

国防科技类院校教学改革教材

导弹飞行力学

主 编 刘万俊
副主编 魏贤智 张艺瀚 吴彦锐



西安电子科技大学出版社
<http://www.xduph.com>

国防科技类院校教学改革教材

导弹飞行力学

主 编 刘万俊

副主编 魏贤智 张艺瀚 吴彦锐

西安电子科技大学出版社

内 容 简 介

本书的主要内容有：空气动力学基础及实验；作用在导弹上的力及力矩；导弹运动方程组的建立、简化及数值解法；方案飞行弹道；导引弹道分析；初始弹道；导弹动态特性的研究方法；导弹弹体纵向和侧向动态特性分析；轴对称导弹弹体的侧向动态特性分析。

本书可作为没有开设空气动力学课程的高等院校导弹总体设计、导弹制导与控制专业及其他与导弹有关专业本科生的教材或参考书，也可供有关专业的人员学习参考。

图书在版编目(CIP)数据

导弹飞行力学/刘万俊主编. —西安: 西安电子科技大学出版社, 2014. 11

国防科技类院校教学改革教材

ISBN 978-7-5606-3543-9

I. ① 导… II. ① 刘… III. ① 导弹飞行力学—高等学校—教材 IV. ① TJ760.12

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 256285 号

策划编辑 胡华霖

责任编辑 阎彬 胡华霖

出版发行 西安电子科技大学出版社(西安市太白南路2号)

电 话 (029)88242885 88201467 邮 编 710071

网 址 www.xduph.com

电子邮箱 xdupfxb001@163.com

经 销 新华书店

印刷单位 陕西天意印务有限责任公司

版 次 2014年11月第1版 2014年11月第1次印刷

开 本 787毫米×1092毫米 1/16 印张 19.5

字 数 458千字

印 数 1~3000册

定 价 38.00元

ISBN 978-7-5606-3543-9/TJ

XDUP 3835001-1

*** 如有印装问题可调换 ***

前 言

面对精确武器的快速发展,导弹武器的地位越来越重要,为了使从事兵器科学与技术相关领域的研究人员深入地了解导弹的运动规律、控制方法和设计基本原理,特编写了这本导弹飞行力学教材。书中主要是研究在大气中飞行的战术导弹的空间运动规律,包括空气动力学基础、导弹弹道学和导弹动态特性分析三部分内容。

全书共分九章,第1章为空气动力学基础,作为了解导弹飞行力学的预备知识,介绍低速一维流、高速一维流的基本原理和研究方法。第2章介绍导弹在大气中飞行所受力和力矩。第3章至第6章是导弹弹道学部分,内容包括导弹运动方程组的建立、简化及解算,方案飞行弹道,导引弹道和初始弹道。第7章至第9章是动态分析部分,简单地介绍了导弹动态特性的研究方法、导弹弹体的纵向动态特性和侧向动态特性分析方法。本书是兵器科学与技术相关专业人员学习的通用教材,某些章节可根据教学需要有所侧重。

本书由空军工程大学刘万俊主编,第1章、第4章和第8章由刘万俊编写,第2章由张艺瀚编写,第3章由魏贤智教授编写,第7章、第9章由刘万俊、魏贤智、张艺瀚三人合编,第5章、第6章由陕西科技大学吴彦锐编写。

本书在编写过程中得到空军工程大学航空航天工程学院和陕西科技大学的大力支持,在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限,书中难免有一些缺点和错误,诚恳希望读者批评指正。

编 者

2014年10月于西安

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 导弹飞行力学研究的内容和方法	1
1.1.1 导弹飞行力学的定义和研究内容	1
1.1.2 导弹飞行力学的研究特点	1
1.1.3 战术导弹飞行力学的研究方法	2
1.1.4 战术导弹飞行力学的研究发展方向	4
1.2 空气动力学概述	4
1.3 空气的物理属性及标准大气	5
1.3.1 空气的连续性假设	5
1.3.2 空气的密度	6
1.3.3 空气的压强和温度	6
1.3.4 空气的黏性	7
1.3.5 附面层概念	8
1.3.6 空气的可压缩性	9
1.3.7 空气热力学特性	9
1.3.8 标准大气	12
1.4 流体运动学	13
1.4.1 流场及其描述	13
1.4.2 定常流	14
1.4.3 流线与流管	14
1.4.4 旋涡流	14
1.5 低速一维流的基本方程	16
1.5.1 连续方程	16
1.5.2 低速不可压流的能量方程——伯努利方程	16
1.6 高速一维流的基本方程	17
1.6.1 动量方程	17
1.6.2 高速一维管流中流速与管截面面积的关系	18
1.6.3 能量方程、总参数和静参数	19
1.7 高速流中的物理现象和基本概念	20
1.7.1 音速和马赫数	20
1.7.2 微弱扰动的传播区与马赫锥(或马赫线)	22
1.7.3 激波	24
1.7.4 膨胀波	25
1.7.5 临界马赫数	26
1.8 空气动力实验	27
1.8.1 空气动力实验研究的目的是原理	27
1.8.2 空气动力和力矩及其系数	27
1.8.3 相似准则	29

1.8.4	空气动力试验的基本工具——风洞	30
1.8.5	风洞试验的测量方法	32
	思考题与习题	33
第2章	作用在导弹上的力和力矩	34
2.1	作用在导弹上的总空气动力	34
2.1.1	速度坐标系和弹体坐标系	34
2.1.2	导弹的气动外形	35
2.1.3	空气动力的表达式	37
2.2	升力和侧向力	38
2.2.1	单独弹翼升力	38
2.2.2	单独弹身的升力	39
2.2.3	尾翼的升力	41
2.2.4	全弹升力	42
2.2.5	侧向力	42
2.3	阻力	43
2.3.1	零升阻力	43
2.3.2	诱导阻力	44
2.3.3	飞行马赫数对阻力系数的影响	44
2.3.4	飞行高度对阻力系数的影响	44
2.3.5	极曲线	45
2.4	作用在导弹上的空气动力矩、压力中心和焦点	45
2.4.1	空气动力矩的表达式	45
2.4.2	压力中心和焦点	46
2.5	俯仰力矩	47
2.5.1	定态直线飞行时的俯仰力矩及纵向平衡状态	47
2.5.2	纵向静稳定性	48
2.5.3	操纵力矩	50
2.5.4	俯仰阻尼力矩	50
2.5.5	非定态飞行时由下洗延迟引起的附加俯仰力矩	51
2.6	偏航力矩	52
2.7	滚动力矩	52
2.7.1	横向静稳定力矩	53
2.7.2	滚动操纵力矩	54
2.7.3	滚动阻尼力矩	54
2.8	铰链力矩	55
2.9	马格努斯力和力矩	56
2.9.1	单独弹身的马格努斯力和力矩	56
2.9.2	弹翼的马格努斯力矩	57
2.10	作用在导弹上的推力	57
2.11	作用在导弹上的重力	59
2.12	其他形式的力	60
2.12.1	乘波体	60
2.12.2	直接力控制	61

思考题与习题	63
第3章 导弹运动方程组	65
3.1 导弹作为变质量系的动力学基本方程	65
3.2 常用坐标系和坐标系间的转换	66
3.2.1 坐标系的定义	67
3.2.2 各坐标系间的关系及其转换	67
3.3 导弹运动方程组	73
3.3.1 动力学方程	73
3.3.2 运动学方程	77
3.3.3 质量变化方程	79
3.3.4 几何关系方程	79
3.3.5 控制关系方程	81
3.3.6 导弹运动方程组	85
3.4 导弹的纵向运动和侧向运动	86
3.4.1 导弹的纵向运动和侧向运动	86
3.4.2 导弹的一般运动分解为纵向运动和侧向运动	87
3.5 导弹的平面运动	88
3.5.1 导弹在铅垂平面内运动	88
3.5.2 导弹在水平面内运动	89
3.6 导弹的质心运动	90
3.6.1 “瞬时平衡”假设	90
3.6.2 导弹质心运动方程组	91
3.6.3 导弹在铅垂平面内的质心运动方程组	92
3.6.4 导弹在水平面内的质心运动方程组	93
3.6.5 理想弹道、理论弹道、实际弹道	93
3.7 导弹的机动性和过载	93
3.7.1 导弹的机动性和过载概念	94
3.7.2 运动与过载	95
3.7.3 弹道曲率半径与法向过载的关系	97
3.7.4 需用过载、极限过载和可用过载	97
3.8 低速滚转导弹的运动方程组	100
3.8.1 滚转导弹常用坐标系和坐标系间的转换	100
3.8.2 滚转导弹的操纵力和操纵力矩	104
3.8.3 低速滚转导弹的运动方程组	106
3.8.4 几何关系方程	108
3.8.5 低速滚转导弹运动方程组	109
3.9 导弹运动方程组的数值解法	110
3.9.1 微分方程数值积分	110
3.9.2 运动方程组的数值积分举例	112
思考题与习题	116
第4章 方案飞行弹道	117
4.1 爬升段方案飞行	118
4.1.1 铅垂平面内的导弹运动方程组	118

4.1.2	爬升段按给定俯仰角的方案飞行	120
4.1.3	下滑段按给定高度的方案飞行	122
4.2	平飞段方案飞行	122
4.2.1	平飞段铅垂平面内的运动	123
4.2.2	平飞段水平面内的运动	125
4.3	方案弹道设计实例	126
4.3.1	飞行高度对搜索视场和攻击落角的影响分析	126
4.3.2	二次爬升弹道方案设计	128
4.3.3	算例	129
	思考题与习题	130
第5章 导引弹道的运动学分析		131
5.1	概述	131
5.2	相对运动方程	132
5.2.1	自动瞄准制导的相对运动方程	132
5.2.2	遥控制导的相对运动方程	133
5.2.3	相对运动方程组的解	134
5.3	追踪法	136
5.3.1	弹道方程	136
5.3.2	直接命中目标的条件	137
5.3.3	导弹命中目标所需的飞行时间	138
5.3.4	导弹的法向过载	139
5.3.5	允许攻击区	139
5.4	平行接近法	142
5.4.1	平行接近法的弹道方程	142
5.4.2	直线弹道的条件	143
5.4.3	导弹的法向过载	143
5.5	比例导引法	144
5.5.1	比例导引法的相对运动方程组	145
5.5.2	弹道特性	146
5.6	三点法	155
5.6.1	三点法导引关系方程	156
5.6.2	三点法导引的运动学方程组	156
5.6.3	运动学弹道的图解法	158
5.6.4	运动学弹道的解析解	159
5.6.5	导弹的转弯速率	163
5.6.6	等法向加速度曲线	164
5.6.7	攻击禁区	165
5.6.8	三点法导引的优缺点	166
5.7	前置量法	167
5.7.1	前置量法	168
5.7.2	半前置量法(半矫直法)	170
5.7.3	一种实现半前置量导引的方法	171
5.8	最优制导规律	173

5.8.1 导弹运动状态方程	174
5.8.2 基于二次型的最优制导规律	175
5.9 选择导引方法的基本要求	177
思考题与习题	178
第6章 初始段弹道	179
6.1 几种主要扰动因素的分析	180
6.1.1 初始扰动	180
6.1.2 发动机推力偏心	181
6.1.3 导弹质量分布不对称的影响	184
6.1.4 风的影响	187
6.1.5 制造和安装工艺误差引起的扰动	190
6.2 初始段扰动运动方程组	191
6.3 利用蒙特卡洛法研究弹道参数的统计特性	193
6.3.1 随机数的产生	193
6.3.2 均匀随机数的检验	195
6.3.3 非均匀随机数的产生	196
思考题与习题	198
第7章 导弹动态特性的研究方法	199
7.1 概述	199
7.2 作为控制对象的导弹	200
7.3 导弹扰动运动的研究方法	202
7.3.1 用数值积分法解导弹扰动运动方程组	203
7.3.2 小扰动法	203
7.4 导弹运动方程组的线性化	204
7.4.1 微分方程组线性化的方法	205
7.4.2 空气动力和力矩表达式的线性化	207
7.4.3 运动方程组的线性化	210
7.5 扰动运动分解为纵向和侧向扰动运动	214
7.6 系数“冻结”法	216
7.7 导弹的稳定性和操纵性的概念	216
7.7.1 稳定性概念	217
7.7.2 操纵性概念	218
思考题与习题	219
第8章 导弹弹体纵向动态特性分析	221
8.1 短周期扰动运动方程组及动力系数	221
8.1.1 纵向短周期扰动运动方程组	221
8.1.2 动力系数的物理意义	225
8.2 弹体纵向自由扰动运动的一般特性	230
8.2.1 自由扰动运动方程组	230
8.2.2 自由扰动运动方程组的解及特征方程式根的特性	230
8.2.3 稳定性准则	237
8.2.4 稳定性指标	237

8.3 短周期纵向自由扰动运动的动态特性分析	240
8.3.1 自由扰动运动的稳定条件	240
8.3.2 产生振荡过渡过程的条件	240
8.3.3 振荡运动的频率和衰减度	241
8.4 短周期运动中升降舵作阶跃偏转时的动态特性	244
8.4.1 输入量为升降舵偏角的弹体纵向传递函数	244
8.4.2 舵作阶跃偏转时的过渡过程的一般特性	247
8.4.3 升降舵作阶跃偏转时的过渡过程分析	250
8.5 短周期运动中阶跃干扰力矩作用下弹体的动态过程	259
8.5.1 传递函数	260
8.5.2 过渡函数	261
8.6 短周期运动中导弹弹体对舵机力矩阶跃变化的响应	262
8.7 纵向扰动运动的弹体频率特性	265
8.7.1 振幅频率特性	268
8.7.2 相位频率特性	269
8.8 导弹引入稳定自动器时纵向动态特性	270
8.8.1 舵面偏转角偏量与俯仰角偏量成比例的情况	271
8.8.2 舵面偏转角增量与俯仰角偏量成比例的情况	271
8.8.3 稳定回路引入 $i \int \Delta \vartheta dt$ 的情况	271
8.9 附加推力矢量控制的导弹弹体动态特性初步分析	274
思考题与习题	276
第9章 轴对称导弹弹体的侧向动态特性分析	277
9.1 轴对称导弹弹体滚转扰动运动的特性	277
9.1.1 弹体的滚转稳定性	277
9.1.2 弹体滚转运动的传递函数	278
9.1.3 副翼作单位脉冲偏转时的滚转过渡过程	279
9.1.4 副翼作正单位阶跃偏转时滚转的过渡过程	280
9.1.5 常值干扰力矩作用下滚转的过渡过程	281
9.1.6 滚转扰动运动的弹体频率特性	282
9.2 导弹带侧向稳定自动器时的侧向动态特性	285
9.2.1 轴对称导弹的偏航运动	285
9.2.2 轴对称导弹的滚转运动	285
9.3 应用模拟计算机求解导弹运动方程组	287
9.3.1 数学方程的模拟方法	288
9.3.2 导弹短周期纵向扰动运动的数学模拟	293
思考题与习题	295
附录	296
主要符号表	296
下标字母含义	299
上标字母含义	300
参考文献	301

第 1 章 概 论

1.1 导弹飞行力学研究的内容和方法

1.1.1 导弹飞行力学的定义和研究内容

导弹飞行力学是研究导弹在飞行过程中,在各种力的作用下的运动规律的一门科学。导弹是属于无人驾驶的有控飞行器,为了完成飞行任务的要求,就需要按一定控制规律改变飞行器的运动方向和速度。因此,研究导弹作为飞行器的飞行力学是在考虑飞行器的气动特性、控制系统特性、推进系统特性、结构特性和环境特性的条件下的运动学和动力学。

研究飞行器的飞行力学,首先研究作用在飞行器上的各种力和力矩在运动过程中变化的特性,然后研究在这些力和力矩作用下飞行器的运动学特性和动力学特性。

飞行器的运动学和动力学特性按其特点可分为两种类型:

- (1) 飞行器的整体运动,即飞行器质心运动和飞行器绕其质心转动的姿态运动;
- (2) 飞行器局部的物体运动,如操纵面运动、弹性结构变形和振动、储箱内液体晃动等,这些局部运动的特性对全弹的整体运动也会产生影响。

研究导弹运动学、动力学及其有关的热力学,运用环境条件等交联问题为导弹控制系统设计、结构设计、导弹总体以及武器系统总体设计提供数据,这是导弹研究的重要依据。

研究导弹飞行力学,除需要掌握工程数学、物理、计算方法等基础理论外,还必须掌握空气动力学、自动控制理论、计算机技术、导弹系统总体设计等方面的专业知识,这样才能正确地了解飞行过程中各种力的相互作用,精确地建立各种数学模型,并求出有关问题的解。

1.1.2 导弹飞行力学的研究特点

导弹的种类很多,其飞行特性也有很大差异。为了有针对性地研究导弹,这里从作战应用的角度,把导弹分为两大类,即战略导弹和战术导弹。

战略导弹用于打击纵深战略目标,其射程远、威力大,射程通常大于1000 km。战术导弹用于战场直接支援部队的战斗行动,导弹的尺寸小,机动性能好,射程比较近,通常射程小于1000 km。

由于战略导弹和战术导弹的作战任务、作战要求和应用环境有较大的差别,其战术技术指标有很大的不同,导弹在飞行过程中,由主要作战应用空域的不同带来的飞行力学问题也是不一样的,战术导弹飞行力学的特点有:

- (1) 战术导弹大部分弹道在大气层内,随着高度的剧烈变化,大气参数以及大气作用

在飞行器上的空气动力也有较大的变化,因而对飞行器的性能带来较大的影响,这是飞行力学研究十分关心的问题。

(2) 因为战术导弹是无人驾驶的,因此,必须研究有控系统的飞行力学问题。

(3) 战术导弹通常都带有较大的空气动力面,气动载荷较大,气动引起的加热效应、结构弹性变形与控制回路的耦合,即所谓的伺服气动(热)弹性是必须考虑的因素。

(4) 导弹在攻击机动目标时要求其自身具有较大的机动能力,特别是在接近目标时,可能出现大攻角飞行,非线性和交叉耦合(运动、惯性、控制系统、气动力)给研究设计工作带来较大困难。

(5) 为了减少对高速目标的脱靶量,战术导弹(特别是空空导弹和地空导弹)的制导规律(导引规律)的研究有着特别重要的意义,其描述方式多种多样,方法复杂。

(6) 为了保证飞行器能够精确地命中目标,飞行器常使用复合制导,即在不同的飞行阶段采用不同的控制和制导规律。制导方法变化和系统参数变化对控制系统设计带来很大影响。如何处理好这个问题,提高制导精度,既是控制系统设计的重要问题,也是飞行力学设计需要考虑的重要问题。

(7) 战术导弹的发射平台和战场环境十分复杂,它可以从地面、地下、水面、水下、空中发射,也可以车载、舰载和机载等,因而带来许多与此有关的飞行力学课题。

1.1.3 战术导弹飞行力学的研究方法

研究战术导弹飞行力学的一般方法是理论与实践相结合。先应用现有的知识,将研究的导弹状态和过程用数学模型的形式加以表达,该数学模型可以是代数方程、微分方程或统计学方程,方程的数量取决于所研究系统的复杂程度以及要求的精确程度。要研究的问题愈复杂,要求愈精确,则所列的方程组就愈复杂,这些方程组的求解也就愈困难。一般来说,要十分完整和精确地用数学方程来描述研究大系统的过程是办不到的,通常都带有一定程度的简化处理,以满足实际设计工作的需要。但是这样的一种简化与实际有出入,有时需采用地面试验数据,或飞行试验数据加以修正。为了验证数学模型的真实性和准确的置信度,需要进行计算机仿真、地面试验和飞行试验,用试验数据或统计模型进行比较。

飞行力学的研究方法主要是用数学仿真、缩比模型的物理仿真(风洞试验、自由飞)、半实物仿真、然后是飞行试验(全实物);用飞行试验所取得的数据对飞行力学的模型进行验证和校正;最后给定导弹的数学模型。该模型是确定导弹飞行弹道、火控系统数学模型、靶场试验基准弹道结果分析和作战使用的杀伤区、安全发射区、危险区的主要原始依据。

为了描述飞行器(导弹)的空间运动,建立数学方程时需要考虑下述几方面的问题:

(1) 飞行器通常是变质量物体(因为在飞行过程中推进剂不断消耗),需要列出质量随时间变化的关系方程。

(2) 空气动力学系数随着飞行高度、飞行马赫数变化的关系方程。

(3) 为了便于对飞行器的飞行过程进行连续分析,并考虑在各不同阶段对不同飞行参数分析的方便,需要定义多种坐标系,对已建立的地面坐标系($Axyz$)、弹道坐标系($Ox_2y_2z_2$)、弹体坐标系($Ox_1y_1z_1$)和速度坐标系($Ox_qy_qz_q$)等坐标关系可通过矩阵进行变换,建立飞行器质心运动方程和绕质心转动的六自由度运动方程。

(4) 飞行器作为控制对象,它在空间运动时要考虑目标和飞行器运动之间的关系,采

用一定的导引规律方程，并按这个规律对飞行器进行操纵；为了保证控制过程具有一定的准确性，也应给出反馈信号方程。

综上所述，可以知道飞行器的空间运动方程组大致是由刚体空间六自由度运动方程、几何关系方程、变质量方程、制导方程和控制方程等方程组成的，每种飞行器还可以根据不同的飞行状态和研究不同参数的要求，建立补充方程，使建立起来的方程中的未知参数与建立的方程数相等，在给定参数的初始条件后，用数值积分法求解方程组，求得各参数值及其变化规律，对部分参数可建立模型进行寻优和确定其边界值，为设计提供依据。

对导弹飞行力学的研究通常有两种方式：一种是结合具体型号的研制进行研究；另一种是专题研究。

在结合具体型号的研制过程进行飞行力学研究时，应根据不同型号的研制阶段需要解决的问题和可能提供的数据准确度建立不同的飞行力学数学模型，并采用不同的分析方法。

第一阶段：型号可行性论证阶段。这是型号开展研制前必不可少的一步，是对拟研制的型号从技术上、经济上和时间上进行综合论证。这是根据初步的战术技术指标，提出型号方案设想和可供选择的技术途径。提出的型号方案设想必须满足主要战术技术指标。防空型号和反坦克弹型号的主要战术技术指标有对付目标主要特性、作战空域、反应时间、杀伤概率、导弹的外形尺寸和质量等。海防型号的主要战术技术指标主要是导弹的有效射程、巡航速度、平飞高度、外形尺寸、质量和杀伤概率等。根据型号的主要战术技术指标要求，选择型号的技术途径，确定型号方案和分系统要求。方案是否满足飞行特性的要求，需要在选择方案时进行不同方案的弹道计算与分析。此时的外形和布局都是较粗略的，空气动力数据也是采用较简单的方法计算的，或采用经验数据，把飞行器看做可控制的质点来研究其运动，以适应能迅速进行多方案对比，选择较优的方案，从而对初步战术技术指标提出更完善的要求。

第二阶段：方案设计阶段。本阶段主要是根据经过论证的战术技术指标和型号研制任务书，进行详细的方案设计。通过对多种技术途径进行充分比较和必要的模样试验，确定各分系统的技术方案和技术指标。这一阶段进行导弹性能计算、分析所采用的飞行器外形、结构、气动参数都比可行性论证阶段所用数据更具体、准确。在导弹特性计算时，要按质点系刚体来考虑，导弹的运动要考虑制导、控制方程等复杂因素，导弹的性能即飞行力学的主要问题，在这一阶段都应做出初步的分析与评定。

第三阶段：技术设计阶段。本阶段又可分为独立回路(自控)弹研制阶段和闭合回路(自导)弹研制阶段。

独立回路(自控)弹研制阶段是对全弹和各个分系统进行详细的技术设计，进一步协调技术参数、完善设计参数。为了完善技术设计，进行导弹的“初样”制造，通过地面各种试验，如结构的强度试验，动力装置的地面试车，控制系统的仿真试验，最后完成独立回路(自控)弹的飞行试验，考核导弹的气动外形、结构强度、动力装置和自动驾驶仪的性能，进一步完善各系统的技术参数。在这一阶段中，飞行力学工作都必须按照技术设计的要求，使用各系统技术设计后提供的更真实的数据，进行各种计算，并充分利用系统仿真提供的数据和飞行试验提供的数据，完善有关的数学模型。

闭合回路(自导)弹研制阶段是在上一阶段的基础上增加目标跟踪、导引系统功能。同时，系统研制由简到繁，每次飞行试验考核重点明确，增加试验成功概率。通过这个阶段

的试验,武器系统的引信与战斗部配合效率、导弹的杀伤概率、武器系统可靠性和作战、使用、维护性能都得到试验校验。这时,飞行力学所有分析计算中导弹按真实弹体特性考虑,同时所有数学模型通过地面和飞行试验的考验,逐步趋于完善。

第四阶段:设计定型和飞行鉴定试验阶段。本阶段的试验是针对武器系统能否满足作战使用的战术技术要求,为作战使用提供依据性数据。通过本阶段飞行试验数据的修正,使飞行力学的数学模型既有理论依据,又有试验数据修正,使其成为更符合实际情况,置信度很高、更完善的数学模型。在此阶段,通常可以通过导弹的全弹道数学仿真(统计打靶)来进一步确定导弹的命中精度。

导弹飞行力学的另一种研究方法是专题研究,它以导弹某一飞行过程的飞行状态作为研究对象,采用某些典型的结构方案,对某一种状态的飞行特性从理论上和计算方法上进行比较仔细的研究,而这种状态是过去的研制工作中所没有研究过的,缺少必要的分析方法和数据。因此,需要开展新的研究,建立数学模型,确定其边界条件,进行计算和仿真,得出结论,为以后的型号设计提供技术储备。

1.1.4 战术导弹飞行力学的研究发展方向

随着科学技术的发展,军事装备的性能不断提高,对战术导弹性能提出了许多新的要求。当前战术导弹主要是要提高飞行速度,增大有效作战射程,并对其有小型化、高机动、隐形性能好,突防能力强,精确制导和发射后自动寻的等要求,因而也给飞行力学研究提出了许多新的研究课题:

(1) 超低空、掠海、掠地飞行有很好的突防能力,是战术导弹发展的重要方向,但是区域的不稳定气流,海面的风场和导弹的击水、撞地等,这些是超低空飞行中的重要问题;

(2) 垂直发射具有全方位较好的机动能力,能快速接近目标,但全方位的机动,最优制导方法有待进一步发展完善;

(3) 在目标进一步提高其飞行速度和机动能力的情况下,战术导弹飞行速度的提高又受到一定限制,对于拦截高速、高机动能力目标的最优制导规律,随着目标不同速度和不同方式的机动,还需不断进行深入研究;

(4) 为了提高战术导弹的突防能力和提高对目标的命中精度,对战术导弹进攻时的飞行航迹的研究,随着对方反突防措施的提高,还需不断完善战术导弹的飞行性能,并需要作战使用人员与飞行力学工作者密切配合进行研究。

当然,在导弹的动态特性、建模与仿真技术、试验方法与参数辨识、稳定特性与控制方法、导弹的伺服气动(热)弹性特性及其控制等方面,也有大量问题需要飞行力学工作者进行新的研究。同时,随着计算机、飞行仿真和自动控制技术的发展,应当大力开展飞行力学的相关课题的研究,建立战术导弹飞行力学的数据库、知识库和专家系统,建立完善的导弹计算机辅助设计系统,这也是今后飞行力学研究的重要方向。

1.2 空气动力学概述

空气动力是作用在飞行器上的主要外力之一。空气动力的变化规律与飞行器的运动规律有密切关系。因此,为了学习和研究飞行力学,首先必须具备必要的空气动力学的基本知识。

空气动力学是研究物体(如飞机或导弹等飞行器)和空气作相对运动时,空气的运动规律及其作用力的规律的学科。在这种相对运动过程中,空气作用在物体上的力叫做空气动力,它是空气作用在物体外表面上的分布力系的合力。

当飞行器以某一速度 V 在静止空气中运动时,飞行器与空气的相对运动规律和相互作用力,与当飞行器固定不动而让空气以同样大小和相反方向的速度 V 流过飞行器的情况是等效的,这就是相对性原理,见图 1-1。

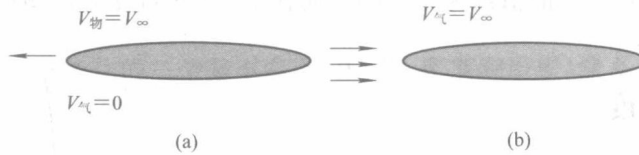


图 1-1 相对性原理

相对性原理给空气动力学的研究提供了方便,比如可以将飞行器模型固定不动,人工制造一股匀直气流流过物体,以便观察流动现象,测量模型受到的力,进行实验空气动力学研究。此外,当我们在理论上对物体的绕流现象和受力情况进行分析研究时,可以用图 1-1 的图(b)代替图(a),这样,只要远前方气流速度 V 是常数,空气绕过物体的绕流图画就是不随时间变化的,这就好像我们坐在飞机里观察空气流动一样(假如空气是看得见的)。

空气动力学的学科范围,通常包括飞行器空气动力学和工业空气动力学两大类。前者就是我们要介绍的飞行器在大气中飞行时的空气动力学问题;后者是涉及诸如涡轮机、鼓风机中的气动力问题以及房屋、坑道通风,高层建筑的风压,车辆的阻力等方面的空气动力学问题。

按速度的大小,可以把空气动力学分成低速空气动力学和高速空气动力学。当气流速度足够低时,空气的密度变化可以忽略,这个速度范围内的空气动力学称为低速空气动力学。例如,在海平面(即飞行高度 $H=0$)飞行时,若飞行速度 $V < 500 \text{ km/h}$ (即飞行速度大约小于音速的 40%),就可近似地把绕飞行器的流动视为不可压流,即认为空气密度是常数。当飞行速度较高时,空气流动所引起的空气密度的变化必须考虑,这就是高速空气动力学的主要特征。

高速空气动力学又可分为亚音速空气动力学(流体速度小于音速。当然,低速空气动力学也是属于亚音速范围的,有时为了区别这种情况,把考虑密度变化的亚音速称为高亚音速)、跨音速空气动力学(流速跨在音速附近)和超音速空气动力学(流速大于音速)。在各个不同速度范围内,空气有不同的流动规律,因而研究和计算方法也有区别。

1.3 空气的物理属性及标准大气

1.3.1 空气的连续性假设

实际的空气是由一个个分子组成的,分子之间存在间隙,它们不断地作随机运动。在这种运动中,分子在两次连续碰撞之间所走过的平均路程叫做分子的平均自由行程,以 λ 表示。在标准大气条件下,空气的平均自由行程约为 $0.6 \times 10^{-5} \text{ cm}$ 。由于飞行器的特征长

度(表示飞行器尺寸大小的有代表性的长度,如两翼尖之间的距离)往往远大于空气平均自由行程,所以研究飞行器与空气作相对运动和它们之间的相互作用力时,可以忽略空气的微观结构,而只考虑它的宏观特性,也就是把空气看成是连续的、没有间隙的流体。这个假设叫做连续性假设。只有在这样的假设条件下,我们才能把空气的密度、压强和温度等状态参数看成是空间的连续函数,才能利用连续函数的微分和积分等数学工具进行分析研究。由于分子的平均自由行程 λ 和压强成反比,所以在大气里,随着高度的增加, λ 的值也增大。在80 km的高空, λ 的值约为0.5 cm,而在120 km高度上, λ 的值为3 m。这时,连续性假设就不成立了。

1.3.2 空气的密度

为了求空气内部某一点 P 处的密度,围绕 P 点划取一块微小空间,如图1-2所示。设这块空间的体积为 Δv ,其中所含的空气质量为 Δm ,则该空间内空气的平均密度为

$$\bar{\rho} = \frac{\Delta m}{\Delta v}$$

设 $\Delta v \rightarrow 0$,此时 $\Delta m/\Delta v$ 的极限值定义为 P 点的空气密度,即

$$\rho = \lim_{\Delta v \rightarrow 0} \frac{\Delta m}{\Delta v} \quad (1-1)$$

所以,密度(或称质量密度)就是单位体积内所含的质量。在国际单位制中,密度的单位是 $[\text{kg}/\text{m}^3]$,在工程单位制中密度的单位是 $[\text{kgf} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4]$ ^①。

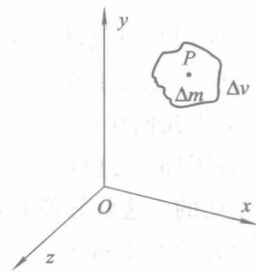


图1-2 空气的密度

1.3.3 空气的压强和温度

一个受力的固体元件,在它内部任意切出一个剖面,在这个剖面上,一般既有法向力又有切向力。同样,在流动着的流体内部任意取出一个面积为 $\Delta\omega$ 的剖面来看,剖面上一般也有法向力 ΔP 和切向力 ΔT ,如图1-3所示。这里切向力完全是由黏性产生的,而流体的黏性又只有在流动时才会表现出来。法向力总是有的,不论流体是静止的还是流动的。

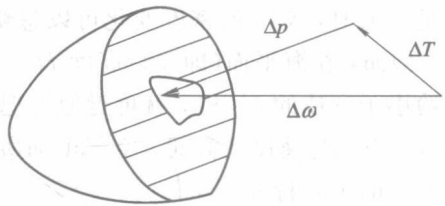


图1-3 空气的压强

法向应力定义为

$$p = \lim_{\Delta\omega \rightarrow 0} \frac{\Delta p}{\Delta\omega} \quad (1-2)$$

流体中的法向应力 p ,即垂直作用在单位面积上的力称为压强。压强以压迫力(箭头指向流体中某点)为正,吸引力为负。

压强的单位在国际单位制中是 $[\text{N}/\text{m}^2]$ 或 $[\text{Pa}]$,在工程单位制中为 $[\text{kgf}/\text{m}^2]$,

^① 在国际单位制中,采用法定计算单位,kg(千克或公斤)是质量的单位。而在工程单位制中以“公斤”作为力和重量的单位。为了避免混淆,后者最好写成kgf或公斤力。 $1 \text{ kgf} = 9.80665 \text{ N}$

1 kgf/m² = 9.80665 Pa。

切向应力的定义是

$$\tau = \lim_{\Delta\omega \rightarrow 0} \frac{\Delta T}{\Delta\omega} \quad (1-3)$$

流体中切向应力 τ 叫做摩擦应力。前面讲到，在静止流体中，不存在黏性摩擦应力 τ 。有些运动流体的黏性摩擦力 τ 也很小，可以忽略不计，这种忽略黏性应力的流体叫做理想流体。在理想流体中，任一点的压强大小与方向无关，即流体从任一方向压向该点的压强在数值上是一样的。

气体的状态方程把气体的三个基本参数(压强、密度和温度)联系起来。根据气体分子运动论的基本原理，气体的状态方程可写成

$$p = \rho RT \quad (1-4)$$

式中 R 称为气体常数。一般情况下，空气的气体常数 $R = 287.053 \text{ m}^2/(\text{s}^2\text{k})$ 。气体的温度 T 是用绝对温度(K)来度量的。

1.3.4 空气的黏性

实际的流体都是有黏性的。空气也有黏性，只是因为它的黏性小，在日常生活中人们不大注意而已。下面介绍一个能突出表现空气黏性的实验。

假设有一股均匀直线气流，其速度是 V_∞ 。(下标 ∞ 表示物体的远前方)，在气流里顺着流向放置一块很薄的平板，如图 1-4 左部所示。用尺寸十分小的测风速的仪器，去测量平板附近气流速度沿平板上某点法线上的分布，就得到如图 1-4 所示的速度分布曲线。气流在没有流到平板以前是均匀的，一流到平板上，直接贴着板面上的那一层气流，其速度就降为零；沿法线往上，气流速度由零逐渐变大，在离平板相当远的地方，流速才和原来的 V_∞ 基本上没有显著的差别。速度沿平板法线方向的这种变化，正是空气黏性的表现。黏性使直接挨着板面的一层空气完全粘在板上，和平面没有相对速度。以后一层影响一层，离板面越远，受到的影响越小。严格地说，只有 $y \rightarrow \infty$ 时，流速才能和 V_∞ 相等，不过如果 V_∞ 相当大的话(比如像普通飞机的飞行速度那样，由每秒几十米到几百米)，由于空气的黏性较小，流速由零增加到与 V_∞ 没有显著差别的距离也很小。若板长以米计的话，这个距离是以毫米计的。

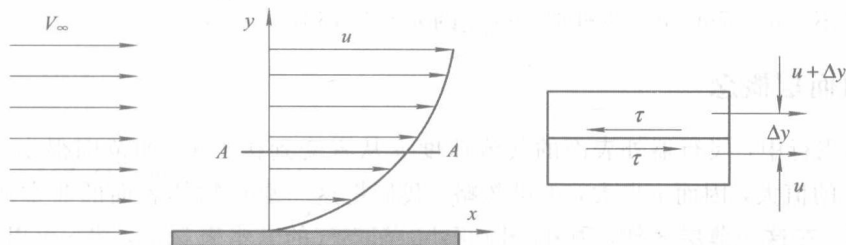


图 1-4 空气黏性的表现

上面的事实说明，由于黏性的作用，气流的速度就变成不均匀的了，速度 u 是离开板的距离 y 的函数，即

$$u = f(y) \quad (1-5)$$