

飞行动力学

北京航空学院五〇九教研室

南京航空学院翻印

V212

1021-2

1021-2

前 言

本讲义是按飞行器自动控制专业飞行动力学教学大纲编写的。侧重在研究作为自动控制对象的飞行器本身的动力学特性。作为飞行动力学的重要内容之一的闭环操纵问题，本教材未予涉及，而认为由自动控制专业其它课程来研究。

飞行动力学的一个显著的特点是在大气中飞行时作用在飞行器上的空气动力的计算和测量。为了使未学过空气动力学的学生能较好地理解、分析飞行器的动力学特性，本书对基本的空气动力学知识，特别是有关空气动力系数和导数的意义，作了概念性地介绍。这就是本书的第一章。第二章是飞行器的运动方程，它是研究飞行器的动力学特性和自动控制系统设计所必须的数学模型，书中对大气中飞行的飞行器运动方程作了较详细地推导。第三、四两章是研究飞行器本身的固有稳定性问题。有关系统稳定性的定性判别问题，本书只是提了一下，而着重介绍了纵向和横侧运动的典型模态。第五章是飞行器操纵运动(开环)，着重研究飞行器对升降舵、副翼、方向舵偏转运动的反应，书中详细地推导了各有关传递函数。第六章是考虑结构弹性变形对飞行器动态特性的影响，除建立无约束弹性体的一般运动方程外，特别以两端自由的梁为例，介绍了正则振型的概念。第七章是导引弹道的计算，简介了各种导引规律。

由于本教材涉及了飞行动力学和空气动力学专业的几门课程，为了作到既有一定深度又有一定广度，在取材上重点放在第二、三、四、五等四章，内容与飞行动力学专业教材大体上是一致的，这是教学的基本要求。第六章是初次编写，在具体教学中尚要补充一点有关的基本知识。视教学具体情况，第六章、第七章可少讲或只作一般介绍。

本教材供八十学时教学使用。由于尚未经教学使用，内容编写稍多一些，以便在讲课时酌情删减，亦使有余力的学生有所参考。

由于编者的业务水平所限，加之时间紧迫，在选材和阐述方面，肯定会存在不少问题。希望经过教学试用后，能进一步加工修订成一本较符合飞行器自动控制专业使用的教材。



30895307

目 录

绪 论

§0—1 飞行动力学的研究对象及其特点	1
§0—2 飞行动力学问题的主要类型	2
§0—3 飞行动力学研究的工具	2

第 一 章 空气动力学概述

§1—1 引言	3
§1—2 气体运动的基本定律	3
1.2.1 介质的连续性	3
1.2.2 运动的相对性	4
1.2.3 定常流动	4
1.2.4 流管	4
1.2.5 质量守恒方程(连续方程)	4
1.2.6 柏努利方程	5
1.2.7 马赫数	6
1.2.8 弱扰动的传播	7
1.2.9 亚音速气流与超音速气流流经物体的特性 激波的产生	8
1.2.10 临界马赫数	9
1.2.11 空气流动速度与流管截面积之间的关系 膨胀波	10
§1—3 空气动力与空气动力力矩 空气动力系数	11
§1—4 升力	13
1.4.1 机翼的几何形状和几何参数	13
1.4.2 机翼的升力	15
1.4.3 机身(或弹体)的升力	17
1.4.4 机翼—机身组合体的升力	17
1.4.5 平尾的升力	18
1.4.6 整个飞行器的升力	19
§1—5 侧力	19
§1—6 阻力	20
1.6.1 附面层与摩擦阻力及压差阻力	20
1.6.2 底部阻力	22
1.6.3 波阻力	22
1.6.4 升致阻力	24
1.6.5 整个飞行器的阻力 飞行器的极曲线	26

§1—7	俯仰力矩 (纵向力矩)	26
1.7.1	纵向定常直线飞行时飞行器的俯仰力矩	27
1.7.2	纵向平衡和纵向静稳定性	28
1.7.3	纵向静稳定性同飞行器焦点和重心的关系	29
1.7.4	飞行器绕 Oz_x 轴转动时引起的俯仰力矩	31
1.7.5	飞行器非定态飞行时的附加俯仰力矩	31
1.7.6	纵向力矩的一般表达式	32
§1—8	偏航力矩 航向静稳定性	33
§1—9	滚转力矩 横向静稳定性	34
§1—10	横侧操纵面偏转所引起的横侧操纵力矩	36
§1—11	操纵面的铰链力矩	36
小 结		37
复习题		38
第二章 刚体飞行器的运动方程式 航迹——运动学		
§2—1	引言	39
§2—2	刚性飞行器的运动方程	40
2.2.1	当参考系为活动坐标系时的动力学方程	40
2.2.2	飞行器的运动学方程	44
2.2.3	方程组的讨论	47
§2—3	小扰动运动方程——线化处理的飞行器运动方程	48
2.3.1	小扰动原理	48
2.3.2	飞行器运动方程的线化处理 运动学	49
2.3.3	飞行器小扰动运动方程的分组	50
2.3.4	当动坐标系为气流轴系时的纵向小扰动运动方程	51
2.3.5	当动坐标系为机体轴系时的横侧小扰动运动方程	53
§2—4	小扰动运动方程的无因次化	55
2.4.1	纵向无因次形式的小扰动运动方程	56
2.4.2	横侧无因次形式的小扰动运动方程	58
小 结		58
复习题		59
第三章 飞行器的纵向稳定性		
§3—1	引言	60
§3—2	纵向小扰动运动方程的拉氏变换形式及其求解过程	60
3.2.1	纵向小扰动运动方程的拉氏变换解法	60
3.2.2	特征方程、特征根和模态	63
3.2.3	纵向扰动运动计算示例	65
§3—3	飞行器扰动运动变量在同一模态中的关系 模态矢量图	66
§3—4	纵向扰动运动的两种典型模态	69

§3—5	纵向扰动运动的简化分析方法	71
3.5.1	短周期模态的简化分析	71
3.5.2	长周期模态的简化分析	74
§3—6	飞行条件和气动参数对纵向稳定性的影响	75
3.6.1	飞行速度的影响	75
3.6.2	飞行高度的影响	76
3.6.3	静稳定性的影响	76
小 结		77
复习题		77

第 四 章 飞行器的横侧稳定性

§4—1	引言	78
§4—2	横侧小扰动运动方程的拉氏变换形式及其一般求解过程	78
4.2.1	横侧小扰动运动方程的拉氏变换形式	78
4.2.2	横侧扰动运动方程的特征方程	79
4.2.3	横侧扰动运动计算示例	81
§4—3	横侧扰动运动的三种典型模态	82
4.3.1	滚转收敛模态	82
4.3.2	螺旋模态	83
4.3.3	荷兰滚模态	83
§4—4	横侧扰动运动的简化分析	84
4.4.1	滚转收敛模态的简化分析	84
4.4.2	螺旋模态的简化分析	85
4.4.3	荷兰滚模态的简化分析	85
§4—5	急剧机动时的惯性交感	86
4.5.1	飞机滚转机动的基本运动方程	86
4.5.2	飞机的滚转稳定性	88
4.5.3	飞机滚转机动的物理分析	91
小 结		94
复习题		95

第 五 章 飞行器的操纵运动

§5—1	引言	96
§5—2	飞行器控制力和控制力矩及其产生的方法	96
5.2.1	控制力和控制力矩 过载的概念	96
5.2.2	产生法向控制力的方法	98
5.2.3	产生控制力矩的方法	99
§5—3	飞行器纵向操纵反应	100
5.3.1	升降舵偏转输入时的纵向运动传递函数	100
5.3.2	纵向操纵反应的近似处理	104
5.3.3	升降舵作单位阶跃输入时飞机的反应	106

§5—4	飞行器的横侧操纵反应	109
5.4.1	横侧操纵面偏转输入时的横侧运动传递函数	110
5.4.2	副翼阶跃输入时飞机的反应	112
5.4.3	横侧操纵反应的近似处理	114
小 结		116
复习题		117
第 六 章	飞行器结构弹性对动态特性的影响	
§6—1	引言	118
§6—2	无约束弹性体运动的一般方程	119
6.2.1	真空中的自由振动	120
6.2.2	用自然振型表示强迫振动	122
§6—3	梁的振动	124
6.3.1	梁的方程	124
6.3.2	均匀梁的自由振动	125
6.3.3	非均匀梁的强迫振动	128
§6—4	飞行器的横向振动	129
§6—5	弹性飞行器的运动方程	130
§6—6	气动弹性导数的确定	132
§6—7	自动驾驶仪与结构弹性振动的耦合问题	135
小 结		136
复习题		137
第 七 章	导引弹道学	
§7—1	引言	138
§7—2	控制系统加到飞行器上的约束	139
§7—3	导弹相对于目标的运动学方程	140
7.3.1	符号和定义	140
7.3.2	相对运动的运动学方程	141
§7—4	导引方法	141
7.4.1	追踪法	142
7.4.2	广义追踪法	145
7.4.3	平行接近法	146
7.4.4	比例接近法	148
7.4.5	直接导引法和常值弹体前置角导引法	149
7.4.6	三点法和角度法	151
§7—5	导引弹道的研究方法	154
小 结		156
复习题		157
附录 I	矢量运算基础	158
附录 II	任意系统的运动方程	161

绪 论

§0—1 飞行动力学研究对象及其特点

飞行动力学是研究飞行器运动规律的一门科学，属于应用力学的范畴。

飞行器泛指穿过流体（气体、液体）或真空飞行的物体。飞行器可以是有人驾驶的，也可以是无人操纵的。步枪的弹丸可视为最简单的飞行器；一架飞机是较复杂的飞行器；而用一条长的柔索和轨道飞行器相连的宇航员则是一种更为复杂的飞行器。对飞行器作上述定义的理由在于上述例子中所用到的工程科学是共同的，并且对这些例子中的飞行器的运动问题建立方程和求解的方法大体上也是一致的。

飞行器的运动可以分成下列几类：

一整体运动：飞行器质心的运动；飞行器的“姿态”运动，即飞行器整体的旋转运动；

一精细运动：旋转部分和枢接部分，如发动机、陀螺和气动操纵面的相对运动；弹性结构的变形运动，如机翼、机身的弯曲和扭转；液体的晃动等。

对上述每一类运动的研究都构成飞行动力学的一个专门分支。对于飞机、空间飞行器、导弹和火箭等的设计和运转等有关问题来说，研究这些运动是非常重要的，而为了能列出数学公式并求解上述各类有关运动问题，则必须依靠工程科学中的好几门基础学科。飞行动力学与其它学科的关系示于下面的方框图：

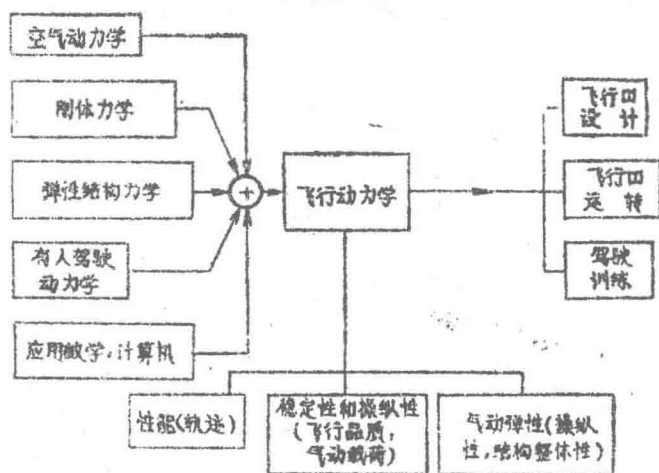


图 0—1

上图表明，从事飞行动力学工作的人员需要对工程科学的好几个分支进行深入的学习，且在业务的运用方面也涉及广泛的知识面。

在各类飞行器、各类运动以及各种飞行介质中，我们仅能对其作有限的探讨。本教材的重点是有翼飞行器在大气中的飞行动力学问题。

大家知道，牛顿运动定律建立了外力与运动之间的关系，因此，牛顿运动定律是研究飞行动力学的基础。最常见的问题是给定外力的规律来求运动，当然也会碰到一些与此有关的其它类型问题。

飞行动力学区别于应用力学其它分支的一个重要的特点在于所需考虑的外力场的特殊性。外力场可分成：

—“强”场：重力场、空气动力场、浮力场；

—“弱”场：磁场、太阳辐射场。

应该注意到，当飞行器飞行时，重力场和空气动力场除对飞行器产生动量交换（力）外，还会有热交换，有时热交换问题和力问题是不可分的。对于在大气中飞行来说，只有强场是重要的。正是由于这个原因，空气动力的估算和测量便构成了飞行动力学的主要和显著的特点，离开了空气动力的估算和测量，飞行动力学的问题是难以解决的。

§ 0—2 飞行动力学问题的主要类型

在飞行器设计和运转中，飞行动力学的主要类型可归纳为：

1. 性能计算，如速度、高度、航程和燃料消耗量等的计算；
2. 轨迹计算，如发射、重返大气层、正常轨道及着陆等轨迹的计算；
3. 运动稳定性问题；
4. 飞行器的操纵反应；
5. 飞行器对大气紊流的反应及如何控制问题；
6. 气动弹性振动；
7. 驾驶员——飞行器组合体的评价（操纵品质）。

由于飞行器种类繁多，还会提出与上述类型问题有关的其它专门问题。

§ 0—3 飞行动力学研究的工具

飞行动力学研究中用以解决飞行器设计和运转问题的工具可以归纳为：解析工具、计算工具、实验工具。

解析工具主要是属于应用数学的重要分支之一的系统理论，而在计算工具方面则首推电子计算机。飞行动力学者的实验工具一般是专用的，主要是寻求空气动力输入量的实验工具。适用于确定大气飞行中的空气动力的工具主要是风洞，此外还有作动力学研究的空气弹道靶场，以及自由飞模型等。

这里特别要提一下直接为飞行动力学服务的实验工具——飞行模拟器。飞行模拟器主要是研究驾驶员和飞行器的配合问题。它对于研究全新的飞行情况，如太空舱重返大气层等问题是一种重要的手段。而为最新的主要机型而建造的专用模拟器，既是驾驶员训练的有效手段，又为研究飞行器飞行品质和人力驾驶动力学问题提供了一项重要的研究工具。

第一章 空气动力学概述

§ 1—1 引言

飞行器在大气中飞行时，作用在飞行器上的外力主要包括有重力、飞行器相对于空气运动而产生的空气动力，以及动力装置所产生的推力。至于空气静力（或浮力）则非常微小，可以忽略不计。

重力是由地球引力所产生，它在任何时候都是垂直于地平面并朝下的。推力是由飞行器的动力装置所产生的。目前飞行器主要采用喷气发动机和火箭发动机。在飞机上多采用喷气发动机，而导弹则多采用火箭发动机。由于飞行器所采用发动机类型的不同，其推力特性差异是很大的。

大多数飞行器是在大气中飞行的。不仅飞行轨迹处在大气中的飞行器（如有人驾驶飞机、有翼式导弹等）是这样，甚至宇宙飞行器在进入轨道以及重返地球时都要穿过大气层。因此在设计任一飞行器时，都必须考虑大气对它的作用。

研究空气介质与运动物体（特别是飞行器）之间相互作用的科学称为空气动力学。由于飞行器的运动规律同空气动力的特性紧密相关，因此，空气动力学是研究飞行动力学的先修学科之一。

空气对飞行器的作用首先表现在空气动力和空气动力矩上。空气动力中的升力可用来克服重于空气的飞行器的重力并操纵飞行器飞行，而空气动力矩可用来操纵飞行器飞行，保持飞行器的稳定。飞行器在空气中运动需要大量的能量，这可由燃料在发动机中的燃烧而获得。需要多少燃料储备和多大的发动机推力则主要取决于空气动力和飞行器飞行性能的要求。

空气动力学的研究方法有两种：理论研究和试验研究。

理论研究可以给出一般的规律，从而找出各种因素之间的内在联系。但由于飞行器在大气中运动时所发生的现象极为复杂，因此即使能得到理论解，但终究是近似的。为了检验理论结果并且使其更为精确，必须进行试验研究。

目前空气动力学的试验研究的主要手段是风洞试验、飞行试验，此外也有采用火箭车试验等。

在这一章我们首先简要介绍气体运动的基本定律，以作为进一步学习飞行器空气动力特性的基础，然后讨论作用在飞行器上的空气动力和空气动力矩。

§ 1—2 气体运动的基本定律

让我们先熟悉一下研究飞行器在空气中运动时所应用的一些概念和定义。

1.2.1 介质的连续性

水、空气等称为介质，在空气动力学中介质指的是空气。在研究飞行器的运动以及飞行

器和空气的相互作用时，通常不去考虑空气介质的分子间的自由行程，认为空气在空间中是连续分布的密集介质。这样一个概念使得数学分析大为简化。只有在飞行高度很高的情况下（一百公里以上），空气分子自由行程长度与飞行器尺寸量级相当，这时就必须舍弃连续性假设。

1.2.2 运动的相对性

空气动力学中经常不是研究飞行器在静止的气流中以一定速度运动的情况，而是常常研究气流以相同的速度、方位，以相反的方向流经一静止物体的情况。这种称为运动的相对性的处理方法是基于相对性原理。运动相对性原理是指：不管空气是静止的，体物是运动的；还是物体是静止的，气流是运动的，只要飞行器相对于气流的速度大小及其方位相同，则这两种情况作用在物体上的空气动力完全相同。

1.2.3 定常流动

如果气流中每一点的密度、压力以及速度的大小和方向都不随时间而变化（虽然不同点上这些数值可能互不相同），那么这样的流动称为定常流动。反之，若这些量随时间而变化则称为非定常流动。

1.2.4 流管

如果我们在气流中选择一个体积很小的微团（如图1.1a）并跟踪其流动轨迹，于是我们就可以得到所谓流线（如 AB 、 CD ）。当气流流过机翼面时，两条流线之间的空间形成一个单位厚度的流管。对于空间流动，流管是由许多流线包围起来的，表面象一根水管一样（图1.1b）。流管内的空气不会跑到流管的外面去，流管外的空气也不会跑到流管里面来。

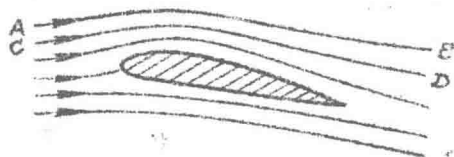


图 1.1a

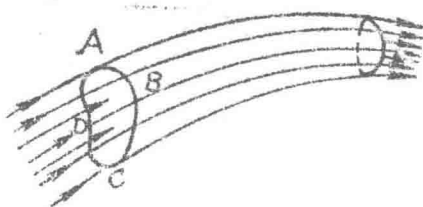


图 1.1b

因为空气微团的形状和空气的密度在流动中会发生变化，所以流管的横截面沿其长度方向分布也不一样。如果流动是定常的，则流管的形状也不随时间变化。

1.2.5 质量守恒方程（连续方程）

在定常流动中选取任一流管并截取两个任意截面Ⅰ和Ⅱ（图1.2）。若 AB 和 CD 两根流线取得很近，则截面Ⅰ和Ⅱ上各空气微团的速度和密度基本上是均匀的。现分别以 V_1 、 ρ_1 、 A_1 、 m_1 和 V_2 、 ρ_2 、 A_2 、 m_2 分别表示截面Ⅰ

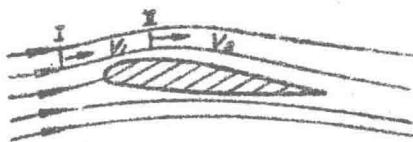


图 1.2

和Ⅱ处气流的速度、密度和横截面积和单位时间内通过的空气质量。根据质量守恒定律及空气流动的连续性，单位时间内由截面Ⅰ流出的空气质量必须等于单位时间内由截面Ⅰ流入的空气质量，即

$$m_1 = \rho_1 V_1 A_1 = m_2 = \rho_2 V_2 A_2 \quad (1.2.1)$$

由于截面Ⅰ和Ⅱ是任意选取的，所以上式也可写为

$$\rho V A = C \text{ (常数)} \quad (1.2.2)$$

这便是连续方程式。它说明沿着流管任意截面处，单位时间内通过的空气质量都相等。

当飞行速度不太大时空气流过飞行器，其压力和温度变化很小，因而密度变化也很小。此时空气可看作不可压缩的流体，因而 $\rho = \text{常数}$ 。这样，连续方程可简化为

$$V A = \text{常数} \quad (1.2.3)$$

该式表明，沿着流管，横截面积大的地方其流速就小；横截面积小的地方其流速就大。这样按着空气流经翼型的流线图形，便可判断各点流速的大小。凡是流线密的地方，流速一定大，凡是流线稀的地方，流速一定小。

1.2.6 柏努利方程

柏努利方程体现了能量守恒定律在流管上的应用。

在定常流中选出某个流管并在其中截取两个任意截面Ⅰ和Ⅱ，并把这段流管取为分离体，（图1.3）。我们分析它的受力情况。

Ⅰ和Ⅱ截面的面积、压力分别用 A 、 p 和 $A+dA$ 、 $p+dp$ 来表示，当压力作用方向向右规定为正。上、下两侧边的压力是变化的，由于所取微段长度很小，以均匀的平均压力 $p + \frac{dp}{2}$ 表示。这样左面Ⅰ截面的作用力为 pA ，右面Ⅱ截面的作用力为 $-(A+dA)(p+dp)$ 。上、下两侧面的水平分力为：

$$\left(p + \frac{dp}{2} \right) \cdot dA$$

总合以上各水平分力，在略去高阶小量之后，得 $-Adp$ ，小段流体里的质量为 ρAdS ， dS 表示微段长度。微段流体的加速度是

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dS} \cdot \frac{dS}{dt} = \frac{dV}{dS} \cdot V$$

对于空气而言，微段流体的重量较之作用在端面上的压力为小量，可以略去不计。根据牛顿第二定律 $F = ma$ 则

$$-Adp = (\rho AdS) \frac{dV}{dS} \cdot V$$

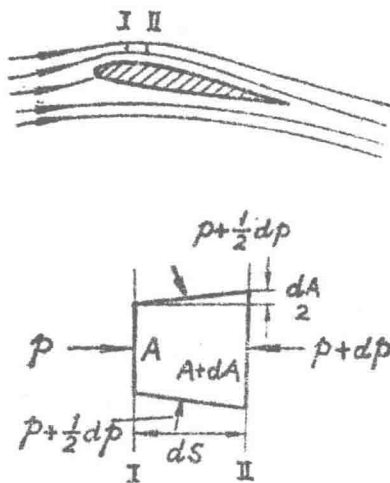


图 1.3

最后可得

$$-dp = \rho V dV \quad (1.2.4)$$

对于低速不可压流，密度 ρ 是常数。对上式沿流线积分，则得

$$-\frac{1}{2}V^2 + \frac{p}{\rho} = C$$

或写成

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = p_0 \text{ (常数)} \quad (1.2.5)$$

这就是表征低速不可压流中压力和速度之间的关系的柏努利方程。式中 p_0 、 p 和 $\frac{1}{2}\rho V^2$ 分别称为流体的总压、静压和动压。

柏努利方程表明，在同一流线上或同一流管上任何点上的静压和动压之和都是相等的。当气流流经翼表面时，在翼表面上产生的压力就是静压。由柏努利方程可以看出，沿整个流管的长度上静压是不一样的，速度大的地方压力就小，反之亦然。

利用柏努利方程可以解释多种现象，特别是关于亚音速流中升力的形成。我们将在 §1—4 节中予以讨论。

1.2.7 马赫数

空气的压缩性可以由密度的相对变化 $\Delta\rho/\rho$ 来度量。但密度的相对变化取决于压力的相对变化 $\Delta p/p$ 。按照柏努利方程，流经物体表面上任意一点处的压力增量与当地的动压头成正比。由图 1.3 可知。

$$p_A = p_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2}$$

$$\Delta p_A = p_A - p_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$$

所以 $\Delta p \sim \rho V^2$

由物理学知道，声音在空气中的传播速度是

$$a = \sqrt{k \frac{p}{\rho}}$$

所以 $p = \frac{1}{k} \rho a^2$

即 $p \sim \rho a^2$

故 $\frac{\Delta p}{p} \sim \frac{V^2}{a^2}$

可见，当气流速度与音速的比值较大时，则压力的变化并由此而引起的空气密度的变化也较大，也就是空气的可压缩性将是较大的。我们把气流速度与当地音速的比值称为马赫数：

$$M = \frac{V}{a} \quad (1.2.6)$$

因此, 马赫数是空气压缩性的一个判别标准, 这个量在所有与高速飞行器的飞行相联系的现象中起着重要的作用。

1.2.8 弱扰动的传播

在研究高速流动时, 经常用到音速这个量。所谓音速就是声音在空气中传播的速度。它的大小只取决于空气的温度, 可用下式计算

$$a = 20 \sqrt{273 + t} \quad [\text{米/秒}] \quad (1.2.7)$$

在海平面标准大气条件下, $t = 15^\circ\text{C}$, 这时音速为 340 米/秒 (1224 公里/小时)。

我们说话的声音是由于声带振动引起空气的压力和密度发生微弱变化 (弱扰动), 空气传播这种扰动的速度就是音速。因此, 微弱扰动的传播速度就是音速。

当扰动源以不同的速度运动时, 微弱扰动的传播也是不同的 (图 1.4)

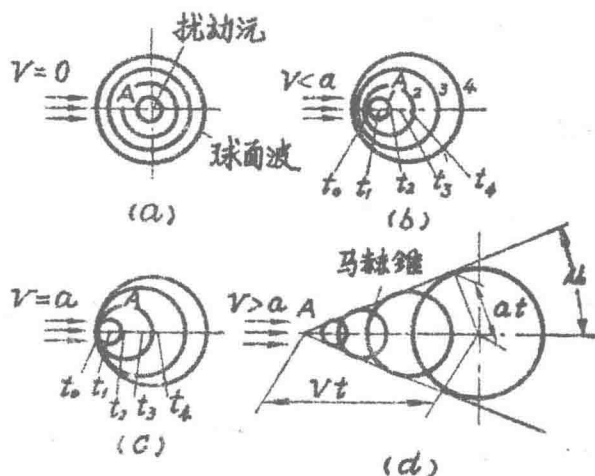


图 1.4

若扰动源静止 ($V=0$), 扰动源发出的球面波, 以音速向四面八方传播 (图 1.4a)。

若扰动源以亚音速 ($V < a$) 运动时, 根据运动相对性原理, 扰动源以速度 V 在静止空气里运动的情况相当于扰动源静止而气流以速度 V 流动一样。因此, 从 A 点发出的弱扰动一方面以音速 a 向外传播, 同时又被流动空气顺流带走。经过 $\Delta t = t_1 - t_0$ 时间, 波面到达 1 的位置, 半径为 $a \Delta t$, 波面各点都顺流下移了 $V \Delta t$ 的距离, 以下类推 (图 1.4b)。

若扰动源以音速 ($V = a$) 运动时, 相当于气流以音速流过静止扰动源一样 (图 1.4c)。这时波面虽然以音速向外传播, 但逆气流方向的波面始终彼此相切。这表明, 当气流流速等于音速时, 弱扰动无法逆流向前传播, 即扰动源 A 点产生的空气压力和密度的微弱变化只能影响它后面的空气。

若扰动源以超音速 ($V > a$) 运动时, 其波面的传播如图 1.4d 所示。这时波面一方面扩大, 一方面顺流而下, 弱扰动所能传播的范围仅局限于波面包络线所组成的圆锥内。圆锥的

锥面是由一系列相邻的弱扰动波组成的，称为扰动锥，又叫马赫锥，其母线称为马赫线。

由图1.4d不难求得速度方向和马赫锥母线间的夹角为

$$\sin \mu = \frac{at}{Vt} = \frac{1}{M} \quad (1.2.8)$$

μ 称为马赫角。上式表明，马赫角的大小亦即扰动区的大小与 M 数成反比， M 数越大，扰动区越小。

从以上的分析可见，在亚音流速中 ($M < 1$)，弱扰动可以向四面八方传播；而在超音速流中 ($M > 1$)，弱扰动不能向前传播，只能在扰动锥内传播。这就是亚音速流动与超音速流动的本质区别。

1.2.9 亚音气流与超音速气流流经物体的特性 激波的产生

如果亚音速气流流经物体时，那么物体附近空气的压力与密度就要发生变化。这种变化传向四面八方，包括上游方向。实际上是以大于或等于音速的传播速度向外传播，但是来流速度仍低于音速。于是，空气的压力与密度在上游方向随着距物体距离的增加而逐渐变化。由于压力差的作用，流管在到达物体之前的某一距离处就开始平滑地弯曲，好像是自动适应于物体的形状一样。气流的速度沿着每根流管也是平滑地变化。图 1.5 即为亚音速气流流过翼剖面时的典型图形。



图 1.5

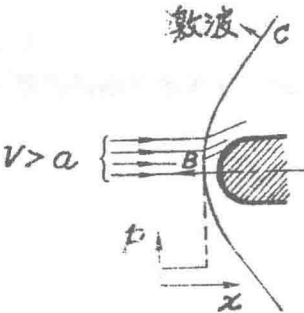


图 1.6

如果气流以超音速流经物体时，其流动特性就完全是另一种情形。在超音速情况下，高压波不能无限制地向上游传播，实际上，波面的传播速度随着离开物体距离的增大而减低。当波的传播速度减至与上游气流的超音速相等时，扰动波便与物体保持一定距离，并同运动物体一同前进 (图1.6)。在这个波面的左方，气流的压力一直是常数，但在这个波面上各点，由于高压波传到此处而压力突然升高。这个波面称为压缩激波或激波。气流通过激波后不仅压力增加，而且密度与温度也增加，但速度要下降。这就是说，在激波处流管的连续性受到破坏。激波恰如同马赫锥一样，是受扰气流与未扰动气流的分界面。

超音速气流流经物体的形状不同，激波的形状也不同。当超音速气流流过钝头状物体时，由于对气流的阻滞作用很强，故在钝头的前端会产生脱体激波。如图 1.6 所示。在距离前端一定距离处，激波与气流的方向基本垂直 这部分称为正激波，气流通过正激波，压力、密度、温度都突然升高，而速度由超音速降为亚音速，但气流方向不变。在正激波区域，空气被压缩的最为严重，激波前后压差最大，也就是正激波的强度最强。

当超音速气流流过半顶角为 θ 的楔形体时, 流动上下对称, 由楔形体顶点发出的激波与来流方向成 β 角 (图 1.7a), 这种激波称为斜激波。由于楔形体对气流的阻滞作用比较弱, 因此激波附着在尖顶上, 故又称为附体激波。楔形体顶角越小, 气流受阻滞越小, 激波越倾斜。与正激波一样, 气流流经斜激波时, 压力、密度等也都突然升高, 但不象正激波那样强烈。波后流速可能降为亚音速, 也可能仍为超音速, 但气流方向都向外转折。

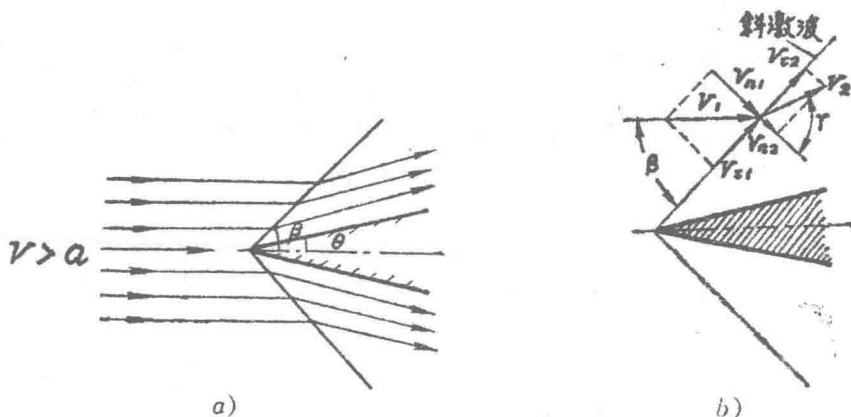


图 1.7

气流通过斜激波后, 在垂直于波面的方向上有压力差, 而在平行于波面的方向上无论波前波后都没有压力差, 故气流通过激波后只是垂直波面分速 V_{n2} 减慢。由图 1.7b 可以看出, β 角越小, V_{n1} 越小, 而 V_{n2} 就越大, 由比值 V_{n1}/V_{n2} 给出的激波强度也就随着减低。在极限情况下, 当

$$V_{n1} = V_{n2} = a$$

激波消失, 这时

$$\sin \beta = \frac{V_{n1}}{V_1} = \frac{a}{V_1} = \frac{1}{M_1}$$

因此, 斜激波的极限倾斜角等于马赫角, 在这种情况下, 激波就变成马赫线。

1.2.10 临界马赫数

当气流速度小于音速时, 流经一凸起的物体, 例如机翼, 靠近机翼的气流流速总要比自由流流速要大。若飞行速度逐渐增大, 则机翼上某一点处的局部速度会达到音速 (图 1.8 的 A 点)。我们把局部速度达到音速时的飞行速度 (即远前方来流速度 V_∞) 称为临界飞行速度 V_{li} , 相应的飞行马赫数称为临界马赫数 M_{li} , 一般飞机的临界马赫数为 0.8 左右。

随着飞行速度的进一步增加, 部分机翼表面上的气流就要达到超音速, 这个区域称为局部超音速区。在这个地区将产生压缩激波, 称为局部激波。局部激波的出现会使飞行器的空气动力特性急剧变化。我们将在以后章节中分别予以指出。

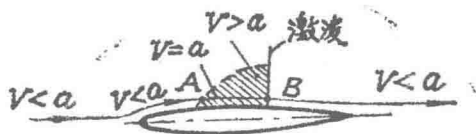


图 1.8

1.2.11 空气流动速度与流管截面积之间的关系 膨胀波

在低速不可压流动中，我们可由柏努利方程说明空气流动速度、压力与流管截面积之间的关系。但在高速可压流动中，流速的变化必须考虑密度的变化。从连续方程

$$\rho V A = \text{常数}$$

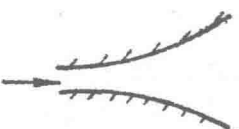
可见，若要保持流管内流量不变，当流速加快时要求截面积减小，但是流速加快又会引起密度减小，因而又要求截面积加大。这样就会问，在流速增加时，流管面积究竟是增大还是减小呢？这就取决于流速变化和密度变化究竟哪个变化大。表 1.1 给出气流在不同 M 数下，当流速同样增加 1% 时，所引起的密度变化和横截面积的变化。表内正值表示增大，负值表示减小。

表 1.1

气 流 M 数	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6
流 速 变 化 $\left(\frac{\Delta V}{V}\right)\%$	1							
密 度 变 化 $\left(\frac{\Delta \rho}{\rho}\right)\%$	-0.04	-0.16	-0.36	-0.64	-1	-1.44	-1.96	-2.56
流管截面积变化 $\left(\frac{\Delta A}{A}\right)\%$	-0.96	-0.84	-0.64	-0.36	0	+0.44	+0.96	+1.56

由上表可以看出，亚音速流动 ($M < 1$) 时，速度增加的百分比比相应密度减小的百分比要大。因此流速增加，流管截面积必须减小，以保持流量不变。但在超音速中，流速增加的百分比要比密度减小的百分比小，为保持流量不变，流管截面积就必须增加。综合上述讨论，压力、流速和流管截面积的变化规律可归纳为表 1.2

表 1.2

流 管 形 状	亚 音 速 流 $M < 1$	超 音 速 流 $M > 1$
	流 速 增 大	流 速 减 小
	压 力 减 小	压 力 增 大
	流 速 减 小	流 速 增 大
	压 力 增 大	压 力 减 小

根据上述超音速流动过程中气流速度同流管截面积以及压力之间的关系，我们可以进一步解释超音速气流绕凸角时的流动特性。

飞行器的外形是很复杂的，但飞行器表面的局部形状可以概括为凸角和凹角的形状。我们在这里只讨论超音速气流绕凸角流动时的特点。当超音速气流流经图1.9的凸角时，显然，当气流转弯的时候，流管的截面积增大，因而流速增大，压力降低，即 $V_2 > V_1$ ， $p_2 < p_1$ 。拐角的顶点 O 相当于一个小扰动源，由这个扰动源而引起的压力降低的扰动称为膨胀波。其传播范围仅局限于膨胀波 $O1$ 线的后面，其夹角为

$$\mu = \sin^{-1} \frac{1}{M_1}$$

来流的 M_1 越大，则 μ 角越小。

气流通过波面 $O1$ ，流速稍有增加，压力、密度和温度也都稍有降低，气流方向稍向表面 OB 靠拢。气流流过波面 $O1$ 后，由于流速加快，因而从 O 点发出另一条膨胀波 $O1'$ ，并更向 OB 倾斜一些，压力、密度也进一步降低，气流方向进一步偏向 OB 。依次类推，直到气流经过 $O2$ 后，流动方向最后与物面 OB 平行。因此，气流从马赫线 $O1$ 处开始转弯，流速、压力平滑地进行变化。超音速气流在扇形区 $1O2$ 范围内不断膨胀加速，直至完成全部膨胀过程。

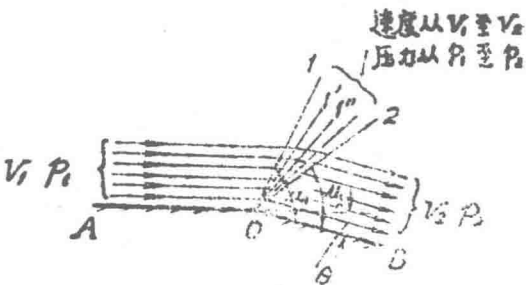


图 1.9

§ 1—3 空气动力与空气动力力矩 空气动力系数

飞行器在空气中飞行时，在飞行器表面上分布着空气动力。所有这些力可以归结为一个作用于飞行器重心处的合力 R （总空气动力）和一个绕重心的合力矩 M （总空气动力矩）。在空气动力学中不是采用总的空气动力 R 和总的空气动力矩 M ，而是采用它们在某个坐标系中的投影分量。为此我们先介绍一下描述空气动力常用的两个参考坐标轴系，即机体坐标系 (Ox, y, z) 和气流坐标系 (Ox_q, y_q, z_q) 。

机体坐标系（图1.10）固连于飞行器。原点 O 在飞机重心；纵轴 Ox ，沿机身轴线或机翼平均气动弦而指向前方；竖轴 Oy ，在飞机对称面内并垂直于 Ox ，指向上方；横轴 Oz ，垂直于飞机对称面指向右方。

气流坐标系（图1.11）的原点 O 在飞机重心； Ox_q 轴沿飞行速度向量 V 指向前方； Oy_q 轴在飞机对称面内垂直于 Ox_q 指向上方； Oz_q 轴垂直于 Ox_q, y_q 平面指向右方。

由图1.11可见，飞行器相对于速度分量的方向是由两个角度来确定：

侧滑角 β ：速度矢量 V 与飞行器对称平面间的夹角；

迎角 α ：速度矢量 V 在飞行器对称面内的投影与轴 Ox 之间的夹角。

作用在飞行器上的空气动力的大小决定于空气的参数（如密度 ρ 等）、飞行速度、飞行高度、飞行器的形状与尺寸以及飞行器相对于气流的角位置（ α 、 β 等）等等。

在空气动力学中规定总空气动力 R 沿气流坐标轴（又称风轴）的分量 Q （或 X ）、 Y 、 Z 分别称为阻力、升力和侧力。其中规定阻力 Q 的正向是与 Ox_q 反向。

同时规定总空气动力力矩 M 沿机体轴系的分量为 M_x 、 M_y 、 M_z 分别称为滚转力矩、偏航力矩、俯仰力矩。