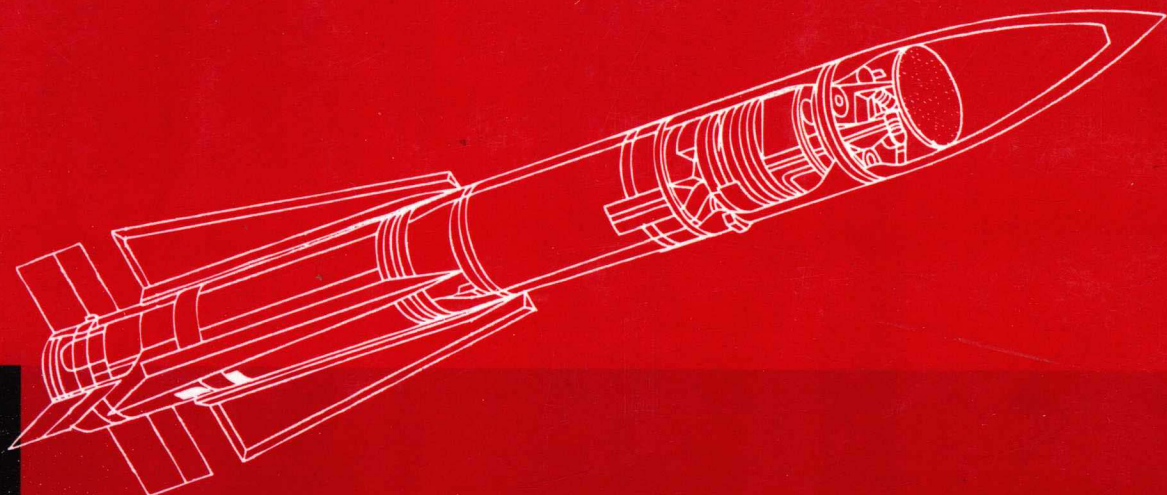


(美) George M.Siouris



Missile Guidance and Control Systems

导弹制导与控制系统

张天光 王丽霞 宋振峰 刘怀勋 等译



国防工业出版社

National Defense Industry Press

导弹制导与控制系统

Missile Guidance and Control Systems

(美) George M. Siouris

张天光 王丽霞 宋振峰 刘怀勋 等译

国防工业出版社

·北京·

著作权合同登记 图字:军-2010-015号

图书在版编目(CIP)数据

导弹制导与控制系统/(美)赛奥里斯(Siouris, G. M.)
著;张天光等译. —北京:国防工业出版社,2010.10
书名原文:Missile Guidance and Control Systems
ISBN 978-7-118-06871-9

I. ①导... II. ①赛... ②张... III. ①导弹制导
②导弹控制 IV. ①TJ765

中国版本图书馆CIP数据核字(2010)第183053号

Translation from the English language edition:

Missile Guidance and Control Systems by George M. Siouris Copyright © 2004 Springer-Verlag New York, Inc.
as a part of Springer Science + Business Media, All Rights Reserved

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 30¼ 字数 755 千字

2010年10月第1版第1次印刷 印数1—3000册 定价98.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

导弹制导与控制系统

翻译 张天光 王丽霞 宋振峰 刘怀勋

李帆 王秀萍

统校 张天光

审定 沈昭烈 林忠贤

出版说明

现代战争是高技术战争,而精确制导武器,特别是导弹,是决定现代战争胜负的关键因素。导弹武器系统是集各种先进技术于一身的复杂系统,而制导与控制系统则是导弹系统的关键技术。近年来,先进的导引方法与当代的导航技术(如捷联惯导和全球定位系统)相结合,已成为现代精确制导武器的发展方向。

为了学习和借鉴国外,特别是美、欧在导弹制导与控制技术领域的先进理论和研究成果,我们引进并组织翻译了《导弹制导与控制系统》这本专著。本书重点介绍导弹运动方程、战术导弹制导律、武器投放系统、战略导弹、巡航导弹等内容。书末有9个附录,涉及基本常数、专业术语、缩略语、标准大气模型、导弹分类、过去与现役导弹、圆锥曲线特性、雷达波段、换算系数等。本书作者多年在美国空军从事导弹制导与控制技术工作,因此,本书的内容非常实用,很有参考价值。

本书的读者对象是高年级大学生、研究生和从事导弹制导与控制工作的工程师。

本书的翻译由张天光研究员负责。前言、第1章、第5章、第6章的6.7节~6.9节和附录G、H、I由张天光翻译,第2章、第3章和附录A、B、C、D由宋振峰翻译,第4章由李帆翻译,第6章的6.1节~6.4.1节由王秀萍翻译,6.4.2节~6.6节由刘怀勋翻译,第7章和附录E、F由王丽霞翻译。全书由张天光统校(其中宋振峰校对了第5章、王丽霞校对了第6章的6.7节~6.9节),最后由沈昭烈和林忠贤研究员审定。另外,吕长起研究员对本书的立项做出了贡献,文琳参与了部分章节的翻译,我们在此一并致谢。虽然各位译者都翻译过多本专著,但原作者所用的语言有时并不通俗易懂(个别地方还有差错),所以翻译此书并不轻松;为尊重原作者,我们仍按原版书译出。最后,我们希望本书的翻译和出版对我国导弹制导与控制技术的发展和提高具有一定的推进作用。

原 序

今天服役或在研的大部分防空系统都使用寻的制导来实现对目标的拦截。通过使用弹载数据收集,寻的制导系统能提供不断改进的目标信息(直到命中目标)。没有一种武器能像导弹这样改变了今天世界的空中力量。例如,配备机载武器的战机能够深入敌方领地打击战机、地面部队或战略目标;导弹也可以用作扰乱敌方地面和空中力量行动计划的干扰武器。陆基导弹系统有各种射程,从几英里到几千英里。取决于任务需求,这些陆基导弹可以是弹道型,也可以是非弹道型。制导武器(即导弹)的设计是一项大型工程,需要一个由很多不同领域的工程师组成的团队,这些领域包括空气动力学、飞行控制、结构、推进系统等。不同的设计小组必须协同工作,以生产出精度高、成本低的高效武器。

本书的目的是讨论战术和战略导弹的基本概念和截获目标所需的制导、控制和设备系统。从本质上说,本书介绍的是制导飞行的数学方法。本书与其他同类书籍的不同之处,在于本书详细讨论了导弹的气动力和力矩、导弹数学模型、武器投放、GPS(全球定位系统)、TERCOM(地形匹配)制导、巡航导弹机械编排方程和弹道导引律的详细分析。此外,在对每一个主题做重点介绍的同时,又从逻辑和教学的角度考虑了介绍的精练性。需要时给出了典型示例,以演示涉及的原理。通过大量图示来快速展示重要的关系、刺激各种主题的讨论,产生了最佳的视觉效果。最后,本书将对从事导弹设计和研发的工程师和航空工程领域的学生有很大的帮助。对武器系统设计的研究人员来说,它也是一本方便的参考书。

航空航天工程领域及其分支正在经历革命性的变化,尽管撰写本书时很难对这种变化做出惊人的展望。作者尽了最大努力来介绍武器系统的最新发展。为此,欢迎对本书未来的改进提出批评和建议。

本书包括7章和几个附录。第1章讨论过去和当前导弹系统的历史背景和现代武器的发展历程。第2章讨论导弹一般运动方程,包括通用坐标系、刚体运动方程、达朗贝尔原理和坐标系变换的拉格朗日方程。第3章介绍气动力和系数。主要讨论气动力和力矩、各种类型的导弹导引头及其在制导回路中的作用、自动驾驶仪和各种控制面驱动系统。第4章讨论各种战术制导律和(或)技术,是一个非常重要的话题。比较详细讨论的制导律有寻的制导、指令制导、比例导引、扩展比例导引和采用现代控制和估算理论的制导律。第5章讨论武器投放系统和技术。读者在这里会发现很多其他书籍中找不到的主题,包括武器投放需求、导航/武器投放系统、火控计算机、武器投放精度和像现场感知/现场评估这样的现代主题。第6章讨论战略导弹,包括传统的二体问题和朗伯原理、球形地球撞击方程、显式和隐式制导技术、大气层再入和弹道导弹拦截。第7章重点讨论巡航导弹理论和设计。本章的大部分内容集中在巡航导弹导航概念、地形匹配概念和全球定位系统。每章都有供进一步学习和研究的参考文献。几个附录为读者提供了额外的有用信息。附录A列出了几个基本常数,附录B给出了技术文

献和书籍中遇到的术语,附录 C 列出了缩略语,附录 D 讨论了标准大气,附录 E 介绍了导弹的分类,附录 F 给出了过去和当前的导弹系统,附录 G 总结了对理解第 6 章很有帮助的圆锥曲线特性,附录 H 列出了雷达频率,附录 I 给出了最常用的系数换算关系。

学习过程表明,一个人很难准确说清他是如何掌握某门学科的知识。我自己的知识是从很多人身上学到的,他们来自研究机构、工业和政府部门。具体地说,我的有关制导武器和控制系统的知识和训练来自我在空军航空系统中心(位于俄亥俄州 Wright - Patterson 空军基地)多年的工作经历,其间,我参与了空射巡航导弹(ALCM)、SRAM II、“民兵” III、AIM - 9“响尾蛇”和很多其他项目的研究、设计、实施和试验(即从概念到试飞)。

显然,写过书的人都知道,写书并不只是一种孤寂的活动。在撰写本书的过程中,我对很多人怀有感激之情。显然,我无法给出所有人的名字,所以我只能把感谢表达给在本书准备和审读中直接提供帮助的人。因此,我将感谢我的好朋友 Guanrong Chen 博士,感谢他的建议和鼓励。他曾是休斯敦大学(得州休斯敦市)电气与计算机工程系的教授,现在是香港城市大学电子工程系的教授和主任。我特别感谢陈教授建议我在纽约的 Springer-Verlag 出版社出版这本书,并努力使本书获得公平对待。我还要感谢我的好朋友 Victor A. Skormin 博士对我的鼓励;他是纽约 Binghamton 大学 Thomas J. Watson 工程和应用科学学院电气工程系的教授。还有印度科学学院(印度班加罗尔)宇航工程系的教授 Pravas R. Mahapatra 博士,他精心审读了第 2 章 ~ 第 4 章,对他的工作我深表谢意;他的评论和建议对我极有帮助。撰写和检查本书时我特别仔细,但对遗留的任何差错,我承担全部责任,并对指出这些错误的人心存感激。

作者感谢纽约 Springer-Verlag 出版社的编辑和出版人员,他们精诚合作并高质量地出版了这本书(这也是他们一贯的做法)。

最后(也许是最重要的),我感谢我的家庭对这一工程的忍耐、鼓励和支持。

George M. Siouris
2003 年 11 月于 Dayton, Ohio

目 录

第1章 概述	1
参考文献	9
第2章 导弹广义运动方程	10
2.1 坐标系	10
2.1.1 矢量转换	10
2.1.2 线性矢量函数	11
2.1.3 张量	11
2.1.4 坐标转换	12
2.2 刚体运动方程	15
2.3 达朗贝尔原理	34
2.4 旋转坐标系的拉格朗日方程	34
参考文献	38
第3章 气动力及相关系数	39
3.1 相对于气流坐标系的气动力	39
3.2 气动力矩的表示法	45
3.2.1 弹体特性及判据	56
3.3 系统设计和导弹数学模型	62
3.3.1 系统设计	62
3.3.2 导弹的数学模型	66
3.4 导弹的制导系统模型	72
3.4.1 导弹的导引头分系统	74
3.4.2 导弹的噪声输入	82
3.4.3 雷达目标跟踪信号	87
3.4.4 红外跟踪系统	91
3.5 自动驾驶仪	94
3.5.1 控制面及舵机	105
3.6 英国偏置	110
参考文献	112
第4章 战术导弹制导律	113
4.1 引言	113

4.2	战术制导拦截技术	115
4.2.1	自动寻的制导	115
4.2.2	指令制导和其他类型的制导	118
4.3	导弹运动方程	127
4.4	基本制导方程的推导	132
4.5	比例导引	142
4.6	扩展比例导引	165
4.7	三维比例导引	168
4.8	具有二次型性能指标的线性反馈系统最优控制在导弹制导中的应用	174
4.8.1	引言	174
4.8.2	最优滤波	174
4.8.3	带二次型性能指标的线性反馈系统的最优控制	178
4.8.4	拦截制导的最优控制	183
4.9	弹道末段策略	188
	参考文献	195
第5章	武器投放系统	197
5.1	引言	197
5.2	有关武器投放的定义和缩写	198
5.2.1	定义	198
5.2.2	缩写	203
5.3	武器投放要求	207
5.3.1	战术与机动	208
5.3.2	飞机上的探测器	210
5.4	导航/武器投放系统	211
5.4.1	火控计算机	212
5.5	影响武器投放精度的因素	213
5.5.1	误差敏感度	213
5.5.2	飞机投放模式	215
5.6	非制导武器	217
5.6.1	武器投放类型	218
5.6.2	非制导自由落体武器的投放	219
5.6.3	非制导炸弹的投放点计算	220
5.7	轰炸问题	221
5.7.1	把地平面的脱靶量转换为瞄准平面的脱靶量	223
5.7.2	多次撞击	226
5.7.3	REP、DEP 和 CEP 之间的关系	227
5.8	运动方程	227
5.9	协方差分析	231
5.10	三自由度轨迹方程和误差分析	234

5.10.1	误差分析	235
5.11	制导武器	237
5.12	武器投放与飞行控制的一体化	240
5.12.1	现场感知/现场评估(SA/SA)	241
5.12.2	武器投放瞄准系统	242
5.13	空地打击单元	244
5.14	炸弹操纵	248
5.15	地球曲率	252
5.16	导弹发射包络	253
5.17	武器投放计算精度的数学因素	258
	参考文献	260
第6章	战略导弹	262
6.1	引言	262
6.2	二体问题	263
6.3	朗伯定理	276
6.4	弹道导弹的一阶运动	280
6.4.1	牛顿的平方反比引力场的解在弹道导弹飞行中的应用	280
6.4.2	球面命中方程	283
6.4.3	弹道误差系数	302
6.4.4	地球旋转效应	320
6.5	相关速度与速度增量概念	322
6.5.1	相关速度	322
6.5.2	速度增量	327
6.5.3	导弹控制系统	333
6.5.4	大气层阶段的控制	337
6.5.5	制导技术	339
6.6	弹道导弹受力方程推导	343
6.6.1	运动方程	347
6.6.2	导弹动力学	350
6.7	大气再入	351
6.8	导弹飞行模型	357
6.9	弹道导弹拦截	368
6.9.1	概述	368
6.9.2	导弹跟踪运动方程	375
	参考文献	378
第7章	巡航导弹	380
7.1	概述	380
7.2	系统说明	384

7.2.1	系统功能操作及要求	388
7.2.2	导弹导航系统描述	389
7.3	巡航导弹导航系统误差分析	396
7.3.1	导航坐标系	399
7.4	地形匹配(TERCOM)	402
7.4.1	引言	402
7.4.2	定义	404
7.4.3	地形等高线匹配(TERCOM)概念	405
7.4.4	数据相关技术	410
7.4.5	地形粗糙度特性	413
7.4.6	TERCOM 系统误差源	415
7.4.7	TERCOM 位置更新	416
7.5	NAVSTAR/GPS 导航系统	419
7.5.1	GPS/INS 组合	424
	参考文献	427
附录 A	基础常数	428
附录 B	常用术语	429
附录 C	缩写词表	432
附录 D	标准大气模型	436
	参考文献	439
附录 E	导弹分类	440
附录 F	过去和目前的战术/战略导弹系统	449
F.1	历史背景	449
F.2	无动力精确制导炸弹(PGM)	458
	参考文献	463
附录 G	圆锥曲线特性	464
G.1	初步知识	464
G.2	一般圆锥曲线轨迹	465
	参考文献	468
附录 H	雷达波段	469
附录 I	常用换算系数	470

第1章 概述

火箭在公元1232年就开始使用了,当时中国人把火箭当做非制导导弹,驱逐围困北京^①的蒙古人。15世纪,朝鲜研制了“鬼箭机”火箭。从15世纪初到16世纪中叶,“鬼箭机”大量部署于朝鲜的北方前线,在挫败多次入侵的战斗中起了关键作用。一旦离开发射器,这种火箭能自动在目标区域爆炸。这种高能火器也用在南部省份,用于挫败日本掠夺者。“鬼箭机”火箭发射器的主体有五六米长,是当时最大的发射器。^②一台“鬼箭机”能发射多达100个火箭(小炸弹)。这种火箭带有火药和破片装置,能在目标附近定时爆炸。火药的出现使炮和火枪的使用成为可能,而使子弹和炮弹能以高速飞行更远的距离。就炮弹研究来说,知道这些炮弹的路径、射程、能达到的高度以及出口速度的影响是很有意义的。几年后,“鬼箭机”又进行了一次重要改进,它可以发射带小战斗部的火箭,而且能在敌人附近定时引发多重爆炸。1451年,文宗皇帝命令对一种带车轮的火箭发射器进行大规模改进,这种改进使得多达100个发射器装到一辆车上,大大提高了总体火力和火箭的可移动性。

从那时起,各种形式的火箭被用于作战、娱乐(欣赏其空中爆炸产生的色彩)、救生和通信(信号)。在随后的岁月,火箭的改进比较缓慢,这可能是由于缺乏合适的制导与控制系统。奇怪的是,正是飞机而不是火箭刺激了今天人们熟知的制导武器——导弹的发展。

在20世纪,使用制导导弹的思想产生于第一次世界大战。具体地说(如前所述),飞机作为军用武器的使用引出了利用遥控飞机轰炸目标的思想。早在1913年,法国工程师勒内·洛林就为一种冲压发动机飞机提出了这种思想并申请了专利。1924年,美国为一种无线电控制导弹的研制拨款。到20年代末,该项目比较成功地进行了多次飞行试验,但到1932年,由于缺乏资金,项目被迫停止。无线电控制的飞机是陆军和海军使用的第一种遥控飞机。

20年代,主要是罗伯特·H.戈达德博士对火箭感兴趣。在早期试验中,他发现固体火箭不能提供在超高空进行可靠超声速飞行所需的强大动力或驱动时间。1926年3月16日,戈达德博士成功发射了第一枚液体火箭,其高度达到了184英尺(56m),速度为60英里/h(97km/h)。后来,戈达德博士第一个发射了超声速火箭。而且,他第一个为火箭研制了陀螺控制装置,第一个把尾喷管导流片用于火箭初始阶段的飞行稳定,第一个为多级火箭的思想申请了专利。

在欧洲,液体火箭的首飞于1931年3月14日在德国完成。1932年,德国陆军的沃尔特·多恩伯格上尉(后来成了将军)获得批准,开始研制军用液体火箭^[1]。随后在1936年,德国决定把研发导弹作为一项主要工程,称为“佩纳明德工程”(因位于德国的佩纳明德而得名)。第二次世界大战期间,德国的导弹研制是当时最先进的。德国当时最有名的导弹是V-1和V-2(或V1和V2)面空导弹。早在1942年春天,原型的V-1就已在佩纳明德进行了研制和试飞。

① 原文为 Pein-King (Peiping);

② 作者感谢韩国首尔国立大学自动控制研究中心的教授和主任李章奎博士,他提供了有关“鬼箭机”的资料;

③ 1英尺(ft)=0.3048米(m);1英里(mi)=1.609千米(km)。

从本质上说,现代武器(导弹)制导技术可以说源于第二次世界大战期间在佩讷明德的一群德国工程师和科学家对 V-1 和 V-2(德国称为 A-4——研制系列的第四个型号)面导导弹的研制。需要说明的是,早在 1936 年春天,火箭(主要是 A-3)的静态发射就在西库默斯多夫(柏林以南 17 英里)的实验站完成了。1942 年春天,原型的 V-1(也有导弹、自动操纵导弹等称呼)已在佩讷明德进行了研制和试飞。因此,V-1 和 V-2 标志着一种新型作战模式的到来,这种新的作战模式利用能从 100 多英里以外可全天候、昼夜发射的无人驾驶武器来实现远距离轰炸^[1,3]。

V-1 是一架机翼位于中部的小型无人驾驶单翼飞机,它没有副翼,采用常规机身和尾翼结构,总长 7.9m(25.9 英尺),翼展 5.3m(17.3 英尺),重 2180kg(4806 磅^①,含汽油),其中战斗部重 850kg(1874 磅)。它由一台脉冲喷气发动机驱动,从一个长 45.72m(150 英尺)、最高端为 4.88m(16 英尺)的斜坡上发射。V-1 飞行一段给定的距离后,转到投放系统,使升降舵偏转,导弹俯冲到目标。发动机能使 V-1 的速度达到 724km/h(450 英里/h)。V-1 必须达到 322km/h(200 英里/h)以上,其推进单元才能维持导弹的飞行。其射程为 370km(230 英里)。沿预定飞行路线的制导由自动驾驶仪来完成。具体地说,飞机(或者说导弹)的航线稳定通过一部电磁控制的陀螺操纵尾舵来实现。如前所述,当达到预定的距离时,伺服机构压下降降舵,使飞机进入俯冲状态。V-1 不够精确,也容易受到高炮和飞机的攻击。当时德国研发了 V-1 的几种型号。一种型号是从空中发射。导弹可挂在 He-111 飞机的左翼下。V-1 还有一种有人驾驶的型号,称为“赖兴贝格”,先后由威利·菲德勒和汉纳·赖特驰驾驶。这种型号计划用于自杀式攻击任务。总共研发了 3 个型号。

V-2(A-4)火箭是二战期间最可怕的武器。它取代 V-1,给英国民众带来了死亡、破坏和心理恐惧。从本质上说,V-2 是第一个投入作战的火箭推进远程导弹。而且,它是一种长 14m(45.9 英尺)的液体火箭,1938 年—1942 年间在沃纳·冯·布劳恩博士和沃尔特·多恩伯格博士的领导下研制的(后者是佩讷明德火箭研究所的总司令)。除了英国,V-2 也用于轰炸其他国家。1942 年 10 月 3 日,V-2 试验首次获得成功,但 1943 年 7 月 27 日希特勒就批准进入全面研制。V-2 弹翼的外缘有活动的翼片,用于在大气中进行导弹的制导与控制。火箭尾喷管中也有固体炭导流片,用于在稀薄的大气里对导弹进行制导与控制。1944 年 9 月落到英国的第一枚 V-2 是火箭推进超声速导弹。导弹垂直发射,经过一段较短的时间后自动倾斜到 41°~47°。它的起飞质量为 12873kg(28380 磅),推力为 27125kgf^②(59800 磅),最大加速度为 6.4g,最大速度约为 5705km/h(3545 英里/h),有效射程约为 354km(220 英里),战斗部为 998kg(2201 磅)。另外,它的有动力飞行持续了 70s,发动机停机时速度约为 6000 英尺/s,与水平方向的倾角约为 45°。系统采用的是水平地球模型。和 V-1 一样,V-2 的精度也不是太好。例如,对 322km(200 英里)的射程来说,其围绕目标的散布距离为 16km(10 英里)。当时无法对 V-2 进行主动干扰。除了初始阶段的程序化转弯外,它像一个以极高速度飞行的炮弹。V-2 包括两个主要部件:①一个由陀螺组件构成的、用于控制导弹姿态的方向参考系统和一个时钟驱动俯仰程序器;②一个积分加速度计,用于测定推力轴方向的加速度,计算出速度,并在达到预定速度后关闭发动机。从本质上说,V-2 系统是应用陀螺和加速度计进行惯性制导的最原始的例子。

① 1 磅(lb) = 0.4536 千克(kg)。

② 1 千克力(kgf) = 9.8 牛(N)。

第二次世界大战期间德国还研发了几种其他导弹并处于各种试验阶段,其中,“大黄酸信使”(Rheinbote)也是一种面面导弹。这种导弹是一种带助推器的三级火箭装置,射程为217km(135英里),发射后25s内第三级的速度超过5150km/h(3200英里/h)。火箭总长约11.3m(37英尺)。第一级和第二级脱落后,它只剩3.96m(13英尺),携带重40kg(88磅)的高能战斗部。“瀑布”是一种无线电控制的超声速面空导弹,工作原理与V-2大体一致(例如,都是垂直发射)。它长7.62m(25英尺),满载时质量接近4907kg。它用于拦截飞机,设计高度为19812m(65000英尺),速度为2172km/h(1350英里/h),射程为48.3km(30英里)。导弹通过无线电指令控制接近目标时,其90.7kg(200磅)的战斗部可通过无线电引爆。它还带有红外近炸引信和寻的装置,用于最后阶段的控制,并在最佳位置引爆战斗部。推进系统采用液体火箭发动机,带有氮气充压燃料箱。另一种面空导弹称为“蝴蝶”(HS-117),战争结束时它还处于研制阶段。它长3.96m(13英尺),翼展1.98m(6.5英尺),全部为金属结构,对低空目标的有效射程为16km(10英里)。它在10668m(35000英尺)高度以内做亚声速飞行,速度约为869km/h(540英里/h)。战斗部为24.95kg(55磅),由近炸引信引爆。推进系统为液体火箭发动机,发射时有两个助推器。发射在一个平台上完成,平台可以倾斜并转向目标。“蝴蝶”由亨舍尔飞机制造厂研制。

Enzian是德国另一种面空导弹,载荷为高达453.6kg(1000磅)的炸药,用于攻击轰炸机群。该弹长约3.657m(12英尺),翼展约为4.267m(14英尺),质量略大于1814.36kg,采用液体火箭发动机,发射时带4个固体火箭助推器。其射程为25.74km(16英里),速度为901.21km/h(560英里/h),最大高度为14630m(48000英尺)。除了面空导弹外,德国还研制了一种空空导弹,称为X-4。X-4由战斗机发射,采用液体火箭发动机,由4个对称布置的弹翼进行稳定。该弹长约1.98m(6.5英尺),翼展约为0.762m(2.5英尺),在6401m(21000英尺)高度上的速度为901.21km/h(560英里/h),射程略大于2.414km(1.5英里)。其制导通过飞机上一对细导线传送的电脉冲来实现。该弹声称进行了试飞,但从未用于作战。

如前所述,V系列武器用于从法国加来和荷兰的发射场攻击伦敦和英国东南部。当1945年3月德国军队从荷兰撤离时,V-1导弹则从飞机上发射。德国向英国发射超过9300枚V-1导弹。到1944年8月,约有1500枚V-1导弹在英国被击落。德国总共发射了大约4300枚V-2导弹,其中约有1500枚攻击了英国,其余的用于攻击安特卫普港口和其他目标。

第二次世界大战期间,美国研制导弹的计划始于1941年。那一年,美国陆军航空兵要求国防研究委员会研发一种可控的自由落体炸弹。该委员会启动了一个滑翔弹计划,最后研制出了一种标准的预先设定的滑翔弹组件,配装在907.2kg(2000磅)的炸弹上。Azon是一种仅做方位控制的自由落体炸弹,于1943年投产。Razon工程——研制一种方位和距离都可控的炸弹——起始于1942年。到1944年,这些滑翔弹采用遥控电视控制。到第二次世界大战结束时,美国海军有好几个导弹在研项目。Loon是V-1的一个改进型,用于舰对岸的攻击以及试验导弹部件。海军的另一种导弹称为Gorgon II C,采用冲压发动机、雷达跟踪和无线电控制。

第二次世界大战结束时,美国人获得了足够的零部件,并在德国北豪森附近的Mittelwerk地下工厂组装了二三百枚V-2。其目的是利用V-2把美国喷气推进试验室、约翰·霍普金斯大学和其他组织的科学试验带入上层大气。

从本质上说,美国的弹道导弹计划在研发“宇宙神”洲际弹道导弹时达到高潮(参见附录F的表F-1)。1953年10月在一项与美国空军签订的研究合同中,Ramo-Woolridge公司(后

来称为 Thomson - Ramo - Woolridge, 简称 TRW) 开始研制一种新的洲际弹道导弹。一年内, 该项目从空军的首选重点工程变成了国家的首选重点工程。1957 年 12 月 17 日, 苏联宣布拥有洲际弹道导弹 4 个月后, 美国首次成功地进行了“宇宙神”A 系列的洲际弹道导弹飞行试验。到 1959 年年中, 有超过 8 万多工程师和技术员参加了这个项目。

严格地说, 导弹可以分为两大类: ①制导导弹(也称制导弹药), 即战术导弹; ②非制导导弹, 即战略导弹。其定义如下。

制导导弹: 空气动力制导导弹属于这一类。也就是说, 这些导弹利用空气动力产生的升力来控制导弹的飞行方向。空气动力制导导弹可定义为一种航空飞行器, 它有可变的制导^①能力, 能在空气中自主飞行, 以给指定目标带来破坏为目的。换句话说, 空气动力制导导弹是一种有翼导弹, 发射时通常大致指向给定目标, 并在随后的飞行中接受地面(或自身)导引系统的操纵指令以改进精度。

制导导弹可以通过自行寻的来攻击目标, 也可以按照预先设定的非寻的路线攻击目标。寻的导弹可以是主动、半主动或被动的; 非寻的导弹可以是惯性导航或程序设定的^[3](更多信息可参阅第 4 章)。

非制导导弹: 非制导导弹(包括弹道导弹)根据受重力影响的自然运动定律建立飞行弹道。如“诚实约翰”、“小约翰”和许多其他炮弹式火箭。非制导导弹通常称为火箭, 一般不会对飞机构成威胁(更详细信息可参阅第 6 章)。

一般地说, 制导导弹是寻的导弹, 包括如下部件: ①推进系统; ②战斗部; ③制导系统; ④一个或多个探测器(如雷达、红外、光电、激光)。制导系统指令使操纵面偏转, 以便操控导弹的飞行。也就是说, 制导系统会把导弹放到合适的轨迹上, 以便拦截目标。

如前所述, 寻的制导可以是主动的、半主动的或被动的。主动制导导弹发射后能独立把自己导向目标。这类导弹就是所谓的“发射后不管”导弹。例如, 像 F/A - 22 这样的具有隐形、先进电子系统和超级巡航能力的制空战斗机, 就是用于对抗先进面空导弹系统(如美国的“霍克”MIM - 23、“爱国者”MIM - 104、“爱国者”PAC - 3, 以及俄罗斯的 SA - 10 和 SA - 12)和配有“发射后不管”导弹的新一代战斗机所带来的致命威胁。因此, 主动制导导弹本身带有辐射源。辐射由导弹发出, 碰到目标后反射给导弹; 导弹根据反射的辐射来导引自己。所以, 主动制导导弹通常比半主动或被动制导导弹重。

半主动导弹采用主动与被动制导的组合。辐射源是系统的一部分, 但不在导弹上。也就是说, 导弹依靠非弹载设备提供的导引指令。更具体地说, 在半主动导弹系统中, 辐射源(通常在发射点)发出的辐射经目标反射后被导弹接收。结果, 导弹沿目标反射的辐射追踪目标。被动导弹利用来自目标或武器系统以外的辐射。通常, 这种辐射处于红外区域(如“响尾蛇”系列导弹)或可见光区域(如“幼畜”), 但也有可能在微波区域(如“百舌鸟”)。我们将随后讨论的非寻的制导导弹, 要么是惯性制导的, 要么是程序设定的。从以上讨论可知, 导弹制导可以发生在发射之后。通过发射后制导, 发射前瞄准误差的影响就可以大大降低。因此, 发射后制导的主要目的是降低对发射前瞄准的要求。

对飞机构成威胁的两类常见导弹是前面提到的空空导弹(AA)和面空导弹(SAM)。空空导弹也叫空中拦截导弹(AIM)。AA 和 SAM 属于战术和防御导弹。空空导弹由拦截战斗机发射, 采用各种制导技术。面空导弹可由陆基或海基平台发射, 也有不同的制导和推进性能; 这

① 这里“制导”定义为导弹导向目标或被导向目标的手段。在制导导弹中, 导弹的制导发生在发射之后。

些制导和推进性能影响相对于目标的发射包络。另外,这些导弹应用复杂的电子对抗(ECM)措施,以提高它们的有效性。应该指出的是,由于重量不是问题,这些导弹常常比空空导弹尺寸大,有更大的战斗部和更远的射程。

为了用导弹拦截移动目标,理想的轨迹应该是导弹的速度与视线(LOS)之间有个前置角,这样,对常速目标来说,导弹攻击目标的路线是一条碰撞直线。例如,在寻的系统,目标跟踪器在导弹上,在这种情况下,有用的只是导弹与目标的相对运动。理想碰撞路线的2自由度末端几何关系本书将随后讨论。一般地说,空气动力型导弹由自动驾驶仪控制,自动驾驶仪从制导系统获取横向加速度指令,并使气动控制面偏转,以获得给定的加速度。由于导弹通常有两个横向坐标轴,因此总体的3自由度攻击模型可分解到这两个方向上。

弹道导弹属于战略导弹,因其飞行轨迹而得名。弹道导弹的飞行轨迹包括3个部分(更详细信息可参阅第6章):①动力飞行部分(从发射到发动机关机);②自由飞行部分(是飞行轨迹的大部分);③再入部分(从大气阻力开始显著影响导弹路径到撞击地面目标)。一般来说,弹道导弹需要一个或更多助推器和一个初始航向控制。一旦进入飞行状态,导弹就会在陀螺的帮助下保持这个航向。因此,弹道导弹可以定义为在动力飞行阶段通过偏转推力矢量进行制导、发动机关闭后变成自由落体的导弹。然而,如前所述,弹道导弹的部分制导发生在发射之前。因此,发射前的误差将直接转变为脱靶量。这种导弹的一个重要特性是它们是横滚稳定的,因而系统分析得以简化(因为纵向和横向模态没有耦合)。弹道导弹最不容易被拦截,其精度也可能出奇地高。弹道导弹可根据其射程进行分类,即近程(如556km(300n mile)以下)、中程(如4632.5km(2500n mile)以下)和远程(4632.5km(2500n mile)以上)导弹。现举例如下:①近程导弹有“潘兴”、“中士”和“霍克”;②中程导弹有“雷神”、“丘比特”和“北极星/海神/三叉戟”;③远程导弹有“民兵I-III”、MX和“大力神”。请注意,射程特别远(如超过9260km(5000n mile))或者说具有洲际射程的导弹称为洲际弹道导弹(ICBM)^[2,4]。目前,美国空军有一个研制新型ICBM的计划,很可能称为“民兵IV”,并可能在2004年—2005年启动。其改进包括升级通信系统,增加一个能使与导弹分离后的战斗部进行机动的装置,并采用一个新的发动机。

以下是一些常用的缩写,它们表明了弹道导弹的类型和能力(更完整的缩写可参阅附录C):

IRBM: 中程弹道导弹;

ICBM: 洲际弹道导弹;

AICBM: 反洲际弹道导弹;

SLBM: 潜射弹道导弹(或FBM: 舰队弹道导弹);

ALBM: 空中发射弹道导弹;

MMRBM: 移动式中程弹道导弹。

使用这种导弹标志与射程有很大关系,这种标志与点对点标志一样,与飞行器的常用名称一起使用。这里应该指出的是,弹道导弹与气动导弹的差别基本上在于如下的事实:它不靠气动面产生升力,而且当推力中止时,按弹道轨迹飞行。如前所述,气动导弹具有带翼的外形。

弹道导弹使用惯性制导,有时辅以恒星跟踪器和(或)全球定位系统(GPS)。更具体地说,惯性制导仅用于飞行的初始阶段(即发动机关闭之前),目的是建立一个在自由落体中击中目标的合适的速度矢量。弹道导弹用于攻击一个给定的地图参考点,气动导弹则用于拦截移动和高度机动的目标。洲际弹道导弹被归于面对面导弹。如上所述,弹道导弹利用惯性制

导攻击目标。现代惯性导航和制导系统是所有导航数据唯一的单一且独立的来源。独立的惯性导航依靠加速度相对于牛顿参考坐标系的积分。也就是说,惯性导航依靠对加速度的积分来获得速度和位置。惯性导航系统(INS)能提供独立于地面导航辅助设备的全天候全球范围的可靠的导航能力。系统从自身的惯性敏感器(即陀螺和加速度计)产生导航数据,包括一个垂直加速度计、两个水平加速度计和3个单自由度陀螺(或两个2自由度陀螺)。除了常规的机械陀螺以外,还有新一代惯性敏感器,如RLG(环形激光陀螺)、FOG(光纤陀螺)和兼有陀螺和加速度计功能的MEMS(微型机电敏感器)。MEMS与RLG和FOG光学敏感器完全不同。其设计使一个芯片具有陀螺和加速度计的功能,敏感元件装在一个四框架陀螺稳定的惯性平台上。加速度计是主要的信息源,它们被陀螺保持在已知的参考坐标系里。也就是说,精密陀螺稳定平台被用做参考坐标系。姿态和航向信息从装在平台框架之间的同步器件获取。因此,惯性导航系统的核心是惯性平台。对全姿态系统来说,平台有4个框架,最外面的框架是外部滚转,自由度没有限制。从外到内,下一个框架是俯仰,自由度通常限制在 $\pm 105^\circ$ 。再下一个框架是内部滚转,是外部框架的冗余,但对消除所谓的框架锁死是需要的,其角自由度限制在 $\pm 15^\circ$ 。所有的惯性敏感器都安装在最里面的方位框架上。陀螺的安装是:垂直陀螺的自转轴与方位框架的转动轴平行,且当平台置于 X 和 Y (水平)加速度计零位时,与当地垂线一致。装在方位框架的 X 和 Y 轴加速度计,经对准分别用于敏感沿陀螺 X 和 Y 轴的水平加速度,而 Z (垂直)加速度计用于敏感沿方位轴的加速度。输入初始位置信息后,惯性导航系统可以连续更新极其精确的位置、地面速度、姿态和航向数据。此外,对飞机来说,它给自动驾驶仪和飞行设备提供制导或操控信息。

上面讨论的是框架式惯性导航系统。还有一种捷联式惯性导航系统,它把惯性敏感器直接装在飞行器本体上,而取消了框架结构。在捷联惯性导航系统中,因为敏感器直接装在飞行器上,所以从敏感器到惯性坐标系的转换是通过“计算”而不是机械传动获得的。具体地说,捷联式系统与框架式系统的区别在于,比力在飞行器本体坐标系中测量,相对于导航比力的姿态转换从陀螺数据计算出来(因为捷联敏感器装在飞行器本体坐标系上)。不论什么样的机械结构(框架式或捷联式),惯导系统的对准极其重要。在对准中,加速度计必须置于水平状态(即输出为零),平台必须朝向真北,这一过程通常称为陀螺平台指北法。

弹道导弹(特别是洲际弹道导弹)采用火箭推进,以便把导弹加速到高空、高速。这样可以把导弹放入一个满足制导要求的飞行轨迹,以便把战斗部或其他载荷投放到选定的目标。一个现役的弹道导弹,其速度可以达到24140km/h(15000英里/h)或更高,而高度为几百英里。发动机关闭后,导弹的载荷沿一条自由落体轨迹落向目标;它的运动大致遵循开普勒运动定律。弹道导弹采用一种专门的弹载导航/制导计算机,在导航系统工作并发送战斗部的几分钟里,其中的平台(如框架式系统)将保持其在空间的对准。发动机关闭时战斗部应达到的速度和位置被输入导航计算机。随后,从惯性平台获取的实际的位置和速度被记录下来,并与前者进行比较,从而产生一个修正指令传给导弹的控制系统。因此,这种修正能确保战斗部达到攻击给定目标的速度和位置时,发动机及时关闭,就像导弹完全遵循一个预先计划(或称程序设定)的飞行轨迹一样。预先计划的飞行轨迹需要考虑导弹前向运动引起的引力变化、导弹上升运动引起的重力变化、地球的倾斜、转动以及科里奥利加速度。然而,预先设定的飞行轨迹可能涉及大量计算,其结果是要很大程度地改变瞄准点并不容易,除非采用全新的飞行轨迹。如前所述,弹道导弹的部分制导发生在发射之前,而且在有动力飞行期间,制导系统的目的是使导弹满足攻击预定目标所需的飞行条件,进入相应轨道。这等效于把导弹操控到一个