

飞机空气动力

(上册)

飞机气动力部分

南京航空学院

1983. 12.

目 录

第一章 绪 论

| | |
|----------------------------|---|
| § 1-1 “飞机空气动力学”的研究对象 | 1 |
| § 1-2 新飞机研制和设计过程简介 | 1 |
| § 1-3 风洞实验 | 6 |

第二章 低速气流特性

| | |
|---------------------------------|----|
| § 2-1 空气的主要物理属性 | 9 |
| 一、空气的基本参数和状态方程 | 9 |
| 二、空气的粘性和压缩性 | 11 |
| § 2-2 流场的一些基本知识 | 13 |
| 一、流场 | 13 |
| 二、相对运动的原理 | 14 |
| 三、流线、迹线和流管 | 15 |
| § 2-3 气流的基本规律——连续方程和伯努利方程 | 16 |
| 一、连续方程 | 16 |
| 二、伯努利方程 | 17 |
| § 2-4 粘流及附面层 | 21 |
| 一、粘性流体和理想流体 | 21 |
| 二、粘流中的两种基本流态——层流和紊流 | 22 |
| 三、雷诺数的物理意义 | 23 |
| 四、大雷诺数下的流动现象——附面层概念 | 23 |
| 五、附面层的分离现象 | 26 |
| 附录：标准大气 | 30 |

第三章 机翼的低速气动力特性

| | |
|------------------------------|----|
| § 3-1 机翼的几何形状及几何参数 | 33 |
| 一、翼型及其几何参数 | 34 |
| 二、机翼的平面形状及其几何参数 | 35 |
| 三、平均空气动力弦 | 36 |
| § 3-2 升力和阻力的产生 | 37 |
| 一、升力的产生 | 37 |
| 二、阻力的产生 | 41 |
| § 3-3 升力和阻力的量纲分析——相似准则 | 41 |

| | |
|---------------------------------|----|
| § 3—4 无限翼展机翼(翼型)的低速气动力特性 | 45 |
| 一、升力特性 | 45 |
| 二、阻力特性 | 47 |
| 三、俯仰力矩特性, 压力中心和焦点 | 50 |
| 四、层流翼型的气动力特性 | 53 |
| § 3—5 大展弦比直机翼的低速气动力特性 | 54 |
| 一、绕有限翼展机翼流动的特点 | 54 |
| 二、旋涡运动简述 | 55 |
| 三、升力定理 | 58 |
| 四、 Γ 形涡和诱导阻力 | 59 |
| 五、大展弦比直机翼的低速气动力特性 | 63 |
| § 3—6 后掠机翼、小展弦比直机翼和三角机翼的低速气动力特性 | 65 |
| 一、后掠机翼的低速气动力特性 | 65 |
| 二、小展弦比直机翼的低速气动力特性 | 70 |
| 三、三角机翼的低速气动力特性 | 71 |

第四章 高速气流特性

| | |
|----------------------------|-----|
| § 4—1 热力学的基础知识 | 74 |
| § 4—2 微弱扰动在流场中的传播 | 77 |
| 一、微弱扰动在流场中的传播速度——音速 | 77 |
| 二、微弱扰动的影响区, 马赫锥和马赫数 | 79 |
| § 4—3 一维定常流动 | 80 |
| 一、一维定常流动的几个基本方程 | 81 |
| 二、绝热流的总温和总静温比 | 83 |
| 三、等熵流的总压和总静压比 | 84 |
| 四、等熵流流速同流管截面积的变化关系 | 85 |
| § 4—4 激波及膨胀波 | 87 |
| 一、激波及膨胀波的形成 | 88 |
| 二、激波 | 89 |
| 三、膨胀波 | 94 |
| § 4—5 高速附面层概述 | 98 |
| 一、气动热和温度附面层 | 98 |
| 二、马赫数 M_∞ 对附面层特性的影响 | 100 |

第五章 机翼的亚音速气动力特性及跨音速气动力特性

| | |
|--------------------|-----|
| § 5—1 亚音速时空气压缩性的影响 | 102 |
| § 5—2 机翼的亚音速气动力特性 | 104 |
| 一、翼型的亚音速气动力特性 | 104 |
| 二、机翼的亚音速气动力特性 | 105 |

| | |
|---------------------------------------|-----|
| § 5—3 翼型的跨音速气动力特性 | 106 |
| 一、翼型的跨音速绕流图画 | 106 |
| 二、翼型的升力特性 | 110 |
| 三、翼型的阻力特性 | 112 |
| 四、跨音速飞机的翼型特点 | 115 |
| § 5—4 无限翼展斜置机翼的 M_{cr} 和气动力特性 | 117 |
| § 5—5 机翼的跨音速气动力特性 | 119 |
| 一、机翼的临界马赫数 | 119 |
| 二、展弦比、后掠角对机翼跨音速气动力特性的影响 | 120 |
| 附录: 平顶式翼型、尖峰式翼型、后部加载尖峰式翼型、超临界翼型 | 122 |

第六章 机翼的超音速气动力特性

| | |
|---|-----|
| § 6—1 翼型的超音速气动力特性 | 124 |
| 一、超音速气流流过尖头薄翼型时的流动图画 | 124 |
| 二、小扰动情况下翼型压强分布的计算 | 125 |
| 三、翼型的超音速气动力特性 | 126 |
| 四、翼型在不同 M_∞ 数时气动力特性的变化 | 130 |
| § 6—2 机翼的超音速气动力特性 | 134 |
| 一、前马赫锥和后马赫锥 | 134 |
| 二、二维区与三维区 | 134 |
| 三、超音速前后缘和亚音速前后缘 | 136 |
| 四、超音速三维机翼理论计算方法的思路 | 139 |
| 五、厚度波阻特性 | 139 |
| 六、升力特性 | 146 |
| § 6—3 机翼气动力特性的估算 | 149 |
| 一、阻力 | 149 |
| 二、升力 | 153 |
| 三、压力中心位置 | 155 |
| § 6—4 典型机翼在不同 M_∞ 数时气动力特性的变化 | 156 |
| 一、升力曲线斜率的变化 | 156 |
| 二、阻力系数的变化 | 156 |
| 三、焦点位置的变化 | 158 |
| § 6—5 机翼平面形状、剖面形状的选择 | 158 |

第七章 机身和组合体(飞机)的气动力特性

| | |
|-----------------------------|-----|
| § 7—1 机身的外形、几何参数和绕流图画 | 161 |
| 一、机身的外形 | 161 |
| 二、机身的几何参数 | 162 |
| 三、机身的绕流图画 | 162 |

| | |
|---------------------------|-----|
| § 7—2 机身的气动力特性 | 165 |
| 一、阻力特性 | 165 |
| 二、升力特性和力矩特性 | 171 |
| § 7—3 组合体的气动力特性 | 175 |
| 一、机翼—机身组合体的干扰现象 | 175 |
| 二、机翼、机身对水平尾翼的干扰 | 179 |
| § 7—4 高速飞机机身外形的某些特点 | 181 |

第一章 绪 论

§1-1 “飞机空气动力学”的研究对象

“飞机空气动力学”通常包括“空气动力学”和“飞行力学”两个部分。

“空气动力学”的主要任务是研究飞机在空中飞行时所产生的空气动力（如升力、阻力等），研究这些力是如何产生的，以及这些力随飞行速度、迎角和飞机外形等而变化的规律。

“飞行力学”主要研究飞机的运动规律。根据问题的性质，“飞行力学”又往往分成为“飞机飞行性能计算”和“飞机的稳定性、操纵性”两个部分。

“飞机飞行性能计算”，着重于讨论飞机在外力（空气动力、重力、发动机推力等）作用下，飞机重心的运动，以便解决飞机能飞多快、多高、多远、多久等这类问题。

“飞机的稳定性、操纵性”偏重于研究飞机的力矩平衡问题，诸如：

- 如何适当地偏转操纵面（如升降舵、方向舵、副翼等）使飞机获得一定的飞行姿态；
- 为了实施这样的操纵，需要飞行员花费多大力气；
- 飞机对保持给定飞行状态的能力；
- 飞机对飞行员的操纵反应等等。

本讲义的第三章至第七章讨论“空气动力学”，第八章至第十章讨论“飞机飞行性能计算”，第十一章至第十四章讨论“飞机的稳定性、操纵性”。

§1-2 新飞机研制和设计过程简介

研制和设计一种新型现代飞机，大致包括以下几个阶段：

- 科学研究和实验；
- 拟定要求；
- 设计单位研究要求和提出建议；
- 原型机的设计、实验和试制；
- 原型机的试飞鉴定；
- 成批生产；
- 发展和改型。

应当指出，这些阶段不是截然划分、而是互相交错的。以下对这些内容作一简单介绍。

一、科学研究和实验

航空科学研究和实验是研制新型飞机的基础。航空科学研究和实验大致可起下列作用：

- 为航空发展提供基本知识和技术理论，如机翼的升力和阻力理论等；
- 为提高飞机性能探索途径，例如后掠机翼和喷气发动机在飞机上的应用等；
- 为飞机设计提供工程技术资料，例如编写“气动力设计手册”、制定“强度规范”和提供各种技术报告；
- 为发展新飞机提供最佳设计方案。

二、拟订要求

研制和设计任何工业产品，总是要经过

1. 分析任务，拟定要求；
2. 设计制造，满足要求。

这两个阶段。飞机的研制和设计也不例外。在研制和设计任何新型飞机之前，必须先了解它的用途和任务，以及它在国防上或国民经济上需要的迫切性。此外，还要对它的用途和任务进行周密的分析，然后拟定并提出具体的要求。

对新型飞机的设计要求分为两类——“战术技术要求”和“使用技术要求”。前者是对军用机提的，后者是对民用机提的（为了方便起见，以下用“战术技术要求”代表二者）。

飞机的“战术技术要求”大致包括以下几个内容：

1. 飞机的主要任务；
2. 飞机的动力装置；
3. 飞机的主要飞行性能（如最大平飞速度、升限、航程、机动飞行性能、起飞着陆性能等）；
4. 军械和特设；
5. 其它要求。

三、设计单位研究要求和提出建议

有关的使用单位对新飞机拟定并提出要求后，飞机设计机构应对所提要求，进行深入而周密的研究，并可提出自己的建议，对要求作必要的修改。

使用单位还可与设计机构共同研究来拟定和提出要求或者由使用单位委托设计机构提，然后再由使用单位审核同意。

四、原型机^[注]的设计、实验和试制

新飞机设计工作应根据拟定的“战术技术要求”进行。设计工作通常分为三个阶段，即：“总体设计”（又叫“初步设计”）、“预备设计”（又叫“打样设计”）和“工作设计”。这三个阶段往往是密切联系而又互相交错的。

1. 总体设计（初步设计）

这是设计飞机的头一个阶段，其任务是提出新飞机的总体方案，以满足给定的“战术技术要求”。这是一个关键性的阶段。新飞机的质量好坏和进度是否会满足要求，在相当大的程度上决定于这一阶段的工作如何。

^[注] 原型机大意是指未正式成批生产之前，还处于实验和改进阶段的飞机。

“总体设计”阶段主要进行下列一些工作：

- 选定飞机的型式及其主要参数和几何尺寸，如飞机总重量，机翼面积，推（力）重（量）比，翼载荷（即飞机总重与机翼面积的比值）等；
- 选定发动机、武器及其他设备；
- 选定飞机各主要部件的大致构造型式；
- 选定飞机的操纵系统、燃油系统、起落架收放型式等等；
- 进行飞机的初步重量估算，初步确定飞机重心位置；
- 进行飞机的初步飞行性能估算和稳定性、操纵性估算；
- 进行飞机各主要部件的初步强度估算。

在以上工作的基础上，作出新飞机初步的“三面图”，初步的“部位安排图”和“飞机分解草图”。三面图主要表现了新飞机气动力布局的特点，部位安排图表现了新飞机的使用特性，飞机分解草图则表现了飞机某一方面的工艺特性。

总体设计的过程是一个逐次渐进、反复修改的过程。在进行总体设计时，设计人员事先往往要把本国的和国外的同类型飞机拿来分析比较（例如有的以一架已有飞机作为“原准机”），找出他们的优缺点和值得参考的东西，再根据自己的经验进行创造性的设计。在设计时还要使用现有的各种规范和手册，这些规范、手册中的数据、公式和图线都是理论研究、飞机型号实验和长期使用经验积累、总结的结果。

在进行新飞机的总体设计时，一开始往往都提出许多种“气动布局”方案（即画出许多个三面图）以供选择，这些方案的提出一般可根据已有的实验数据和理论分析进行估算来做到。但是究竟哪一种方案好呢？这就要在风洞里进行“选型实验”，即按照各种方案制作相应的模型，放在各种风洞中去进行吹风实验，然后根据所得到的实验数据，就可以对各种“气动布局”方案的优缺点进行分析比较，从而选定一种“气动布局”的初步方案。

这里需要着重指出，在总体设计阶段中，上述各项工作是密切联系、互相影响，而不是孤立进行的。

2. 预备设计（打样设计）

这一阶段的主要任务是，在全面开展“工作设计”之前，较深入地检查总体设计中所存在的问题，以便将一切可能发生的重大缺点或错误消灭在最初阶段，免得在“工作设计”时返工；特别是力求将可能发生的意外问题，在地面上预先发现并予以解决，免得带到空中，发生重大的事故。

在“预备设计”阶段，凡是能进行仔细计算的，能作实验的，就都这样做。并用实验结果来校正理论计算的误差。在这一阶段，主要进行下列一些工作：

——制造“样机”。所谓“样机”就是外形尺寸、内部设备布置都和真飞机一样的木质飞机。有时只须做成真飞机的一部分如驾驶舱和座舱就可以了。在样机中各种设备如仪表、无线电设备等都采用实物。样机的作用如下：把所设计的飞机具体化，以便使用者和设计者对新飞机的驾驶舱和仪表板布置，飞行员视界，维护使用问题，以及图纸上无法以尺寸数字明确表示的情况等，获得具体的了解，据此，可以提出修改意见；供各部件设计组进行协调工作，如受力构件、设备布置等的协调。

——画出新飞机各部件受力构件的“理论图”和“构造打样图”，协调飞机外形和内部构造。

——画出新飞机操纵系统等的“传动图”和其他系统(如液压系统)的“工作原理图”，布置并协调各系统及设备。

——进行新飞机构件的强度计算，并确定飞机的外载荷。

——进行风洞吹风实验，即根据总体设计初步选定的“气动布局”方案制作模型在风洞里进行“型号实验”(亦称“定型实验”)，这样新设计的飞机在气动设计上有什么缺点，经过风洞实验以后，可以考虑改进，然后再拿来实验，再发现问题，再改进。一般要进行成千上万小时的风洞实验(包括“选型实验”与“型号实验”)，才能找出新飞机的“最佳”气动力布局方案(指机翼的几何形状、机身、尾翼的安排、发动机的安装位置和气动力载荷的分布情况等等)。

——进行进一步的性能估算和稳定性、操纵性估算，并根据风洞实验结果来校正估算结果，检验飞机的性能和稳定性、操纵性是否符合要求。

——进行较精确的飞机重量计算，确定各种飞行情况下的飞机重心位置，并规定各部件的重量指标。

在风洞实验和重量计算的基础上，再对三面图作出必要的修改。

在预备设计阶段，设计室各部分都必须协调工作，画出必要的图纸。这些图纸都应经过工艺审查。

3. 工作设计

这一阶段的主要任务是，为新飞机提供有关飞行的技术数据，强度计算资料及各项图纸，设备明细表和指示原型机生产的工艺文件。其主要工作有：

——各部件设计组进行各有关部件的详细设计，为此必须做各构件和零件强度的设计计算；画出各部件的总图、部件装配图、构件装配图、零件图、毛坯图和各系统的安装图。

——作出各个构件和零件的强度验算。

——进一步作构造重量计算，求出各部件的重量和飞机的总重量，再一次进行飞机的重心定位工作。

工作设计的成果是，画出原型机的全部制造图纸，并拟定有关的工艺及检验技术文件。

工作设计完成，画出原型机的图纸以后，就可以开始试制工作了。原型机制成后，还要进行静力实验和动力实验(包括疲劳实验、振动实验和起落架的落震实验等)。

原型机除用于静力强度和疲劳强度实验外，还需造几架用来作试飞鉴定。如果是歼击机，其原型机制造总架数大致是4到8架，可根据具体情况，酌予增减。

在各项实验工作中，须对飞机进行必要的修改，包括设计上的修改。

五、原型机的试飞鉴定

试飞工作非常重要，是对新飞机的性能和构造，及其质量的优劣进行全面的鉴定。试飞中发现的问题应予合理的解决，使飞机的质量能有所改进。

原型机试飞大致可分三个阶段：

1. 工厂试飞

工厂试飞的任务是检查新飞机在各种情况下的飞行品质和性能是否符合要求；确定各种飞行数据，并与估算的数据相比较；检查各个机构、系统、武器及设备的工作情况。还要检查动力装置的燃油系统及冷却系统的工作，地面维护和其它有关的工作。

原
书
缺
页

飞机外形设计中起着重要的作用，但应指出，它不是决定飞机外形的唯一因素。毛主席教导我们说：“世界上的事情是复杂的，是由各方面的因素决定的。看问题要从各方面去看，不能只从单方面去看。”譬如，从减小阻力的观点来看，翼型的相对厚度越小越好，但是小到一定程度机翼的刚度和强度又会显得不够，这时如果把翼型的相对厚度稍微加厚一些，从总的方面来看，反而是可取的。总之，在确定飞机外形时要有一个全面的观点，要从各方面去看，既要看到飞机空气动力学在确定飞机外形中的重要作用，但又不能忽视其它因素，如果在气动力方面要求与结构强度刚度、使用、部位安排等方面的要求发生矛盾时，则应以战技术要求和使用的技术要求为出发点，权衡各方面的利害得失，从而确定出可实现的最佳飞机外形方案。

空气动力学还提供飞机部件（如机翼、机身、尾翼等）上的气动载荷分布，这是飞机部件强度计算的载荷依据。

在超音速及高超音速飞机设计方面空气动力学还提供气动力加热方面的数据（如飞机各部件的温度等），这是计算飞机各部件热应力的依据。

§1-3 风洞实验

根据相对运动的原理，只要空气和物体之间的相对运动速度相同，不管是物体不动，空气以速度 V 流过物体，还是空气静止，物体以速度 V 在静止空气中运动，作用在物体上的力都是相同的。根据这个原理，我们可以把按一定比例制造的飞机或其部件的模型放在风洞里的支架上，不让他动，然后用流动的空气对模型进行吹风实验，改变模型的安装位置，就可以模拟飞机的各种不同的飞行姿态，从而确定它的各种气动力特性。

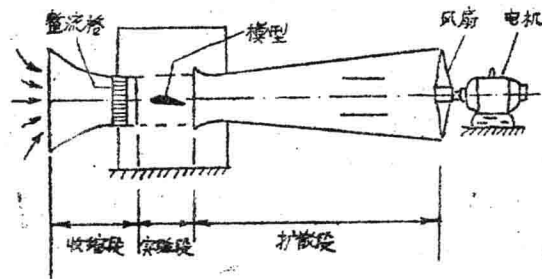


图 1.1

图 1.1 是一低速风洞原理图。大致说来，一个风洞有两大主要部分：一是造成空气流动的装置，以便在“实验段”能得到一个稳定的、流动均匀的气流，这就是图中收缩段、实验段和风扇的作用；另一是测量和记录装置，以便迅速而准确地记下作用在飞机模型上的力。天平是测量风洞模型气动力的主要设备。

低速风洞的风速一般为每秒数十米。由于飞机飞行速度范围很广，飞机大小不一，一种风洞是无法满足各种实验要求的，所以要建造各种风速不同、尺寸不同、用途不同的风洞。如果按速度来划分的话，则一般在 $M=0.7$ 以下的风洞属低速或亚音速范围， $M=0.7$ 至 1.3 的叫跨音速风洞， $M=1.3$ 至 5.0 的叫超音速风洞。

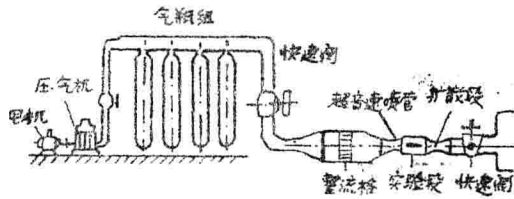
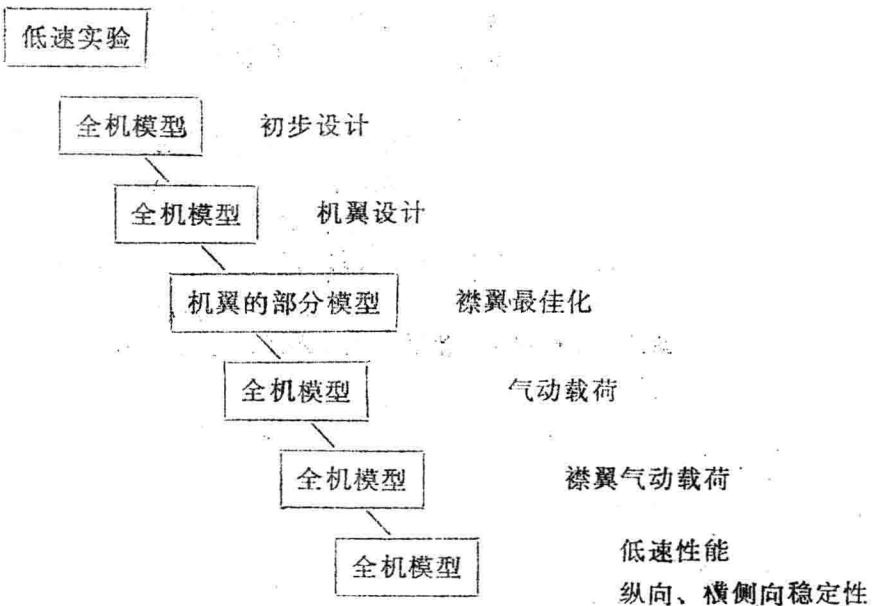


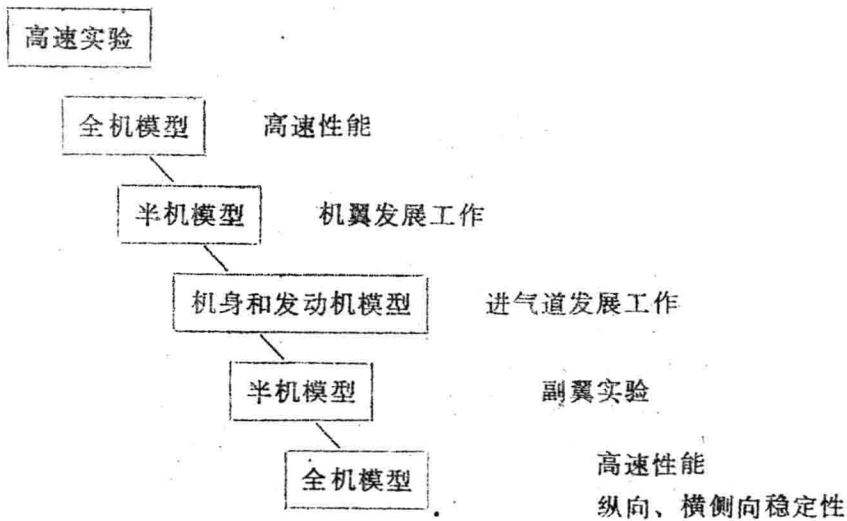
图 1.2

超音速风洞由于流速很大，需要功率很大的动力源，所以实验段尺寸就不能做得太大。为了减少其所需的功率，超音速风洞常做成“暂冲式”的(图1.2)。它用空气压缩机事先将空气提高压力，储存在高压容器中，做实验时让高压空气在很短时间内冲出，通过超音速喷管获得超音速气流。由于这种风洞工作时间很短(一般只有几十秒钟，还有更短的)，所以测量、记录系统一定要自动化。超音速风洞也有做成能连续工作的，叫连续式超音速风洞，但其所需功率很大，例如一个实验段为三、四米见方的连续式超音速风洞，需要的功率就达二十多万匹马力。

毛主席教导我们说：“人的正确思想是从那里来的？是从天上掉下来的吗？不是。是自己头脑里固有的吗？不是。人的正确思想，只能从社会实践中来，只能从社会的生产斗争、阶级斗争和科学实验这三项实践中来。”在新飞机的设计过程中，风洞实验起着十分重要的作用。风洞的任务是：进行给定飞机的“选型实验”和“型号实验”；进行为理论研究开辟道路以及验证和推广理论的实验研究。

飞机设计的典型风洞实验大纲如下表所示，左边是所用模型种类，右边是实验内容。





这是一个示意的大纲，只列了风洞实验的几个大的步骤，实际上飞机设计过程中风洞实验要比上表复杂得多。

做完这些气动实验一般需要在各种类型的风洞内吹风，而且要根据多种不同的方案制作相应的模型进行成千上万小时的风洞吹风。风洞吹风的内容，大致如典型大纲所列，分为总体气动布局、机翼设计、操纵面设计、增升装置、气动载荷、低速、高速性能、稳定性等。实验时还有许多具体问题，如安装角度、整流形状等等都需要吹试若干不同方案以得出最佳方案。

设计飞机时要得到所需要的气动力数据和选择最佳气动布局方案，除了依靠风洞实验以外，还使用了实验研究机和自由飞模型。其中大量的、主要的实验靠各种类型的风洞。实验研究机和自由飞模型所得数据一般比风洞数据更准确，主要是用来做风洞所不能做的重要气动力实验和核对风洞实验的数据。

实验研究机大体上可分为两类。一类是为具体型号服务的。这一类中有的使用现有飞机作实验研究机，主要用它来装上待研究的东西，如新的发动机、机翼、操纵面、起落架或其它机上设备，在空中试飞，测量记录其性能数据。另一类是专门为探索新技术领域而研制的实验研究机，例如为解决跨音速飞行的“音障”问题以及 $M > 3$ 飞行时的“热障”问题都研制过专门的实验研究机。

所谓自由飞模型也可分为两类。一类是用火箭推动模型在露天进行气动实验。另一类是在风洞内做模型自由飞实验。

第二章 低速气流特性

鱼没有水不能游，飞机没有空气也不能飞行，因此我们需要了解空气的性质。

气流就是空气的流动。

空气动力是空气和物体在有相对运动时所产生的。气流流过物体时，空气要向前流动，物体阻挡着它，两者发生矛盾，物体附近的气流便改变方向，绕过物体，这些地方的局部流速和压强等也随之改变，这样就产生了空气动力。所以，空气动力与气流绕物体的流动现象有密切关系。我们要研究空气动力的产生及变化，必须首先了解气流的特性。本章主要研究低速气流特性。

§ 2-1 空气的主要物理属性

空气与液体（如水、酒精）同属于流体，没有固定的形状，容易流动，这与固体有很大不同。但空气又与液体不同，粘性小，易于压缩。就空气的真实构造情况来说，它是由大量的分子组成的，而且每个分子都在不断地作不规则的热运动（即微观运动）。

一、空气的基本参数和状态方程

1. 空气密度

空气密度是指单位体积内所含空气的质量。质量为 m 的空气，如果其体积为 V ，则密度 (ρ) 为

$$\rho = \frac{m}{V}$$

有时把 ρ 叫做质量密度，相应的重量密度（简称比重）是指单位体积所含空气的重量，以 γ 表示（其单位为公斤/米³），显然

$$\gamma = \rho g$$

式中 g 是重力加速度，约为 9.81 米/秒²。由此可得出 ρ 的单位是：

$$[\rho] = \left[\frac{\gamma}{g} \right] = \frac{\text{公斤/米}^3}{\text{米/秒}^2} = \frac{\text{公斤} \cdot \text{秒}^2}{\text{米}^4}$$

空气的密度大，表明单位体积内的空气分子多，比较稠密；反之，空气密度小，说明空气比较稀薄。

2. 空气温度

空气温度表示空气的冷热程度，它实质上是空气分子不规则热运动的一种表现。例如一团空气的分子得到能量，则作不规则热运动的平均速度就增大，平均动能增加，这团空气的温度也就随之升高。

我国一般用摄氏温度表来测量温度，单位是摄氏度 [°C]。

在理论计算中，常使用绝对温度。绝对温度 (T) 和摄氏温度 (t) 可用下式换算：

$$T = t + 273,$$

绝对温度的单位是 [$^{\circ}\text{K}$]。

3. 空气压强

空气压强是指物体的单位面积上所承受的空气的垂直作用力。凡是与空气接触的物体都受到空气压强的作用。

空气所以产生压强，主要是因为一定体积内有很多空气分子在作不规则的热运动，并且分子的运动速度很大，这些空气分子连续不断地撞击物体的表面，这种连续不断的撞击作用，即表现为空气施加于物体表面的压强。又由于空气分子都是向四面八方作不规则运动的，故空气压强也是向四面八方作用的。比如向球胆内打气，球胆就在空气压强的作用下而鼓起来。

在工程上，通常以每平方米或每平方厘米面积上承受多大的力，作为压强 (p) 的单位，即

$$[p] = \text{公斤/米}^2 \quad \text{或} \quad [p] = \text{公斤/厘米}^2。$$

压强的大小也可用水银柱（或酒精等其它液体柱）高度表示，设液柱高 Δh ，液体的重量密度为 γ ，则 p 和 Δh 的关系为：

$$p = \gamma \cdot \Delta h$$

水银的 $\gamma = 13.6 \times 10^3$ 公斤/米³。

温度为 15°C 时，海平面上空气的压强约为：

$$p_{\text{海}} = 10333 \text{ 公斤/米}^2 = 760 \text{ 毫米水银柱}$$

这样大小的压强通常也叫做一个大气压。

4. 状态方程

毛主席教导说：“一切客观事物本来是互相联系的和具有内部规律的”，空气的三个状态参数（密度、温度和压强）之间，也是互相联系的和具有一定规律的，其表现在某一个参数改变时，另外的一个或两个参数也要相应地改变。现举例说明如下：

(1) 空气密度和温度的关系

瘪了的橡皮球在火炉上烘一下，又会鼓圆起来，但冷了以后，又恢复到原来瘪的状态。这说明一定质量的空气，如保持压强不变，当温度增高时，会引起空气膨胀，体积变大，使密度减小；相反，温度降低时，空气体积变小，密度增大。

(2) 空气密度和压强的关系

用力压皮球，皮球会瘪下去，当力量去掉后，皮球又会鼓起来，这表明一定质量的空气，如保持温度不变，当压强增大时，会使体积缩小，密度增大；相反，压强减小时，体积增大，密度也随之减小。

(3) 空气压强和温度的关系

一定质量的空气，如保持体积（或密度）不变，温度升高时，压强会增大。例如在炎热的夏天，打足了气的自行车胎容易爆破，就是这个道理。

科学实验证明，空气的压强、密度、温度三者之间的变化关系，可以用所谓状态方程表示，即

$$p = \rho g R T \quad (2-1)$$

式中 p 的单位是 [公斤/米²]， ρ 是 [公斤-秒²/米⁴]， T 是 [°K]， $g=9.81$ 米/秒²， R 为气体常数，对空气来说， $R=29.27 \frac{\text{公斤-米}}{\text{公斤-°K}}$ 。

以后我们会看到空气温度、密度和压强的变化会引起升力、阻力和发动机推力的变化，从而对飞机飞行性能有很大影响。

二、空气的粘性和压缩性

空气的粘性和压缩性是空气的两个基本物理属性，它们对空气动力有十分重要的影响。由于空气有粘性，飞机在飞行时就要受到摩擦阻力。由于空气容易压缩，当飞机以接近或超过音速的速度飞行时，会出现阻力突增等许多新的现象，这些都与空气的压缩性有关。

1. 空气的粘性和粘性力

在日常生活和生产实践中，液体有粘性是容易理解的。例如，倾倒滑油时就可以看到滑油的粘性作用。

空气也有粘性。现在让我们来看一个实验。如图 2.1 所示，两个圆盘一上一下，彼此靠近，但不接触。当开动电动机使上盘转动一段时间后，我们发现下盘也会慢慢地转起来。这个现象可以这样来解释：上盘转动时，由于空气有粘性，紧贴着上盘的一层空气，好象被盘面粘住一样，会随它一块转动，这层转动的空气，又会带动下一层的空气，这样，两圆盘间的空气，会一层层地相继地都转动起来，以致最后下圆盘也被具有粘性的空气带着转动。

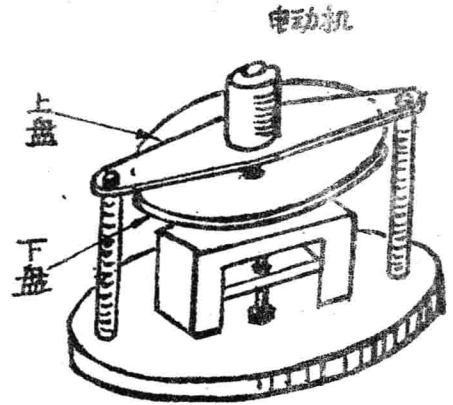


图 2.1

上述实验表明，上层流得快的空气要牵扯下层流得慢的空气使之加速；相反，下层流得慢的空气，也会拉扯上层流得快的空气，使之减速。这种彼此相邻而又流速不同的两空气层之间相互牵扯的特性，就是空气的粘性，而这种相互牵扯的作用力，就是空气的粘性力，或称为空气的内摩擦力，见图 2.2。

相邻两流速不同的空气层

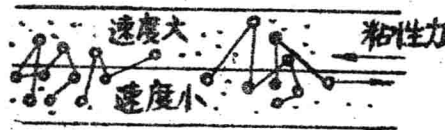


图 2.2

空气的粘性，主要是由于空气分子作不规则热运动的结果。当上层流得快的空气分子，由于作不规则热运动而侵入下层时，就会促使下层空气加速。同样，当下层流得慢的空气分子进入上层时，也会使上层空气减速。

科学实验表明，空气粘性力的大小取决于三个方面（参见图 2.3）：

(1) 空气层之间的速度差和距离

当空气层之间的距离 (Δy) 一定时，速度差 (ΔV) 愈大，粘性力愈大。

反之，当速度差保持一定，则距离愈近，粘性力也越大。

速度差和距离对粘性力时影响可用速度梯度 ($\frac{\Delta V}{\Delta y}$) 来综合表示。速度梯度大，表示速度差大，或距离近，因此粘性力大；反之，速度梯度小，则粘性力小。

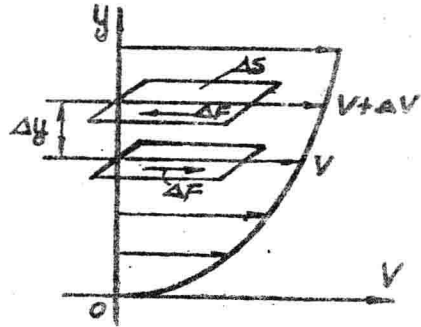


图 2.3

(2) 接触面积

两空气层之间的接触面积 (ΔS) 大，粘性力也大。

(3) 空气温度

空气温度高，粘性力大，温度低，粘性力小。

归纳以上三点，计算粘性力的公式可写为：

$$\text{粘性力 } \Delta F = \mu \frac{\Delta V}{\Delta y} \cdot \Delta S$$

上式也可改写成：

$$\tau = \mu \frac{\Delta V}{\Delta y} \quad (2-2)$$

式中 τ ——单位面积上的粘性力，称为粘性应力或摩擦应力，单位是 [公斤/米²]；

$\frac{\Delta V}{\Delta y}$ ——速度梯度，单位是 [1/秒]；

μ ——比例常数，称为粘性系数，其单位是 [公斤-秒/米²]，空气的 μ 只随温度而变化（与压强的关系很小），其关系大致是

$$\mu = (1.745 \times 10^{-6} + 5.03 \times 10^{-9}t)$$

式中 t 以 °C 计， μ 以 公斤-秒/米² 计。

由 (2-2) 式可以看出， τ 等于 μ 与 $\frac{\Delta V}{\Delta y}$ 的乘积，而空气的 μ 是很小的，因此只有在 $\frac{\Delta V}{\Delta y}$ 很大的地方， τ 才有相当的数值。在速度梯度不大的地方， τ 是很小的，这时 τ 和其它力（如 ρ ）对比之下往往可以略去不计，也就是说，在这种地区可以近似地把空气当作无粘 ($\mu=0$) 流体来看待。 $\mu=0$ 的流体称为理想流体。理想流体虽是实际流体的一种近似模型，但实践证明，根据理想流体的模型所建立的理论，可以解决很多实际问题（在这些问题中粘性是次要的因素），然而我们决不能忘记它的局限性，即只能用于粘性应力可以忽略的地方。

在理论计算中， μ 往往不是单独出现的，而是以 $\frac{\mu}{\rho}$ 的形式出现，因此人们引入了符号 ν ， $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ 。 ν 称为运动粘性系数，它的单位是 [米²/秒]。