操纵	双推力固体火箭发动机	无线电指令	40~50kg高能炸药战斗部	
22	苏	甘肯斯 SA-9	>1.5		>0.1		0.64~6.44	0.015~4.5	2.0	×形鸭式舵面操纵	固体助推器和主发动机	红外自动导引	高能炸药战斗部, 重约7kg	

附表 3

空对空导弹主要性能数据表

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量 (kg)	射程 (km)	速度 (Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长 (m)	翼展 (m)	弹径 (m)								
1	法	玛特拉 R550 “魔术”	2.74	0.66	0.157	90	0.3~7	2	×形鸭式 舵面	单级推力复合药、燃烧时间1.9s, 推力27KN	红外导引(格斗式)	重12.5kg, 装6kg炸药, 触发引信+红外引信	双鸭式气动布局格斗导弹
2	美	麻雀 AIM-7E	3.65	1.00	0.20	205	25~30	4	旋翼式 操纵	MK38-4型, 单级推力, 燃烧时间2.8s	连续波半主动雷达导引(可作近距格斗)	重30kg, 连续杆条式, 近炸引信+触发引信	
3	美	麻雀 AIM-7F	3.65	1.00	0.20	228	0.6 (最小) 50~100 (最大)	4	旋翼式 操纵	MK58-0型, 双级推力	连续波半主动雷达导引(可作近距格斗)	重40kg, 连续杆条式, 近炸引信+触发引信	
4	美	超级响尾蛇 AIM-9L	2.87	0.63	0.12	86	10~18	2.5	×形鸭式 舵面 (双三角翼)	MK86固体火箭发动机	全向攻击 红外导引	重10~15kg, 连续杆条式, 近炸引信+触发引信	
5	美	不死鸟 AIM-54	3.96	0.914	0.38	443	200*	5	×形尾翼 操纵	MK47固体火箭发动机	连续波半主动雷达导引, 最后16公里主动雷达导引	近炸引信+触发引信	

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	速度(Ma)	气动外形操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
6	美	敏捷 AIM-95	2.44		0.203	160	0.3~3	3	推力矢量操纵	固体火箭发动机	红外导引	高能炸药战斗部	格斗导弹
7	英	斯拉姆 SRAAM	2.73		0.168	90	0.2~2		推力矢量操纵	固体火箭发动机	红外导引	高能炸药战斗部, 重10kg	格斗导弹
8	苏	毒辣 AA-6	6.15 (半主动雷达) 5.80 (红外)	2.25	0.40	650 ~850	50 (雷达型) 22.5 (红外型)	2.2	副翼+鸭式舵面	固体火箭发动机	半主动雷达或红外导引	高能炸药战斗部, 重100kg	
9	苏	尖顶 AA-7	4.50 (半主动雷达) 4.22 (红外)	1.40	0.26	320	32.5 (雷达型) 15 (红外型)	2	×形尾翼操纵	固体火箭发动机	半主动雷达或红外导引	高能炸药战斗部, 重40kg	
10	苏	蚜虫 AA-8	2.15 (半主动雷达) 2.00 (红外)	0.52	0.13	55	15 (雷达型) 7 (红外型)	2	鸭式舵面	固体火箭发动机	半主动雷达或红外导引	高能炸药战斗部, 重6kg	双鸭式气动布局, 外形类似法国的R550

附表 4

空对地导弹主要性能数据表

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	速度(Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)								
1	美	AGM12B (小斗犬A) AGM12C (小斗犬B)	3.20 4.07	0.95 1.18	0.305 0.44	260 812	10~11 16~17	2.0 2.4	十字形 舵面操纵 十字形 舵面操纵	LR58 液体 火箭发动机 LR62 液体 火箭发动机	无线电指令 无线电指令	114kg(高能 炸药)454kg (AGM-12 D用核战斗 部)	
2	美	百舌鸟 AGM-45	3.05	0.914	0.21	181 ~189	16~18	2.0	旋转弹翼 式操纵	MK53-2型, 单级固体火箭 发动机	被动式无线 电辐射导引	高能杀伤战 斗部, 重 66.7kg	
3	美	标准ARM AGM-78	4.57	1.07	0.34	635	>25	2.0	十字形 舵面操纵	MK27-4型, 双推力固体火 箭发动机	被动式无线 电辐射导引	高能杀伤 战斗部	百舌鸟 的改进型
4	美	秃鹰 AGM-53A	4.22	1.35	0.43	966	60~80	1.0	十字形 舵面操纵	端面燃烧式 MK70 固体火 箭发动机	巡航段: 无 线电指令 攻击段: 电 视导引+自 动导引	战斗部重 286kg, 装高能炸 药	
5	美	幼畜 AGM-65	2.46	0.71	0.30	225	35~40	1.0	十字形 舵面操纵	TX-481单级 固体火箭发 动机	电视导引 或激光或 红外导引	战斗部重 59kg, 装高 能炸药	
6	美	SRAM AGM-69A	4.25		0.45	1115	60~160	巡航 2.5	尾舵操纵	可二次起动脉 冲式固体火 箭发动机	惯性导航 + 主动雷 达末制导	高能炸药战 斗部或核战 斗部 20枚	B52 飞机 上可带

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	速度(Ma)	气动外形	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)				操纵方式				
7	苏	鳐鱼 AS-2	9.45	4.88	1.14	4500	180~210	1.4	飞机式	涡轮喷气	无线电指令 +末段主动 雷达导引	高能炸药 战斗部或 核战斗部	反舰导弹
8	苏	袋鼠 AS-3	11.93	9.14	2.13	11000	180~650	1.5~2	飞机式	涡轮喷气	无线电指令 +末段红外 导引	高能炸药 战斗部或 核战斗部	反舰导弹
9	苏	厨房 AS-4	10.98	3.5	1.00	6000	320~370	2.5	飞机式	液体火箭 发动机	惯性+末段 主动雷达 (或红外)导 引	战斗部重 1000kg, 高能炸药 或核装药	反舰导弹
10	苏	鲑鱼 AS-5	8.648	4.54	1.00	4077	50~150	1.0	飞机式	液体火箭 发动机	主动雷达导 引,也装有 被动式无线 电辐射导引	战斗部重 810kg, 穿甲型、 爆破型	
11	苏	王鱼 AS-6	9.00	3.20	0.90	4800	250	1.2	飞机式	固体火箭 发动机	惯性+末段 主动雷达 (或被动雷 达)导引	战斗部重 1000kg, 高能炸药 或核装药	装备超 音速逆火 轰炸机

附表 5

舰对舰导弹主要性能数据表

序号	国别	名称型号	尺寸		发射重量(kg)	射程(km)	速度(Ma)	气动外形	推进系统	制导系统	战斗部	备注
1	法	飞鱼 MM38	长度(m) 5.212	翼展(m) 1.004	弹径(m) 0.348	735	5~42	0.93~十字形 0.95 尾翼操纵纵	助推器1KN, 复合药, 工作时间2.4s, 主发动机1.51KN, 双基药, 工作时间93s	巡航段: 惯性+无线电高度表 攻击段: X波段单轴主动雷达引导, 离目标12~15km开始搜索	重165kg, 进入角达70°, 仍有效, 延期引爆	
2	法、意	奥托马特	4.90	1.25	0.26	730	I型 6~60 II型 100	0.9 十字形尾翼操纵纵	助推器: 固体复合药工作时间4s后抛掉, 主发动机: 涡轮喷气发动机, 推力4KN	巡航段: 惯性+无线电高度表 攻击段: MK1双轴主动雷达引导, 离目标12km处搜索, 方位角±20°, 或MK2单轴主动雷达引导		
3	挪威	企鹅	2.96	1.40	0.28	340	2~30	0.9 十字形鸭式舵面操纵纵	双推力固体火箭发动机	惯性+红外末制导	重 125kg	
4	美	捕鲸叉 AGM-84A/RCM-84A	4.58 (空中发射型为3.58)	0.914	0.343	667 (空中发射型为522)	110	0.85 十字形鸭式舵面操纵纵	助推器推力66KN, 工作时间2.5s, 复合药加速到Ma 0.75, 主发动机涡轮喷气, 3KN推力, 工作时间15min	惯性+无线电高度表, 末制导为双轴主动雷达引导	227kg, 穿甲爆破战斗部, 延期触发引信+近炸引信	

(续)

序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(km)	速度(Ma)	气动外形 操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
5	苏	冥河 SS-N-2	6.25	2.75	0.75	2500~ 3000	42	0.9	飞机式外 形	固体助推器+ 液体火箭发动 机	巡航段: 自动 驾驶仪或无线 电指令 攻击段: 主动 雷达导引或红 外导引	高能炸药 360~400kg	
6	苏	沙道克 SSC-1/ SS-N-3	12.81	2.10	1.00	12000	850	2.5	飞机式外 形	两台助推器, 涡轮喷气(或冲 压)发动机	无线电指令+ 红外或雷达导 引	常规战斗部 (装高能炸药 1000kg) 或核 战斗部	
7	苏	SSC-2b	7.0	5.00		3000	200	0.8~ 0.9	飞机式外 形	固体助推器+ 涡轮喷气发动 机	无线电指令+ 主动雷达末 制导	高能炸药战 斗部	
8	苏	SS-N-7	6.7				55	1.5				高能炸药战 斗部	
9	苏	SS-N-9	9.0				275				中途导航+雷 达	高能炸药战 斗部	
10	苏	SS-N-10	7.6			2700	50	1.2			雷达	高能炸药战 斗部	

附表 6

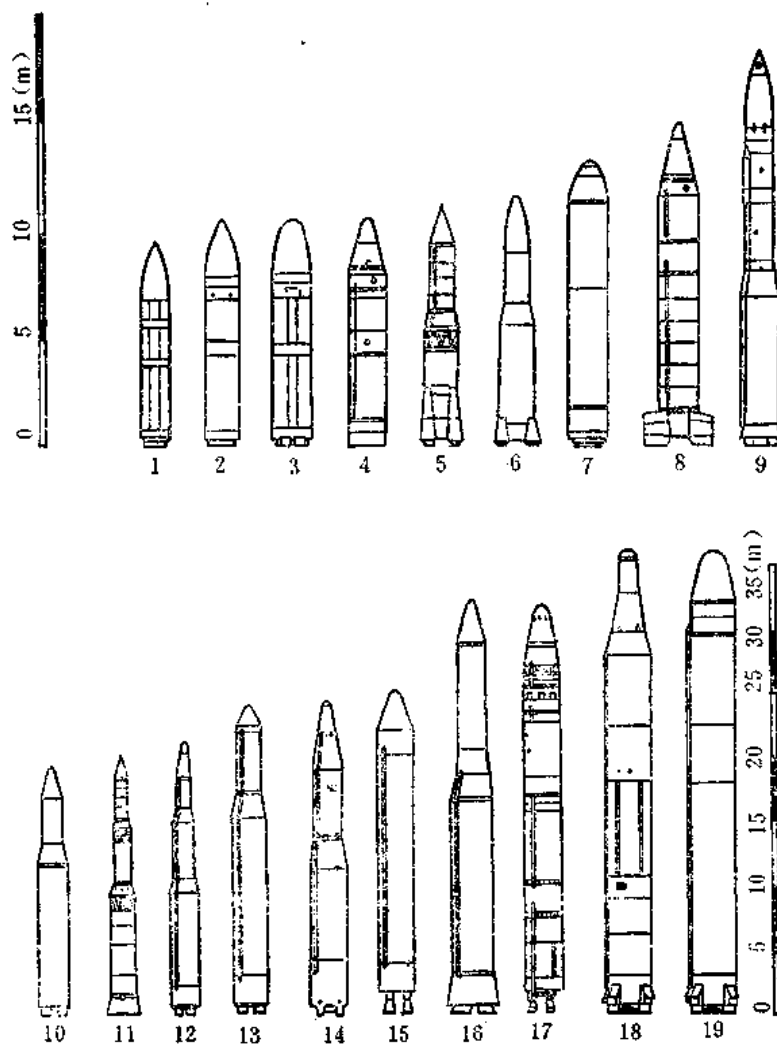
反坦克导弹主要性能数据表

序 号	国 别	名称型号	尺 寸			发 射 重 量 (kg)	射 程 (m)	速 度 (m/s)	燃 气 扰 流片操纵	推 进 系 统	制 导 系 统	战 斗 部	备 注
			长 度 (m)	翼 展 (m)	弹 径 (m)								
1	法	SS-11	1.200	0.500	0.160	30	500~3000	160	燃气扰 流片操纵	固体助推器 固体主发动机	目视瞄准 跟踪, 手动 有线传指令	重7.5kg, 杀伤 弹药头装炸 药2.6kg, 破 甲弹头装炸 药1.5kg	可在地面上、 车辆上、直升 飞机上使用 改进型 SS-11B,
2	法	SS-12	1.870	0.650	0.180	75	800~6000	190	燃气扰 流片操纵	固体助推器 固体主发动机	目视瞄准, 红外光学跟 踪, 有线传 指令	重30kg 破甲战斗部 特种反潜战 斗部或核战 斗部	主要用于反坦克、反舰艇和攻击坚固目标
3	西德	曼姆巴	0.955	0.400	0.120	11.2	300~2000	初速 55 末速 140	空气扰 流片操纵	双室双推力固 体火箭发动机	目视瞄准, 跟踪, 手动 有线传指令	重2.7kg	
1	法、 西德	米兰	0.750	0.265	0.103	6.3	25~2000	200	燃气扰 流片操纵	单室双推力, 第一段装药燃 烧时间1.31s, 第二段装药燃 烧时间11s	目视瞄准, 光学自动跟 踪(红外), 有线传指令	管式发射, 可 配备步兵、空 降兵在地面使 用, 也可装备 在车辆上使用	

(续)

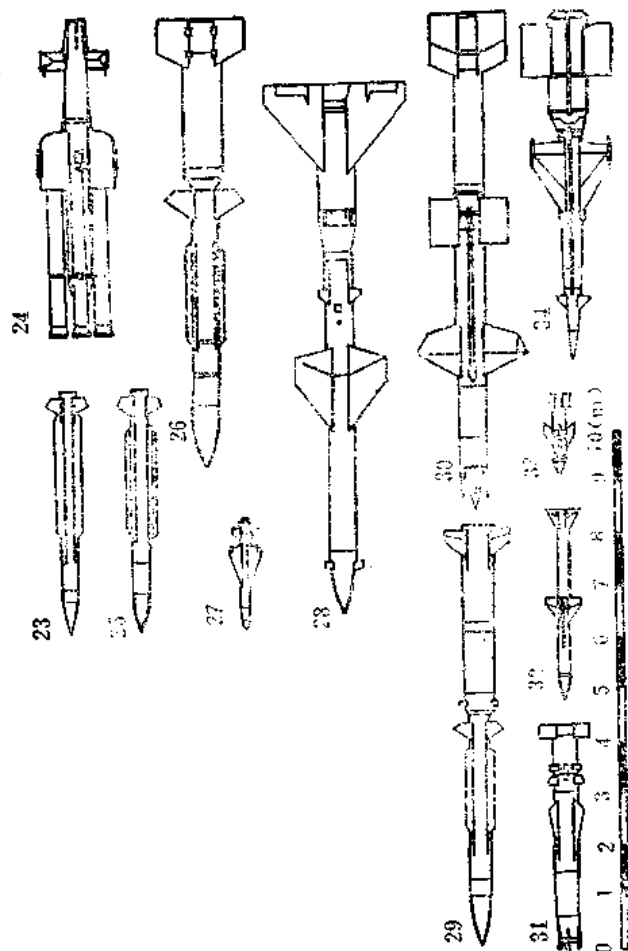
序号	国别	名称型号	尺寸			发射重量(kg)	射程(m)	速度(m/s)	气动外形操纵方式	推进系统	制导系统	战斗部	备注
			长度(m)	翼展(m)	弹径(m)								
5	法、西德	霍特	1.270	0.312	0.136	23	75~4000	240~260	燃气偏流环操纵	两级共底式固体火箭发动机, 助推器工作0.9s, 主发动机工作时间17.4s	目视瞄准, 光学自动跟踪(红外), 有线传输指令	重6kg 垂直破甲厚度800mm	重型导弹, 管式发射, 装在车辆上, 直升飞机上 命中率: 75~500m日标约80% 500~4000m日标约90%
6	美	陶	1.160	0.466	0.152	18.5	65~3000	360	空气舵操纵	两级都起加速作用的固体火箭发动机	目视瞄准, 光学自动跟踪(红外), 有线传输指令	重3.7kg 垂直破甲厚度600mm	管式发射, 可以在地面上, 直升车辆上, 直升飞机上使用, 已有陶改进型和陶II型
7	美	海尔法	1.778	0.330	0.178	43	7000 (直升飞机) 20000 (固定翼飞机)	340	空气舵操纵	单级固体火箭发动机, 复合装药, 推力19kN, 工作时间1.39s	半主动激光制导	重9kg 双锥度空心装药战斗部	83年随机装备军队, 陆军直升飞机载16枚, 海军直升飞机载8枚
8	苏	赛格	0.867	0.393	0.125	11.3	500~3000	120	燃气摆帽(偏流环)操纵	固体助推器 固体主发动机	目视瞄准和跟踪, 手动有线传输指令	重2.5kg 垂直破甲厚度550mm	架式发射 有光学自动跟踪(红外)改进型
9	英	斯文费厄	1.067	0.373	0.170	27	150~4000	200	燃气偏流环操纵	单室双推力固体火箭发动机	目视瞄准和跟踪, 手动有线传输指令	重7kg 垂直破甲厚度500mm	箱式发射 主要是车载使用

附录Ⅱ 各类导弹外形图



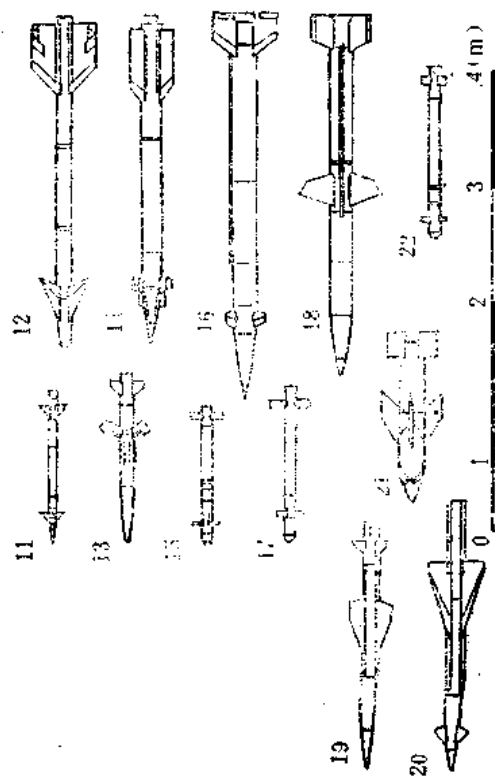
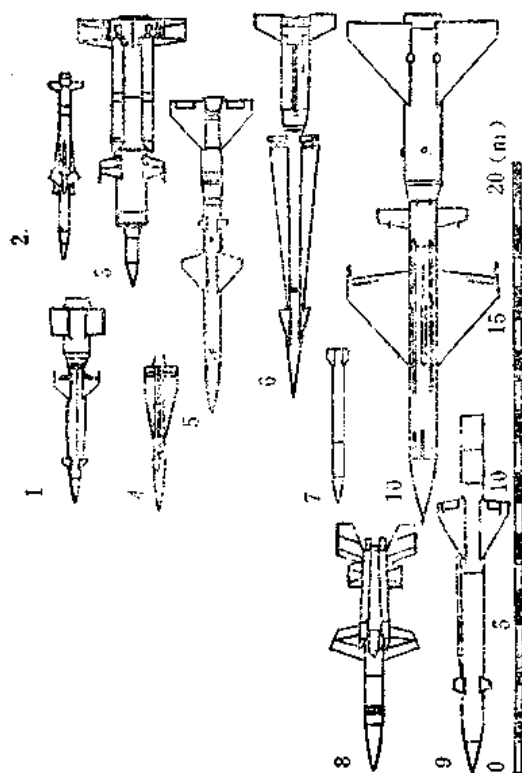
附图 1 弹道式导弹外形图

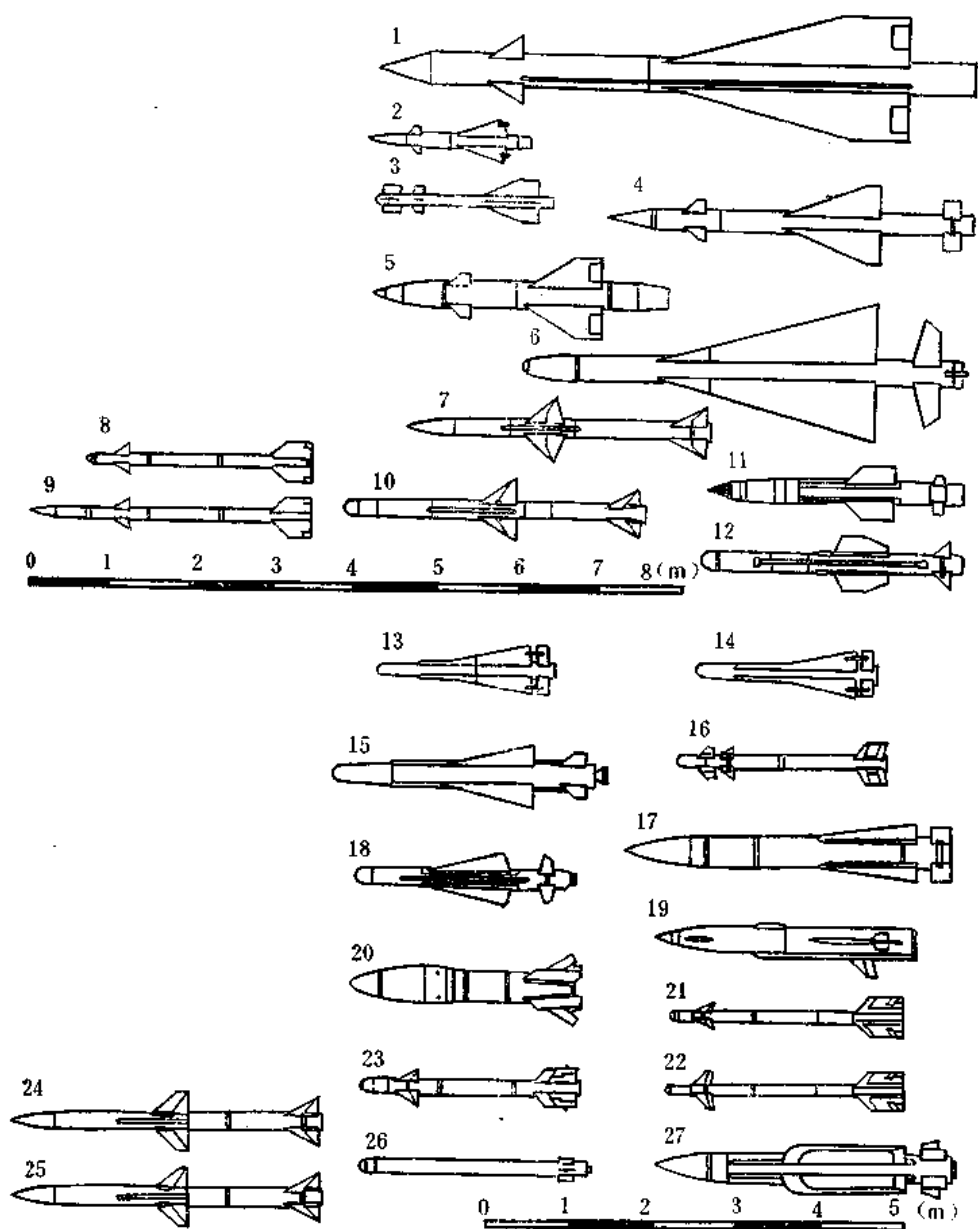
1. 北极星; 2. 海神; 3. 三叉戟; 4. MSBS; 5. SS-14; 6. SS-X-20;
 7. SS-N-6; 8. SSBS; 9. 民兵; 10. SS-11; 11. SS-13; 12. SS-X-16;
 13. SS-17; 14. SS-8; 15. SS-19; 16. SS-7; 17. 大力神; 18. SS-9; 19. SS-18.



附图 2 地(舰)对空导弹外形图

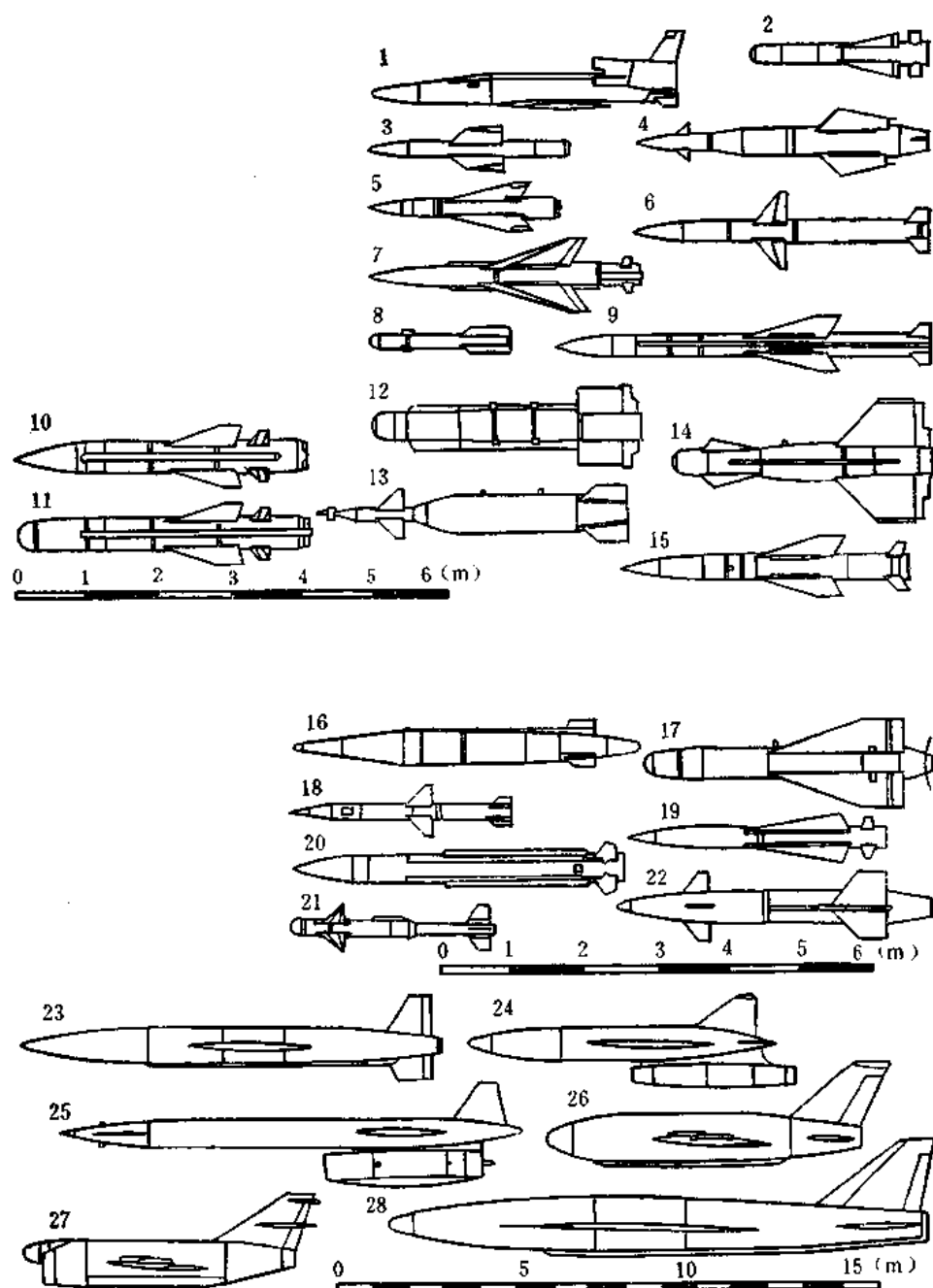
1. 果阿(Goa SA-3/SA-N-1); 2. 根费(Gaifal SA-6); 3. 加涅夫(Gaef SA-4); 4. 霍克(Hawk MIM-23); 5. 盖德莱(Guideline SA-2); 6. 奈基-赫拉克里士(Nike Hercules MIM-14B); 7. 爱国者(Patriot XMIM-104, 即SAM-D); 8. 警犬(Bloodhound); 9. 吉尔德(Guild SA-1); 10. 加拿大(Gammon SA-5); 11. 吹管(Blowpipe); 12. 小解树(Chaparral; MIM-72A); 13. RBS70; 14. 响尾蛇(Grotale R. 440/460); 15. 红眼睛(Redeye MIM-43A); 16. 盎司科(Gecko SA-8); 17. 盘(Grail SA-7); 18. 碗(Indigo); 19. 长剑(Rapier); 20. 罗兰特(Roland); 21. 山猫(Tiger cat); 22. 尾刺(Stinger XFIM-92A); 23. 标准(Standard; RIM-66, -67); 24. 海狼(Sea slug); 25. 塞粗入(Tartar RIM-24); 26. 玛舒卡(Masurca); 27. 海狼(Sea wolf); 28. 盖德莱(Guideline SA-N-2); 29. 小猫犬(Terrier RIM-2); 30. 黄铜嘴士(Talos RIM-8); 31. 海标枪(Sea Dart CF-209); 32. 海麻雀(Sea Sparrow RIM-7H); 33. 海猫(Sea Cat); 34. 果阿(Goa SA-N-1)。





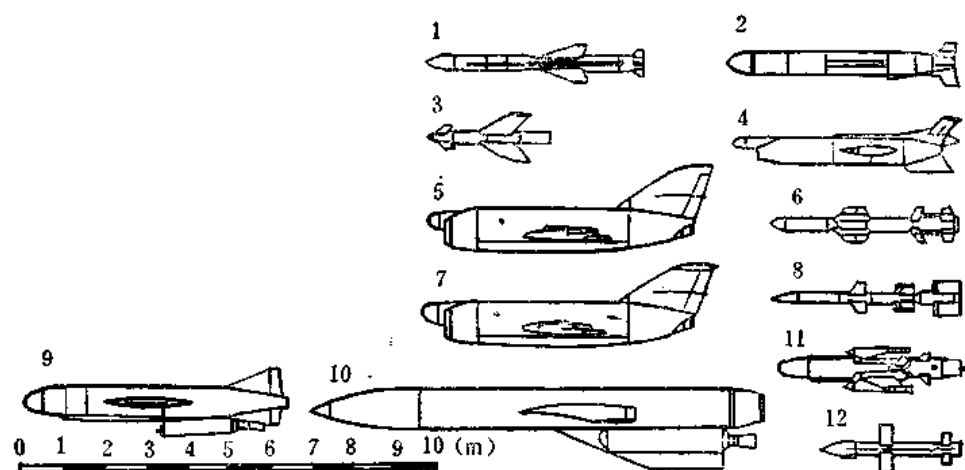
附图 3 空对空导弹外形图

- 1.海辣(Acrid AA-6); 2.碱(Alkali AA-1); 3.蚜虫(Aphid AA-8); 4.尖顶(Apex AA-1);
 5.阿纳布(Anab AA-3); 6.灰(Ash AA-5); 7.阿斯派德(Aspid); 8.环礁(Atoll红外型AA-2);
 9.环礁(Atoll 雷达型AA-2); 10.手臂(Brazo); 11.火光(Firestreak); 12.红头(Red top);
 13.猎鹰(Falcon AIM-4); 14.超猎鹰(Supper Falcon AIM-4G); 15.玛特拉R.530(Matras R.530);
 16.魔术 R.550(Magic R.550); 17.不死鸟(Phoenix AIM-54A); 18.萨伯 372(SAAB372); 19.玛
 特拉 R.511(Matras R.511); 20.妖怪(Genie AIR-2A); 21.响尾蛇(Sidewinder AIM-9); 22.超级
 响尾蛇(Super Sidewinder AIM-9L); 23.蜻蜓(Shafrir); 24.麻雀(Sparrow AIM-7E/F); 25.空中
 闪光(Sky Flash XJ521); 26.斯拉姆(SRAAM); 27.超级 530(Super 530).



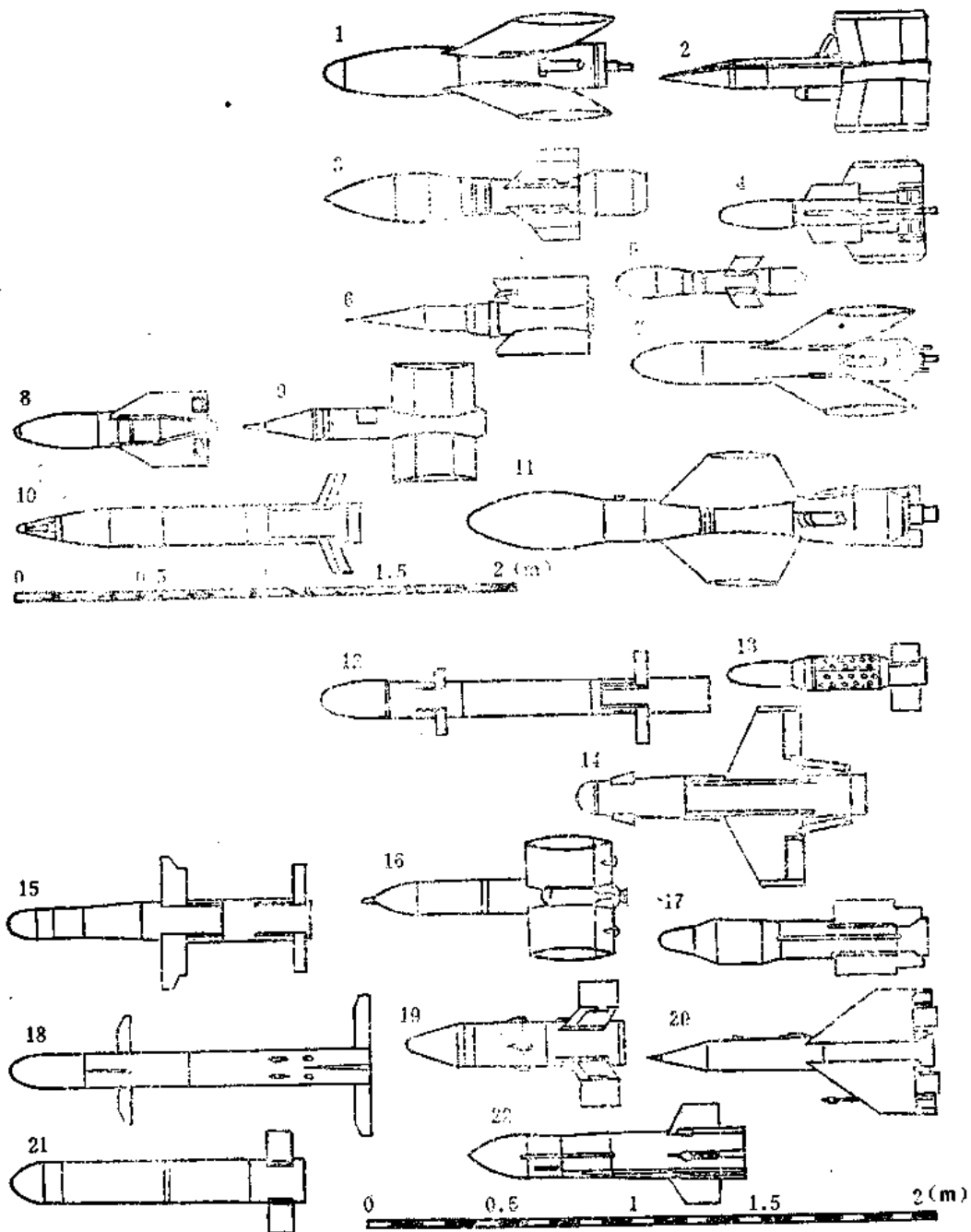
附图 4 空对地导弹外形图

1. 爱克姆巡航导弹(ALCM AGM-86A); 2. 幼畜(Maverick AGM-85A); 3. AS-15; 4. 小斗犬(Bullpup AGM-12); 5. AS-20; 6. 高速反雷达导弹(Harm AGM-88A); 7. AS-30; 8. 狱火(Hellfire); 9. 飞鱼(Exocet AM.39); 10. 玛特尔(Martel-Radar AS.37); 11. 玛特尔(Martel-telerision AJ.39); 12. 霍博斯(HOBOS); 13. 铺路(Paveway); 14. GBU-15(V); 15. 鸬鹚(Kromoran AS.34); 16. 近距攻击导弹(SRAM AGM-69A); 17. 白星眼(Walleye AGM-62A); 18. 百舌鸟(Shrike AGM-45A); 19. 罗伯特(RB.5); 20. 标准反辐射导弹(Standard ARM AGM-78B); 21. 大鸥(Skua CL 834); 22. 罗伯特(RB.4E); 23. 厨房(Kitchen); 24. 鲑鱼(Kipper AS-2); 25. 猎犬(Hound Dog AGM-28B); 26. 鲑鱼(Kelt AS-5); 27. 狗窝(Kennel AS-1); 28. 袋鼠(Kangaroo AS-3)。



附图 5 舰对舰导弹外形图

1. 飞鱼(Exocet MM38与MM40); 2. 战斧(Tomahawk BGM-109); 3. 企鹅(Penguin); 4. RB08A;
5. 萨利士(SaliSh); 6. 捕鲸权(Harpoon AGM-84A); 7. 幼蛙(Samlet); 8. 海上凶手(Seakiller); 9. 冥
河(Styx SS-N-2); 10. 沙道克(Shaddock SS-N-3); 11. 奥托玛特(Otomat); 12. 迦伯烈(Gabriel)。



附图 6 反坦克导弹外形图

1. SS-11; 2. 蚊(Mosquito); 3. 霍特(HOT); 4. 斑塔姆(Bantam); 5. 米兰(MILAN);
 6. 曼姆巴(Mamba); 7. 阿尔朋(Harpon); 8. 安塔克(Entac); 9. 柯布拉(Cobra); 10. 铜斑蛇
 (Copperhead CLGP); 11. SS-12; 12. 超马特(KAM-9); 13. 龙(Dragon); 14. 斯瓦特
 (SWATTER); 15. 陶(TOW); 16. 马特(KAM-3); 17. 威基兰特(Vigilant); 18. 鹞(Sparv'ero);
 19. 赛格(SAGGER); 20. 斯拿波(SNAPPER); 21. 橡树棍(Shillalegh); 22. 斯文费厄(Swingfire)。

参 考 文 献

- (1) 火箭技术概论, 姚史著, 北京科学教育出版社, 1961年8月。
- (2) 有翼导弹引论, 武陵斯编, 国防工业出版社, 1979年7月。
- (3) 航空概论, 史超礼编, 国防工业出版社, 1978年7月。
- (4) 星际航行概论, 钱学森著, 科学出版社, 1963年2月。
- (5) 无人驾驶飞行器, И.С.格鲁别夫、Н.И.柯洛特可夫著, 赵儒源译, 国防工业出版社, 1978年5月。
- (6) 空气动力学基础(上册), 徐华舫编著, 国防工业出版社, 1979年12月。
- (7) 空气动力学, 秦展编, 北京科学教育出版社, 1961年。
- (8) 导弹外形设计, S.S.秦著, 于光、黄祖蔚译, 国防工业出版社, 1965年7月。
- (9) 风洞实验技术, R.C.彭克斯特, D.W.荷尔德著, 徐泰谦等译, 国防工业出版社, 1963年2月。
- (10) 无人驾驶飞行器的飞行动力学, А.А.列别捷夫, Л.С.切尔诺勃罗夫金著, 张炳喧等译, 国防工业出版社, 1964年。
- (11) 导弹飞行力学, 陈士槽、吕学富合编, 航空工业部教材编审组, 1983年12月。
- (12) 固体火箭发动机设计, 王元有等编著, 国防工业出版社, 1984年11月。
- (13) G.P.Sutton and D.M. Ross: Rocket Propulsion Elements, 1976.
- (14) В.С.Зуев и В.С.Макарон: Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей, 1971.
- (15) Carl D. and Corse, Jr: Introduction to Shipboard Weapons, 1975.
- (16) P. Garnell and D.J. East: Guided Weapon Control Systems, 1977.
- (17) 导弹红外线自动导引装置, Л.Э.克里克苏诺夫、И.Ф.烏碩尔采夫合编, 宏彬译, 国防工业出版社, 1965年11月。
- (18) 导弹制导系统(上册), 徐南荣编著, 航空专业教材编审组, 1984年2月。
- (19) 导弹地面设备, В.Г.马利科夫, С.Ф.柯米萨里克, А.М.柯罗特科夫著, 导弹地面设备翻译组译, 国防工业出版社, 1976年10月。
- (20) 国外舰载导弹发射装置手册, 第713研究所, 1976年。
- (21) 宇宙飞行器发射场, 国防科委情报资料研究所, 1980年1月。
- (22) 弹道式导弹设计和试验, В.И.瓦弗洛缅也夫, М.И.科普托夫著, 邱晓华等译, 国防工业出版社, 1977年9月。
- (23) 现代武器运筹学导论, Е.С.温特切勒著, 周方、玉宇译, 国防工业出版社, 1974年。
- (24) 解放军画报, 解放军画报社编辑, 长城出版社, 1985年2月。
- (25) 人民日报, 1966年~1985年。