

航空高等院校教材

# 空气动力学基础

空气动力设计的基础

〔美〕Arnold M. Kuethe Chuen-Yen Chow 著

俞元亮 严重中 译 陆志芳 校



航空专业教材编审组

V211/A1012

V211/1025-3

198 V211  
1025-3

# 空气动力学基础

空气动力设计的基础

[美] Arnold M. Kuethe Chuen-Yen Chow 著

俞元亮 严重中 译 陆志芳 校



30885700

航空专业教材编审组

## 内 容 简 介

本书根据美国密执安大学教授Arnold M. Kuethe和科罗拉多大学教授周春堰(Chuen-Yen Chow)所著《Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design》1976年第三版译出。全书共十九章,不仅包含有空气动力学基础理论的主要内容(例如,流场的运动学和动力学,不可压缩流基本理论,可压缩流基本理论,膨胀波和激波理论,粘流基础和附面层理论等等),而且还包含有空气动力学基础理论在飞机空气动力设计中应用的内容(例如,翼型理论,机翼理论,翼身组合体相互干扰概念以及应用奇点分布法数值求解二维和三维流问题等等)。

本书可供高等院校空气动力学、力学、飞机设计、直升机设计、发动机设计等有关专业师生以及有关科技人员参考。

## 空 气 动 力 学 基 础 空气动力设计的基础

[美] Arnold M. Kuethe Chuen-Yen Chow 著

俞元亮 严重中 译 陆志芳 校

\*

航空专业教材编审组出版

南京航空学院印刷厂印装

\*

787×1092 1/16 印张 27.5 插页 1 704.4千字

1982年3月第一版 1982年3月第一次印刷 印数: 0,001—1,100册

统一书号: 11130c 定价: 2.80元

## 译 者 的 话

1976年,美国出版了《Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design》(第三版)一书,作者是密执安大学航天工程系教授 Arnold M. Kuethe 和科罗拉多大学航天工程科学系教授周春堰(Chuen-Yen Chow)。它的第一版和第二版分别在1950年和1959年问世。原书多年来被美国一些著名大学(如麻省理工学院等)采用为流体力学和空气动力学课程教科书。

原书内容广泛,题材新颖,深入浅出,着重阐明物理概念和逻辑推理,注意联系实际,培养思考能力。它的特点是将空气动力学基础理论、飞机部件空气动力特性和空气动力设计等三部分内容结合在一起。与前两版相比,第三版在数值计算方法方面和飞机空气动力设计方面增添了一些较重要的内容,例如,源(汇)板块法、面积律以及附面层控制方法等等。原书不仅适用于大学高年级学生,还可供有关科技人员参考。

全部译稿由北京航空学院陆志芳副教授校对。在翻译过程中,南京航空学院王适存教授曾热情地审阅译稿;南京航空学院戴昌晖教授、杨咋生教授以及西北工业大学张仲寅副教授等都给予译者热情支持。他们提供了许多宝贵意见。航空工业部航空专业教材编审组为出版此书给予了大力帮助,伍省同志对全稿作了最后核对并编辑加工。对此,我们深表谢意。

由于时间仓卒,水平有限,译文不妥之处,诚恳希望读者批评指正。

## 前 言

本书的第一版和第二版在 1950 年和 1959 年问世，在这两版中，J. D. Schetzer 和我合作。1960 年，Schetzer 教授辞去大学职务加入工业界，他决定在第三版中不再合作。当周春堰 (Chuen-Yen Chow) 教授同意合作时我十分高兴，他在这一领域，特别是在计算方法方面的广博知识在本书的修订版中起了重要作用。

与 J. D. Schetzer 合作使我受到鼓励而且是卓有成效的。作为一个给人深刻印象的教师和有才能的解说者，他的声望反映在许多章节中，这些内容都保留了下来，与第二版相比，只作了很少的变更。

Arnold M. Kuethe

在第三版中，我们按照必须写入的标准，包括了自第二版问世 (1959 年) 以来最重要的进展。此外，我们的注意力集中在与飞机及一般流体机械的空气动力设计现代方法关系最密切的那些概念上，关于流体机械只在一定程度上提及。

全书采用国际单位制是为了与全世界单位标准化一致。在表 1 中给出了国际制单位和英制单位之间的换算因子。

这一版的目的仍与前两版相同，也就是说，提供一本工程和物理学的大学三、四年级水平的空气动力学课程教科书。所讨论的许多课题也可以应用于流体力学的其他特殊方面。阅读本书必须具备的条件是微积分和物理学各学过一年。此外，应当先学习或结合学习一门高等微积分或微分方程的课程。一门带实验室实验和表演的初等流体力学课程将有助于学生掌握物理概念\*。

当然，在每一新版中决定增添和删去什么内容是很困难的。第三版主要增添了下列内容：板块法 (panel method)、面积律和附面层控制方法以及它们在设计综合中的一些细节。删去了第二版中“机翼的空气动力特性”及“高速飞行中的真实流体效应”这两个附录；然而，这两个附录中的一些内容已加以扩充并写入本书的有关章节中。这样一来，再加上改写了许多节并增添了新的例题和习题 (它们扩充了较老的内容)，新版的篇幅明显地比前一版大。

在第四章中，我们介绍了板块法，这种方法趋向于缩小理论与实验之间的差距，是近年来最重要的贡献之一。这种方法由 A. M. O. Smith 提出。他和道格拉斯飞机公司中的同事以及其他的研究和设计组已经扩大了这种方法的用途。用这种方法，在直匀流场中加入点源、

---

\* 一本十分有用和便宜的参考书是“*Illustrated Experiments in Fluid Mechanics*” (“流体力学实验图解”，Asher Shapiro 作序，麻省理工学院出版)。这本书描述了能说明流体力学许多问题的实验和结果 (附有插图)；它主要包括许多半小时电影和 100 套以上的四分钟电影循环片的解说词 (可从 *不列颠百科全书* 得到，芝加哥，III, 60611)，这些影片有效地说明了许多流动现象的细节以及这些现象与雷诺数及无数其它相似参数的关系。

点偶（偶极子）和点涡的流场就可以产生复杂外形绕流的速度和压强分布；图 5.23 中所示翼型的特性以及图 6.19 中所示翼一身组合体特性都是主要的例子。第十三章描述面积律，用它可以计及压缩性效应，在最后几章中扩充了有关附面层的内容并且指出了附面层属性在设计中的应用。

在准备这一版时，得到许多朋友和同事的帮助，对此我们表示感谢。我们感谢他们提出了许多建议，提供了一些照片和图的复制品以及习题。伊利诺斯州理工学院的 M.V. Morkovin 教授提出了许多建议，特别是有关稳定性、附面层转捩和流动分离的建议。圣玛利亚大学的 F.N.M. Brown 名誉教授、加省理工学院的 H.W. Liepmann 教授、波音公司的 L.B. Gratzler 博士和 G.R. Saaris、美国陆军弹道学研究实验室的 G.R. Seddon 博士和国家大气研究中心的 Julianna Chow 博士欣然提供了气流照片。Harm Buning, V. C. Liu, A. F. Messiter, Jr. 诸教授以及密执安大学的 Martin Sichel、科罗拉多大学的 L. C. Garby 和 M. S. Uberoi 阅读了部分手稿并提出了一些习题和题目。道格拉斯飞机公司的 A.M.O. Smith 和 T. Cebeci 博士、P. E. Rubbert 博士、波音公司的 G. R. Saaris、顾问工程师 W. P. Rodden 博士和 NASA（国家航空和航天局）Langley 研究中心的 L. Hasel 也提出了有用的建议。得克萨斯 A & M 大学的 D. M. Rao 教授校阅了前六章，北卡罗来纳州立大学的 J. C. Williams III 教授校阅了全部手稿；非常感谢他们的建议。事实说明，NASA 和英国航空研究委员会的刊物是很有用的。我们也感谢 Gloria Lyons、Margaret Fillion 和 Mary Pudim，她们的秘书工作做得很出色。

Arnold M. Kuethe  
Chuen-Yen Chow

# 目 录

<b>第一章 流体介质</b> .....	( 1 )
1.1 引 言.....	( 1 )
1.2 单 位.....	( 1 )
1.3 静止气体的属性.....	( 2 )
1.4 流体静力学—标准大气.....	( 3 )
1.5 物体上的浮力.....	( 5 )
1.6 流体静力—压力中心.....	( 6 )
1.7 运动中的流体.....	( 7 )
1.8 粘性和其他输运属性之间的比拟.....	( 10 )
1.9 物体在流体中运动时所受的力.....	( 11 )
1.10 流动问题的近似阐述.....	( 13 )
1.11 以后各章的打算.....	( 13 )
<b>第二章 流场运动学</b> .....	( 15 )
2.1 引言—场的概念.....	( 15 )
2.2 纯量场, 方向导数, 梯度.....	( 15 )
2.3 向量场—描述法.....	( 18 )
2.4 向量的散度, 高斯(Gauss)定理.....	( 20 )
2.5 质量守恒和连续性方程.....	( 22 )
2.6 二维不可压缩流中的流函数.....	( 25 )
2.7 剪切导数—旋转和应变.....	( 28 )
2.8 环量, 向量的旋度.....	( 31 )
2.9 无旋流.....	( 33 )
2.10 斯托克斯定理.....	( 34 )
2.11 速度势.....	( 36 )
2.12 点涡, 涡丝, 毕奥—萨瓦 (Biot-Savart)定律.....	( 39 )
2.13 海姆霍兹(Helmholtz)旋涡定理.....	( 40 )
2.14 粘性流体里的旋涡.....	( 41 )
<b>第三章 流场动力学</b> .....	( 44 )
3.1 引 言.....	( 44 )
3.2 沿一条流线的流动动力学.....	( 44 )
3.3 伯努利方程在不可压缩流中的应用.....	( 47 )
3.4 欧拉方程.....	( 49 )

## II

3.5	欧拉方程的积分	( 51 )
3.6	有旋流的伯努利方程	( 53 )
3.7	流体力学的动量定理	( 54 )
<b>第四章</b>	<b>绕物体的流动</b>	<b>( 61 )</b>
4.1	引言	( 61 )
4.2	基本方程组; 边界条件	( 61 )
4.3	流动的叠加	( 63 )
4.4	直匀流里的点源	( 63 )
4.5	等强度的点源和点汇—偶极子 ( 或点偶 ) 的流谱	( 65 )
4.6	直匀流绕圆柱体的流动	( 67 )
4.7	直匀流绕圆柱体的有环量流动	( 68 )
4.8	直匀定常流中, 作用在带环量柱体上的力——库达—儒柯夫斯基 (Kutta—Joukowski) 定理	( 70 )
4.9	附着涡	( 73 )
4.10	库达条件	( 73 )
4.11	二维对称物体绕流的数值解	( 75 )
4.12	空气动力干扰—镜象法	( 78 )
4.13	源板块法	( 82 )
<b>第五章</b>	<b>翼型的空气动力特性</b>	<b>( 90 )</b>
5.1	引言	( 90 )
5.2	涡面	( 91 )
5.3	薄翼型理论中的涡面	( 92 )
5.4	平面机翼近似法	( 94 )
5.5	对称翼型的特性	( 94 )
5.6	有弯度翼型的旋度分布	( 98 )
5.7	有弯度翼型的气动特性	( 99 )
5.8	装有襟翼的翼型	( 104 )
5.9	薄翼型问题的数值解	( 107 )
5.10	任意厚度和弯度的翼型	( 108 )
5.11	小结	( 112 )
<b>第六章</b>	<b>有限翼展机翼</b>	<b>( 113 )</b>
6.1	引言	( 113 )
6.2	有限翼展机翼的绕流场	( 113 )
6.3	下洗和诱导阻力	( 115 )
6.4	有限翼展机翼理论的基本方程	( 117 )
6.5	椭圆形升力分布	( 118 )

6.6	任意环量分布	(121)
6.7	和实验的比较	(124)
6.8	有扭转的机翼—基本升力和附加升力	(125)
6.9	附加升力的近似计算	(128)
6.10	有限翼展机翼的其他气动特性	(129)
6.11	机翼的稳定性和平衡	(130)
6.12	高级近似	(132)
6.13	全机	(133)
6.14	干扰效应	(134)
6.15	结束语	(136)
<b>第七章 可压缩流引论</b>		<b>(138)</b>
7.1	范围	(138)
7.2	连续性方程—流函数	(138)
7.3	无旋性—速度势	(139)
7.4	平衡方程—伯努利方程	(140)
7.5	可压缩流的叠加准则	(140)
<b>第八章 能量关系式</b>		<b>(142)</b>
8.1	引言	(142)
8.2	完全气体的特性—状态方程	(143)
8.3	热力学第一定律	(146)
8.4	定常流能量方程	(148)
8.5	可逆性	(152)
8.6	热力学第二定律	(154)
8.7	等熵可压缩流的伯努利方程	(155)
8.8	静值和滞止值	(157)
<b>第九章 一维可压缩流的某些应用</b>		<b>(159)</b>
9.1	引言	(159)
9.2	音速	(159)
9.3	用马赫数表示的流动关系式	(161)
9.4	飞行速率(亚音速)的测量	(163)
9.5	等熵—维流	(163)
9.6	拉瓦尔喷管	(165)
9.7	有摩擦和加热的一维流	(166)
9.8	对等截面管的加热	(168)
<b>第十章 波</b>		<b>(171)</b>
10.1	流场的建立	(171)

10.2	马赫波	(172)
10.3	大振幅波	(174)
10.4	普朗特—迈耶流	(176)
10.5	有限压缩波	(178)
10.6	作为马赫数的函数的特性比	(181)
10.7	正激波	(184)
10.8	平面斜激波	(185)
10.9	锥面斜激波	(186)
10.10	管中的激波	(189)
10.11	波的反射	(190)
10.12	跨音速和超音速风洞中的气流边界干扰	(191)
<b>第十一章 线性化可压缩流</b> (194)		
11.1	引言	(194)
11.2	流动方程	(194)
11.3	小扰动的流动方程	(196)
11.4	定常超音速流	(197)
11.5	小扰动情况的压强系数	(199)
11.6	小结	(200)
<b>第十二章 可压缩流中的翼型</b> (201)		
12.1	引言	(201)
12.2	边界条件	(201)
12.3	亚音速流中的翼型; 普朗特—葛劳渥变换	(203)
12.4	临界马赫数	(206)
12.5	跨音速流中的翼型	(207)
12.6	超音速流中的翼型	(210)
<b>第十三章 可压缩流中的机翼和机翼—机身组合体</b> (216)		
13.1	引言	(216)
13.2	可压缩流中的机翼和机身—普朗特—葛劳渥—戈太特变换	(216)
13.3	后掠的影响	(219)
13.4	机翼—机身组合体的设计准则	(222)
13.5	结束语	(233)
<b>第十四章 粘性流体动力学</b> (234)		
14.1	引言	(234)
14.2	无滑移条件	(235)
14.3	附面层	(235)

14.4	粘性应力	(236)
14.5	附面层运动方程	(237)
14.6	不可压缩流的相似性	(238)
14.7	雷诺数的物理解释	(240)
<b>第十五章</b>	<b>管中和附面层内的不可压缩层流</b>	<b>(241)</b>
15.1	引言	(241)
15.2	管内层流	(241)
15.3	沿一平板的层流附面层	(243)
15.4	具有压强梯度的流动——分离	(248)
15.5	附面层流动的相似性	(249)
15.6	卡门积分关系式	(251)
15.7	附面层的波尔豪森法	(253)
15.8	三维附面层	(255)
<b>第十六章</b>	<b>可压缩流中的层流附面层</b>	<b>(258)</b>
16.1	引言	(258)
16.2	附面层中的能量守恒	(259)
16.3	附面层中的旋度和熵梯度	(261)
16.4	可压缩附面层的相似性考虑	(261)
16.5	普朗特数等于1时的能量方程的解	(262)
16.6	温度恢复系数	(265)
16.7	热传递和表面摩擦的关系	(268)
16.8	速度型、温度型和表面摩擦	(270)
16.9	压强梯度的效应	(272)
<b>第十七章</b>	<b>流动不稳定性和从层流到湍流的转捩</b>	<b>(276)</b>
17.1	引言	(276)
17.2	湍流现象的描述	(276)
17.3	雷诺实验	(278)
17.4	托尔明—施里希廷(Tollmien—Schlichting)不稳定性 and 转捩	(279)
17.5	影响转捩的因素(根据 T—S 不稳定性)	(282)
17.6	离心不稳定性和转捩	(290)
17.7	成层流动(Stratified Flows)	(292)
17.8	涡面的稳定性	(293)
17.9	转捩现象	(294)
17.10	发现转捩的实验方法	(294)
17.11	绕球和圆柱的流动	(295)
17.12	结束语	(299)

<b>第十八章 湍流切变流</b> .....	( 300 )
18.1 引 言.....	( 300 )
18.2 湍流度的定量表示.....	( 301 )
18.3 湍流切应力.....	( 303 )
18.4 湍流切变流方程.....	( 304 )
18.5 关于雷诺应力— $\rho \overline{u_1 v_1}$ 的假设 .....	( 306 )
18.6 层流底层或粘性底层.....	( 307 )
18.7 管道和沟渠中的完全发展的流动.....	( 308 )
18.8 湍流附面层里的不可压缩流.....	( 312 )
18.9 平板上的湍流附面层.....	( 315 )
18.10 压缩性对表面摩擦的影响.....	( 317 )
18.11 逆压梯度效应—分离.....	( 318 )
18.12 雷诺比拟式—热传递和温度恢复系数.....	( 322 )
18.13 自由湍流.....	( 323 )
<b>第十九章 附面层控制</b> .....	( 325 )
19.1 引 言.....	( 325 )
19.2 不可压缩流中无附面层控制的翼型.....	( 325 )
19.3 低阻力的附面层控制.....	( 329 )
19.4 高升力的附面层控制.....	( 329 )
19.5 环量控制.....	( 332 )
19.6 气动噪声.....	( 333 )
19.7 三维非定常流.....	( 334 )
<b>附录A 量纲分析</b> .....	( 335 )
<b>附录B 纳维尔—斯托克斯方程和能量方程的推导</b> .....	( 339 )
<b>习 题</b> .....	( 352 )
<b>数据表</b> .....	( 383 )
1. 国际制单位和英制单位之间的换算因子.....	( 384 )
2. 空气和水的属性.....	( 385 )
3. 标准大气的属性.....	( 386 )
4. 亚音速流动( $\gamma=1.4$ )的流动参数与 M 数的关系.....	( 387 )
5. 超音速流动( $\gamma=1.4$ )的流动参数与 M 数的关系.....	( 391 )
6. 激波流动的参数( $\gamma=1.4$ ).....	( 401 )
7. 空气的热力学属性( $p=1$ 大气压) .....	( 408 )
<b>斜激波曲线图</b> .....	( 409 )
<b>参考文献</b> .....	( 410 )
<b>术语汉—英对照表</b> .....	( 425 )

# 第一章 流 体 介 质

## 1.1 引 言

空气动力学是研究流体流过管道和流经各种形状物体时如何确定其流场特性的一门科学。一旦确定了流场，就可以计算作用在物体上的空气动力和力矩。

在将空气动力学和流体动力学应用于航空和其他工程领域的问题时常会用到一些概念，本书打算从基本原理出发，逐步介绍这些概念所需的基本知识。清楚地了解这些概念是必要的，这是因为，由于数学上的复杂性和常常在物理上假设了一些前提，我们经常需要近似地研究我们所希望解决的问题。因此，很多较为困难的问题在它们的求解过程中常需作一种直观的探讨。这种探讨必须遵循已为实验所证实的那些基本概念。

本章研究流体介质的属性。并且认为流体只有当作用于其上的所有的力处于平衡时它才处于静止。尽管本书所研究的一些概念主要是航天工程所需的，然而也将指出这些概念在其他领域中的应用。这些应用一般将通过比拟和例题来考虑。

我们在这里要讨论的流体属性是压强、温度、密度、弹性和输运属性（特别是粘性）；它们都与流体的分子结构有关。本章给出了有关空气和水的一些数据。在这一章的最后，扼要地介绍了量纲分析的一些方面，并对按照飞行高度和速度来划分空气动力学这一问题进行了讨论。

## 1.2 单 位

本书自始至终采用国际单位制(SI)。在这种单位制中，力的单位是牛顿(newton)，它由下列方程定义

$$1 \text{ 牛顿(N)} = 1 \text{ 千克质量(kg)} \times 1 \text{ 米/秒}^2$$

本书前两版所用的英制是基于将1磅作为力的单位而定义的，即

$$1 \text{ 磅(1b)} = 1 \text{ 斯勒格(slug)} \times 1 \text{ 英尺/秒}^2$$

如果将上述第一个方程乘以重力加速度(9.807 米/秒<sup>2</sup>)，则我们看到，1 千克质量重 9.807 牛顿或“重力”MKS 制中的 1 公斤力。在非技术领域，通常采用重力制。类似地，在英制中( $g=32.174$  英尺/秒<sup>2</sup>)，1 斯勒格质量重 32.174 磅。

我们所需要的唯一的其他基本单位是绝对温度 T 的单位，它以“兰金(Rankine)度”或“开尔芬(Kelvin)度”表示，本书应用后者。若用华氏和摄氏度表示，这些单位就定义为

$$T(^{\circ}\text{R}) = ^{\circ}\text{F} + 460$$

$$T(^{\circ}\text{K}) = ^{\circ}\text{C} + 273$$

$$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{F} - 32)/1.8$$

在书末的表 1 中给出了英制单位和 SI 单位之间的换算因子。

### 1.3 静止气体的属性

气体由大量以随机方式运动的分子组成。分子的“数密度”由阿弗加德罗 (Avogadro) 定律确定。该定律说明, 气体包含  $6.025 \times 10^{26}$  个分子/千克-摩尔\* ( $87.899 \times 10^{26}$ /斯勒格-摩尔)。对于标准状态下的空气(见 1.4 节), 空气的数密度是  $2.7 \times 10^{19}$  个分子/立方厘米 ( $4.4 \times 10^{20}$ /立方英寸)。完全气体\*\*乃是分子间的力全都被忽略不计的一种气体。它的宏观属性, 除在十分低和十分高的温度及密度下外, 很接近真实气体的属性, 而且这些宏观属性都可以用它的分子属性来表示, 这些分子属性是: 分子的质量  $m$ 、分子的平均随机速率  $c$  和一个分子在和其他分子撞击之间所走过的平均距离(即平均自由程  $\lambda$ )。

#### 1. 密度

物质的密度定义为物质在单位体积中含有的质量; 因此它是单位体积中所有分子的总质量。于是密度的量纲是力·秒<sup>2</sup>/ (长度)<sup>4</sup>; 它用  $\rho$  表示, 在 SI 单位中, 其量纲为每立方米多少千克( $\text{kg}/\text{m}^3$ ), 在 FPS 单位中, 其量纲为每立方英尺多少斯勒格( $\text{slugs}/\text{ft}^3$ )。表 2 给出了海平面压强下空气和水的密度随温度的变化; 在表 3 中, 给出了“标准大气”的密度值 (SI 单位)。

#### 2. 压强

当分子撞击一表面时它们将被弹回, 根据牛顿第二定律, 作用在这个表面上的力应等于这些被弹回分子的动量对时间的变化率; 也就是说, 这个力等于每秒钟撞击该表面并自该表面弹回的全部分子所经受的动量变化。压强定义为作用在一个浸没于流体中并相对于流体处于静止的表面的单位面积上的力; 它以每平方米多少牛顿[牛顿/米<sup>2</sup>(帕斯卡)]或每平方英尺多少磅(磅/英尺<sup>2</sup>)表示。实验指出, 分子之间的碰撞以及分子和表面的碰撞都是弹性的, 从而动量的平均变化是一个垂直于表面的向量, 不管碰撞的入射角怎样; 因此, 我们得出下列结论: 作用在一个表面上的流体压力垂直于该表面。

现在我们来证明, 流体压强和气体分子的动能成正比。为此, 我们来计算作用在单位立方体气体(图 1)各面上的力。由于我们只希望确定压强与气体分子属性的关系, 因此我们选择下列分子运动的简化模型: 单位立方体中的所有  $N$  ( $N$  是数密度) 个分子假定具有相同的质量  $m$  和相同的速率  $c$ 。这些分子假定都平行于坐标轴运动, 平行于每一个轴的分子数目为  $N/3$ , 沿每一个轴正方向的为  $N/6$ 。图 1 所示薄层内的  $(N/6)\Delta x$  个分子在时间  $\Delta t = \Delta x/c$  内将撞击右端  $x$  表面。假定碰撞都是弹性的, 从而每个分子的动量改

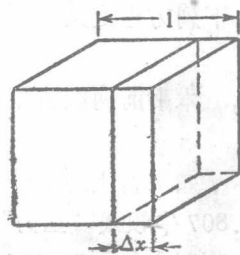


图1 解释压强所用的模型。

\* 1 千克-摩尔指气体的质量在数值上等于其分子量的千克数。因此, 1 千克-摩尔空气具有 28.97 千克的质量。对于所有气体, 阿弗加德罗数具有相同值。

\*\* 在流体力学与气体力学中, 把这种气体(实际上是满足(2)式的气体)称为完全气体, 而在热力学中则称为理想气体。——译者注

变  $2mc$ 。于是牛顿第二定律指出，作用在右表面上的力等于  $2mc$  和每秒钟撞击这个表面的分子的数目的乘积。每秒钟撞击这个表面的分子的数目为  $(N/6)c$ ，并且由于  $Nm = \rho$ （流体密度），因此作用在右表面上的力（实际上也是作用在每个表面上的力），由下式给出

$$p = (N/6)c \cdot 2mc = \frac{\rho c^2}{3} \quad (1)$$

压强  $p$  的量纲为力/面积。在物理上，方程 1 说明，压强与分子运动的动能成正比。由于在所有表面上的压强是相等的，因而这个立方体相对于周围流体处于静止；也就是说，或者流动速率为零，或者这个立方体以流动速率运动。此外，由于各个分子的速率不同，压强实际上是与速率平方的平均值成正比，而不是和平均速率的平方成正比（见 1.3 节的习题 1）。然而这一近似只影响方程 1 中比例因子的大小。

### 3. 温度

按照气体分子运动论，绝对温度与分子的平均平移动能成正比。这可以用完全气体的状态方程

$$p = \rho RT \quad (2)$$

解释，式中  $T$  是绝对温度； $R$  为气体常数，其值只取决于气体的成分。对于空气， $R = 287$  米<sup>2</sup>/秒<sup>2</sup>·K。对于每单位体积的质量保持不变的系统，任何使随机运动的动能增大的过程，例如加热，将使温度及压强按比例增加。

### 4. 弹性

对气体施加压力时，每单位质量的体积将起变化。气体的弹性定义为每单位比容变化的压强变化，即

$$E = \frac{-dp}{d\rho^{-1}/\rho^{-1}} = \rho \frac{dp}{d\rho} \quad (3)$$

以后将证明  $dp/d\rho$  是介质中音速的平方。因此，气体的弹性由其密度和音速确定。

## 1.4 流体静力学——标准大气

为了使提出的数据划一，人们已经采纳并普遍使用标准大气。通常所说的标准大气，其海平面状态是指：

$$p = 1.013 \times 10^5 \text{ 牛顿/米}^2 \text{ 或帕斯卡 (2116 磅/英尺}^2)$$

$$\rho = 1.23 \text{ 千克/米}^3 \text{ (0.002378 斯勒格/英尺}^3)$$

$$T = 273 + 15^\circ\text{C} = 288^\circ\text{K (520}^\circ\text{R)}$$

在这些标准状态下，音速  $a$  为 340 米/秒。

大气层中的温度、压强及密度随高度变化；海平面之上直至 20 公里高度的温度、压强及密度值已绘于图 2 中，在书末的表 3 中列出了直至更高高度的这些属性的数据。直至 250 公里高度的空气分子的平均自由程也绘于图 2 中。

现在我们来证明，在大气处于静平衡（即在任一流体元上不作用有合力）的假设下，结合所测得的温度分布，即可推导出图 2 所示的压强、密度随高度变化的关系式。图 3 表示一任意基准平面（例如，海平面）之上高度为  $z$ 、底为  $\Delta x \Delta y$ 、体积为  $\Delta x \Delta y \Delta z$  的立方体流体

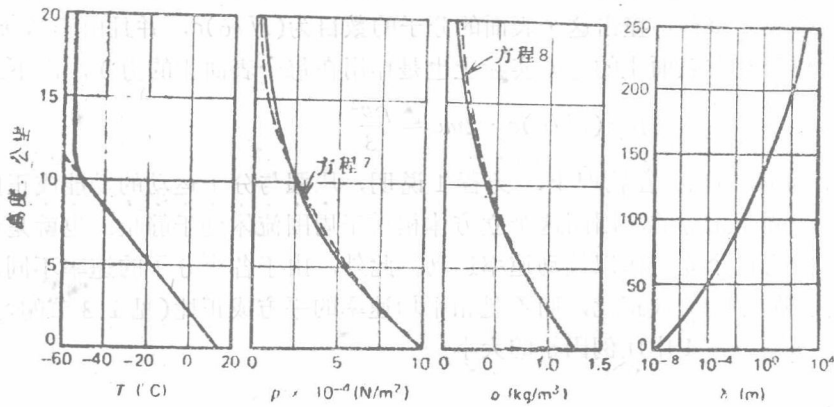


图2 标准大气中温度、压强、密度及平均自由程随高度的变化。  
近似关系式，即方程6、7、8，均用虚线绘出。

元。在这个立方体的所有的垂直表面上压强都相等，从而压强  $p$  只随  $z$  变化。在假定的平衡状态下，流体元的重量  $\bar{\rho}g\Delta x\Delta y\Delta z$ （其中  $\bar{\rho}$  是这个立方体的平均密度）被底面和顶面上的压力之差所平衡。压强作用在这个立方体上的净力必沿  $z$  方向，其大小为

$$p\Delta x\Delta y - \left[ p + \left( \frac{dp}{dz} \right) \Delta z \right] \Delta x\Delta y = \bar{\rho}g\Delta x\Delta y\Delta z$$

在立方体体积趋于零的极限情况下， $\bar{\rho} \rightarrow \rho$  ( $z$  处的密度)，我们得到空气静力学方程

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g \quad (4)$$

我们可以取  $g$  为常数，但  $p$  及  $\rho$  均随  $z$  而变化（如图2所示）。对方程4积分后，压强变化即可表为

$$p = p_0 - \int_0^z \rho g dz \quad (5)$$

式中  $p_0$  是  $z=0$  处的压强。

如果我们用方程2将  $\rho$  表示成  $\rho = p/RT$ ，则方程4变成

$$\frac{dp}{p} = -g \frac{dz}{RT}$$

由图2看出，在大气的最下面的11公里区间内，温度近似地随高度增加而线性下降，因此在这个区间内，我们可以导出压强的一个解析表达式。我们可以写出

$$T = T_0 - \alpha z \quad (6)$$

式中  $T_0$  是  $z=0$  处（海平面）的温度； $\alpha$  是“温度下降率”，在这个区域内，其值为  $6.5^\circ\text{C}/\text{公里}$ 。将方程6代入上面那个方程，得到微分方程

$$\frac{dp}{p} = -g \frac{dz}{R(T_0 - \alpha z)}$$

积分此式后得

$$p(z) = p_0 \left( 1 - \frac{\alpha z}{T_0} \right)^{g/R\alpha} \quad (7)$$

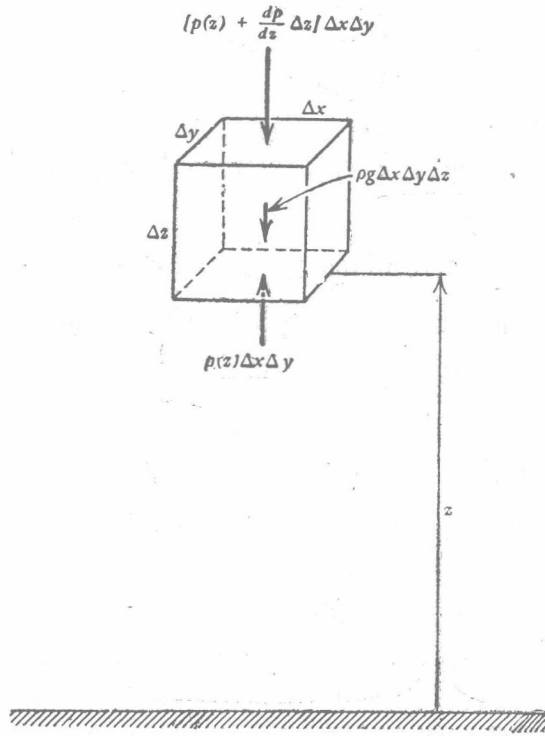


图3 流体元上诸力的平衡。

对于密度

$$\rho(z) = \rho_0 \left(1 - \frac{\alpha z}{T_0}\right)^{-1+g/R\alpha} \quad (8)$$

其中  $p_0$  及  $\rho_0$  分别为  $z=0$  处的压强及密度。方程 7 和 8 均已绘于图 2 中；我们看出，甚至直到 20 公里高度，计算值和测量值也符合得很好。

## 1.5 物体上的浮力

作用在浸没于流体中的物体（例如，大气中的气球）上的浮力可由阿基米德（Archimedes）原理确定，按照这个原理，浸没在静止流体中的物体承受与它所排开的流体的重量相等的力。

为了证明这个原理，我们作如下推论：如果这个物体用流体代替，并且流体的体积被分成许多无穷小的体积元，则方程 4（图 3）表明，每个体积元的顶面上的压力（向下）比底面的压力（向上）小，其净力就等于这一流体元的重量。于是在代替这个物体的所有流体元上，都作用有一个向上的净力，其总和表明，这个流体体积承受与其重量相等的浮力。由此可知，浸没在流体中的物体承受与它所排开的流体的重量相等的向上力。

### 例 1

利用喷灯将一热空气气球的空气加热，使其达到能使气球悬停在给定高度所需的温度。