

装备科技译著出版基金

现代导弹制导

Modern Missile Guidance

【美】Rafael Yanushevsky 著
薛丽华 范宇 宋闯 译



国防工业出版社
National Defense Industry Press



CRC Press
Taylor & Francis Group



装备科技译著出版基金

现代导弹制导

Modern Missile Guidance

[美] Rafael Yanushevsky 著

薛丽华 范宇 宋闯 译

关世义 沈作军 审校

国防工业出版社

·北京·

著作权合同登记 图字:军-2011-067号

图书在版编目(CIP)数据

现代导弹制导 / (美)雅诺舍夫斯基(Yanushevsky, R.)著;
薛丽华,范宇,宋闯译. —北京:国防工业出版社,2013.10
书名原文:Modern Missile Guidance
ISBN 978-7-118-08785-7

I. ①现... II. ①雅... ②薛... ③范... ④宋...
III. ①导弹制导 IV. ①TJ765

中国版本图书馆CIP数据核字(2013)第220274号

Translation from the English language edition:
Modern Missile Guidance by Rafael Yanushevsky;
ISBN 978-1-4200-6226-7

Copyright © 2008 by Taylor & Francis Group, LLC
All Rights Reserved.

Authorized translation from English language edition published
by CRC Press, part of Taylor & Francis Group LLC.

本书简体中文版由 Taylor & Francis Group LLC. 授权国防工业出版社独家出版发行。
所售图书若无 Taylor & Francis 的防伪标签,则为非授权的非法出版物。
版权所有,侵权必究。

※

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)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 14 $\frac{3}{4}$ 字数 250 千字

2013年10月第1版第1次印刷 印数 1—2000册 定价 66.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

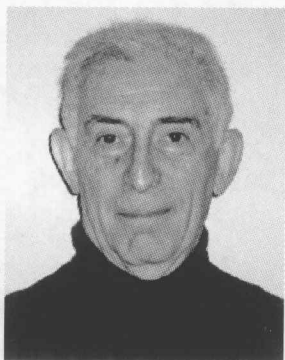
国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

作者简介



拉斐尔·雅诺舍夫斯基 (Rafael Yanush-evsky) 出生在乌克兰的首都基辅。他拥有基辅大学的数学学士学位、基辅工学院的机电工程荣誉硕士学位,并于1968年,在位于莫斯科的苏联科学院,获得了控制学院的最优多变量系统博士学位。

1968年,作者任职于控制学院,研究最优控制理论及应用(主要在航空航天方面)、微分差分系统、信号处理、博弈论和运筹学。曾出版过40多篇涉及以上研究领域的论文和两本专业书籍,分别是《线性多变量系统最优化理论》和《时滞控制系统》,为努卡(Nauka)发行的14本专业书籍担任过编辑。1971年,苏联科学院理工学常务委员会评定他为资深自动控制学者。

1987年12月他移民美国,在马里兰大学电机工程系任教,后转至机械工程系任教,并在哥伦比亚特区大学教授数学。1999年,他参与航空航天工业的项目,致力于发展作为作战空间工程评估工具的战斗模型、武器控制系统软件、新导引规律,撰写《模型和仿真》手册的两个章节,内容主要关于SM-3导弹的武器控制系统和火控系统。2002年,其所做出的突出贡献得到了美国海军战区弹道导弹编程部门的高度赞扬与肯定。

雅诺舍夫斯基博士的研究领域主要包括制导和控制、信号处理和控制、机动目标追踪、导弹制导和控制综合设计等。所成立的公司“研究和技术咨询”(www.randtc.com)提供以上专业领域的咨询服务。他曾发表过80余篇论文,是第二届和第四届“世界非线性分析协会”中“李雅普诺夫年会”主席,也是第四届“世界非线性分析协会”组织委员会的成员。同时,他还入选了美国名人堂、理工名人堂、美国教育名人堂。

前 言

在控制理论发展的初期,航空航天工业是该领域问题和思想的最主要来源。非线性系统和稳定性分析理论最重要的研究成果就是基于航空航天工业需求应运而生的。

在 20 世纪,控制领域的专家学者密切参与到航空航天问题的解决及其系统设计之中。通过航空航天问题的提出与解决最优控制理论也得到了提升。

如今,航空航天领域的专家拥有更为坚实的数学背景,他们熟知控制理论的最新成果,能准确阐述航空航天领域出现的控制问题并且可不依靠控制专家的帮助独立加以解决,甚至尝试在特定的航空航天问题上应用新的控制理论成果。因此,控制理论正在失去其最重要的发展源泉,在某种程度上来说,是阻碍了控制理论的发展。然而航空航天学科本身也同样面临着应用和理论发展分离的问题。

新控制方法的应用虽然在航空航天类期刊上很常见,但传统的控制方法,如比例导引方法、模拟比例控制器依然在寻的制导中得到最为广泛的应用。

本书的作者与控制领域工作 30 余年,从进入航空航天领域工作起,他发现,运用于航空航天工业的高精控制系统与运用于现代拦截武器的简单导引规律之间存在着较大的差距。作者希望本书能对缩小这种差距提供帮助。

制导规律设计应该从控制理论的角度进行考虑(例如,如何控制导弹攻击到预定目标)。在此有两本书对导弹制导的研究有着极大贡献,虽然两者具有不同的风格、不同的内容,但作者都是对制导问题有着深层次理解的高级专家。一本是 N. 申尼道尔(N. Shneydor)的《导弹制导与追踪》,主要内容是对多种制导规律及其主要特点进行描述。另一本书是 P. 扎尔臣(P. Zarchan)的《导弹制导的战术和战略》,其中作者将自己在制导系统分析和设计方面丰富的经验进行了总结,特别对比例导引规律进行了详细的阐述。

本书不同于以上两书,在这里制导规律的设计应用了控制思想,其设计方法表现在时域和频域两方面。基于时域和频域的不同设计方法,得到了不同的且

性能可互补的制导规律。书中第 1 章主要对导弹制导的基本原理进行介绍;第 2 章主要是对平行导引和比例导引规律进行描述;第 3 章主要是基于共轭分析方法对比例导引进行时域分析;第 4 章主要是对比例导引进行频域的分析,得到可用于导弹系统设计中脱靶量的计算分析公式,这些公式有助于分析各制导参数对制导性能的影响。同时考虑了包含目标模型的一般导弹制导系统模型。在此章中还对频率响应和脱靶阶跃响应的关系进行了讨论,提出了脱靶量达到最大时的最优规避机动频率的确定过程;在第 5 章对基于李雅普诺夫方法得到的一系列制导规律进行了详细描述。这一类制导规律提高了比例导引规律对机动和非机动目标的攻击效果,而且这些方法可以被认为是比例导引律应得到广泛应用的另一个好理由。这种制导规律的分析公式被用于带轴向加速度控制或不带轴向加速度控制的一般导弹的平面和三维作战模型;第 6 章主要是介绍使用经典控制理论对比例导引规律进行修正。具体方法是用前馈/反馈控制信号使导弹真正的加速度接近比例导引规律产生的加速度指令,同时给出了这些制导规律对抗高机动目标的效果的仿真结果;第 7 章是不同类型噪声下导弹制导系统性能的分析,其中包括了分析比例制导系统的分析公式以及计算机算法;第 8 章主要介绍了能够对制导规律性能进行有效分析以及对不同制导规律进行比较的仿真模型;为了适应日益增长的飞行器系统一体化设计需求,在第 9 章主要讨论了制导和控制规律的综合设计问题;最后在第 10 章提供了一些用于导弹制导规律仿真的计算机应用程序。

如比例导引规律一样,本书中所提及制导规律的吸引力主要来自于它们的简单实用性。众所周知,比例导引能被广泛使用的主要原因就是它们的形式简单。本书的资料可用于航空航天系研究生课程,也可为航空航天领域的研究者以及工程师的日常研究提供借鉴。作者希望本书能为航空航天科学家和工程师提供新的创意,这些知识将会使导弹系统性能得到改进和提升。

目 录

第 1 章 导弹制导基本原理	1
1.1 引言	1
1.2 制导过程	3
1.3 导弹制导	4
1.4 运动方程	5
1.5 视线	7
参考文献	9
第 2 章 平行导引法	10
2.1 引言	10
2.2 平面比例导引	11
2.3 三维比例导引	12
2.4 扩展比例导引	14
2.5 比例导引的控制描述	14
2.6 扩展比例导引的控制描述	17
2.7 最优比例导引	18
参考文献	19
第 3 章 比例导引制导系统时域分析	20
3.1 引言	20
3.2 不考虑惯性因素的比例导引制导系统	21
3.3 伴随方法	22
参考文献	27
第 4 章 比例导引制导系统频域分析	28
4.1 引言	28

4.2	伴随方法·广义模型	29
4.3	频域分析	32
4.4	稳态脱靶量分析	39
4.5	盘旋机动分析	40
4.6	示例	41
4.7	频率分析和脱靶量阶跃响应	43
4.8	有界输入—有界输出系统稳定性	46
4.9	广义导弹制导模型频率响应	47
	参考文献	49
第5章 实现平行导引的制导规律时域设计方法		51
5.1	引言	51
5.2	制导校正控制	52
5.3	控制规律设计的李雅普诺夫方法	53
5.4	线性平面交会模型的修正	55
5.5	一般平面情况	57
5.6	三维交会模型	59
5.7	广义制导规律	61
5.8	示例	65
	参考文献	70
第6章 实现平行导引的制导规律频域设计方法		72
6.1	引言	72
6.2	新古典导弹制导规律	73
6.3	伪古典导弹制导方法	77
6.4	示例	79
6.4.1	平面交会模型	79
6.4.2	多维交会模型	84
	参考文献	85
第7章 随机输入条件下的制导规律性能分析		87
7.1	引言	87

7.2	随机过程简述	87
7.3	随机目标机动	91
7.4	噪声对脱靶量影响的分析	93
7.5	随机目标机动对脱靶量影响的分析	97
7.6	算法	99
7.7	示例	101
7.8	滤波	110
	参考文献	111
第8章	制导规律性能测试	112
8.1	引言	112
8.2	作用于导弹的力	113
8.3	导弹动力学	115
8.4	自动驾驶仪和执行机构模型	119
8.5	参考坐标系及转换	121
8.6	导引头模型	123
8.7	滤波与估计	126
8.8	Kappa 制导	130
8.9	仿真模型	132
8.9.1	六自由度仿真模型	133
8.9.2	三自由度仿真模型	137
	参考文献	141
第9章	导弹一体化设计	143
9.1	引言	143
9.2	导弹制导和控制的一体化模型	146
9.3	控制规律的合成	155
9.3.1	标准函数最小化	155
9.3.2	特殊函数最小化	157
9.4	合成与分解	161
	参考文献	164

第 10 章 导弹制导软件	165
10.1 前言	165
10.2 频域分析方法软件	167
10.3 时域分析方法软件	182
参考文献	206
词汇表	207
附录 A	211
A.1 李雅普诺夫方法	211
A.2 波尔曼—李雅普诺夫方法	212
参考文献	215
附录 B	216
B.1 拉普拉斯变换	216
B.2 定理证明	216
参考文献	218
附录 C	219
C.1 空气动力衰减模型	219
参考文献	220
附录 D	221
D.1 龙格—库塔法	221

第1章 导弹制导基本原理

1.1 引言

复杂武器系统的发展进步伴随着人类生活的自然发展过程,它被人们当作是一种抵御外敌,甚至是提升自己生活水平的手段与途径。与投石、掷矛、火弹、炸弹相比,导弹的防御性和破坏性更胜一筹。虽然目标变得越来越复杂,但是破坏或防御的最根本目的没有发生改变,那就是摧毁目标,所有技术的发展必须适应这一目的。

导弹是一种无人驾驶的有控飞行武器。导弹的定义仅包括在地球表面上空飞行的飞行器,因此鱼雷不属于上述定义范畴。按照发射及所攻击目标的物理区域划分,可将导弹分为4类,即地地导弹、地空导弹、空地导弹、空空导弹。

第一次世界大战期间,美国曾尝试使用无人驾驶飞机在空中完成对目标的追踪和俯冲攻击。1916年—1917年间,一种称为赫威特—斯拜瑞的试验模型机作了大量短飞试验,证明这种无人机的构想是正确可行的。1918年10月,20架“病毒”无人机生产出来并成功进行了飞行试验。第一次世界大战结束后,除一些与“病毒”无人机相关的试验外其余所有项目均被搁置了。1925年该项目终被放弃。以后10年间,几乎没有什么关于导弹方面的研究,但是航空业的进步和电子业的发展所形成的一些成果后来在导弹研究中得以应用。1936年,海军开始启动另一个无人机项目,将其作为实体靶标,用于高射炮试验,这个项目直接推动了后续导弹的发展。在1941年1月,将TG-2雷击机和BG-1轰炸机综合改进为导弹的研究工作正式启动。

在第二次世界大战期间,以德国V-1和V-2地地导弹为最主要代表的许多导弹研究和项目启动了。V代表Vergeltungswaffe(复仇武器)。第二次世界大战以来,喷气式飞机的出现和快速发展不断改变着空战格局。人们相信具备高速机动能力的喷气式飞机宣告了空中混战时代的结束,同时产生了对目标实现超视距攻击的需求,而发展空空或地空导弹是解决这个问题的有效途径。战后关于大气层外空间的研究催生了一种新式高空火箭武器。如何提高导弹制

2 现代导弹制导

导水平及其精度成为导弹研究与发展中所面临的最重要问题。

导弹系统定义为导弹本体及其配套的发射、制导、试验和操作设备的集合。

导弹制导系统定义为一组能够测量导弹相对于目标位置并按照一定制导规律改变导弹飞行轨迹的部件集合。一般来说,导弹制导系统包括制导传感器、计算机和控制组件。

制导规律定义为一种能够生成导弹所需指令加速度的算法。

制导导弹的作战任务与一些常规武器(如枪炮、火箭炮、炸弹等)相似。但是,对于常规武器主要通过观察和推断得到目标信息,再经过估算,完成武器的瞄准及发射。从子弹或火箭炮被发射,炸弹被投放的时刻起,其轨迹严格取决于万有引力、风和弹道学规律,从发射到击中目标的时间定义为飞行时段。与枪炮、火箭炮或炸弹有所不同,导弹在飞行中常常是通过传感器来实时获取目标信息,对其进行瞄准和跟踪,得到目标的当前位置,并对其下一步运动行为进行预估。先进制导系统的运行与工作需要依靠目标加速度的估计数据以及拦截点的预测数据。

要实现导弹的制导与控制须具备以下几个功能:

(1) 发射功能,即能够通过发射流程控制并建立发射后导弹的初始位置和速度。

(2) 对准功能,即在导弹对准目标和制导所需的坐标系中建立弹目间相对的几何位置关系。

(3) 制导功能,即能够提供导弹逼近目标的导引指令。

(4) 飞行控制功能,即将导引指令转换成导弹的响应,这个功能由自动驾驶仪实现。导弹的控制执行机构一般包括能改变推力矢量方向的助推器,或者是安装于弹体外表面,通过运动来改变弹体所受气动力的装置。

导弹制导规律的讨论涉及多学科及其分支,远不是一本书能涵盖全面的。本书的主要关注点在于导弹制导功能,即能够控制导弹逼近目标的制导规律。上述其他所有功能作为辅助部分,一方面,它们是制导功能实现的先决条件,另一方面,它们使导弹依据制导指令进行运动成为可能。

制导是一个将被控对象引导至给定固定点或移动点的动态过程。通常对于固定点的制导过程也称为导航。直至 20 世纪以前这个术语还主要用在海上航船。“navigate”这个词来源于拉丁语,navis 意指“船”,agere 意指“移动或指引”。然而今天这个词也包含了陆上、空中、大气层内外空间的飞行导航,意即寻求从某一地点到另一地点的飞行轨迹(即朝向一固定点的导航。在这本书里,我们不再区分固定或移动点,而把一般意义上的移动点称为目标)。

1.2 制导过程

制导的目的是使得被控对象到达预定的目标点。当在接近目标时,被控对象的位置与目标位置保持一致。对被控对象速度的额外要求决定了所采用的导引方式,当被控对象速度与目标速度相当时一般采用交会导引法(Rendezvous)。制导对象为导弹时制导的目的就是拦截目标,意味着在某一时刻导弹和目标位置一致且导弹速度足以摧毁目标。

不论用精确数学还是用“人文语言”来描述,制导的目的就是摧毁目标。

较早以前有一种制导规律被成功应用,海军应用其在海面上完成舰船的交会,海盗应用其来截获船只,这种制导规律称为“平行导引法”。这种古老的制导规律要求追踪者以固定角度接近目标并假定目标和追踪船只匀速行驶。纯粹从几何关系考虑,很容易确定追踪者应以何种速度逼近目标。平行导引方法广泛应用于动物界,例如,食肉动物捕食或生物追逐配偶时通常调整它们的位置以获得相对目标不变的角度关系。

多年前基于速度不变假设得到的制导规律现在同样适用于加速运动的目标和被控对象。

平行导引规律最初于1950年应用于“百灵”导弹(Lark)^[2,3]。所谓比例导引法(Proportional Navigation)曾用以实现平行导引。此后,比例导引规律几乎用于世界上所有战术导弹。

一般来说,导弹飞行包括3个阶段,即助推段、中制导段和寻的制导段,每个阶段都有其各自的特点。助推段是从导弹初始点火时刻至到达其可控速度的飞行时段。中制导段指导弹借助外部系统进行导航飞行的飞行阶段。寻的制导阶段对应于末制导,此阶段由弹上系统控制导弹飞行。一般平行导引法主要用于寻的制导段,当然也可用于中制导段。

在本书中,我们将制导问题看作一类控制问题并从控制理论角度去阐述。考虑到制导规律用于控制被控对象的飞行,即它代表着运动对象的控制输入,因此需要从控制理论角度来描述这个运动对象。后续我们将对控制目的进行阐述,并对被控对象行为的描述因素以及影响被控对象行为的外力等环境因素等进行介绍。

尽管这种方法严谨并具吸引力,但是在实际应用中很难提取出运动对象追踪目标的通用动态模型。这就是在初始研究阶段需要忽略被控对象的惯性并在建模时忽略其动态特性的原因。这使得所建模型一定程度上具备通用性。然

而,对于各种运动对象来说这种模型所得制导规律并不是最优的,因为它没有考虑对象的动态特性。在获得运动对象的动态特性信息后,再对这种通用制导规律进行进一步的改进完善。

1.3 导弹制导

下面着重论述导弹的制导。在导弹制导系统考虑动态特性的情况下,对制导规律进行校验。

在所有影响被控对象行为的外部因素中目标信息是最重要的。目标一般分为移动和固定两种基本类型。导弹的目标则大致分为两类:一类是空中目标,通常为飞机或其他导弹;一类是面目标,包括水面船只或各种地面目标。要实现对目标的摧毁,前提是其必须能被导弹或辅助探测设备所发现、识别并跟踪。所有用于攻击移动目标的导弹均使用目标探测装置。其探测点可位于弹上,也可位于弹外的探测平台。目标探测器能够实现对目标运动信息的测量。当所攻击的固定目标距离导弹较远时,可通过情报人员收集提供的目标信息对导弹的飞行航迹进行提前规划,并能在导弹飞行过程中进行实时修正。当固定目标距离导弹较近时,一般可通过导弹辐射足够强的能量,然后利用目标探测器或情报人员探测获取目标信息。

如上所述,导弹制导的目的是击中目标(即使弹目距离趋于零)。然而在实现该目的时同时还会存在其他约束条件,诸如飞行时间最小或导弹末端速度最大等。这些约束条件决定了制导系统引导控制导弹所实现的弹道轨迹(最优轨迹)。对于固定目标,通过求解最优问题得到的制导规律能够有助于分析出导弹在攻击目标过程中的最优轨迹,只需在其飞行过程中进行小的修正即可。当最优理论用于分析攻击移动目标的问题时就需要知道目标将来的运动信息,而这种信息一般情况下是无法获得的,因此最优理论在解决攻击移动目标方面存在一定的局限性。

早期应用于导弹系统的制导规律有许多种,包括波束制导、跟踪制导等。但比例导引被证明是功能最全面的,并且经过改进和完善,其一直应用于现代导弹制导。现在许多导弹所使用的制导规律一般是在比例导引的基础上演绎而来的。

制导规律的有效性取决于导弹飞行控制系统的控制因素和导弹动力学特性。自动驾驶仪收到制导指令后转换为控制信号,如操纵面的偏转角度、偏转率或喷流调节等。控制系统通过控制舵面偏转或调整推力矢量将控制

指令转换为作用于弹体的力和力矩,用以改变弹体位置、使弹体旋转到期望的攻击角度以实现指定机动。自动驾驶仪应以最小超调快速对制导指令作出响应。

气动控制主要有3种形式,即鸭翼(弹体前端较小的操纵面)、弹翼(主要升力面在弹体侧)和尾翼(弹体后端较小的操纵面)控制。不同于鸭翼和弹翼控制,尾翼操纵控制一开始给出反向加速度信号。弹体响应控制指令的速度取决于弹体惯性和阻尼。飞行控制系统对制导精度的影响在后文中将进行详细分析。

1.4 运动方程

将导弹 M 和目标 T 作为两个质点,在惯性参考坐标系里 M 和 T 的位置相应用向量 $\mathbf{r}_M = (R_{M1}, R_{M2}, R_{M3})$ 和 $\mathbf{r}_T = (R_{T1}, R_{T2}, R_{T3})$ 表示。定义向量 $\mathbf{r} = (R_1, R_2, R_3)$

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_T - \mathbf{r}_M \quad (1.1)$$

称为距离向量,其负导数值为导弹速度 $\mathbf{v}_M = (V_{M1}, V_{M2}, V_{M3})$ 和目标速度 $\mathbf{v}_T = (V_{T1}, V_{T2}, V_{T3})$ 之差,称为接近速度,令向量 $\mathbf{v}_{cl} = (v_{cl1}, v_{cl2}, v_{cl3})$ 。

$$-\dot{\mathbf{r}} = -(\dot{\mathbf{r}}_T - \dot{\mathbf{r}}_M) = \mathbf{v}_M - \mathbf{v}_T = \mathbf{v}_{cl} \quad (1.2)$$

后文中涉及 \mathbf{r} 和 $\mathbf{v}_{cl} = -\dot{\mathbf{r}}$ 的绝对值时使用距离 r 和接近速度 v_{cl} 来表示。

由式(1.1)和式(1.2),得

$$\mathbf{v}_{cls} = \mathbf{V}_{Ms} - \mathbf{V}_{Ts} = \dot{\mathbf{R}}_{Ms} - \dot{\mathbf{R}}_{Ts} \quad (s = 1, 2, 3) \quad (1.3)$$

如果 $\mathbf{r}_M, \mathbf{v}_M$ 和 $\mathbf{r}_T, \mathbf{v}_T$ 在同一确定平面,上述两点制导称为平面导引。一般来说,制导过程发生在三维空间,有时以两个正交平面导引的形式出现。

解决拦截问题时需要用到几个参考坐标系,用以规定弹目相对位置、速度、力、加速度等。

所有动力学问题都需要有一个惯性固定参考系。这个惯性坐标系忽略来自太阳、月亮和其他星体的引力以及这些引力所引起的地球轨道运动。许多航天动力学问题都忽略地球轨道运动,任何相对地球固定的参考系均可作为惯性系。但对于高超声速和大气层外空间的飞行问题则必须考虑地球自转角速度。两种相对地球固定的参考系被采用:①地心惯性坐标系(ECI),原点在地心,坐标轴方向由地轴和赤道上某个参考点确定;②地理坐标系(ESF),原点在地面任一点(通常为飞行器发射所在点),坐标轴方向分别为北、东和垂向(大多数情况下向下为正,有时为方便起见选择向上为正)。

在这些惯性坐标系中考虑导弹和目标的运动更方便些。然而导弹动力学特性经常采用弹体坐标系去分析,而跟踪过程则需要建立另外的参考坐标系。

一般运动可分为六自由度:三方向质心运动,三方向绕质心旋转运动。和制导问题紧密相关的主要导弹运动有

- (1) 纵轴方向质心运动(速度)。
- (2) 纵轴方向绕质心旋转运动(滚动)。
- (3) 横轴方向绕质心旋转运动(俯仰)。
- (4) 垂直轴方向绕质心旋转运动(偏航)。

弹体坐标系原点位于导弹质心处,自动驾驶仪按照制导规律生成的控制信号控制导弹运动。北—东—地(NED)参考系,原点通常位于导弹质心处,坐标轴方向为北向、东向和下向,一般用于战术导弹。

中制导和末制导期间的制导指令来源于在各坐标系中的测量量(除上述外,还有其他坐标系,譬如空速和弹道参考坐标系)。坐标系间可相互转换。

如上所述,分析研究时通常按方便性原则选择参考系。对于大气层内飞行器一般采用地理和弹体坐标系。

接下来的内容主要基于地理坐标系或北—东—地坐标系进行分析。而理论分析结果必须要和采用六自由度模型以及多种参考坐标系的拦截仿真结果进行比较。

运动对象的位置通常在极(球)坐标系确定,而导弹传感器测得的目标位置可以用相对坐标轴的方向余弦(位置向量分别相对于坐标轴的余弦角)表示,在北—东—地坐标系用 $(\Lambda_N, \Lambda_E, \Lambda_D)$ 表示。目标在北—东—地坐标系的角位置也可用方位角 α 和高低角 β 描述:

$$\begin{aligned}\alpha &= \arctan(\Lambda_E/\Lambda_N) \\ \beta &= -\arcsin\Lambda_D\end{aligned}\quad (1.4)$$

目标在北—东—地直角坐标系的坐标量 (R_N, R_E, R_D) 由距离 r 和方向余弦 $(\Lambda_N, \Lambda_E, \Lambda_D)$ 确定:

$$R_N = r\Lambda_N = r\cos\alpha\cos\beta, R_E = r\Lambda_E = r\sin\alpha\cos\beta, R_D = r\Lambda_D = -r\sin\beta \quad (1.5)$$

(这里高低角符号定义向下为正)。

极坐标 (r, α, β) 可由直角坐标 (R_N, R_E, R_D) 表示为

$$r = \sqrt{R_N^2 + R_E^2 + R_D^2}, \alpha = \arctan(R_E/R_N), \beta = -\arcsin(r/R_D) \quad (1.6)$$

在后文中,北、东和垂向坐标分别用下标1、2和3表示。对于地面防御系统,弹目位置在地理直角坐标系中确定。垂向坐标就是目标(导弹)的高度。对

于空间战略系统来说,地心惯性坐标系是最方便的。一般情况,跟踪在直角坐标系表示,但对于单一传感系统,比如机载雷达,可考虑选择在球坐标系表示跟踪。

1.5 视 线

视线(LOS)是导弹制导过程中的一个非常重要的概念。为了更为精确地阐释导弹制导规律,需要对视线相对参考坐标系的方向进行明确。

在三维情况下,基于北—东—地坐标系,弹目视线可以表示为

$$\boldsymbol{\lambda}(t) = \lambda_1(t)\mathbf{i} + \lambda_2(t)\mathbf{j} + \lambda_3(t)\mathbf{k} \quad (1.7)$$

式中: $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ 相应为北、东和垂向坐标轴的单位向量。

$$\lambda_s(t) = \frac{R_s}{r} \quad (s = 1, 2, 3) \quad (1.8)$$

$R_s (s = 1, 2, 3)$ 是距离向量坐标(参见式(1.1)以及式(1.3)~式(1.7))。这里,为方便起见设定 \mathbf{k} 向朝上为正。

视线向量也可分别由水平面 $X-Y$ (北—东)内向量 λ_{12} 以及垂直于 $X-Y$ 平面的向量 λ_3 之和来表示,如图1.1所示。

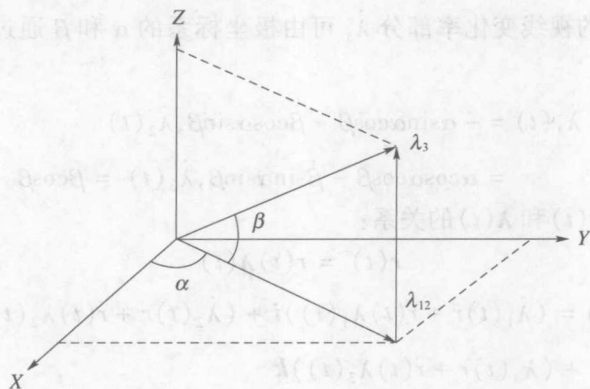


图 1.1 视线三维示意图

视线在垂直平面的分量 λ_3 由高低角 β 确定,在水平平面的分量表示为 $\lambda_{12} = \cos\beta$,由方位角 α 确定。于是坐标 $\lambda_s (s = 1, 2, 3)$ 直接由表达式确定,也可通过式(1.6)和式(1.9)推导得出,即

$$\lambda_1 = \cos\alpha\cos\beta, \lambda_2 = \sin\alpha\cos\beta, \lambda_3 = \sin\beta \quad (1.9)$$

视线变化率在三维直角坐标系的表示为

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}}(t) = \dot{\lambda}_1(t)\mathbf{i} + \dot{\lambda}_2(t)\mathbf{j} + \dot{\lambda}_3(t)\mathbf{k} \quad (1.10)$$