

前 言

本书主要为航空院校飞行器设计大类的本科生编写，适用于空气动力学基础、空气动力学、飞行器空气动力学、流体力学基础等课程，也可作为工程流体力学等相关专业学生的教材或科技人员的参考书。

本书以陈再新等编写的《空气动力学》（航空工业出版社，1993）和陆志良等编写的《空气动力学》（北京航空航天大学出版社，2009）为基础，结合当前的教学需要和专业发展而编写。与以往不同的是，本书对全书的符号使用进行了更统一的规定，增加了流体力学基本方程微分形式的推导，部分公式的数学推导更加详细，部分章节根据教学进程的需要进行了必要的调整。

全书共 10 章，分为空气动力学基础和飞行器空气动力学两篇。上篇包括第 1~5 章，为空气动力学基础部分，可供流体力学基础或空气动力学基础课程使用；下篇包括第 6~10 章，为飞行器特别是飞机空气动力学部分，供飞行器空气动力学等课程使用，也为部分学习了空气动力学基础知识而不再修飞行器空气动力学课程的学生进一步学习提供方便。

第 1 章介绍空气动力学基础知识、基本概念及相关准备知识；第 2 章介绍流体运动的基本方程和基本规律；第 3 章介绍不可压理想流体理论、拉普拉斯方程的基本解以及基本解叠加；第 4 章介绍低速黏流和边界层的基本概念；第 5 章介绍高速可压流动的基础知识。第 6 章介绍低速翼型的气动特性、薄翼型理论；第 7 章介绍低速机翼的气动特性、升力线理论；第 8 章介绍亚声速翼型和机翼的气动特性；第 9 章介绍超声速线化理论及跨声速、高超声速流初步知识；第 10 章介绍计算流体力学初步知识。

感谢南京航空航天大学周春华教授、董昊副教授和王成鹏副教授审阅了本书初稿。由于作者水平有限，不当之处在所难免，敬请读者予以批评指正。

作 者

2018 年 4 月于南京航空航天大学

符 号 表

a	声速
a_0	总声速或驻点声速
α	迎角, 读音为 alpha
α_a	绝对迎角
α_e	有效迎角
α_0	零升迎角
$\alpha_{0\infty}$	翼型或翼剖面的零升迎角
β	角度、激波角、亚声速压缩性修正因子, 读音为 beta
c	弦长
c_0	翼根弦长
c_1	翼尖弦长
c_A	机翼的平均气动弦长
c_d	翼型或翼剖面上的阻力系数
c_{di}	机翼剖面的诱导阻力系数
c_l	翼型或翼剖面上的升力系数
c_l^α	翼型的升力线斜率
c_{m_z}	翼型或翼剖面上的前缘力矩系数
c_{m_z0}	翼型或翼剖面上的零升力矩系数
$c_{m_z1/4}$	翼型或翼剖面上对 1/4 弦长点的力矩系数
$c_{\text{平均}}$	机翼的平均几何弦长
C_D	机翼的阻力系数
C_{D0}	机翼的零升阻力系数
$C_{D\text{升}}$	机翼的升致阻力系数
$C_{D\text{黏压}}$	机翼的黏性压差阻力系数
C_{Di}	机翼的诱导阻力系数
C_L	机翼的升力系数
C_L^α	机翼的升力线斜率
C_f	当地摩擦应力系数
C_F	摩擦阻力系数
C_M	机翼的力矩系数

C_{M_z}	机翼的前缘力矩系数
C_{M_z0}	机翼的零升力矩系数
C_p	压强系数
c_p	比定压热容
c_V	比定容热容
D	阻力
D_i	机翼的诱导阻力
D_∞	单位展长翼型或翼剖面上的阻力
$D_{\infty i}$	机翼剖面上的诱导阻力
δ	边界层厚度、机翼非椭圆速度环量分布下洗角修正系数，读音为 delta
δ^*	边界层位移厚度
δ^{**}	边界层动量损失厚度
$\Delta\alpha_i$	下洗角
e	内能
E	体积弹性模量、流体微团的总能量
ε	流体微团的角速度矢量，读音为 epsilon
η	根梢比，读音为 eta
f	单位质量上的彻体力
\bar{f}	翼型的相对弯度
ϕ	位函数或势函数，读音为 phai
$\phi_{\text{扰}}$	扰动位函数或扰动势函数
φ	角度，读音为 phai
$\varphi_{\text{扭}}$	机翼的几何扭转角
γ	比热比、涡密度，读音为 gamma
γ_j	第 j 个马蹄涡的无量纲涡强
γ_z	流体微团在 xOy 平面的角变形率
Γ	速度环量，读音为 gamma
Γ_0	点涡强度、机翼对称面上的最大速度环量
h	焓
h_0	总焓或驻点焓
k	导热系数
κ	涡管强度，读音为 kappa
Kn	克努森数
χ	机翼的后掠角，读音为 kai
χ_0	机翼的前缘后掠角
χ_1	机翼的后缘后掠角

$\chi_{1/n}$	机翼的 $1/n$ 弦线后掠角
l	机翼的展长
L	升力
L_∞	单位展长翼型或翼剖面上的升力
LE	前缘 (leading edge)
λ	速度系数、展弦比、分子的平均自由程, 读音为 lambda
\dot{m}	质量流量
\dot{m}_A	质量通量密度
m	质量、偶极子强度
M	当地马赫数
M_∞	直匀来流的马赫数
M_{z_∞}	单位展长翼型或翼剖面上对前缘点之矩
$M_{z_{1/4\infty}}$	单位展长翼型或翼剖面上对距前缘 $1/4$ 弦长处的弦点之矩
μ	动力黏度、马赫角, 读音为 miu
\mathbf{n}	表面的法向单位矢量、封闭曲面的外法向单位矢量
∇	梯度算子, 读音为 nabla
ν	运动黏度、控制体的体积, 读音为 niu
ω	流体微团的旋度, 读音为 omega
p	压强
p_0	总压强或驻点压强
\mathbf{P}	应力张量
p_0	总压或驻点压强
\mathbf{P}_n	(外) 法向为 \mathbf{n} 的作用面上的应力
p_∞	直匀来流的压强
ψ	流函数, 读音为 psai
Q	体积流量
\dot{q}	热流密度
\dot{q}_c	热流密度矢量
\dot{q}_r	热辐射或其他原因传入单位质量流体的热功率
q_∞	直匀来流的动压
R	气体常数
\bar{R}	普适气体常数
R_∞	单位展长翼型或翼剖面上的气动力合力
Re	雷诺数
ρ	密度
ρ_0	总密度或驻点密度
ρ_∞	直匀来流的密度

s	熵
σ	总压损失比, 读音为 sigma
t	时间
τ	黏性应力、后缘角、机翼非椭圆速度环量分布诱导阻力修正系数, 读音为 tau
$\boldsymbol{\tau}$	黏性应力张量
$\boldsymbol{\tau}_n$	(外) 法向为 \boldsymbol{n} 的作用面上的黏性应力
τ_w	壁面切向黏性应力
T	温度、时间间隔
T_0	总温度或驻点温度
\bar{t}	翼型的相对厚度
TE	后缘 (trailing edge)
u	流速在笛卡儿坐标系 x 轴方向的分量
U	重力位能函数
v	流速在笛卡儿坐标系 y 轴方向的分量
v_i	下洗速度
V	流速的大小
\boldsymbol{V}	流速
V_e	有效速度
V_n	法向速度
V_∞	直匀来流的速度矢量
w	流速在笛卡儿坐标系 z 轴方向的分量
\bar{x}	翼型的弦向无量纲坐标
\bar{x}_c	翼型相对弯度的弦向位置
x_{cp}	翼型上压力中心在弦线上的位置
x_F	翼型上焦点在弦线上的位置
\bar{x}_t	翼型相对厚度的弦向位置
\bar{y}_c	翼型的弯度分布无量纲函数
\bar{y}_t	翼型的厚度分布无量纲函数

目 录

上篇 空气动力学基础

第 1 章 空气动力学基础知识 2

1.1 空气动力学简介 2

1.1.1 空气动力学的基本任务 2

1.1.2 空气动力学的研究方法 3

*1.1.3 空气动力学的发展概述 3

1.2 流体介质 4

1.2.1 连续介质假设 5

1.2.2 控制体 5

1.2.3 流体微团 5

1.2.4 常用流体参数的定义 6

1.2.5 气体的状态方程 7

1.2.6 压缩性、黏性和传热性 7

1.2.7 流体的模型化 10

1.3 气动力和气动力矩 12

1.3.1 升力、阻力和力矩 12

1.3.2 气动力系数 15

1.4 矢量和积分知识 17

*1.4.1 矢量代数 17

*1.4.2 典型的正交坐标系 18

*1.4.3 标量场和矢量场 20

*1.4.4 标量积和矢量积 20

1.4.5 梯度算子 21

1.4.6 标量场的梯度 22

1.4.7 矢量场的散度 23

1.4.8 矢量场的旋度 23

1.4.9 线积分 24

1.4.10 面积分 24

1.4.11 体积分 25

1.4.12 三个积分定理 25

*1.5 爱因斯坦求和约定 25

*1.5.1 指标与求和约定 25

*1.5.2 克罗内克 δ 符号 26

*1.5.3 排列符号 26

1.6 物质导数 27

1.7 速度散度的物理意义 29

习题 31

第 2 章 流体运动基本方程和基本

规律 33

2.1 连续方程 33

2.1.1 微分形式的连续方程 33

2.1.2 积分形式的连续方程 34

2.2 动量方程 38

*2.2.1 微分形式的动量方程 39

2.2.2 积分形式的动量方程 41

2.3 能量方程 44

*2.3.1 微分形式的能量方程 46

2.3.2 积分形式的能量方程 50

*2.4 N-S 方程和两种特殊的

流动 52

*2.4.1 N-S 方程 52

*2.4.2 两种特殊的流动 53

2.5 流体微团运动分析 57

2.5.1 流场的迹线和流线 57

2.5.2 角速度和角变形率 60

2.5.3 流函数和速度位 64

2.6 旋涡运动 68

2.6.1 涡线、涡管以及旋涡

强度 69

2.6.2 速度环量和斯托克斯

定理 69

2.6.3 毕奥-萨伐尔定律及直线涡 的诱导速度·····	72	4.2.5 流动分离·····	108
*2.6.4 亥姆霍兹旋涡定理·····	73	4.3 边界层流动·····	112
习题·····	74	4.3.1 边界层内压强分布特点·····	112
第3章 不可压无黏流 ·····	76	*4.3.2 平面边界层流动的 方程·····	112
3.1 伯努利方程及其应用·····	76	*4.3.3 低速平板边界层·····	113
3.1.1 无旋流动中的积分·····	76	4.3.4 边界层分离·····	118
3.1.2 有旋流动中的积分·····	80	习题·····	120
3.2 不可压无旋流动的控制方程·····	81	第5章 高速可压流动 ·····	121
3.3 拉普拉斯方程的基本解·····	83	5.1 热力学基础·····	121
3.3.1 直匀流·····	83	5.1.1 内能和焓·····	121
3.3.2 点源·····	83	5.1.2 热力学第一定律和比热·····	122
3.3.3 点涡·····	84	5.1.3 热力学第二定律和熵·····	123
3.3.4 偶极子·····	85	5.2 一维等熵绝热流·····	124
3.4 基本解叠加·····	87	5.2.1 声速·····	124
3.4.1 直匀流叠加点源·····	87	5.2.2 能量方程·····	125
3.4.2 直匀流叠加轴向逆流的 偶极子·····	90	5.2.3 参数间的基本关系式·····	125
3.5 绕圆柱的有环量流动和库塔- 茹科夫斯基升力定理·····	92	5.3 马赫波与膨胀波·····	128
3.5.1 绕圆柱的有环量流动·····	92	5.3.1 小扰动与马赫锥·····	128
3.5.2 库塔-茹科夫斯基升力 定理·····	94	5.3.2 马赫波·····	129
习题·····	98	5.3.3 膨胀波·····	131
第4章 低速黏流和边界层流动 基础 ·····	100	5.4 正激波·····	135
4.1 边界层概念·····	100	5.4.1 正激波与基本方程组·····	135
4.1.1 雷诺数·····	100	5.4.2 普朗特激波公式·····	135
4.1.2 边界层·····	100	5.4.3 正激波前后流动参数的 关系式·····	136
4.2 黏流的基本特性·····	103	5.4.4 兰金-于戈尼奥方程·····	137
4.2.1 物面上无滑移·····	103	5.5 斜激波·····	138
4.2.2 黏性摩擦阻力和黏性压 差阻力·····	104	5.5.1 平面斜激波前后流动参数 的关系式·····	138
4.2.3 机械能耗散和黏滞气 动热·····	105	*5.5.2 激波图线及其用法·····	139
4.2.4 层流和紊流·····	105	*5.5.3 弱斜激波的熵增及参数 近似关系式·····	142
		5.6 高速可压边界层初步知识·····	144
		*5.6.1 Crocco 流·····	144
		*5.6.2 物面恢复温度和复温 系数·····	146

5.6.3 激波与边界层的相互 干扰·····	148	6.6.4 翼型的压心和焦点·····	182
5.7 拉瓦尔喷管与超声速风洞·····	149	6.6.5 翼型的阻力特性·····	183
5.7.1 马赫数随管流截面面积的 变化·····	149	习题·····	184
5.7.2 拉瓦尔喷管·····	150	第 7 章 机翼的低速气动特性 ·····	185
5.7.3 超声速风洞·····	152	7.1 机翼的几何参数·····	185
习题·····	153	7.1.1 平面形状和平面几何 参数·····	185
下篇 飞行器空气动力学		7.1.2 几何扭转角 $\varphi_{\text{扭}}$ ·····	186
第 6 章 低速翼型的气动特性 ·····	156	7.1.3 上(下)反角 ψ ·····	187
6.1 翼型的几何参数·····	156	7.2 机翼的自由尾涡·····	187
6.1.1 几何弦长·····	156	7.3 大展弦比直机翼绕流的气动 模型与升力线理论·····	188
6.1.2 翼型表面无量纲坐标·····	157	7.3.1 气动模型和升力线假设·····	188
6.1.3 弯度·····	157	7.3.2 升力线理论·····	189
6.1.4 厚度·····	157	*7.4 升力面理论及涡格法·····	200
6.1.5 前缘钝度与后缘尖锐度·····	157	*7.4.1 升力面理论·····	200
6.1.6 常用低速翼型编号法 简介·····	158	*7.4.2 涡格法·····	203
6.2 低速翼型绕流的特点和 启动涡·····	159	7.5 低速机翼的一般气动特性·····	205
6.2.1 低速翼型绕流的特点·····	159	7.5.1 剖面升力系数展向分布 $c_l(z)$ ·····	205
6.2.2 启动涡·····	161	7.5.2 升力特性·····	205
6.3 速度环量的确定和库塔- 茹科夫斯基后缘条件·····	163	7.5.3 纵向力矩特性·····	206
6.4 薄翼型理论·····	164	7.5.4 阻力特性·····	207
6.4.1 流动的分解·····	165	习题·····	210
6.4.2 迎角-弯板问题·····	167	第 8 章 亚声速翼型和机翼的气动 特性 ·····	212
6.4.3 厚度问题·····	174	8.1 速度位方程·····	212
*6.5 任意翼型位流解法·····	176	8.2 小扰动线化理论·····	213
*6.5.1 保角变换法·····	176	8.2.1 速度位方程的线化·····	214
*6.5.2 面元法·····	177	8.2.2 压强系数的线化·····	215
6.6 低速翼型的一般气动特性·····	179	8.2.3 边界条件的线化·····	216
6.6.1 翼型表面压强分布·····	179	8.3 亚声速流中薄翼型的气动 特性·····	217
6.6.2 翼型升力特性·····	179	8.3.1 线性方程的变换·····	217
6.6.3 翼型力矩特性·····	181	8.3.2 边界条件的变换·····	218

8.3.3	相应薄翼型之间的变换	218	9.3.4	有限翼展薄机翼的绕流特性	247
8.3.4	翼型上对应点压强系数之间的关系	219	*9.3.5	锥形流场概念	248
8.3.5	薄翼型的气动特性	219	9.4	跨声速绕流	249
8.4	亚声速薄机翼的气动特性及 M_∞ 对气动特性的影响	220	9.4.1	翼型的临界马赫数	249
8.4.1	相应机翼形状之间的变换	220	9.4.2	薄翼型绕流的气动特性	250
8.4.2	薄机翼的升力和俯仰力矩特性	220	9.4.3	机翼主要几何参数对气动特性的影响	253
8.4.3	M_∞ 对机翼气动特性的影响	225	*9.4.4	机翼气动特性的相似参数	256
习题		226	9.4.5	超临界翼型	256
第 9 章	超声速线化理论及跨声速、高超声速流初步知识	228	9.5	高超声速流初步知识	257
9.1	超声速薄翼型绕流	228	9.5.1	高超声速绕流的新特征	258
9.2	超声速薄翼型线化理论	229	*9.5.2	高超声速无黏流的激波关系式	262
9.2.1	一级近似理论压强系数分析	232	习题		265
9.2.2	一级近似理论压强系数的叠加法	233	第 10 章	计算流体力学初步知识	266
9.2.3	一级近似理论薄翼型的气动特性	235	10.1	网格生成技术简介	266
9.2.4	二级近似理论简述	242	10.1.1	结构网格	267
9.3	薄机翼超声速绕流的基本概念	243	10.1.2	非结构网格	271
9.3.1	前马赫锥与后马赫锥	243	*10.1.3	直角坐标网格	274
9.3.2	前缘、后缘和侧缘	244	*10.2	N-S 方程数值解法基础	275
9.3.3	二维流区与三维流区	246	*10.2.1	有限差分方法	275
			*10.2.2	有限体积方法	275
			*10.2.3	有限元方法	276
			*10.2.4	算例	277
			习题		278
			参考文献		279



上篇 空气动力学基础



达·芬奇简介



牛顿简介



丹尼尔·伯努利简介



欧拉简介



达朗贝尔简介



拉格朗日简介



库仑简介



拉普拉斯简介



纳维简介



泊肃叶简介

第 1 章 空气动力学基础知识

本章首先介绍空气动力学的基本任务、研究方法和流体力学与空气动力学的发展概述；其次介绍流体介质，引入流体微团和控制体的概念；然后介绍气动力系数、矢量运算和爱因斯坦求和符号的基础知识；最后介绍物质导数的概念和速度散度的物理意义。这些基础知识为流体力学和飞行器空气动力学具体知识的学习做准备。

1.1 空气动力学简介

1.1.1 空气动力学的基本任务

从流体力学的角度出发，所有的物质都只有两种状态：流体和固体。二者的本质区别是固体可以通过产生有限的静变形承受剪切应力，而流体不能。换句话说，流体在剪切力作用下一定会发生运动。

流体力学（fluid mechanics）是研究流体的平衡，流体与物体之间的相对运动以及流体与物体之间相互作用力的科学。研究流体的平衡属于流体静力学（fluid statics）范畴，研究流体的运动属于流体动力学（fluid dynamics）范畴。流体力学的研究对象主要是水和空气。研究水为主的流体动力学称为水动力学（hydrodynamics）；研究空气为主的流体动力学称为空气动力学（aerodynamics）。水动力学中通常不考虑流体的可压缩性，而空气动力学中常常要考虑流体的可压缩性。本书的侧重点是空气动力学。

空气动力学是研究空气的运动规律及空气与物体之间的相互作用力的科学。它是现代流体力学的一个主要分支。空气动力学的研究与飞机的出现和发展紧密相连。研究涉及飞机的飞行性能、稳定性和操纵性等问题。因此，“空气动力学”是飞行器设计与工程学科不可或缺的一门课程。当然，空气动力学研究所涉及的领域远不限于飞机或航空器。

流体相对物体的运动，可以在物体的外部进行，像空气流过飞机表面、导弹表面和螺旋桨叶片表面等；也可以在物体的内部进行，像空气在管道、风洞和进气道内部的流动。在这些外部流动或内部流动中，尽管空气的具体运动和研究这些运动的目的有所不同，但都有一些共同的流动现象和一些共同的流动规律，如都遵守质量守恒定律、动量守恒定律、能量守恒定律和热力学第二定律等。

研究空气动力学的基本任务，不仅要认识这些流动现象的基本实质，找出这些流动现象共性的基本规律在空气动力学中的表达，而且要研究如何应用这些基本规律能动地解决飞行器的空气动力学问题和与之相关的工程技术问题，并预测流动的新情况、新进展。

1.1.2 空气动力学的研究方法

同物理学各个分支的研究方法一样，空气动力学有三种研究方法：实验研究、理论分析和数值模拟。

实验研究在空气动力学中有着广泛的应用，其主要手段是依靠风洞、水洞、激波管以及测试设备进行模拟实验或飞行实验。其优点在于，它能在所研究的问题完全相同或大致相同的条件下进行模拟与观测，因此所得到的结果较为真实、可靠。但是，实验研究往往也受到一定的限制，如受到模型尺寸的限制和实验设备边界的影响等。此外，实验测量本身也会影响所得结果的精度，而且实验往往要耗费大量的人力和物力。因此这种方法在实际应用中常常会遇到困难。

理论分析方法一般包括以下步骤：

(1) 通过实验或观察，对问题进行分析研究，找出其影响的主要因素，忽略次要因素，从而抽象出近似的、合理的理论模型；

(2) 运用基本定律、原理和数学分析，建立描述问题的数学方程，以及相应的边界条件和初始条件；

(3) 利用各种数学方法准确地或近似地求解方程；

(4) 对结果进行分析、判断，并通过必要的实验检验与修正。

理论分析的特点在于它的科学抽象，能够用数学方法求得理论结果以及揭示问题的内在规律。然而，由于数学发展水平的限制和理论模型抽象的简化，理论分析方法常常无法满足研究复杂实际问题的需要。

自 20 世纪 70 年代以来，随着大型高速计算机的出现，以及一系列有效的近似计算方法（如有限差分法、有限元法和有限体积法等）的发展，计算流体动力学（computational fluid dynamics, CFD）作为流体力学的一个分支取得了蓬勃发展，数值模拟方法在空气动力学研究方法中的作用和地位不断提高。与实验方法相比，数值模拟方法研究所需费用比较少。对有些无法进行实验、更不能作出理论分析的问题，采用数值模拟方法进行研究可以得到解决。当然数值模拟方法也有其局限性，有时数值模拟结果精度较差，这也是近年来 CFD 研究的重点。

这三种研究方法各有利弊。它们不是相互排斥，而是相互补充的，可以共同推动空气动力学研究的深入和发展。

*1.1.3 空气动力学的发展概述

流体力学是在人类同自然界做斗争和生产实践中逐渐发展起来的。对流体力学学科的形成作出贡献的首先是古希腊的阿基米德（公元前 287 年—公元前 212 年）。他奠定了流体静力学的基础。此后千余年间，流体力学没有重大进展。

空气动力学是现代流体力学的一个主要分支，它是从流体力学发展而来的。

18 世纪是流体力学的创建阶段。丹尼尔·伯努利（Daniel Bernoulli）在 1738 年发表的《流体动力学》一书中，建立了不可压流体的压强、高度和速度之间的关系，即伯努利方程。欧拉（Euler）在 1755 年建立了理想流体运动的基本方程组，奠定了连续介质力学的基础。达朗贝尔（D'Alembert）提出了著名的达

朗贝尔原理；“达朗贝尔疑题”或“达朗贝尔佯谬”就是他在 1744 年提出的。拉格朗日 (Lagrange) 改进了欧拉、达朗贝尔的方法，并发展了流体力学的解析方法。拉普拉斯 (Laplace) 于 1785 年提出了著名的拉普拉斯方程。关于气流对物体的作用力的研究，最早是牛顿 (Newton) 于 1726 年提出了关于流体对斜板的作用力公式，它实际上是在碰撞理论的基础上提出来的，没有考虑流体的流动性。

19 世纪是流体力学基础理论全面发展的阶段。泊松 (Poisson) 于 1826 年解决了绕球的无旋流动问题。兰金 (Rankine) 提出了理想不可压流体运动的位函数和流函数，并于 1868 年提出了将直匀流叠加到源 (汇)、偶极子等流动上，以构成所谓的奇点法。亥姆霍兹 (Helmholtz) 创立了旋涡运动理论。

19 世纪形成了流体力学的两个重要分支：黏性流体动力学和空气-气体动力学。

纳维 (Navier) 从分子相互作用的某一假设出发，于 1826 年导出了黏性流体的运动方程。斯托克斯 (Stokes) 于 1845 年在另一个国家也独立地导出了黏性流体运动方程，现在被称为 N-S 方程。雷诺 (Reynolds) 在 1876~1883 年研究黏性流体在小直径圆管中的流动时，发现了流体运动的层流和紊流两种流态；1895 年他导出了雷诺平均 N-S 方程。

空气-气体动力学是在流体力学、热力学和声学发展的基础上发展的。空气-气体动力学的基本方程组出现在 1850 年前后；兰金于 1870 年，于戈尼奥 (Hugoniot) 于 1887 年分别提出了激波前后气体压强、速度和温度之间的关系。

20 世纪创建了空气动力学完整的科学体系，并取得了蓬勃的发展。

19 世纪后半叶的工业革命，蒸汽机的出现和工业叶轮机的产生，使人们萌发了建造飞机的想法。

1906 年，茹科夫斯基 (Joukowski) 发表了著名的升力公式，奠定了二维机翼理论的基础，并提出了以他的名字命名的翼型。1903 年 12 月，莱特 (Wright) 兄弟在美国飞机试飞成功，从此开创了飞行的新纪元，人类征服天空的愿望得以实现。之后的 100 年间，飞机的飞行速度、高度和航程急剧递增，乃是空气动力学促进航空事业，而航空实践本身推动了空气动力学的迅速发展的时期。

1918~1919 年，普朗特 (Prandtl) 提出了大展弦比机翼的升力线理论；1925 年阿克莱特 (Ackeret) 导出了翼型的超声速化理论；1939 年，格特尔特 (Göthert) 提出了亚声速三维机翼的相似法则。1944 年冯·卡门 (Von Kármán) 和钱学森采用速度图法，研究和导出了比普朗特-格劳特 (Glauert) 法则更为精确的亚声速相似定律公式；1946 年钱学森首先提出了高超声速相似律。

上面所叙述的无黏空气动力学发展的同时，黏性流体力学也得到了迅猛的发展。普朗特于 1904 年首先提出划时代的边界层理论，从而使流体流动的无黏流动和黏性流动科学地协调起来，在数学和工程之间架起了桥梁。1921 年波尔豪森 (Pohlhausen) 将普朗特的边界层微分方程通过积分，得到边界层动量方程应用于解决不可压有逆压梯度的黏性流动；1925 年普朗特又提出了实用的边界层混合长度理论；1938 年冯·卡门和钱学森用边界层动量方程解决了可压流平板边界层问题；1945 年林家翘发展了边界层稳定性理论，并在 1955 年发表了著名的《流体力学稳定性理论》。

1946 年出现了第一台计算机以后，计算机飞速发展，同样给流体力学-空气动力学以巨大的影响。从 20 世纪 60 年代开始，研究流体力学-空气动力学的数值计算方法蓬勃发展起来，形成了计算流体-空气动力学这门崭新的学科，并推进到一个新的阶段。

1.2 流体介质

物体和流体做相对运动时，物体会受到流体对它的作用力和力矩。这些力和力矩的分布情况及其合力，不仅取决于物体的形状（包括运动时的姿态）和相对运动速度，而且还

取决于流体的具体属性，如可压缩性、黏性和传热性等。因此，本节介绍流体介质的各项物理属性。

1.2.1 连续介质假设

由于流体是由大量做随机运动的分子组成的，所以从微观来看，流体是不连续的或者离散的。分子和相邻分子碰撞之前的平均距离定义为分子的平均自由程 λ 。例如，空气分子平均直径约为 $3.7 \times 10^{-8} \text{cm}$ ，它的平均自由程约为 $6 \times 10^{-6} \text{cm}$ 。

当流体与物体表面接触时，如果 λ 远小于物体的特征尺寸 l ，那么从宏观来看，流体就是近似连续的。此时，流体分子频繁地碰撞物体表面，以至于根本无法区分单个分子的碰撞，物体表面感觉到的是流体如同连续不断的介质。这种流动称为连续流(continuum flow)。例如，对于直径为 d 的圆柱绕流，如果 $\lambda \ll d$ ，则绕圆柱的流动就可以看作连续流。

如果 λ 和物体特征尺寸 l 的量级相同，此时，流体分子分布很稀薄，分子与物体表面的碰撞不是很频繁，以至于物体表面能清楚地感觉到单个分子的碰撞。这种流动称为自由分子流(free molecular flow)。例如，最外层大气的密度很小，以至于 λ 和太空飞船的特征尺寸是同一量级，因此载人航天飞行的太空飞船在最外层大气飞行时就会产生自由分子流。

还有介于这两者之间的情形，流动既表现出连续流的特征，又有自由分子流的特征。这种流动通常称为低密度流(low-density flow)。

这些流动类型可以用克努森数(Knudsen number)来进行区分。克努森数定义为

$$Kn = \lambda/l$$

当 $Kn \leq 0.1$ 时，流动为连续流；当 $0.1 < Kn \leq 10$ 时，流动为低密度流；当 $Kn > 10$ 时，流动为自由分子流。

到目前为止，绝大多数实际的空气动力学应用都是关于连续流的。低密度流和自由分子流只是整个流体动力学领域的一小部分。因此，本书中处理的都是连续流问题，采用连续介质假设(continuum hypothesis)，即始终把流体看成连绵不断、没有间隙、充满整个空间的连续介质；同时将这种流体流过的空间称为流场。

1.2.2 控制体

如图 1.1 所示，想象在流场中存在一个有限的封闭区域，于是这个封闭区域就定义了一个控制体(control volume) v ，控制体 v 的封闭边界定义为控制面(control surface) S 。控制体是固定在流场中的有限空间区域，流体在流动时从控制体中穿过。控制体的特点是它的体积和形状始终保持不变。采用控制体模型以后，只要把注意力局限在控制体的有限区域内，而不必同时研究整个流场。体积趋于微元的控制体称为微元体。

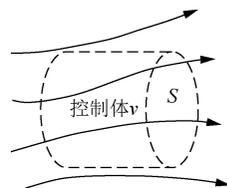


图 1.1 控制体

1.2.3 流体微团

如图 1.2 所示，想象流场中有一个小小的流体团，这个小小的流体团就定义了一个流体微团，其体积为 dv 。在微分运算中， dv 是一个小量，但它内部含有足够多的分子，仍然可

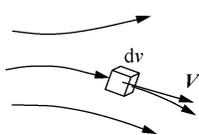


图 1.2 流体微团

以视为连续介质。流体微团以当地速度 V 沿着流线运动。流体微团的特点是微团内的流体质量保持不变。这样分析流场时只需要对流体微团运用基本的物理原理，而不必同时研究整个流场。体积趋于零的流体微团称为流体质点。流体质点与流体分子不同，流体质点是包含足够多流体分子的满足连续介质假设的最小流体单元。

1.2.4 常用流体参数的定义

任何一门学科都有用来描述其概念和现象的专业术语。空气动力学中最常用的术语有压强 (pressure)、密度 (density)、温度 (temperature) 和流速 (velocity) 等。

首先考虑流场中的一个表面，这个面可以是真实的物面，如管道固壁或物体表面，也可以是流场中一个想象的面。另外，必须注意到根据连续介质假设流体分子在运动过程中是连续的。压强就是气体分子在碰撞或穿过取定表面时，单位面积上所产生的法向力。压强通常定义在流场中的一个点上，或者是固体表面的一个点上。为了弄清楚这点，取流场中的任一点 B ，设 dS 表示 B 点所在微元的面积，而 dF 表示压强在 dS 一侧产生的法向力，于是流场中 B 点的压强定义为

$$p = \lim_{dS \rightarrow 0} \frac{dF}{dS}$$

即压强 p 是单位面积上流体对表面的法向力当微元面积趋于零时的极限形式（严格地说， dS 不能取其极限值零，因为这样在 B 点就没有分子。因此，上式极限中分母 dS 在宏观上趋于零，而在微观上它的特征尺寸比分子的平均自由程要大得多）。显然，压强是某个点的特性，流场中各点的压强值可以不同。

流体的密度定义为单位体积流体的质量。和压强的论述相似，密度也是点的特性，流场中各点的密度可以不同。下面考虑流场中一点 B ，并且设 dv 表示包围 B 点的微元体积，而 dm 表示体积 dv 内的流体质量，于是流场中点 B 处的密度定义为

$$\rho = \lim_{dv \rightarrow 0} \frac{dm}{dv}$$

由此可知，密度是单位体积内质量的极限形式（同样， dv 严格地说不能取其极限值零。因此，上式极限中分母 dv 在宏观上趋于零，而在微观上它必须包含足够多的流体分子）。

温度在高速空气动力学中起着十分重要的作用。温度 T 和气体分子平均动能成比例，如果 E_k 是分子平均动能，那么温度就由 $E_k = 3kT/2$ 给出，其中 k 是玻尔兹曼常量。因此定性分析可以得知：高温气体的分子和原子高速随机碰撞，而在低温气体中，分子的随机运动相对缓慢些。温度也表示一个点的特性，流场中各点的温度可以不同。

空气动力学研究的是运动流体，因此流速是一个非常重要的概念。和固体相比，流速的概念没有那么直接和明显。如某固体物以 30m/s 的速度做平移运动，那么该物体的所有部分同时以 30m/s 的速度运动。然而，流体是没有固定形态的物质，对于运动的流体，其中一部分的流速可能与另一部分的流速不同。为此采用如下方法描述流速。考虑如图 1.3 所示绕翼型的流场。

已知流场中的某个流体微团，观察该流体微团随时间的运动情况。当流体微团从一个点运动到另外一个点时，其速率和方向都是变化的。现在，观察空间某一固定点 B ，如

图 1.3 所示, 流速可以定义为: 流体在空间某固定点 B 的速度就是流体微团通过点 B 时的速度。流速 V 既有大小, 又有方向, 它是一个矢量。流速 V 的大小通常用 V 来表示。速度也是点的特性, 在流场中各点的速度可以不同。

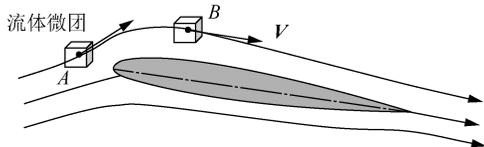


图 1.3 流速示意图

1.2.5 气体的状态方程

任何状态下, 气体的三个状态参数之间都存在着一定的函数关系, 这个函数关系式称为气体的状态方程。通常以压强、密度和温度这三个状态参数表达为

$$p = p(\rho, T)$$

完全气体 (perfect gas) 是气体分子运动论中所采用的一种模型气体。它的分子是一种完全弹性的微小球粒, 内聚力十分小, 可以忽略不计, 彼此只有在碰撞时才发生作用, 微粒的实有总体积和气体所占空间相比较可以忽略不计。远离液态的气体基本符合这些假设, 通常状况下的空气也符合这些假设, 可以看作完全气体。对完全气体, 其状态方程为

$$p = \frac{\bar{R}}{M_r} \rho T \quad (1.1)$$

式中, M_r 为气体的相对分子量; T 为热力学温度; \bar{R} 为普适气体常数, 其数值为 $8315 \text{ m}^2 / (\text{s}^2 \cdot \text{K})$ 。如果将 \bar{R} / M_r 改用符号 R 表示, 则式 (1.1) 可以写为

$$p = \rho RT \quad (1.2)$$

式中, R 为气体常数, 各种气体的气体常数各不相同。空气是多种组分构成的混合物, 按其组分的质量比例计算, 可得其气体常数为 $287.053 \text{ m}^2 / (\text{s}^2 \cdot \text{K})$ 。

1.2.6 压缩性、黏性和传热性

1. 压缩性

对流体施加压强, 流体的体积会发生变化。具有一定质量的流体的体积或密度随压强变化而改变的特性, 称为压缩性 (compressibility) 或称弹性。

流体压缩性大小通常可以用体积弹性模量来度量, 其定义为产生单位相对体积变化所需要的压强增高, 即

$$E = -\frac{dp}{dv/v}$$

式中, E 为体积弹性模量; v 为一定质量流体的体积。对于一定质量的流体, 其体积与密度成反比, 即

$$m = \rho v = \text{常数}$$

因此可得

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{dv}{v}$$

所以, 流体的体积弹性模量可写为

$$E = \rho \frac{dp}{d\rho} \quad (1.3)$$

上式也可以改写为

$$\frac{dp}{d\rho} = \frac{E}{\rho}$$

或者写成

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

该式为介质中声速的计算公式。

在相同的压强增量作用下，密度（或体积）的相对变化的大小和体积弹性模量的值有关。各种物质的体积弹性模量不同，因此各种物质的压缩性也各不相同。例如，在常温下水的体积弹性模量约为 $2.1 \times 10^9 \text{ N/m}^2$ ，当压强增大一个大气压时，由式（1.3）可确定，对应的相对密度变化为

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{\Delta p}{E} \approx 0.5 \times 10^{-4}$$

即一个大气压的压强变化引起的水的相对密度变化值只有万分之零点五，因此通常情况下，水可视为不可压流体。液体的体积弹性模量都比较大，因此对大多数工程问题而言，液体都是不可压流体。

在通常压强下，空气的体积弹性模量相当小，约为水的两万分之一。因此，空气的密度很容易随压强的改变而变化。也就是说，空气具有压缩性。对于具体流动问题，是否应该考虑空气的压缩性，应该根据流动过程中所产生的压强变化是否引起了密度的显著变化而定。一般情况下，当空气流动速度较低时，压强变化引起的密度变化很小，此时可以不考虑空气的压缩性对流动特性的影响。

2. 黏性

任何实际流体都有黏性（viscosity），只是不同流体的黏性各不相同。空气和水的黏性都不大，其作用在日常生活中不大为人所注意。例如，河流近岸处的水流速度比河心处慢，

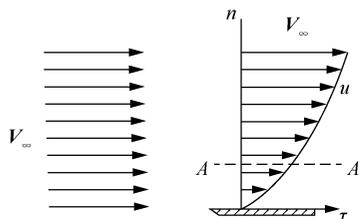


图 1.4 空气黏性实验

注意观察水上漂浮物的运动，就可以说明这一点。这种速度的差别就是因为水有黏性，与岸边直接接触的水层被水的黏性所阻滞。

为了说明黏性力作用的情况和黏度的定义，下面介绍一个有关空气黏性的实验。把一块无限薄的静止平板放在气流速度为 V_∞ 的一股直匀流中，使板面与气流平行，如图 1.4 所示。所谓直匀流，指的是来流的速度大小相等且彼此平行的流动。用尺寸十分小的测量气体速度的仪器，沿平板法线方向测量平板附近气体速度分布情况。图 1.4 给出离平板前缘距离为 x 的截面上，沿平板法线方向气流速度分布的测量结果。由该图可见，气流在没有流到平板以前，平板对流动没有扰动，气流速度均匀，其值都为 V_∞ 。当气流流过平板时，紧靠平板表面的那层气体完全贴

紧靠平板表面的那层气体完全贴

附在平板表面上，气流速度降为零。随着逐渐远离平板，气流速度逐渐增大，直到离平板表面一定距离以后，气流速度才基本恢复到来流速度 V_∞ 。由此可见，在平板上方，离平板距离不同，其对应的气流速度也不同。也就是说，气流速度是离开平板表面的距离 n 的函数， $u = f(n)$ ，各层之间气流速度有差别。

气流速度之所以形成这样的变化，正是气体具有黏性的表现。由于气体黏性的作用，紧靠平板表面的那层气体被“黏”在平板上，并形成随着离平板距离增大气流速度逐渐增加这种变化特性。造成气体具有黏性的主要原因是气体分子的不规则热运动，它使得不同速度的相邻气体层之间发生质量交换和动量交换。上层流动速度较大的气体分子进入下层时，就会带动下层气体加速；同样，当下层气体分子进入上层时，也会阻滞上层气体使之减速。也就是说，相邻的两个流动速度不同的气体层之间存在着互相牵扯的作用，这种作用称为黏性力或内摩擦力。与摩擦力相仿，黏性力或内摩擦力总是阻滞速度较大的气体层使其减速，或牵动速度较小的气体层使其加速。在图 1.4 所示的情况下，下层气体对上层气体的黏性力向左，而上层气体对下层气体的黏性力向右。显然，不同速度的气体层之间有内摩擦力，在紧靠平板表面的那层气体和平板表面之间也存在着这种摩擦力。

牛顿于 1678 年经实验研究指出，流体运动所产生的摩擦阻力与接触面积成正比，与沿接触面法线方向的速度梯度成正比，牛顿提出的摩阻应力公式为

$$\tau = \mu \frac{du}{dn} \quad (1.4)$$

式中， τ 为摩阻应力，即单位面积上的摩擦阻力； μ 为比例常数，称为流体的黏度，它的单位是 $\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ 。式 (1.4) 称为牛顿黏性定律。

不同的流体介质的黏度值各不相同，并且黏度随温度变化而变化，但与压强基本无关。实验证明，气体的黏度随温度升高而增大。其原因是当温度升高时，气体无规则热运动速度加大，引起速度不同的相邻气体层之间的质量交换和动量交换加剧，因而使黏度增大。

在分析求解时，往往需要知道黏度随温度变化的具体表达式。空气黏度随温度变化的关系，有许多近似公式可以应用，其中最常用的是萨瑟兰公式，即

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{273.15} \right)^{1.5} \frac{273.15 + C}{T + C} \quad (1.5)$$

式中， $\mu_0 = 1.71 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ 为温度等于 273.15K 时空气的黏度值； C 为常数，其值为 110.4K。由此式可得，温度等于 288.15K 时空气的黏度值 $\mu \approx 1.783 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ 。

根据式 (1.5)，在 1 个大气压下，空气的黏度系数随温度变化的曲线见图 1.5。为了方便对比，图中同时给出了水的黏度系数随温度变化的曲线。

在空气动力学许多问题里，惯性力总是和黏性力同时并存，黏度和密度的比值起着重要作用。有时用它们的比值来表示气体的黏性更为方便，即

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (1.6)$$

式中， ν 为运动黏度，单位是 m^2/s 。运动黏度的量纲中只有长度和时间，都是运动学中的量。当温度为 288.15K，密度为 $1.225 \text{ kg}/\text{m}^3$ 时，空气的运动黏度近似为 $1.455 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ 。

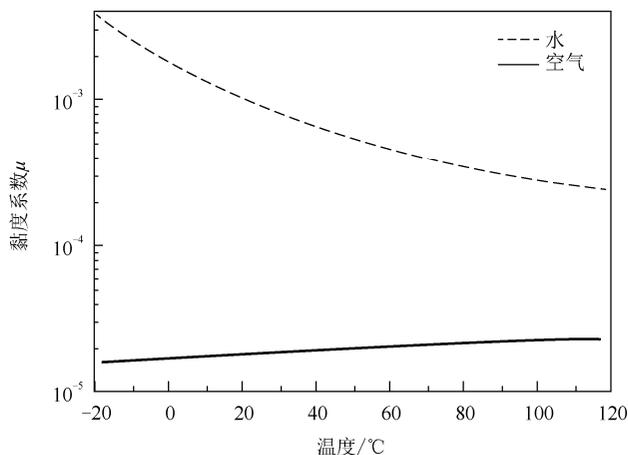


图 1.5 在 1 个大气压下，水和空气的黏度系数随温度的变化

3. 传热性

当流体中沿某一方向存在温度梯度时，热量就会由温度高的地方传向温度低的地方，这种性质称为流体的传热性（thermal conductivity）。傅里叶定律指出，单位时间内通过给定截面的热量，正比于垂直于该截面方向上的温度变化率和截面面积，而热量传递的方向则与温度升高的方向相反。因此，单位时间通过单位面积的热量 \dot{q} 为

$$\dot{q} = -k \frac{\partial T}{\partial n} \quad (1.7)$$

式中， $\partial T / \partial n$ 为垂直于该表面方向上的温度变化率，单位是 K / m ； k 是比例系数，称为导热系数，单位为 $\text{kJ} / (\text{m} \cdot \text{K} \cdot \text{s})$ ； \dot{q} 的单位是 $\text{kJ} / (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。式 (1.7) 中负号表示热流量传递的方向永远和温度梯度的方向相反。

流体的导热系数值随流体介质不同而不同，同一种流体介质的导热系数随温度的变化而略有差异。在通常温度范围，空气的导热系数为 $2.47 \times 10^{-5} \text{ kJ} / (\text{m} \cdot \text{K} \cdot \text{s})$ 。

由于空气的导热系数很小，所以当温度梯度不大时，可以忽略空气传热性对流动特性的影响。

1.2.7 流体的模型化

实际流体有多方面的物理属性，严格来说，这些物理属性对于流体的流动特性都有不同程度的影响。在研究某一具体的流动问题时，如果把流体的所有物理属性都考虑进去，必然使问题变得非常复杂，要进行分析并得出一定的结果就变得非常困难，而且也是不必要的。事实上，在某些具体问题中，流体各方面的物理属性并不具有同等的重要性。因此对于一些具体问题来说，可以抓住一些起主导作用的流体物理属性，忽略一些居于次要地位的流体物理属性。这样处理问题，能更清楚地看清问题的本质，抓住事物的关键，同时使问题得到简化，便于进行数学处理和求解。对实际流体物理属性的不同情况进行简化可以得出各种流体模型。