



普通高等院校教材

空气动力学

Kongqi Donglixue

吴子牛 白晨媛 李娟 陈梓钧 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

V V
124



普通高等院校教材

空气动力学

吴子牛 白晨媛 李娟 陈梓钧 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书包含经典低速空气动力学、经典高速空气动力学以及若干理论与应用空气动力学专题的内容。低速空气动力学包括基本概念与基本流动模型、翼型与机翼基本概念、经典势流理论与流场以及力的分析、薄翼理论、三维机翼理论及附面层理论。高速空气动力学包括流体力学基本方程以及典型参数关系式、定常可压缩流动波系结构、机翼与翼型的小扰动理论、可压缩翼型与机翼修正理论。理论与应用空气动力学专题涉及低速非定常空气动力学、高速非定常空气动力学、波系结构干扰、高超声速空气动力学和气动热。本书强调基本思路以及各章节与各部分内容的连贯性,突出原理性内容,并配备与内容密切关联的习题。经典内容可用于本科专业基础教学。专题内容可用于进一步的课程教学,部分内容对开展科学研究或工程研究有一定的桥梁性作用。部分习题有较高的学术价值。大部分习题都有提示或参考答案。

本书可作为高等院校航空航天专业的本科生和研究生教材,也可供流体力学或空气动力学的有关学者参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

空气动力学 / 吴子牛等编著. -- 北京:北京航空航天大学出版社, 2016.8

ISBN 978-7-5124-2220-9

I. ①空… II. ①吴… III. ①空气动力学—高等学校—教材 IV. ①V211

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 192924 号

版权所有,侵权必究。

空气动力学

吴子牛 白晨媛 李 娟 陈梓钧 编著

责任编辑 赵延永

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱:goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:25.25 字数:646 千字

2016 年 8 月第 1 版 2016 年 8 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978-7-5124-2220-9 定价:56.00 元

前 言

21世纪初,国家航空航天发展迅速,推动国内一些高校相继成立航空航天院系。清华大学也在2004年成立航天航空学院。为了用自己的教材给首届本科生上课,我们临时编写了一部《空气动力学》(上下册)教材,并于2007年出版。经过约10年的教学、参与工程任务以及从事空气动力学学术研究,我们对一些内容的安排和取舍有了新的认识,并通过合理组织经典内容和习题及引入一些现代内容,重新编写形成了本教材。

本教材共6章,内容包括低速问题基本模型与势流理论、低速问题黏性效应与三维效应处理方法、可压缩问题连续介质力学模型与波系结构模型、翼型与机翼的小扰动理论与修正理论、非定常空气动力学理论基础和高速流动特殊问题处理。主要特色在于,经典内容的组织连贯紧凑,有些内容则以习题的形式出现,并用提示的形式给出这些内容的要点。书中的一些专题内容既与经典空气动力学有密切关联,也结合了空气动力学当前发展动态,其中一些内容对读者进入一些更深入或实用的方向,如计算空气动力学、气体动力学、气动弹性和高超声速空气动力等有桥梁性作用。大多数习题适合于教学,但也有一些习题可将读者引入学术研究前沿。部分习题具有较高的学术价值。

本教材由吴子牛教授主编,白晨媛、李娟和陈梓钧协助编写了部分内容,包括一些计算和习题解答。第1章由吴子牛、李娟执笔,第2章由吴子牛、李娟执笔;第3章由吴子牛、白晨媛执笔,第4章由吴子牛、白晨媛执笔,第5章由吴子牛、李娟、白晨媛执笔,第6章由吴子牛、徐珊姝、陈梓钧执笔。清华大学官晓珂同学细致地进行了大量公式的重新推导,这对及时改正一些错误起到了重要作用。林景同学提供了一些计算数据。此外,通过合作与研讨,与一些行业专家的交流也加深了作者对相关问题重要性的认识,对丰富本书内容起到了重要作用。其中要特别感谢曾宁研究员,汤龙生研究员,蔡志勇研究员,罗金玲研究员,罗义平研究员,周军研究员,国义军研究员,陈坚强研究员,张宏研究员,王翔研究员,吴彦森研究员,满廷进研究员,陈平研究员,王济康研究员,康宏琳研究员,李斌研究员等。

本书涉及的一些学术问题,作者与孙茂教授、符松教授、孙晓峰教授、李存标教授、任玉新教授和许春晓教授等进行过讨论,获益匪浅。国家重点基础研究发展计划(2012CB720205)给本书的出版提供了资助。

一些现象的描述以某种科普形式出现时,得到了黎方学先生(中航伊萨)等的建议。航空学报编辑部蔡斐女士对本书出版提供了帮助,在此表示由衷感谢。

吴子牛

2016年8月22日于清华大学

目 录

绪 论	1
0.1 经典不可压缩空气动力学问题	2
0.2 经典可压缩空气动力学问题	4
0.3 跨声速和高超声速飞行带来的特殊问题	5
0.4 非定常空气动力学问题	6
0.5 空气动力学的标准分析方法与特殊分析方法	6
0.6 本书与现有出版物的差别以及内容安排	7
0.7 如何面对空气动力学	8
参考文献	9

第一篇 不可压缩空气动力学基础

第 1 章 低速问题基本模型与势流理论	12
1.1 流场参数、几何参数、气动参数与大气环境	12
1.1.1 流场参数	12
1.1.2 主要部件与坐标系	15
1.1.3 翼型与机翼的几何参数	16
1.1.4 翼型与机翼的气动参数	19
1.1.5 大气环境简介	25
1.1.6 要点总结	27
1.2 空气流动基本方程与力	28
1.2.1 流动基本方程与流场按物理分区后的近似	28
1.2.2 动量方程的兰姆-葛罗米柯形式、理想流动的伯努利方程	33
1.2.3 流体力学基本方程的积分形式,物体受力积分形式,尾迹法	34
1.2.4 要点总结	37
1.3 翼型势流理论	37
1.3.1 势流基本模型与基本奇点的解	37
1.3.2 理想圆柱流动	40
1.3.3 物体坐标系下任意二维物体的力与力矩的勃拉修斯定理	43
1.3.4 翼型库塔条件确定环量,保角变换确定势函数	45
1.3.5 儒科夫斯基升力定理	47
1.3.6 儒科夫斯基翼型升力和力矩特性	48
1.3.7 儒科夫斯基翼型流场分析	50

1.3.8 要点总结	54
1.4 势流模型薄翼理论	55
1.4.1 薄翼假设与小扰动模型、问题分解	55
1.4.2 厚度问题奇点法求解	57
1.4.3 弯度迎角问题奇点法求解	58
1.4.4 薄翼基本方程的求解	60
1.4.5 弯度厚度问题的气动特性	62
1.4.6 要点总结	64
习题	65
参考文献	76
第2章 低速问题黏性效应与三维效应处理方法	78
2.1 黏性问题与附面层模型	78
2.1.1 附面层数学模型与附面层参数	79
2.1.2 湍流与层流的区别:失稳、转捩与湍流	83
2.1.3 附面层解的相似性与相似解,湍流速度型与层流速度型区别	89
2.1.4 附面层求解的积分方法:卡门动量积分关系法	94
2.1.5 附面层与空气动力学	100
2.1.6 要点总结	105
2.2 低速三维机翼流动问题	106
2.2.1 大展弦比问题三维效应	107
2.2.2 大展弦比机翼升力线基本模型	108
2.2.3 升力线基本模型求解与诱导阻力	110
2.2.4 椭圆机翼、矩形翼和梯形翼的气动特性	112
2.2.5 三维效应总结,翼尖涡的控制与利用	117
2.2.6 小展弦比细长机翼小迎角势流解	118
2.2.7 三角翼大迎角涡升力	120
2.2.8 要点总结	125
习题	127
参考文献	138

第二篇 可压缩空气动力学基础

第3章 可压缩问题连续介质力学模型与波系结构模型	140
3.1 可压缩空气动力学基本模型	140
3.1.1 可压缩流动涉及的基本物理量与流动参数,无量纲参数	140
3.1.2 可压缩流动基本方程及其讨论	145
3.1.3 均能流动、等熵流动、无旋流动与定常势流基本方程	152
3.1.4 总温和总压,驻点参数,等熵关系式,可压缩性影响	154

3.1.5 二维与三维流动,后掠机翼的二维处理方法	156
3.1.6 要点总结	157
3.2 定常可压缩流动波系结构	158
3.2.1 声波在流场中的传播,影响区与依赖区,马赫角	158
3.2.2 马赫波关系式,压缩波与膨胀波,激波的形成	161
3.2.3 普朗特-迈耶流动	164
3.2.4 平面二维流动激波关系式	165
3.2.5 平面斜激波关系式的使用	169
3.2.6 用激波膨胀波法求菱形翼升阻力系数	171
3.2.7 轴对称激波、脱体激波形状、三维激波	173
3.2.8 特征线理论简介	175
3.2.9 要点总结	179
习题	181
参考文献	192
第4章 翼型与机翼的小扰动理论与修正理论	193
4.1 翼型与机翼可压缩小扰动理论	193
4.1.1 小扰动假设与基本模型	193
4.1.2 小扰动超声速翼型气动特性分析	196
4.1.3 超声速三维机翼上的二维流区与三维流区	203
4.1.4 超声速三维机翼小扰动理论	205
4.1.5 超声速前缘平直三角翼的压力特性与升力特性	206
4.1.6 要点总结	208
4.2 可压缩流动翼型与机翼修正理论	210
4.2.1 小扰动低亚声速问题可压缩效应修正	210
4.2.2 高亚声速问题的卡门-钱学森法	216
4.2.3 亚声速可压缩性与马赫数,临界马赫数	218
4.2.4 跨声速现象,阻力发散与激波失速	220
4.2.5 后掠、超临界翼型与面积律等外形修正措施的作用	224
4.2.6 气流加热与附面层模型可压缩效应修正	225
4.2.7 要点总结	228
习题	229
参考文献	240
第三篇 非定常与高速空气动力学问题	
第5章 非定常空气动力学理论基础	242
5.1 不可压缩非定常流动简介	242
5.1.1 任意刚体运动附加惯性力、旋转气动力、自由涡升力和黏性力	242

5.1.2	各种力的讨论	245
5.1.3	含自由涡的理想二维非定常流动涡作用力	250
5.1.4	理想流动的突然启动问题与大迎角问题	255
5.1.5	扑翼飞行机制简介	262
5.1.6	要点总结	265
5.2	可压缩非定常流动	265
5.2.1	一维非定常等熵流动特征线理论	265
5.2.2	简单波理论	268
5.2.3	气动弹性活塞理论以及时间响应	272
5.2.4	运动激波关系式	276
5.2.5	黎曼问题	277
5.2.6	现代计算流体力学简介	282
5.2.7	要点总结	288
	习题	288
	参考文献	293
第 6 章	高速流动特殊问题处理	296
6.1	激波反射、激波相交与激波干扰	296
6.1.1	激波关系式简写	296
6.1.2	激波反射现象、类型与临界条件	297
6.1.3	激波相交	303
6.1.4	六类激波干扰	309
6.1.5	要点总结	317
6.2	高超声速流动简介	318
6.2.1	超声速流动高马赫数极限	318
6.2.2	高速流动的热力学模型	327
6.2.3	空气化学反应流动模型	331
6.2.4	考虑高温真实气体效应的激波与膨胀波	336
6.2.5	要点总结	341
6.3	气动热问题	342
6.3.1	附面层气动加热,雷诺比拟	342
6.3.2	钝头体问题:气流加热与物体加热	344
6.3.3	不可压缩驻点流动与热流相似解	346
6.3.4	高超声速驻点热流问题	349
6.3.5	激波干扰气动加热,压力比拟	353
6.3.6	要点总结	365
	习题	365
	参考文献	371

附录 A 复变函数与保角变换相关知识	374
A.1 复变量基本定义与基本运算公式	374
A.2 解析函数	374
A.3 极值与留数定理	375
A.4 保角变换	376
A.5 保角变换中的复势函数、速度、迎角与环量	378
A.6 儒科夫斯基变换与儒科夫斯基翼型	379
附录 B 卡门-钱学森法主要步骤推导	381
附录 C 非定常势流模型推广	385
附录 D Howe 力的分解证明	387
D.1 物体受力的出发方程	387
D.2 虚拟势函数	388
D.3 动量方程压力项的消除	388
D.4 力的积分定义式	389
D.5 物体受力最终表达式	391

绪 论

空气动力学肯定能回答飞机的升力是如何产生的。可是,人们不满足于空气动力学的解答。著名空气动力学家安德森就说:“非常奇怪的是,莱特兄弟发明飞机约 100 年后,成群的工程师、科学家、驾驶员和其他人会聚集在一起,热情洋溢地辩论飞机机翼是怎样产生升力的;人们会提出各种各样的解释,争论主要集中在哪种解释更基础”。这种争论显然加深了空气动力学的神秘感。

我们可能都吹过纸条,在纸条上边吹气时,纸条会飘起来,并以此来理解飞机机翼产生升力的原理。17 世纪的牛顿研究过空气作用在飞行的石片上的力。那时,流体力学的理论还没有建立起来。他把流体看成相互之间没有作用的粒子,认为那些碰撞到石块下表面的粒子的切向动量不变,而令它们的法向动量在壁面消失。按他提出的动量定律,法向动量在消失时会给石片一个反作用力。由此,他估算出石片所受的力满足正弦平方定理,即石片下表面各点的压力(压强)正比于当地切平面相对于飞行方向的倾角的正弦平方。后来人们认识到,牛顿给出的力太小,原因是他没有计及流体内部空气分子之间相互碰撞导致的压力。石片飞行时,石片周围的流体流动的速度和压力(高速情况还有密度)会协同变化,变化规律满足 19 世纪才建立的纳维-斯托克斯方程。如果能求解该方程,那么就可以给出空间各点的压力和速度。

纳维-斯托克斯方程是一组非线性偏微分方程,其数学性质(如解的存在性和光滑性)的证明,被克雷数学所列为千禧年七大数学难题之一,奖金额度高达百万美元。除非用现代计算流体力学(用某种满足流体力学基本原理的数值方法逼近该方程,用计算机求解),一般情况下得不出解析解。当涉及湍流时,湍流问题又成为整个物理学重大难题之一。可以说,空气的流动问题既涉及重大数学问题,又涉及重大物理学问题。可是,面对这样的问题,空气动力学家提出了一系列处理技巧,在不需要解决以上重大数学和物理学难题以及不需要动用现代计算机数值计算的情况下,依然可以从中获得那些对飞行器设计非常有用的空气流动规律。

原来,空气动力学主要针对具有特定外形(如流线型外形)的飞行器以及恰当的飞行条件(设计条件)来考虑空气流动规律以及空气作用在物体上的力和力矩。对于特定外形和设计条件,直接从纳维-斯托克斯方程近似或间接从其他假设(如无旋不可压缩假设)出发,可以获得描述空气流动的一些漂亮的简化模型,从而给出解析解或者给出一些整体或局部流场特性以及升力、阻力和力矩等气动特性。给出这些特性正是空气动力学研究的目的。

具有流线型外形的飞行器的机翼和机身一般足够薄平或细长,表面光滑过渡。设计飞行条件下的飞行迎角(机翼平面与飞行方向的夹角)足够小,反映惯性力与黏性力比值的雷诺数(飞行速度乘以特征长度再除以运动黏度)足够大。经典空气动力学主要解决流线型外形飞行器在设计条件下所涉及的流场与气动特性问题,但也需要考虑偏离设计条件(如迎角太大、雷诺数太小或者有飞行器有任意运动)时会发生的情况。所谓流线型外形,是指在设计条件下,贴近物面的流线(对于定常流动,流线就是流体质点的运动轨迹)不会离开物面,物面也是由流线构成,在二维情况下物面也是条流线。飞行器短时间机动或者遇到特殊气流(如阵风)以及前面起飞的飞机的尾流等,则对应非设计条件。弄清非设计条件下会发生的情况及其危险性,

有利于控制设计或指导安全飞行。我们绝对不会让飞机去钻龙卷风,也不会让飞机紧接着先起飞的飞机起飞。

机翼和翼型的力与力矩特性是经典空气动力学关注的焦点问题。除了升力、阻力和力矩外,压力沿着机翼的分布也是关注的重点,因为这种分布会对黏性作用区有影响,也是结构强度设计的依据。作为力学问题,升力作用点(压力中心)显然也是关注的参数。这些都是可以预先想到的参数。空气动力学有一个特殊的作用点和力矩,称为焦点和零升力矩,这个参数不容易被预先想到。翼型和机翼相对于焦点的力矩,在设计条件下居然是常数。于是,焦点在飞行器控制中有重要的应用价值。

在涉及任何空气动力学问题时,首先要问飞行条件是什么。飞行条件首先是飞行高度,因为不同飞行高度的环境密度、压力、温度和黏度不一样。其次是飞行速度。接着需要问研究的物体(机翼,机身等)的形状以及尺寸。飞行器流场与气动特性往往与马赫数(飞行速度与声速之比)和雷诺数有关。作为应用者,一般会问飞多快飞多高,能运多少货物能搭乘多少乘客。作为空气动力学学习者和专家,则会问马赫数多高、雷诺数多大。这是因为不同马赫数和雷诺数范围的流场和气动特性不一样;在同一范围,马赫数和雷诺数的大小对流场与气动特性也会有定量影响。因此,空气动力学需要给出临界马赫数和临界雷诺数,这些临界值界定了出现特定流动现象的边界。

随着飞行速度由低到高,空气的流动由不可压缩流动转为可压缩流动,分别指密度基本不因流动而变化而密度因流动会发生显著的变化,且这种变化量会对流场以及气动特性有显著的作用。空气流动时,压力波的传播速度是声速,当地空气的对流速度如果比声速小很多,即马赫数足够小(一般小于 0.3),那么空气扰动造成的局部密度的变化,会很快传播到遥远的地方,不会堆积在一起,因此局部密度变化极小,可以按不可压缩流动处理。如果马赫数足够大(一般大于 0.3),则当地扰动造成的密度变化不可忽略,从而必须考虑可压缩性,即密度随流场的协同变化。

机翼尤其翼型(机翼沿飞行方向的横切面)具有特定的形状。对于低速不可压缩问题,这种特定的形状仿照了鸟的翅膀。鸟的翅膀是进化过来的,依据进化原理,好的形状就是有好的升力特性的形状,这样的形状才能得以保留和发展。鸟的翅膀和低速机翼的翼型具有圆头(即具有一定曲率半径的前缘)、弯背(空气动力学称为弯度)、适当的厚度分布以及尖尾缘等特点,这种特征一定有其空气动力学的原因。空气动力学的经典理论就会解释翼型为何具有这样的形状,在什么条件下需要什么样的翼型以及机翼的平面形状。用物理机制来理解外形的作用,使得空气动力学的重点有别于经典流体力学。当然,鸟的飞行速度无法达到可压缩性必须考虑的程度,因此,对于可压缩空气动力学问题,翼型和机翼形状的设计得益于空气动力学的发展。事实上,我们将看到高马赫数下的翼型与机翼有别于低速翼型与机翼。

0.1 经典不可压缩空气动力学问题

受发动机动力的限制,早期飞机的飞行速度比较低,人们主要按不可压缩流动处理空气动力学问题。19 世纪末 20 世纪初,库塔和儒科夫斯基提出了揭示机翼升力机制的无旋流即势流理论。所谓无旋,就是流体速度的旋度为 0,从而速度可以表示为一个标量函数的梯度,该标量函数就是势函数。势函数满足拉普拉斯方程,因此可以用数理方程标准方法或复变函数理论求解。势流理论有两层含义。一层是全场势流模型,即把整个流场当势流处理,同时补充

某种假设,以求解物体的压力特性并积分出升力和力矩特性。另一层是势流-附面层模型,把流场分解为势流区(一般远离物面)和黏性作用不可忽略的附面层区域(一般贴近壁面)。

在全场势流模型中,黏性的作用被显式地去掉了,但对升力有决定性贡献的机翼尖尾缘的黏性作用被隐式地考虑到。原来,在黏性作用下,尖尾缘必定满足库塔条件(机翼上下表面流过来的流体,在尖尾缘相会)。在无黏流框架下的全场势流模型中,需要令库塔条件成立。这使得在无黏流框架下,绕翼型存在环量。儒科夫斯基升力定理表明,在无黏流框架下,升力正比于飞行速度和环量。这样保留库塔条件后,按儒科夫斯基升力定理得到的升力,与实际无分离黏性流动相比,误差非常小。这种全流场势流模型,抓住了实际流动的无黏部分。

随后,主要是在 20 世纪初,普朗特提出了划时代的附面层理论,即在雷诺数足够大、机翼足够薄、迎角足够小的情况下,黏性作用局限在离物面很薄的一层内,即附面层内,而附面层外可以按势流处理。这就是势流-附面层模型。在附面层内,流速的法向梯度远远大于流向梯度,且压力沿附面层法向的梯度可忽略。在此情况下,可以得到很容易求解的附面层模型,包括普朗特附面层微分模型以及附面层卡门积分模型,可以给出附面层厚度、对势流区域的解有微弱影响的排挤厚度(位移厚度)、摩擦系数、摩阻系数,也可以定性分析附面层分离(流线不再贴着物面走,局部存在回流区)产生的条件及其影响。

分离不是设计的目的,因为分离会导致升力下降、带来分离阻力(在背风面分离区的压力近似保留分离点的压力,后体总压力比前体明显小很多,产生压差阻力)以及一些非定常压力脉动现象。针对迎角足够小和雷诺数足够大的实际黏性流动,没有分离的外形就是流线型外形。经典空气动力学主要给出流线型外形在设计条件下的气动力与力矩的规律。对于这种外形,流场可分析,并可给出解析解。因此,早期飞行器一般设计成可进行理论分析的外形。简要说,将飞行器设计成可用理论计算的外形。

附面层一开始是层流类型的,即流体在附面层中有序地运动,黏性的作用通过分子黏性实现,反映黏性作用力(一般是与作用面平行的应力)的系数称为黏度。黏度与温度有关但与速度及其梯度没有关系。如果雷诺数超过转捩临界雷诺数,附面层从某点开始会转捩成湍流附面层。在湍流附面层中,速度等参数会围绕平均值脉动。这种以流体微团尺度级的脉动,类似于一种分子热运动,产生比分子黏性扩散更强的扩散作用。这种等效扩散产生的应力正比于湍流黏度。湍流黏度与速度梯度有关。这种脉动扩散作用,导致湍流附面层的黏性作用区更大(附面层更厚)、贴近物面的地方速度更大、摩擦阻力更大且伴随有湍流噪声。实际尺寸的飞行器按设计条件飞行时,一般是湍流附面层,例外情况是处在 20 km 以上的平流层环境的高空无人机,由于当地大气密度小,导致雷诺数足够小,可能以层流附面层为主。

普朗特基于分子黏性比拟,提出了附面层湍流扩散的混合长度理论,可用于估算湍流等效黏性扩散作用。卡门提出了反映湍流附面层速度分布的对数分布相似规律(对数律)。湍流附面层也不是一无是处,可以推迟分离,避免因分离导致的压差阻力。

当雷诺数足够高时,可以先按满足库塔条件的纯势流模型求解,接着用势流解作为外部条件求解附面层。这样就可以将全流场当作由附面层和附面层外部的势流区构成。附面层一般很薄,因此对外部势流区的影响很小,从而外部势流区的解可以用全流场势流模型进行近似。最后可以把附面层的位移效应当作小扰动修正,修正势流区的解。这种势流-附面层解耦模型是经典空气动力学的核心思想之一。这种处理既反映了流线型外形的流场的物理本质,也可以较为准确地得到压力特性和摩阻特性。

前面已经交代,升力的产生可以用无黏框架下的环量机制描述,从而绕物体的环量可以看成涡管。对于有限尺寸的机翼,在翼尖位置,涡管消失了,按照经典流体力学开尔文涡管强度守恒原理,涡管不能无缘无故从翼尖消失,而是逐步拖出其涡轴沿流向的流向涡线。这种流向涡线到了机翼下游,由于相互诱导,会汇聚成一对靠近翼尖的、旋转方向相反的翼尖涡。机翼附近的流向涡和稍远处的翼尖涡对机翼附近的流场的诱导作用,会改变流向和压力分布,从而导致一种新的压差阻力,称为诱导阻力。诱导阻力的发现以及预测方法,也是普朗特及其研究团队于 20 世纪早期的重要工作,提出的理论称为升力线理论。

一般飞行器机翼薄平,机身细长,飞行迎角不大,从而对流场的扰动除极小的局部区域外,都属于小扰动。在小扰动假设下,人们发展了势流模型的线化理论,简称薄翼理论,据此可以解析地给出机翼的压力分布、升力和力矩特性。这种线性小扰动理论在空气动力学中占有重要地位,是核心内容之一。琼斯这样说:线性理论包含了很多物理机制但涉及的代数很简单,现代计算流体力学方法涉及的代数很复杂但涉及的物理机制很少。

在二维情况下,势流理论涉及的流场解属于调和函数。这类问题可以用复变函数理论有效求解。比如说,一个典型翼型的流动问题,可以通过复变函数中的保角变换(一种满足解析条件的坐标变换),转换到带环量的圆柱流动问题去求解。由于圆柱外形简单,求解方便,因此这种基于复变函数保角变换的处理方法,在经典空气动力学中占有一席之地。

总而言之,经典低速空气动力学涉及翼型与机翼的几何特性问题和气动参数问题;势流模型及基于势流模型的升力理论,也涉及势流复变函数求解方法、小扰动求解方法以及考虑三维效应修正的一些理论,涉及可揭示摩擦阻力、分离与转捩特性的附面层理论。这些构成了经典不可压缩空气动力学的主要内容。对于细长机身也有相似理论。如果机翼的展弦比(指两侧翼尖之间的展向距离即展长与机翼沿飞行方向的尺寸即弦长之比)足够大,三维问题可以看成二维问题的某种修正,此时用升力线理论可以求出这种修正效应,给出各种平面形状的机翼的气动特性。三维修正效应带来一种额外的阻力,即诱导阻力。如果展弦比足够小,那么属于细长机翼问题。此时,三维效应主导了气动特性。对于细长三角翼,小扰动理论也可以给出势流解。但如果做大迎角飞行,那么三角翼会产生前缘涡。前缘涡因为带来额外的环量,因此增强升力。大迎角三角翼的涡升力的发现,是 20 世纪中期空气动力学的又一突破。

0.2 经典可压缩空气动力学问题

可压缩流动中小扰动波的传播范围,是对流速度和声速传播界定的范围。对流速度朝一个方向,声波传播具有各向同性性质。因此,如果对流速度超过声速,那么一点扰动导致的声波的传播的范围就会被对流限制在一个锥状区域内。锥状区域的边界线就是所谓的特征线,人们发展了多种方法来确定特征线以及沿特征线流动参数的分布,其中之一就是特征线理论,是可压缩空气动力学经典内容之一。特征线理论的发展可追溯到 19 世纪中叶,在 20 世纪中期被广泛用于超声速机翼问题求解。对于大扰动问题,超声速流场中会产生激波,即流场参数有突变且导致熵增的局部间断面。激波的产生可以这样来理解。物体超过声速运动时,由于物体给流体的作用,使得越贴近物体头部的流体压力和温度越高,压力波的传播速度就越快,即物体前部下游声波传播速度比上游的快,或者说下游的声波会追上上游的声波,导致压力波堆积。与此同时,黏性耗散的作用会阻止声波无限制地堆积在一个无厚度的面上。于是,必然存在一个平衡厚度,使得小扰动声波既堆积在一起,又不会将堆积厚度变得无限薄。这种堆积

区就是激波。流体质点穿越激波时,速度显然降低了,因此温度、压力和密度必然增高。由于黏性耗散的介入,熵也增加了。激波理论在 19 世纪以及 20 世纪初期得到了充分发展。高速飞行器有激波时,可以用激波理论得到局部流动参数。因此,激波以及小扰动波(包括由小扰动膨胀波)也是经典可压缩空气动力学的基本内容。

超声速情况下,流场与亚声速情况有定性区别。由于压力波无法向上游传播,导致压缩波在迎风面堆积,膨胀波在背风面堆积。压缩增加压力,膨胀降低压力,这导致一种新的压差阻力,称为波阻,即小扰动压力波带来的阻力。有激波时,这种波阻也存在。

与不可压缩流动类似,如果激波较弱或者不存在激波,那么描述无黏流区域可以用势流模型。势流模型比不可压缩流的势流模型更复杂。可是,在小扰动假设下,势流模型可近似为线性椭圆型方程(亚声速)或线性双曲型方程(超声速),从而可以求出解析解。

基于小扰动势流模型,就可以分析亚声速翼型和机翼流体的可压缩性对不可压缩流气动特性的修正,以及在超声速情况下,给出沿翼型或机翼表面的压力系数分布。经典空气动力学利用这些小扰动理论,可以求解和分析翼型与机翼的气动特性,包括升力特性、波阻特性和力矩特性,其中三角翼具有一些奇特的特性。这种基于小扰动势流模型的分析,也能给翼型与机翼形状提供设计原则,比如说,超声速翼型不能有弯度。另外,超声速问题的气动特性不能当作亚声速情况下的一种定量修正,而是有定性区别。例如,薄翼的焦点在亚声速时,大致在 $1/4$ 弦长的位置,而在超声速情况下,突变到 $1/2$ 弦长的位置。这种从亚声速到超声速出现的定性变化,反映了空气动力学别具一格的奥秘。

0.3 跨声速和高超声速飞行带来的特殊问题

在亚声速飞行条件下,飞行马赫数接近 1 时,机翼和机身会出现局部超声速区。这种局部超声速区在背风面形成极高的负压,在超声速区末端有激波。这会导致产生较大的波阻。激波与附面层干扰,导致附面层内有引起分离的逆压梯度。这会导致额外的分离阻力即压差阻力。跨声速飞行不但引起阻力骤然增加,还引起升力下降。满足这种情况的势流方程即使在小扰动情况下,也是非线性的。因此,跨声速流场分析具有较大难度。20 世纪 50 年代,跨声速理论得到了充分发展。由于跨声速飞行的负面影响,因此跨声速流动研究的目的是理解现象,最终目的是依据物理现象,修改外形,以便减弱或避免跨声速现象的出现。因此,对于机翼、翼型和机身,主要介绍跨声速现象出现的条件以及如何通过修正外形以避免跨声速现象。

当飞行马赫数超过数倍声速时,高速气流经激波减速以及附面层减速,动能转换成热能后,温度会急剧增加,这会引发化学反应、改变流动参数以及比热比和黏度。除此之外,高温增加黏度,导致黏性扩散能力增强,附面层增厚。于是,适合低速流动的势流-附面层解耦模型不再适用,而需要考虑黏性对无黏流区的干扰效应。

高超声速流动的一些无黏特性也可以近似看成超声速流动特性在马赫数趋于无穷大的极限。此时,激波贴近物面,甚至可能接上附面层外边界。这会导致一些结果的简化,比如说一些气动系数和流场形态与马赫数无关,壁面压力系数可以按牛顿正弦平方公式近似。

与经典飞行器主要关注气动力和力矩相比,高超声速飞行器带来另外一个特殊问题,即气动热问题。附面层气动加热、驻点气动加热、激波附面层干扰引起的局部气动加热增强等,是高超声速空气动力学结构与强度设计需要关注的重要问题。

一般超声速飞行器尽量薄平,激波较弱或者不存在明显的激波。但对于高超声速飞行器,

机体、舵翼、裙部以及进气道等都可能产生激波。激波之间有相交、激波在壁面上有反射并与附面层发生干扰。这类激波结构干扰会改变整体流场结构、产生新的波系结构、引起强的局部气动加热。因此,波系结构干扰也是高超声速飞行器关注的重要问题,是当前空气动力学研究的热点内容之一。

0.4 非定常空气动力学问题

气动弹性问题、大迎角机动问题以及现代计算流体力学的应用需求,都涉及非定常空气动力学。在固定在飞行器上的参照系看来,流场随时间变化。飞行器加速运动和旋转运动也带来与加速度和角速度成正比的额外气动力。非定常空气动力学相关理论是现代空气动力学关注的重点问题。对于低速流动,流场中存在自由涡运动,会产生涡作用力。对于可压缩流动,存在运动激波、运动马赫波等。例如,机翼或控制面突然获得大迎角过程中,会从壁面产生涡量,扩散到流场中,通过诱导改变机翼附近的速度分布,产生额外的随时间演化的气动力。在超声速情况下,物体突然运动,会产生运动激波或运动马赫波。这导致气动力随时间变化。气动力对物体运动的时间响应,在气动弹性分析中有重要价值。

现代计算空气动力学的主要求解方法是把空间区域离散为网格单元。每个单元定义流场参数。由于相邻两个网格单元的流场参数有差别,从而在它们的交界面上有了流动参数的间断。这种流场参数的任意间断定义了一个问题:黎曼问题。黎曼问题的解可以分解为两道波,中间夹带一个接触间断(压力和速度连续但密度有突变)。这些波向网格单元两侧运动,每一道波可能是运动激波,也可能是运动马赫波(属于稀疏波,即膨胀波)。黎曼问题的经典理论可以给出各种波产生的条件、运动速度以及由各道波以及接触间断隔开的均匀流区的流动参数。有了黎曼问题的解,即可构造下一时刻的数值解,获得各网格单元在新的时刻的解;进一步按新的黎曼问题求解,就可以获得其他时刻的解。因此,对可压缩流动的这些基本物理问题的理解,可对进入现代计算流体力学起桥梁性作用。

0.5 空气动力学的标准分析方法与特殊分析方法

在一般情况下,空气动力学基于流体力学基本方程以及在各种假设和近似下得到规律和解析解,得到一些影响因素(如雷诺数和马赫数)的对流场结构以及气动特性的定性影响与定量影响,这是与其他科学问题相似的标准方法。小扰动势流模型,在不可压缩情况下属于拉普拉斯方程,在亚声速情况下属于椭圆形方程,而在超声速情况下属于双曲型方程。这与数理方程遇到的三种类型恰好吻合。这表明,不同科学问题之间的基本规律具有相似性。

空气动力学也包含了一些很特殊的以简去繁的思维方法,以此可以意想不到地得到一些基于标准方法很难得到的结果。

比如说,三角翼有前缘涡时,可以把前缘涡对升力的贡献看成来源于作用在前缘的负压被前缘涡旋转了 90° ,这样处理可以得到很准确的预测结果。后掠机翼的后掠角的影响可以看成只有垂直于前缘的分量有作用,平行于前缘的分量没有作用。

附面层微分方程等很难直接得到解析解,但可以把流动参数与坐标的关系进行试探性的约化,即令流动参数是自变量的某种组合的函数,从而减少自变量的个数,这就是相似解概念。另一种是试探是把所有因变量看成是某一个因变量分量的函数,进而可以减少方程的个数,这就是简单波概念。在没有几何尺度的流场区域,做锥型流假设,即在从定点发出的射线上,将

流动参数当作常数处理。物质世界越简单越稳定,越是觉得无法求解时,越有可能包含了简单规律。这类处理方法往往可以给出解析解。

整理气动力和气动热的关系式时,应尽量进行无量纲化处理,以使马赫数和雷诺数或者某种组合等无量纲参数显式地出现在影响因素之中。如果一些无量纲气动参数能显式地表示为马赫数或雷诺数的函数,那么马赫数或雷诺数就是相似参数。即无论几何与来流参数如何变化,只要它们的组合参数马赫数或雷诺数一致,流场就相似。这样,就可以大幅度减少实验数目,给出规律性影响。相似参数是空气动力学强调的重要参数。

低速附面层往往可以通过相似解方法或积分方法求解,但考虑可压缩性后,求解具有一定的困难。一种粗线条思维是,与不可压缩相比,可压缩性到底带来了什么?不难分析,马赫数越高,可压缩性越强,在附面层内引起的气流加热和温度提升就越强。既然温度增高是可压缩性影响的结果之一,那么把温度增高对黏度和密度的影响引入到低速附面层模型中,就可以部分考虑可压缩性的影响。这种抓住物理本质、用简单方法处理复杂问题的方式,往往可给出较为准确的结果。

描述气动加热的能量方程与描述摩擦力的附面层动量方程具有一定的相似性,由此可以令换热系数与摩擦系数满足某种比值关系,称为雷诺比拟。于是,由附面层的摩擦系数关系式就可以直接得到热流密度。激波附面层干扰对气动热的影响,可以看成来源于干扰导致的温度(梯度)增加,而温度增加来源于激波引起的压力增加。于是,局部气动热的放大可以用压力放大得到,而压力放大可以通过无黏波系结构干扰获得。这种方法称为压力比拟方法,是有效得到气动热估算的重要方法。

将复杂的表面上不可求解的问题,用某种类比、将自变量和因变量的数目约化或者抓主要影响因素,由简去繁地获得有价值的规律,贯穿在空气动力学发展历程之中。这种解决复杂问题的思维方法是空气动力学独到之处。学习和运用空气动力学的目的,不是说把空气动力学当作复杂流动对待,最高目标是最终体会到所谓的复杂只是表面现象。

这些方法还包括减弱跨声速现象的超临界翼型概念、突破声障的跨声速面积律(将链接机翼的机身部位进行瘦身)以及突破热障的高超声速钝头体理论等等。

0.6 本书与现有出版物的差别以及内容安排

经典空气动力学、高超声空气动力学和非定常空气动力学等内容,往往孤立地出现在一些专著或教科书中。本绪论涉及的参考文献给出了大约 50 部这样的专著或教科书。

孤立地介绍成系统的知识,很容易出现真空现象。比如说,学习计算空气动力学时,往往不知道黎曼问题求解从何而来;学习气动弹性时,完全没有非定常空气动力学基础或概念。

为了解决这些矛盾,本书连贯地介绍了经典空气动力学、非定常空气动力学、高超声速空气动力学、波系结构干扰以及气动热问题中基础问题。

流体力学的一些基础知识本应该成为空气动力学的先决课程。一些空气动力学专著或教材则预先假定读者完全没有流体力学基础。本书尽量合理地取舍了与空气动力学核心内容相关的流体力学基础知识。飞机涉及的机身一般是旋成体,与旋成体和轴对称流动相关的内容在本书正文内容中不单独介绍,一些重要内容放在习题之中,并给出足够多的提示。空气动力学必然涉及大气环境参数以及飞行器及其部件外形的介绍。但严格而言,大气环境以及飞行器及其部件的外形,分别涉及大气环境科学以及飞行器设计学科。用到空气动力学中,很难完

全采用标准的术语和结果,否则空气动力学也必须包含大气环境学科以及飞行器设计学科。因此,只能取舍那些有利于理解空气动力学原理的术语和概念。也因为如此,本书不能当作飞行器设计气动设计手册使用。飞行器部件空气动力学、飞行器气动布局等可以作为后续课程,让读者进入与工程相关的气动研究。现代计算流体力学和风洞实验技术,以及工程单位积累的大量工程估算公式,也在逐步替代一些理论分析工作。虽然如此,掌握空气动力学基本原理和理论,对正确使用实验和数值计算,理解基本现象是必不可少的。

本书包含经典低速空气动力学、经典高速空气动力学以及若干理论与应用空气动力学专题内容。低速空气动力学包括基本概念与基本流动模型、翼型与机翼基本概念、经典势流理论与流场以及力的分析、薄翼理论、三维机翼理论以及附面层理论。高速空气动力学包括流体力学基本方程以及典型参数关系式、定常可压缩流动波系结构、机翼与翼型的小扰动理论、可压缩翼型与机翼修正理论。理论与应用空气动力学专题涉及低速非定常空气动力学、高速非定常空气动力学、波系结构干扰、高超声速空气动力学和气动热。

本书经典内容的部分习题主要从一些经典教科书中摘取,专题内容则从一般文献并结合作者的科研工作整理而成。一些示意图和结果图是在一些现成的教科书、科技文献以及网络图片的基础上加工而成的。由于本书积累过程太长等原因,部分图片可能未能找到原始作者以对其工作进行恰当引用。本书主要用于教学目的,对采用的这些基础图片并不拥有所有权。本书作者对这些原始图片作者表示由衷感谢,也欢迎来函指正,以便再版时添加引用。

本书强调基本思路以及各章节与各部分内容的连贯性,突出原理性内容,并配备一定数量的与内容密切关联的习题。经典内容可用于本科专业基础教学。专题内容可用于深入课程教学,部分内容对开展科学研究或工程研究有一定的桥梁作用。部分习题有较高的学术价值。大部分习题有提示或参考答案。

考虑到现代计算流体力学和现代风洞实验技术的发展,本书不涉及经典空气动力学涉及的一些近似求解方法,如特征线差分法、面元法(将机翼分解为面元,针对每个面元使用升力线理论)以及摄动法等内容。早期空气动力学针对激波、膨胀波以及大气参数等给出详细的表格,由于现代计算机技术的发展,一个关系式(例如激波关系式)的求解在计算机上十分简单,不需要去查询繁琐的表格,因此本书不给出这些表格。

空气动力学作为一门学科,涉及的内容非常多,即使最著名的经典理论也不可能全部介绍。本书只包括椭圆机翼与最小诱导阻力,薄翼理论,保角变换,面积律与波阻计算等。

一般情况下,一部书包含的内容主要是作者熟悉的内容,专题内容是作者正在研究或者研究过的内容。本书内容取舍也会受到这一原则的影响。

0.7 如何面对空气动力学

粗看空气动力学内容,给人印象是物理现象分散不聚焦、描述现象的物理模型复杂且求解困难、公式相当长。但学习空气动力学的目的不是去面对复杂的推导和像背地图一样去记忆流场结构,而是去理解局部典型结构(如环量、涡、激波、膨胀波、点源偶极子)的物理意义及其影响在求解整体解中的作用,对气动力与气动热的影响规律,突出外形与相似参数的作用,突出马赫数与雷诺数的临界值对流场定性变化的影响以及在同一性质的流场情况下,马赫数和雷诺数的变化对气动特性的定量影响。

空气动力学自始至终都在强调如何抓住主要物理现象和影响因素,如何针对具体问题将