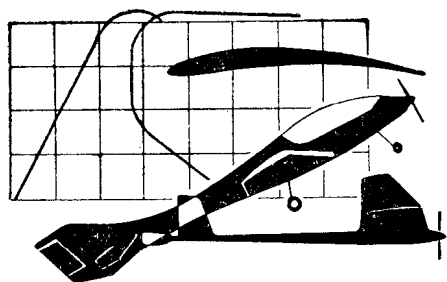




· 中学科技丛书 ·

# 模型飞机飞行原理

朱宝流 高国钧 施定邦



上海教育出版社

中学科技丛书

模型飞机飞行原理

朱宝流 高国钧 施定邦

上海教育出版社出版

(上海永福路123号)

新华书店上海发行所发行 上海市印刷四厂印刷

开本 787×1092 1/16 印张 8.5 字数 197,000

1980年3月第1版 1980年3月第1次印刷

印数 1—7,000本

统一书号: 7150·2221 定价: 0.68元

## 前 言

这本书的主要对象是已经有一定制作和放飞经验的航模爱好者、航模教练员、运动员和专业工作人员。所以有关航空模型的基本常识和一些专用名词等在这里就不再阐述了。对航模方面还不熟悉的读者可先参阅一些有关的书刊。本书只说明模型飞机的一般飞行原理，不详细探讨任何一种模型的各方面问题。制作模型飞机时，如想了解具体调试和工艺方法，还需要参阅有关该种模型的专门书籍。

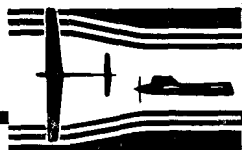
书中内容有一部分参考和引用了1957年人民体育出版社出版的《模型飞机的空气动力学》一书。由于二十多年来国内外航空模型的发展，现在模型的性能已有很大提高，技术上出现了很多新事物，我国航模运动员也有不少新创造。这本书就是想在近二十年来航模运动的广大群众活动的基础上，吸收大家的经验和体会，汇编成册，希望能对我国航模教练员、运动员、爱好者们掌握和理解最新航模技术有些帮助，对提高我国航模水平有所裨益。

由于近年来各方面条件的限制，不少航模研究成果及好经验未能互相交流，这次编写也比较匆忙，所以有些新成果、新经验可能没有发现、采用，有些问题的分析和看法也不一定全面。这只好有待于将来再作补充修改了。读者若发现书中错误及问题，欢迎批评指正。

# 目 录

<b>第 1 章 空气动力学基本知识</b> .....	1
第 1 节 什么是空气动力.....	1
第 2 节 空气动力学的几个基本原理.....	2
第 3 节 边界层与雷诺数.....	4
第 4 节 升力.....	7
第 5 节 阻力.....	9
第 6 节 机翼为什么会失速.....	12
第 7 节 模型飞机与真飞机的“动力相似”.....	15
<b>第 2 章 模型飞机机翼的空气动力学</b> .....	19
第 1 节 翼型的几何形状及主要几何参数.....	19
第 2 节 翼型的座标表示法及画法.....	22
第 3 节 翼型的名称.....	23
第 4 节 翼型的性能曲线.....	24
第 5 节 模型飞机应当选择什么样的翼型.....	28
第 6 节 提高模型飞机机翼翼型性能的一些途径.....	32
第 7 节 机翼形状的影响.....	37
第 8 节 模型飞机机翼性能的换算方法.....	43
第 9 节 整架模型飞机的极线及其应用.....	45
<b>第 3 章 模型飞机的螺旋桨</b> .....	51
第 1 节 基本原理.....	51
第 2 节 螺旋桨几何尺寸的确定.....	55
第 3 节 模型飞机螺旋桨的设计方法.....	57
<b>第 4 章 模型飞机的平衡和安定性</b> .....	63
第 1 节 模型飞机的重心位置.....	63
第 2 节 模型飞机的平衡.....	66
第 3 节 模型飞机的安定性.....	68
<b>第 5 章 模型飞机的操纵性</b> .....	82
第 1 节 模型飞机舵面的功用.....	82
第 2 节 模型飞机的纵向操纵性.....	84
第 3 节 模型飞机的方向操纵性和横向操纵性.....	86

<b>第6章 模型飞机的飞行和调整</b> .....	90
第1节 模型飞机的下滑.....	90
第2节 模型飞机的上升.....	94
第3节 模型飞机的转弯和盘旋.....	105
第4节 线操纵模型飞机的飞行.....	108
第5节 无线电遥控特技模型飞机飞行中的几个问题.....	117
第6节 模型飞机的波状飞行.....	120
<b>第7章 模型飞机的回收和着陆</b> .....	125
第1节 模型飞机的迫降回收.....	125
第2节 模型飞机的起落架.....	127
第3节 模型飞机的伞降回收.....	129



空气动力学是一门专门研究物体与空气作相对运动时作用在物体上的力的一门科学。随着航空科学事业的发展,飞机的飞行速度、高度不断提高,空气动力学研究的问题越来越广泛了。航模爱好者在制作和放飞模型飞机的同时,必须学习一些空气动力学基本知识,弄清楚作用在模型飞机上的空气动力的来龙去脉。这将有助于设计、制作、放飞和调整模型飞机,并提高模型飞机的性能。

## 第 1 节 什么是空气动力

当任何物体在空气中运动,或者物体不动,空气在物体外面流过时(例如风吹过建筑物),空气对物体都会有作用力。由于空气对物体作相对运动,在物体上产生的这种作用力,就称为空气动力。

空气动力作用在物体上时,不是只作用在物体上的一个点或一个部分,而是作用在物体的整个表面上。空气动力表现出来的形式有两种,一种是作用在物体表面上的空气压力,压力是垂直于物体表面上的。另一种虽然也作用在物体表面上,可是却与物体表面相切,称为空气与物体的摩擦力。物体在空气中运动时所受到的空气作用力就是这两种力的总和。

作用在物体上的空气压力也可以分两种,一种是比物体前面的空气压力大的压力,其作用方向是从外面指向物体表面(图 1-1),这种压力称为正压力。另一种作用在物体表面的压力,比物体迎面而来的空气压力小,压力方向是从物体表面指向外面的,这种压力称为负压力,或吸力(图 1-1)。空气对物体的摩擦力与物体对空气之间相对运动的方向相反。这些力量作用在物体上总是使物体向气流流动的方向走。如果是空气不动,物体在空气中运动,那么空气摩擦力便是与物体运动的方向相反,阻止物体向前运动。

很明显,空气动力中由于粘性产生的空气摩擦力对模型飞机飞行是有害的。可是空气作用在模型上的压力又怎样呢?总的看来,空气压力对模型的飞行应该说是有利的。事实上模型飞机或真飞机之所以能够克服本身的重量飞起来,就是因为机翼上表面产生很强的负压力,下表面产生正压力,由于机翼上、下表面压力差,就使模型或真飞机飞起来。可是作用在物体上的压力也并不是完全有利的。一般物体前

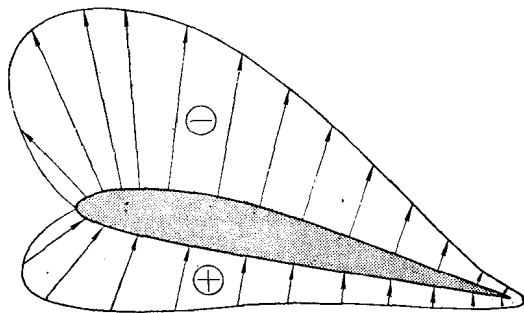


图 1-1 作用在机翼上的压强分布

面的压力大,后面的压力小,由于物体前后压力差便会阻碍物体前进,产生很多困难。只有物体的形状适当才可以获得最大的上、下压力差和最小的前后压力差,也就是通常所说的最大的升力和最小的阻力。所以空气压力对于物体的运动有利也有害。

研究物体在空气中运动时,通常把物体表面受到的压力的大小和方向先用图表示出来,然后加以计算。科学工作者利用一种称为“风洞”的工具来测量物体所受到的空气动力或空气压力。所谓风洞,就是利用风扇或其它方法产生稳定的气流。要试验的物体放在风洞内。如果在物体表面钻上很多小孔,用小橡皮管把这些小孔接到很多压力计上,便可以量出物体表面的空气压力。必须注意,物体表面上单位面积所受到的压力称为压强。用压力计直接测量出来的数值实际上是空气的压强而不是压力。图 1-1 表示的是机翼的压强分布图。箭头的长短表示某一点的压强的大小,箭头的方向表示压强是正或负。要计算压力时还需要将压强乘上机翼的表面面积。

利用直接测量物体表面各部分压强的方法,来研究物体受到的空气动力,是十分麻烦和复杂的工作。而且空气的摩擦力还要另想办法测量,所以这种方法通常只在一些研究所里采用。事实上也不可能将各种物体在各种情况下都这样测量一次。大部分的物体只要测量出它的前后总压力差即可,也就是测出它的阻力来,这样连空气摩擦力也计算在内了。对于机翼则还需

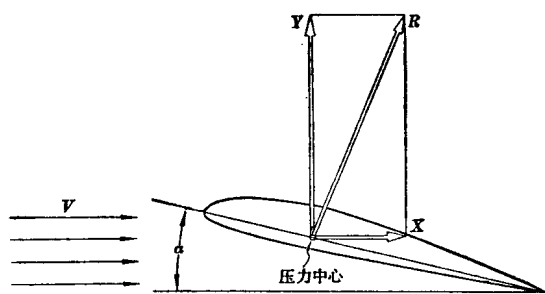


图 1-2 机翼上产生的空气动力

要测量一个上下总压力差——升力。所以物体受到的空气动力,虽然实际上分布在物体全部表面上,但可以很容易把这些力量当作一个总的力量测量出来。这力量有时称为合力,有时称为迎力  $R$  (对机翼来说)。由于这总的力量是各部分压力的总和,所以它的作用点称为压力中心(图 1-2)。

模型飞机的机翼主要用来产生升力,使模型飞行。升力是空气动力的一部分,所以

对于机翼来说,空气动力的总合力——迎力,可以分为两个分力,即升力与阻力。一般所谓的升力就是指迎力沿垂直于气流方向的分力,阻力是迎力沿气流方向的分力。在风洞中作试验时也是把升力与阻力分别测量出来的。根据上面所说的空气动力可以看出,升力就是机翼上、下表面压力差形成的,而阻力是前、后压力差和摩擦力的总和。不过将空气动力分为升力及阻力完全是为了考虑问题方便才这样做的。不按升力及阻力的方向分,按其他方式来分也是可以的。例如作用在空气螺旋桨桨叶上的空气动力,往往分为拉力(沿飞行方向)和旋转阻力(沿旋转平面与螺旋桨旋转方向相反),而不分为升力及阻力。

研究作用在机翼上的空气动力时,按照升力及阻力的分法较好。对于其他物体的空气动力则宜于将空气动力作为一个总的合力,即迎力来考虑。

## 第 2 节 空气动力学的几个基本原理

在讨论作用于飞机上的升力和阻力之前,先介绍几个空气动力学中的基本原理和定理。

### 一、可逆性原理

大家知道,只有空气对物体作相对运动时才能产生空气动力。就拿放风筝作例子吧,要使



风筝升上天空，往往要挑选有风的天气。假如风筝做得合适，风筝线的位置基本正确，就只要稍跑几步，或者稍稍收紧一下线，风筝就能悠然自得地冉冉上升。如果你想在无风或风不大时放风筝，那么你必须拉着风筝奔跑；风愈小，就要求跑得愈快。

前一种情况，是靠空气对风筝作相对运动而将风筝托起的；而后一种情况，则是由于风筝对空气作相对运动获得空气动力。这两种情况，对风筝升空这个目的来讲，效果是一样的。在空气动力学中把它称之为“可逆性原理”。

这个原理对于研究飞机的飞行，有很重要的价值。利用这个原理，可以设法在地面创造相应的条件来研究飞机在空中的飞行情况。利用风洞研究飞机的空气动力特性就是从这个原理得到的启示。

## 二、气流的连续性

如果你住在平原地区并且有机会顺着一条小河步行的话，你会发现，当河面变窄或河床变浅时，河水的流速也会变得快起来。住在山区的人可能会有这样的经验：在风和日丽的天气，穿过山口时一阵清风吹来倍觉凉爽，但过了山口，那股风又突然消失了。类似的现象，在日常生活中还可以举出许多例子。是什么原因造成这种现象的呢？因为无论是水或者空气，它的流动都是连续不断的。在流体力学或空气动力学中，常常把流体或气体微团流动所经过的路径称之为“流线”。这种流线不仅是连续的，而且在流动过程中流体的微团不会从一条流线跑到另一条流线上。沿着每条流线，运动的流体微团的质量保持不变。推而广之，对于沿着一个通道流动的气流来讲，在相同的时间间隔内，流过的空气质量是相同的，如果用公式表示，可以写成如下的连续性方程：

$$\rho \cdot V \cdot F = \text{常数}$$

式中  $\rho$  ——空气的密度；  
 $V$  ——空气的速度；  
 $F$  ——通道的截面积。

对于常见的自然现象以及与模型飞机有关的空气动力问题来说，由于空气运动速度不大，可以认为空气是不可压缩的，即空气的密度保持不变。设在图 1-3 所示空气通道中的前后两个截面为  $F_1$  和  $F_2$ ，利用上式可得

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot F_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot F_2$$

也就是说，由于截面 2 的面积  $F_2 < F_1$ ，所以根据连续性原理，一定产生  $V_2 > V_1$ 。

从图 1-3 还可以看到，在通道中气流流速的快慢，还可以用通道中流线的稠密程度来表示，凡是流线稠密的地方，表示通道窄，气流受到约束，流速增大；反之，流速就减慢。这种用流线来表示气流流过物体情景的方法是与烟风洞（在风洞中引进很多发烟的小喷嘴，使气流流动情况可以得到）观察的结果相一致的。

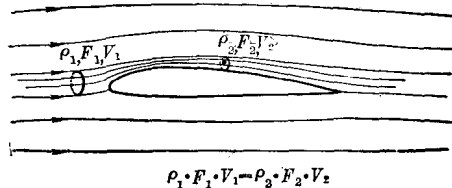


图 1-3 气流的连续性

## 三、伯努利定理

利用气流的连续性可以说明空气流过物体时流速的变化情况。但重要的是空气动力的变化规律。通过伯努利定理就能够知道气流流动速度与作用在物体表面上压强之间的关系。

如果你手中平行地拿两张纸片并且使劲地对着这两张纸片中间吹气，结果会怎么样呢？也

许你会说,这样一来两张纸片便分开了,实际却不然。这两张纸片却愈吹愈靠拢了(图 1-4)。这说明,当对着两张纸片的中间吹气时,作用在纸片外侧的压强比纸片内侧的大,于是使纸片靠拢。由此可见:流速大的地方,气流的压强就小;流速小的地方,气流的压强就大。

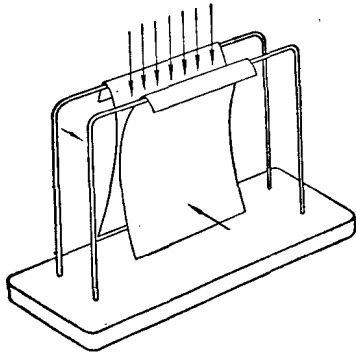


图 1-4 伯努利定理实验

怎样来解释上面这种现象呢?

空气流动时,所有在流动方向的气体分子都具有流动速度。垂直于气流流动方向的物体会受到空气分子较大的冲击。这说明空气分子具有做功的能力。这种能力的大小与空气密度和运动速度有关,用  $\frac{1}{2}\rho V^2$  来表示。这种由于气流流动而形成的压强,称之为动压强(或简称动压)。除了动压强外,气体分子还具有对平行于气流方向的物体表面做功的能力。这种能力是一种势能,通常称之为静压强(或简称静压)。在流动的气流中,既具有动压强,又具有静压强,两者的总和称为总压强(或简称总压)。根据能量守恒

法则,一般情况下,在气流通道中任一处的总压是一个不变的值。如果用公式表示,就是:

$$\text{静压} + \text{动压} = \text{总压(常量)}$$

或 
$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{常量}$$

式中  $P$ ——静压强;

$\frac{1}{2}\rho V^2$ ——动压强。

若将图 1-3 所示气流通道的截面  $F_1$  或截面  $F_2$  的数据代入上式,考虑到空气是不可压缩的流体,即  $\rho_1 = \rho_2 = \rho$ 。所以:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2$$

从这个公式可以知道,由于气流在通道中的能量是不变的。所以,当气体流动时,若流速加快,动压便增大,而静压必然相应减小;反之,若流速减慢,动压便降低,而静压就要相应增加。这就是通常所称的伯努利定理。

### 第 3 节 边界层与雷诺数

研究表明,空气流过物体表面的时候,空气粘性的作用主要表现在最靠近物体的一个薄层气流中。最靠近物体表面的空气质点由于粘性的影响,粘附在物体表面上。所以,那里的气流速度等于零。随着与物体表面距离的增大,空气质点的速度也逐渐增大,在远到一定距离之后,粘性的作用便不那么显著,气流的速度便与没有粘性作用的情况一样了。这一薄层空气称为边界层或附面层(图 1-5)。

在模型飞机机翼表面,边界层是很薄的,只有 2~3 毫米左右。边界层一般可分为两种:一种是层流边界层,另一种是紊流边界层。这两种边界层的性质各不相同。层流边界层内空气质点的流动可以认为是一层一层的,很有层次也很有规则。各层的空气都以一定的速度在流动。层与层之间的空气质点不会互相走来走去。所以在层流边界层内空气粘性所产生的影响也

较小。紊流边界层则不然。在紊流边界层内空气质点的运动情况正好与层流相反，是杂乱无章的。靠近最上面那层速度比较大的空气质点可能会走到底下速度比较慢的地方来，而底下的质点也会走到上面去。由于紊流边界层内质点的运动是紊乱的，所以空气粘性所产生的影响也比较大。

边界层内空气质点流动的这些特性，也反映在这两种边界层内速度变化方面。图 1-5 中对它们作了比较。虽然这两种边界层在最靠近物体的那一点气流速度都是零，即相当于空气“粘”在物体表面上一样；而在边界层最外边的气流速度，都与没有粘性的情况相同。但是在从 0 变到边界外面的速度之间，边界层内部的速度变化规律却是不同的。从图 1-5 可以看到，层流边界层内的速度变化比较激烈；而紊流边界层除了十分贴近物体表面的范围外，在其它地方速度变化并不大，所以紊流边界层内的空气质点具有的动能也比较大。当物体表面上形成紊流边界层时，空气质点的运动就很不容易停顿下来，层流边界层则相反。

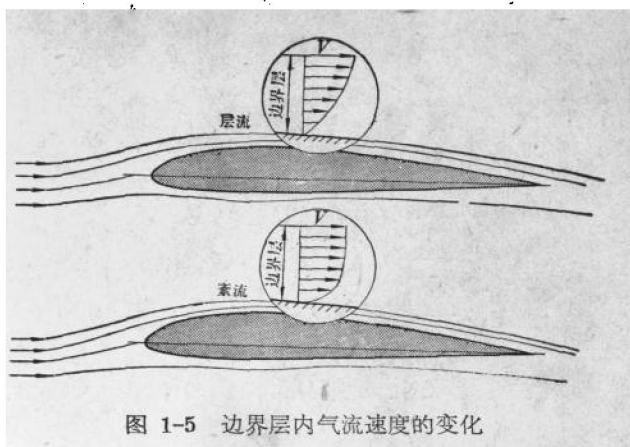


图 1-5 边界层内气流速度的变化

刚才讲了边界层内空气质点运动速度的变化情况。那么边界层内的压强有没有变化呢？要注意，前面讲过的伯努利定理在边界层内已不再适用。因为伯努利定理中假定气流在通道中的能量是不变的，而在边界层内，由于粘性的影响，消耗了空气质点的一部分动能。在物体表面上，由于粘性影响最大，空气质点的动能全部消耗殆尽。研究表明，尽管沿着边界层厚度方向空气质点的速度不同，但它们的静压却是相同的。

空气流过物体表面时，什么时候会产生层流边界层或者紊流边界层呢？产生这种或那种边界层与哪些因素有关呢？

气流在刚开始遇到物体时，在物体表面所形成的边界层是比较薄的，边界层内的流动也比较有层次。所以一般是层流边界层。空气质点流过的物体表面愈长，边界层也愈厚，这时边界层内的流动便开始混乱起来。由于气流流过物体表面受到扰乱（不管物体表面多么光滑，对于空气质点来说，还是很粗糙的），使空气质点的活动也愈来愈活跃。结果边界层内的气流不再很有层次，边界层内的空气质点互相“走来走去”，互相影响，物体表面的边界层也就变成了紊流边界层。

决定物体表面边界层到底是层流或是紊流，主要根据五个因素：(1)气流的相对速度；(2)气流流过的物体表面长度；(3)空气的粘性和密度；(4)气流本身的紊流程度；(5)物体表面的光滑程度和形状。

气流的速度愈大，流过物体表面的距离愈长，或空气的密度愈大（即每单位体积的空气分子愈多），层流边界层便愈容易变成紊流边界层。相反，如果气体的粘性愈大，流动起来便愈稳定，愈不容易变成紊流边界层。在考虑层流边界层是否会变成紊流时，这些有关的因素都要估计在内。一般可将前面三个因素相乘起来，然后根据这乘起来的数字来决定边界层到底会不会变。这个乘出来的数字称为雷诺数。用符号  $R_e$  来表示。所以雷诺数等于：

试读结束 需要全本请在线购买：[www.ertongbook.com](http://www.ertongbook.com)

$$R_e = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu}$$

式中:  $R_e$ ——雷诺数;

$\rho$ ——空气密度( $\frac{\text{千克秒}^2}{\text{米}^4}$ );

$V$ ——气流速度(米/秒);

$l$ ——气流流经物体的长度或其他指定的物体特性长度(米);

$\mu$ ——空气粘性系数( $\frac{\text{千克秒}}{\text{米}^2}$ )。

对于模型飞机的计算来说,  $\rho$ 可用  $\frac{1}{8} \frac{\text{千克秒}^2}{\text{米}^4}$ ,  $\mu$ 可用  $0.00000182 \frac{\text{千克秒}}{\text{米}^2}$ 。上式可简化为:

$$R_e = \frac{\frac{1}{8} V \cdot l}{0.00000182} = 69000 \cdot V \cdot l$$

例如, 牵引模型滑翔机的下滑速度是 6 米/秒, 翼弦长度 10 厘米。那么, 对于这架模型的机翼来说, 雷诺数是:

$$R_e = 69000 \times 6 \times \frac{10}{100} = 41400$$

从后面可以知道, 这种雷诺数的值正处在对飞行性能有重大影响的临界值下。

必须指出, 用上式计算的雷诺数是对应于气温为  $15^\circ\text{C}$  的海平面国际标准大气条件。由于温度对粘性影响比较大, 加之模型飞机的飞行雷诺数本来就不大, 所以气温的变化对模型飞机飞行雷诺数的影响就显得更加严重。图 1-6 中表示模型飞机飞行雷诺数随气温变化的情况。

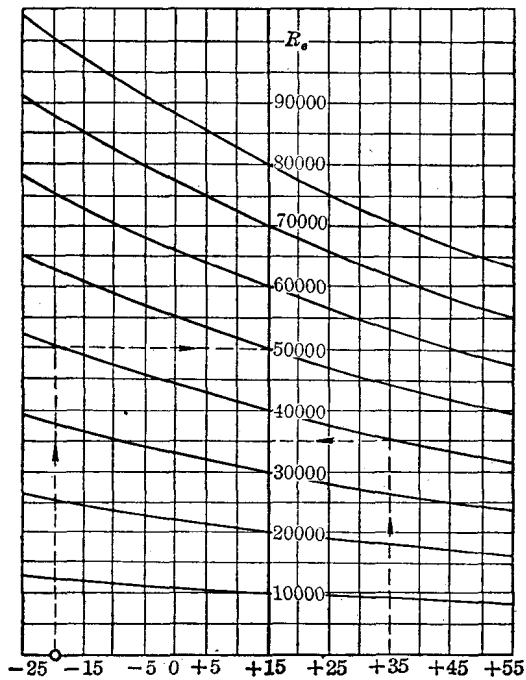


图 1-6 雷诺数随气温的变化

图中的每条曲线都是以气温  $15^\circ\text{C}$  为基准的。举例来说, 如果在  $15^\circ\text{C}$  时, 一架模型飞机的飞行雷诺数是 40000, 那么同一架模型在夏天气温为  $35^\circ\text{C}$  时的飞行雷诺数只有 35000, 而在北方严寒的冬天气温为零下  $20^\circ\text{C}$  时, 飞行雷诺数会增大到 50000 左右。

在空气动力学上, 将层流边界层变为紊流边界层时的雷诺数, 称为临界雷诺数, 一般写作  $R_{e\text{临界}}$ 。如果空气流过物体时的雷诺数小于临界雷诺数, 那么在物体表面形成的边界层都是层流边界层。如果空气流过物体时的雷诺数超过临界雷诺数, 那么在物体表面的层流边界层就有一部分开始转变为紊流边界层。如果雷诺数超过临界雷诺数愈多, 物体表面紊流边界层占的比例就愈大。这种临界雷诺数的大小, 不仅与物体的形状有关, 也与物体表面的粗糙程度以及气流的紊乱程度有关。空气流过物体时, 从层流边界层转变为

紊流边界层的雷诺数一般在 50000~200000 左右。表 1-1 中是几种典型物体的临界雷诺数。

表 1-1 几种典型物体的临界雷诺数

物 体 形 状	临 界 雷 诺 数
顺气流放置的平板	约50000
圆球	200000
飞机机翼翼型	60000~80000
模型飞机机翼翼型	约50000

## 第 4 节 升 力

机翼是飞机产生升力的最主要部件。如果从机翼上单独取出一个剖面（即所谓翼型，如图 1-7）放在烟风洞中观察气流流过它的情况，将会发现这样的现象（见图 1-8）：从远前方来的气流到达翼剖面前缘后会分成上、下两股，分别沿着机翼上、下表面流动，到后缘处又重新汇合，并平滑地向后流去。

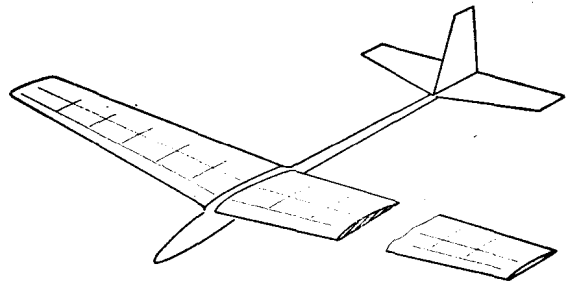


图 1-7 机翼的翼剖面

这说明，在翼剖面前方的气流与翼剖面后缘之后的气流原先是一个整体，只是插入这段翼剖面后才使这部分气流分成上、下两股。在翼剖面前缘附近，气流开始分成上、下两股的那一点的气流速度为零，静压达最大值。这个点在空气动力学上称为驻点。对于上、下弧面不对称的翼剖面来说，这个驻点通常是在翼剖面的下表面。

在驻点处气流分叉后，上面的那股气流不得不先要绕过后缘。所以它需要以更快的速度流过上表面，才能最后与流过上表面的那股气流同时到达后缘点。这样一来，气流流过上表面时速度大，流过上表面时速度比较小。根据伯努利定理：气流流速大，静压便减少。于是机翼上、下表面就产生了压力差。上、下表面的压力差愈大，产生的升力也就愈大。

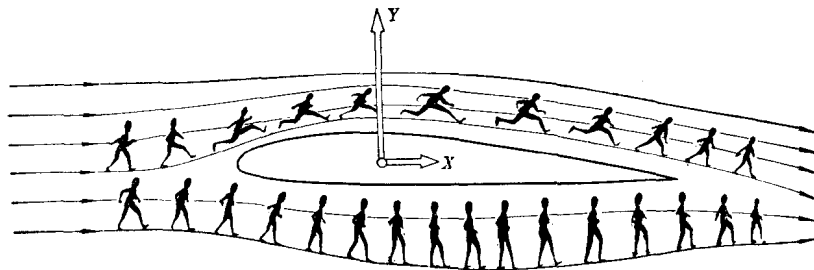


图 1-8 机翼为什么会产生升力

如果增大相对气流与翼剖面所成的角度(称迎角), 驻点位置会沿着翼剖面下表面向后移动。所以从驻点分叉后流过上表面的那股气流的流动速度更加快了, 于是翼剖面的升力也愈大。

利用伯努利定理来解释机翼为什么会产生升力是十分方便的。可是需要对升力作些具体计算时, 伯努利定理便很难用上了。计算机翼产生的升力大小, 有助于设计机翼, 所以还要另想办法。

通过风洞和其他方法试验后得知, 机翼产生升力的大小可用如下公式计算:

$$Y(\text{升力}) = \frac{1}{2} \times \rho V^2 S C_Y$$

式中  $\rho$ ——空气密度, 在海平面及标准状况下可用  $\frac{1}{8} \frac{\text{千克秒}^2}{\text{米}^4}$ ;

$V$ ——机翼与气流的相对速度(米/秒);

$S$ ——机翼面积(米<sup>2</sup>);

$C_Y$ ——机翼升力系数。

机翼升力系数是用试验方法测量出来的。机翼产生的升力大小除了与空气密度、飞行速度和机翼面积有关外, 还与机翼翼剖面的形状(即翼型)、气流与机翼所成的角度(即迎角)等有关。机翼的翼型有千种以上, 机翼的迎角也可以有许多变化, 如果把把这些因素都一一列入式中那就太麻烦了, 所以通常是用一个数字即升力系数来代替。不同的机翼, 不同的翼型, 在不同的迎角下, 便有不同的升力系数。科学工作者花费了很多功夫把各种各样的翼型放在风洞中

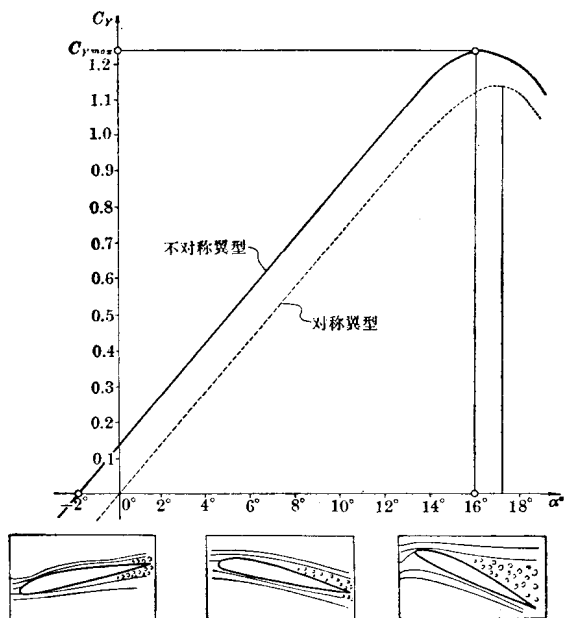


图 1-9 升力系数曲线

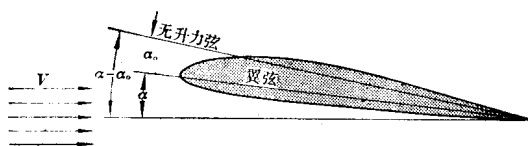


图 1-10 迎角  $\alpha$  与无升力迎角  $\alpha_0$

试验, 分别求出不同迎角时的升力系数来。最后把这些数据整理好, 每个翼型的资料都画成曲线(如升力系数曲线等)以便查阅。当我们为机翼选用某种翼型后, 想算出在一定迎角下产生多大升力, 便要把有关这翼型的资料或曲线找出来, 查出在这迎角下产生的升力系数, 然后代入升力计算公式, 把升力计算出来。

升力系数曲线一般如图 1-9 所示。从图上可看到, 曲线的横坐标代表迎角  $\alpha$ , 纵坐标代表升力系数  $C_Y$ 。根据一定的迎角便可以查出它的升力系数。所谓迎角就是相对气流与翼弦所成的角度(图 1-10)。翼弦是指翼型前缘与后缘连成的直线。

一般上、下不对称的翼型在迎角等于  $0^\circ$  时仍然产生一定的升力, 因此升力系数在  $0^\circ$  迎角时不是零, 而要到了负迎角时才使升力系数为零。这时的迎角便称为无升力迎角  $\alpha_0$ (图 1-10)。从这个迎角开始, 迎角与升力系数成正比, 升力系数曲线成为一根向上斜的直线。当迎角加大到一定程度以

后(图 1-9 中的  $16^\circ$ )升力系数便开始下降。升力系数达到最大值时的迎角称为临界迎角。这时的升力系数称为最大升力系数,用符号  $C_{Y_{\max}}$  表示。飞机飞行时,如果迎角超过临界迎角,便会因为升力突然减少以至下坠,这种情况称为失速。关于失速问题以后还要专门讨论。

为什么一般翼型在迎角是  $0^\circ$  时仍然会产生升力呢?因为这些翼型的上表面弯曲,下表面比较平直,在  $0^\circ$  迎角下翼型驻点仍在翼型下表面,使上表面的气流流得快,下表面的气流流得慢,结果还是产生升力。只有气流从斜上方吹来(图 1-10),即迎角是负的,升力才等于 0。如果翼型是上下对称的,那就完全不同了。对称翼型在  $0^\circ$  迎角时不产生升力,升力系数就是 0。驻点在前缘处,上、下表面的气流速度相同,所以这种翼型只有在正迎角时才会产生升力。

## 第 5 节 阻 力

阻力也是一种空气动力。从某种意义上讲,它比升力更为常见。因为,只要物体与空气有相对运动,不管它会不会产生升力,却总是会产生阻力。如果按引起阻力的原因来分,在一般的模型飞机飞行速度范围内,它可以分为:摩擦阻力,压差阻力,诱导阻力和干扰阻力等。

### 一、摩擦阻力

在日常生活中,我们都有这样的体验:当沿着地面推动一件物体时,如果地面很光滑,那么推动这件物体所需要的力就比较小;如果地面很粗糙,就要花很大的气力去推动这个物体。我们常常称前一种情况是摩擦力小,而后一种情况是摩擦力大。物体在空气中运动或者空气相对物体运动的情况也是这样。前面讲过,由于空气有粘性,所以飞机在空中飞行(或确切地讲飞机与空气有相对运动)时,空气流过飞机表面会有摩擦作用并产生摩擦力,起着阻止飞机飞行的作用,所以这种摩擦力又称为摩擦阻力。

摩擦阻力的大小和粘性影响的大小、物体表面的光滑程度以及物体与空气接触面积(称为浸润面积)等因素有关。空气的粘性作用主要表现在物体表面的边界层中,所以摩擦阻力实际上就是边界层内空气粘性摩擦力的总和。另一方面,如果物体表面的边界层是层流边界层,空气粘性所引起的摩擦阻力就比较小;如果物体表面的边界层是紊流边界层,空气粘性所引起的摩擦阻力就比较大。所以从减小摩擦阻力的角度来看,最好是使物体表面的边界层始终保持层流。但是,这种认识对于模型飞机,特别是飞行速度较低的竞时模型飞机来说恰是很片面的。因为在模型飞机飞行的低雷诺数条件下,层流边界层中气流比较容易分离,从而使压差阻力大为增加。此外,对机翼来说气流分离也影响升力的大小。以后我们再进一步说明这一点。

对于模型飞机来说,物体表面光洁程度的影响比较复杂。如把物体表面弄得光滑一些,减少表面上各种小的突起物或阻碍气流流动的东西,这样能减少摩擦阻力。但物体表面的光洁程度,还会直接影响物体表面的边界层状态。如果物体表面比较粗糙,容易形成紊流边界层。对飞行雷诺数较小的模型飞机来讲,在机翼表面形成紊流边界层较为有利。但一般来说,对于不产生升力的部件,还是要设法把它的表面打磨得很光滑,减少它的摩擦阻力为好。而对于机翼来说,则要根据具体情况加以分析了。过分追求模型飞机机翼表面光洁度,不一定有太大的意义。

浸润面积的影响较为明显。模型飞机暴露在空气中的面积愈大,摩擦阻力也愈大。反之则小。

## 二、压差阻力

当你顶风骑自行车或奔跑时,会感受到一股阻止你前进的力,这就是压差阻力,或称为迎面阻力。压差阻力是由于物体与空气相对运动时,物体前后存在压力差所引起的。不过产生这种阻力的根本原因还是由于空气的粘性。举一个气流流过圆球的例子。当圆球和空气作相对运动时,如果空气没有粘性,不但没有摩擦阻力而且也没有其它的阻力。因为在这种情况下,流动的情况将如图 1-11 (a)所示的那样,圆球前后,上下的压力分布分别相同,所以既没有

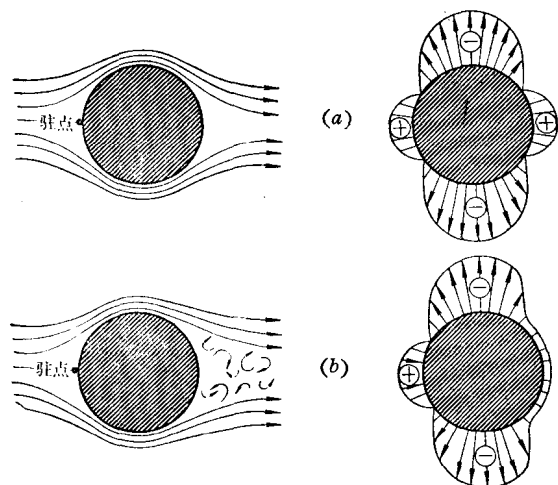


图 1-11 气流流过圆球的情况

上下方向的压力差——升力,也没有前后方向的压力差——压差阻力。只是当空气有粘性时,气流流过圆球表面会损失一些能量,使得在圆球前端——驻点处分叉成上下两股的气流,在绕过圆球后,不能够在圆球后端再汇合在一起向后平滑地流去,于是产生气流分离现象,见图 1-11(b)。这时在圆球后面的气流形成尾流区。尾流区内的静压低于圆球前面的静压。圆球前后的压力差便产生压差阻力。

压差阻力与物体的形状、它在气流中的姿态以及最大迎风面积等因素有关。由于压差阻力主要与物体形状有关,所以也可称为形状阻力。很明显,要想减少压差

阻力就必须减少物体后面的尾流区,增加物体后面的静压。为飞机各部分选择合适的外形是减少压差阻力的主要方法。所谓流线型的物体就是指压差阻力比较小,能满足这种要求的物体。气流流过良好流线型物体所产生的阻力只有圆球阻力的五分之一左右。既然压差阻力也与空气粘性有关,所以除了上面讲的这些因素外,它与物体表面的边界层状态也有很大的关系。如果边界层是层流的,边界层内的空气质点动能较小,受到影响后容易停留下来,这样气流就比较容易分离,尾流区的范围就比较大,压差阻力也就很大。如果边界层是紊流的,那么由于边界层内空气质点的动能较大,所以气流流动时就不大容易停顿下来,使气流分离得比较晚,尾流区就比较小,压差阻力也就比较小。图 1-12 比较了圆球表面边界层为层流和紊流时的流动情况。当圆球表面边界层为层流边界层时,由于气流分离得较早,它的阻力系数竟比紊流边界层情况大六倍之多。所以从减少压差阻力的观点看,边界层最好是紊流的。

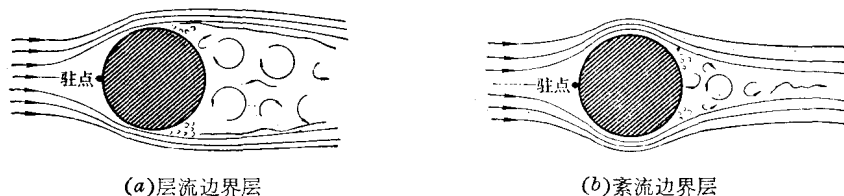


图 1-12 圆球表面边界层对流动及阻力的影响

一般情况下,物体的阻力就是指摩擦阻力和压差阻力之和。

计算物体阻力大小所采用的公式与计算升力的相类似。物体阻力大小与物体的形状、大



小、相对气流的速度和空气的密度等有关。列成公式是：

$$X = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

式中  $X$ ——阻力(千克)；

$\rho$ ——空气密度，一般可用  $\frac{1}{8}$  千克秒<sup>2</sup> / 米<sup>4</sup>；

$V$ ——相对气流的速度(米/秒)；

$S$ ——物体最大横截面面积或表面面积(米<sup>2</sup>)；

$C_x$ ——物体的阻力系数。不同的物体有不同的阻力系数。相同的物体，如果计算面积  $S$  的方法不同时(用横截面面积或表面面积)阻力系数也会不同。

具体利用这公式计算的例子可在第 2 章中找到。必须指出，利用这个公式算出的阻力已经把摩擦阻力和压差阻力都估计在内了。因为各种物体的阻力系数都是用风洞试验出来的，所以得出的结论已经是这两种阻力的总和。一般来说，对于流线型物体，如模型飞机的机身，所产生的阻力中，摩擦阻力占总阻力的大部分，而对于不流线型的物体，如平板、圆球等，压差阻力在总阻力中占主要地位。

### 三、诱导阻力

诱导阻力是伴随升力产生的一种阻力。只要有升力就会有这种阻力。这是什么原因呢？因为机翼的长度虽然很长，但毕竟还是有限的，在机翼翼尖处，流速小静压大的下翼面空气会绕过翼尖向流速大静压小的上翼面流动。于是在翼尖处形成了一股涡流，它改变了翼尖附近流经机翼的气流的方向，引起了附加阻力。这便是诱导阻力。它与升力同时产生，机翼升力愈大，这种阻力也愈大。机翼升力为 0 时，这种阻力也减少到 0，所以又称为升致阻力。

关于机翼上、下表面压力差究竟是怎样引起诱导阻力的，它与那些因素有关。在下一章中再作详细介绍。

### 四、干扰阻力

如果在风洞中先分别测量出飞机各个主要部件的阻力，然后把这些部件装配成飞机，再在风洞中测定整架飞机的阻力，这时会发现用整架飞机测得的阻力并不等于各个主要组成部件阻力的总和。在空气动力学中认为这是由于飞机各部件之间相互影响所引起的。它称为部件干扰。整架飞机阻力与单独部件阻力总和之间的差值称为干扰阻力。

一般情况下，整架飞机的阻力总要比各个部件阻力的总和来得大。但个别设计得好的飞机，其整机阻力甚至有可能比各部件阻力的总和为小。前一种情况称为不利干扰，干扰阻力是正值。后一种情况称为有利干扰，干扰阻力是负值。

在飞机上任何相邻的部件之间，或者顺着气流流动方向一前一后安置的部件之间都会发生不同程度的部件干扰。干扰的类型根据引起部件干扰作用的特点大致可以分为：涡流干扰，尾流干扰和压力干扰三种。

#### 1. 涡流干扰

这是指能产生升力的物体(例如：机翼)对它后面部件的影响。例如螺旋桨滑流对滑流区域内部件的影响即属于这类干扰。由于涡流干扰的干扰源是产生升力的物体，所以它可以认为是一种升力干扰。升力干扰一般表现为不利干扰，但有可能是有利干扰。问题在于能否巧妙地利用它，但要做到这一点并不容易。