

空气动力学原理

南京航空学院

1985-7.



30895198

V211
1051-2



| | |
|----------------------------------|----|
| 第一章 概论..... | 1 |
| §1-1 “飞机空气动力学”的研究对象..... | 1 |
| §1-2 近代飞机的外形及其几何参数..... | 1 |
| 一、机翼..... | 2 |
| 1. 机翼的几何参数..... | 2 |
| 2. 翼型的几何参数..... | 3 |
| 3. 翼型的构造..... | 4 |
| 二、机身..... | 9 |
| 三、尾翼..... | 10 |
| 四、驾驶舱..... | 10 |
| 五、其它..... | 10 |
| §1-3 风洞实验简介..... | 11 |
| 一、低速风洞..... | 11 |
| 二、高速风洞..... | 11 |
| 1. 高、亚音速风洞..... | 13 |
| 2. 跨、超音速风洞..... | 13 |
| 三、尾旋风洞..... | 16 |
| 四、结冰风洞..... | 16 |
| 五、自由飞风洞..... | 16 |
| 第二章 空气的基本物理性质..... | 18 |
| §2-1 空气的基本物理参数..... | 18 |
| 一、空气的密度..... | 18 |
| 二、空气的温度..... | 19 |
| 三、空气的压强..... | 19 |
| 四、空气的密度、温度、压强三者之间的关系..... | 23 |
| §2-2 空气的粘性和压缩性..... | 24 |
| 一、空气的粘性和粘性摩擦力、动力粘性系数和运动粘性系数..... | 24 |
| 二、空气的压缩性..... | 27 |
| §2-3 大气分层..... | 28 |
| §2-4 国际标准大气..... | 30 |
| 第三章 空气动力学的一些基本概念与方程..... | 34 |
| §3-1 定常流动的流线、迹线和流管..... | 34 |

| | |
|---|----|
| 一、定常流动和非定常流动 | 34 |
| 二、流线、迹线和流管 | 35 |
| § 3-2 连续方程 (又称质量方程) | 40 |
| § 3-3 柏努利方程 (低速的能量方程) | 42 |
| 一、说明柏努利方程的水管实验 | 42 |
| 二、柏努利方程的推导 | 43 |
| 三、柏努利方程的应用实例 | 47 |
| § 3-4 作用在飞机上的空气动力 (或力矩) 的表达式 | 52 |
| 一、飞机表面压强的表达式 | 52 |
| 二、总空气动力的表达式 | 53 |
| 三、飞机的风轴系 | 53 |
| 四、空气动力 (或力矩) 的表达式 | 55 |
| § 3-5 低速风洞实验相似律 | 56 |
| 一、几何相似 | 56 |
| 二、运动相似 | 56 |
| 三、动力相似、 Re 数 | 57 |
| 四、紊流度的概念 | 60 |
| § 3-6. 圆球的 $C_x - Re$ 关系曲线 | 61 |
| 第四章 低速附面层 | 66 |
| § 4-1 附面层的一般概念 | 66 |
| § 4-2 附面层速度分布和附面层厚度的测定实验、位移厚度 | 69 |
| § 4-3 摩擦阻力和附面层流动状态的关系、附面层的转换、影响转换的因素、层流翼型 | 72 |
| § 4-4 平板附面层 | 77 |
| 一、光滑平板附面层的计算公式 (层流与紊流) | 77 |
| 二、混合附面层时平板的摩擦系数 | 79 |
| 三、紊流粗糙平板的摩擦系数 | 80 |
| § 4-5 附面层的分离和机翼失速 | 81 |
| 一、分离现象 (后缘分离)、压差阻力 | 81 |
| 二、机翼失速 | 85 |
| § 4-6 延迟附面层分离和增升装置 | 88 |
| 一、延迟分离的意义 | 88 |
| 二、增升装置 (增加升力装置) | 88 |
| § 4-7 长直圆管中不可压粘性的流动 | 92 |
| 第五章 低速风洞实验 | 96 |
| § 5-1 低速风洞实验用的仪器 | 98 |
| 一、测压强仪器 | 98 |

| | |
|---------------------------------------|-----|
| 二、测力仪器 | 105 |
| 三、测风速的仪器 | 107 |
| § 5-2 低速风洞实验中绕模型流态的观察法 | 110 |
| § 5-3 翼型空气动力特性的实验 | 112 |
| 一、翼型表面上的压强分布的测定方法 | 113 |
| 二、翼型的空气动力特性曲线(示意图)、压力中心和焦点 | 118 |
| § 5-4 全机模型的气动力特性 | 129 |
| 一、三元机翼的下洗和诱导阻力 | 129 |
| 二、全机模型的气动力特性曲线(示意图) | 132 |
| § 5-5 低速风洞实验段气流品质对实验数据的影响 | 135 |
| 一、风速的稳定性 | 135 |
| 二、气流在实验段中的均匀性 | 135 |
| 三、气流在实验段中的方向性 | 136 |
| 四、 Re 数与紊流度 $\varepsilon\%$ 对气动力的影响 | 138 |
| 五、风洞轴向静压梯度 | 138 |
| § 5-6 飞机模型低速风洞实验数据的 Re 数修正 | 139 |
| 一、原准机法 | 139 |
| 二、理论计算法 | 139 |
| 三、挖型表面附面层人工固定转捩 | 139 |
| § 5-7 低速风洞实验时的模型支杆干扰修正方法 | 140 |
| 一、三步法 | 141 |
| 二、二步法 | 141 |

第一章 概 论

§ 1—1 “飞机空气动力学”的研究对象

“飞机空气动力学”这门课程的讲义一共有三册：第一册的内容主要是阐述低、高速气流的一些基本物理现象与规律性，并用以说明作为研究空气动力的最有力工具——低速和高速风洞的工作原理和使用方法，以及有关风洞实验的一些最基本的知识，并为学好第二册提供一些必要的空气动力基本知识。

第二册的内容主要是阐述如何把飞机的各个部件：如机翼、机身、尾翼等简化成简单的物理模型，然后用物理模型与数学相结合的理论方法来计算空气动力问题；以及介绍如何利用由理论计算出来的、或者是实验得到的数据曲线及图表来对飞机各部件的气动力进行工程估算的方法。

第三册为“飞行力学”部份，这部份内容又可分为“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）的作用下，飞机重心的运动，即根据第一、第二册所介绍的研究空气动力的方法所得出的作用在飞机上的气动力数据，在同时考虑发动机推力及飞机重量的情况下来解决飞机能飞多快、多高、多远、多久等问题。

“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；

——飞机能保持给定飞行状态（如等速直线平飞等）的能力；

——飞机对飞行员的操纵反应等

§ 1—2 近代飞机外形的几何参数

本课程既然是研究飞机的空气动力学，那么我们就必须首先对于近代飞机的几何外形要比较熟悉。这除去可在实际“学军”和“学工”的过程中对于我们祖国的“雄鹰和银燕”加以仔细观察外，还可以从文献资料中看到许多各种各样的国外飞机的外形。

近代飞机的几何外形是很顺滑的流线型，它是一个空间的“曲面体”。在制造飞机时，为了保证飞机外形合乎所设计的理想几何形状，必须对飞机的每一部份的理论外形给出其一比一的模线图，由模线制造样板，零件外形按样板制造，飞机装配时还要用型架来保证零件部件之间的相互尺寸及外形，而型架也要用样板来制造，我们在制造将在风洞中进行吹风实

的飞机模型时，也同样地要先按真飞机的理论外形，按一定的缩放比例，绘制飞机模型的模线，并按模线制造样板，最后模型按样板来加工制造。模型加工的质量会密切地影响风洞实验结果的准确性，所以熟悉飞机的几何外形对于我们从事飞机气动力工作的人员来讲是一件极为重要的事。在这里我们不可能给出一架具体的完全的飞机的理论图，而只能作为典型示例，给出有关一些近代飞机及其部件外形的大概“面貌”和一些重要的外形几何参数的名称和定义。（参看图1-1）

一、机翼

对于近代飞机来说，机翼是最主要的一个部件，一架气动外形很好的飞机，由于机翼具有优良的气动特性（升力远大于阻力），致使整架飞机会有很好的效率。所以对机翼的研究在空气动力学上占有很重要的地位。

现代飞机的机翼一般说来都是很薄的，它的厚度方向（ z ）尺寸要比另外两个方向（翼展方向 a ，翼弦方向 b ）的尺寸小得多。另外，飞机机翼都是左右对称的，因此它具有对称面，如图1-1(b)所示。机翼的气动力特性取决于机翼如下的几何外形。（参看图1-1）

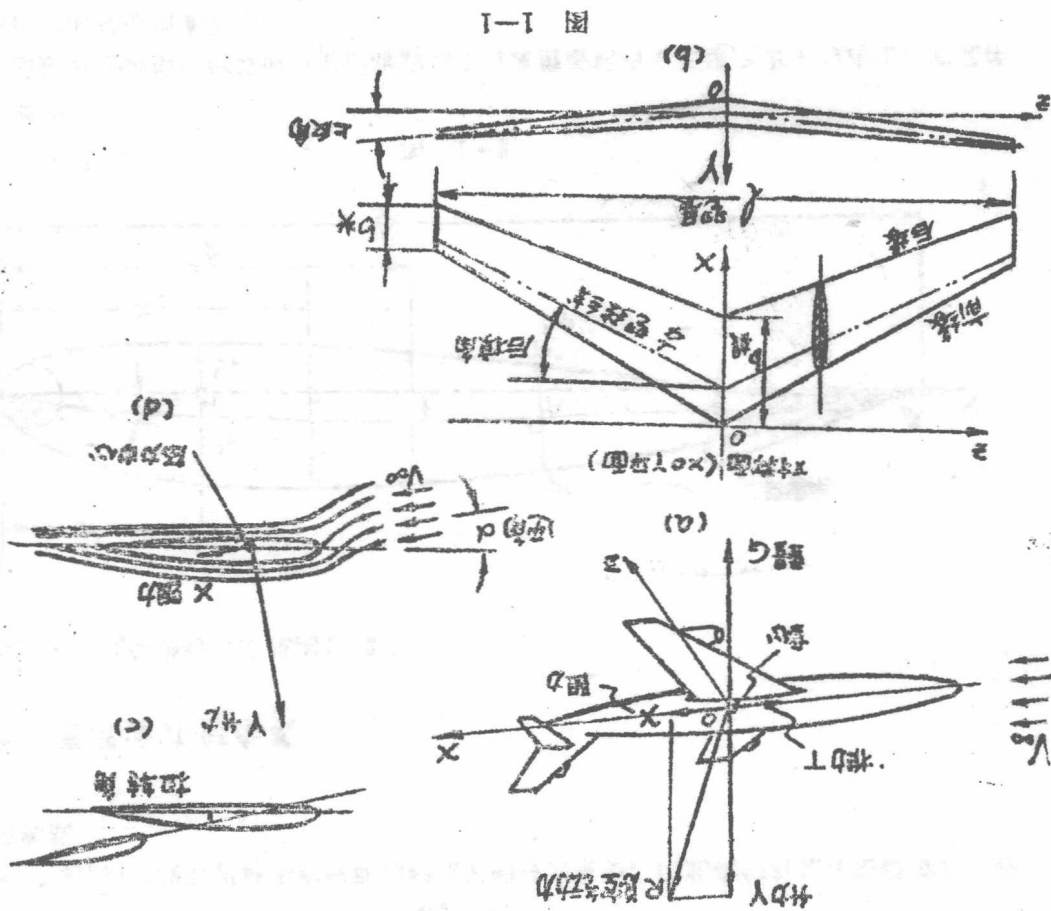


图 1-1

1. 机翼的几何参数

①翼型 飞机机翼在平行于机翼对称面的机翼剖面的几何形状，如图1-1(b)所示。

直于翼弦方向的距离，其中最大者称为最大厚度。

③ 最大厚度位置 \bar{x}_c ：

翼型最大厚度线 c 到前缘点 “A” 的弦向距离称为最大厚度位置，记作 x_c ，通常用相对于弦长的比值 $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$ 来表示。

④ 中弧线和翼型相对弯度：

中弧线是翼型厚度中点的连线，它与翼弦之间的最大距离叫做翼型的弯度，记作 f ，它与弦长的比值称为相对弯度 $\bar{f} = \frac{f}{b}$ 。

⑤ 弯度位置 \bar{x}_f ：

前缘点 A 到翼弦与中弧线距离最大处的距离称作弯度位置，记作 x_f ，通常用相对于弦长的比值 $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$ 来表示。

⑥ 翼型的后缘角 τ ：

翼型上、下表面周线在后缘处的切线的夹角称作翼型的后缘角，记作 τ 。

⑦ 翼型的前缘半径 r_L ：

翼型在前缘点附近的外形都具有圆弧形，此圆弧的半径称为翼型前缘半径；为了确定圆心位置，可以在前缘点作中弧线的切线，在该切线上距前缘点距离为 r_L 的点，即为前缘圆弧的圆心位置。（附注：用这种方法画出的前缘圆弧，会稍凸出在图 1—2 上的前缘点 A 之前）

翼型的外形通常用曲线方程给出，如果翼外形按同样一个规律给出，并且相互之间的区别只在某一个几何参数（如相对厚度 \bar{c} 及其位置 \bar{x}_c ，或相对弯度 \bar{f} 及其位置 \bar{x}_f 等），则这些翼型构成翼型组。

相对弯度为零的翼型称为对称翼型，飞机的水平尾面和垂直尾面的翼型大都是对称翼型，现代高速飞机的机翼的翼型也多是 对称翼型。

§ 1—3 翼型外形的构作

现代飞机所使用的翼型组很多，现在以 *NACA* 4 字组和 5 字翼型为典型来说明具体翼型的构作：

① *NACA* 四位数字组对称翼型

这种翼型有 *NACA* 0006, 0009, 0012, 0015, 0018, 0021, 0025。这种翼型是上下双凸对称的，其外形如图 1—3 所示。

这些翼型的外形曲线方程是相同的，按如下方程给出

$$\delta = \pm c \left[1.4845 \sqrt{\frac{x}{b}} - 0.6300 \frac{x}{b} - 1.7580 \left(\frac{x}{b} \right)^2 + 1.4215 \left(\frac{x}{b} \right)^3 - 0.5075 \left(\frac{x}{b} \right)^4 \right] \quad (1-1)$$

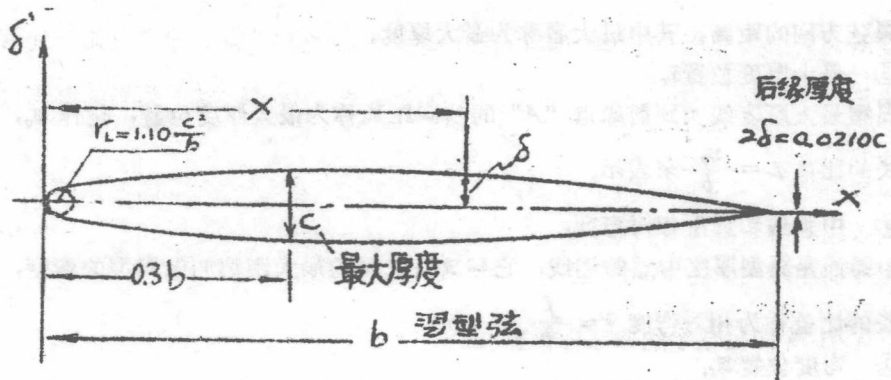


图 1-3

上式在 $x=0$ 处, $\frac{d\delta}{dx} \rightarrow \infty$, 该处为前缘; 并规定前缘曲率半径 $r_L = 1.10c^2/b$.

在 $x=0.3b$ 处, $\frac{d\delta}{dx} = 0$, δ 为极大值, 为最大厚度 c 的一半, 即, $\delta_{max} = 0.5c$

在 $x=b$ 处, 该处为后缘; $\delta = \pm 0.0105c$, 即后缘是有一定厚度的, 其厚度为 $2\delta = 0.0210c$.

(1-1) 式可计算成如下的数字表。

NACA 对称翼型外形曲线坐标(NACA0010)

表 1-1

| | | | | | | | | | |
|--------------------|---------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|------|
| $\frac{x}{b}$ | 0 | 0.0125 | 0.025 | 0.050 | 0.075 | 0.100 | 0.15 | 0.20 | 0.30 |
| $\frac{\delta}{b}$ | 0 | 0.0158 | 0.0218 | 0.0256 | 0.0350 | 0.0390 | 0.04455 | 0.0478 | 0.05 |
| $\frac{x}{b}$ | 0.40 | 0.50 | 0.60 | 0.70 | 0.80 | 0.90 | 0.95 | 1.000 | |
| $\frac{\delta}{b}$ | 0.04835 | 0.0441 | 0.03805 | 0.03055 | 0.02185 | 0.01205 | 0.0067 | 0.00105 | |

表中为相对值, 且是按翼型相对厚度 $\bar{c} = 0.1$ 给出的, 这一点很容易看出: 只要令 $b=1$, 则按表中的数据

$$\bar{c} = \frac{c}{b} = \frac{2\delta_{max}}{b} = 2 \times 0.05 = 0.1$$

故对于 $\bar{c} = 0.1$ 的翼型只要翼弦长 b 已知, 就可从上表中求出该翼型的 x 和 δ 的坐标来。

如果翼型的相对厚度 $\bar{c} \neq 0.1$, 若为 0.09, 那末可按比例把表中的 $\frac{\delta}{b}$ 的数值改换一下, 即

$$\left(\frac{\delta}{b}\right)_{\bar{c}=0.09} = \frac{0.09}{0.1} \left(\frac{\delta}{b}\right)_{\bar{c}=0.1}$$

即

$$\left(\frac{\delta}{b}\right)_{\bar{c}=0.09} = \left(\frac{\delta}{b}\right)_{\bar{c}=0.1} \times \frac{0.09}{0.1}$$

当翼弦长 b 已知时可按改换的 $\frac{\delta}{b}$ 及 $\frac{x}{b}$ 来求 $\bar{c} = 0.09$ 的翼型的 x 和 δ 的坐标。

这些对称翼型具有相同的外形曲线方程，其最大厚度的相对位置都在 $\bar{x}_c = 30\%$ 的地方，其前缘半径均为 $r_L = 1.10 \frac{c^2}{b}$ 。其后缘厚度均为 $2\delta = 0.0210c$ ，这些翼型的差别仅在于相对厚度不同而已。

有关翼型 *NACA* 0906, 0009, 0012, 0015, 0018, 0021, 0025 的具体外形坐标，已经有现成的数据，需要时可直接取用，并且它们的空气动力特性也已经由风洞实验确定，在一般的翼型手册中均可查得。

② *NACA* 四位数字组非对称翼型

这种翼型相对弯度 f 不等于零，就是说有一个中弧线。

现以 *NACA* 2412 为例来说明数字所代表的意义，参看图 1-4。

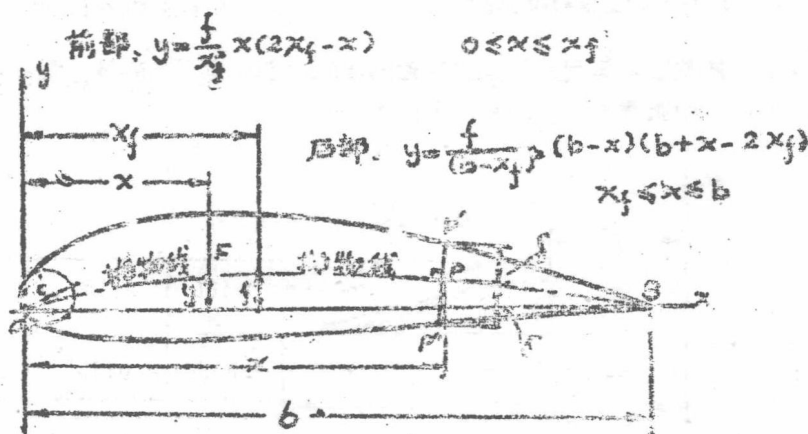


图 1-4

第一个字 2 指出 $f = 0.02b$ ，即 $\bar{f} = \frac{f}{b} = 2\%$ 。

第二个字 4 指出 $x_f = 0.4b$ ，即 $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} = 0.4$ 。

第三和第四个字 12 指出 $c = 0.12b$ ，即 $\bar{c} = \frac{c}{b} = 0.12$ 。

总之四位数字排列要点为

$$\left| \bar{f} \right| \quad \left| \frac{1}{10} \bar{x}_f \right| \quad \left| \bar{c} \right|$$

对称翼型 $\bar{f} = 0$, $\bar{x}_f = 0$ 故第一、二两位数字为 00，第三、四位数字表示相对厚度。这与非对称翼型相同。

这种翼型中弧线由两个抛物线所组成，其方程如下

$$\text{前部} \quad 0 \leq x \leq x_f \quad y = \frac{f}{x_f^2} x(2x_f - x) \quad (1-2)$$

$$\text{后部} \quad x_f \leq x \leq b \quad y = \frac{f}{(b-x_f)^2} (b-x)(b+x-2x_f) \quad (1-3)$$

这两个抛物线在 $x=x_f$ 处具有共同的顶点。翼型的 y 值和 $\frac{dy}{dx}$ 值在该点是连续的，但 $\frac{d^2y}{dx^2}$ (也就是曲率) 是不连续的。前缘半径仍为 $1.10\frac{c^2}{b}$ ，圆心在中弧线前缘 O 点的切线上。

这种翼型的构造，实质上就是把中弧线加上对称翼型的厚度，故这种翼型的外形曲线是如下作出的：首先作出中弧线，在中弧线上某点 P (其横坐标为 x) 作中弧线的垂线 (如图 1-4 所示) 令 $PP' = PP'' = \delta$ ，此 δ 值与所对应的 x 值的关系 $\delta = \delta(x)$ 和对称翼型的方程 (1-1) 一样，也可以和对称翼型一样来应用表 1-1。

由于这种翼型的中弧线在 x_f 处的曲率不连续，在使用过程中后来发现这引起了气流在此处加速度不连续，从而对流动有不利的影响。因此后来才有了 *NACA* 的五位数字的翼型。

③ *NACA* 五位数字组非对称翼型

五位数字翼型和四位数字翼型 (都是非对称的) 的差别仅在于中弧线方程不同，其构造方法和四位数字相同，中弧线型式有两种，见图 1-5。

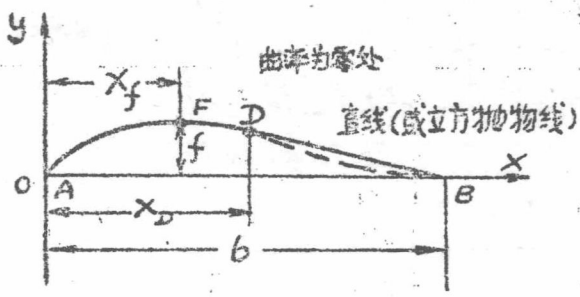


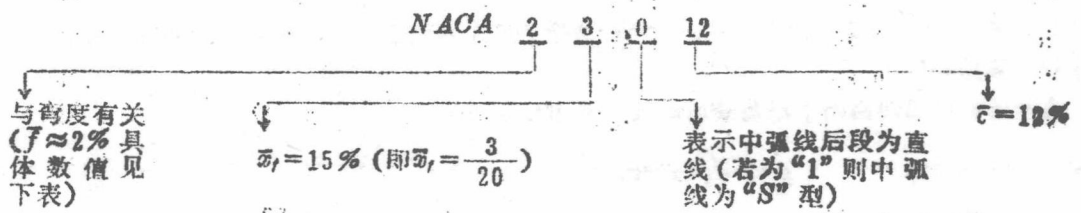
图 1-5

1. 中弧线前面为一立方抛物线，在拐点处与后缘连一直线 (简单型)，如图 1-5 实线所示。这一类型 *NACA* 21012, 22012, 23012, 24012, 25012 等等。

2. 中弧线前后各为一立方抛物线，连结点为两者的拐点 (S型)，如图 1-5 虚线所示，这一类型有 *NACA* 22112, 23112, 24112, 25112 等等。

在这二种翼型的中弧线前后部的联结点曲率是连续的，后者尾部上翘，故称为“S”型翼型。

现以 *NACA* 23012 为例来说明数字所代表的意义



| 第二位数字 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|-----------|-----|-----|-----|-----|-------------|
| M_r (%) | 5 | 10 | 15 | 20 | 25 |
| f (%) | 1.1 | 1.5 | 1.8 | 2.1 | 2.3(第一位数=2) |
| f (%) | 1.1 | 2.3 | 2.8 | 3.1 | 2.3(第一位数=3) |
| f (%) | 1.1 | 3.1 | 3.7 | 4.2 | 2.3(第一位数=4) |
| f (%) | 1.1 | 4.6 | 5.5 | 6.2 | 2.3(第一位数=6) |

NACA 0012 翼型坐标数据

NACA 23012 翼型坐标数据

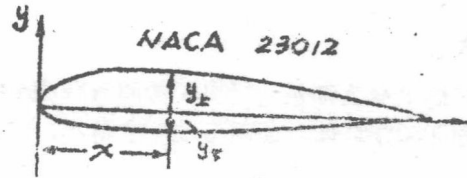
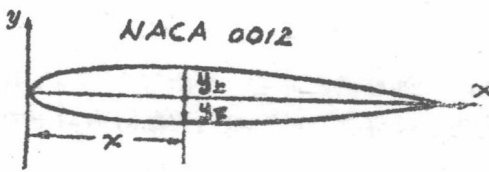


表 1-3

| x | $y_{上}$ | $y_{下}$ | x | $y_{上}$ | $y_{下}$ |
|------|---------|---------|------|---------|---------|
| 0 | 0 | -0 | 0 | - | 0 |
| 1.25 | 1.894 | -1.894 | 1.25 | 2.67 | -1.23 |
| 2.5 | 2.615 | -2.615 | 2.5 | 3.61 | -1.71 |
| 5.0 | 3.555 | -3.555 | 5.0 | 4.91 | -2.26 |
| 7.5 | 4.200 | -4.200 | 7.5 | 5.08 | -2.61 |
| 10 | 4.683 | -4.683 | 10 | 6.43 | -2.92 |
| 15 | 5.345 | -5.345 | 15 | 7.19 | -3.50 |
| 20 | 5.738 | -5.738 | 20 | 7.50 | -3.97 |
| 30 | 6.002 | -6.002 | 30 | 7.55 | -4.46 |
| 40 | 5.803 | -5.803 | 40 | 7.14 | -4.48 |
| 50 | 5.294 | -5.294 | 50 | 6.41 | -4.17 |
| 60 | 4.563 | -4.563 | 60 | 5.47 | -3.67 |
| 70 | 3.664 | -3.664 | 70 | 4.36 | -3.00 |
| 80 | 2.623 | -2.623 | 80 | 3.08 | -2.15 |
| 90 | 1.448 | -1.448 | 90 | 1.68 | -1.23 |
| 95 | 0.807 | -0.807 | 95 | 0.92 | -0.70 |
| 100 | 0.126 | -0.126 | 100 | (0.13) | (-0.13) |
| | | | 100 | - | 0 |

前缘半径 $r_L = 1.576$

前缘半径 $r_L = 1.58$

通过前缘的半径的斜率 = 0.305

上面介绍了 *NACA* 四、五位数字的非对称翼型的几何参数，以及它们是怎样构造出来的。但是在实际工作中并不需要我们这样来构造翼型，因为已经有了描述这些翼型的坐标数据和前缘半径数据，可供直接查用。如表 1-3 所示，是 *NACA 0012* 和 *NACA 23012* 的数据。值得提出的是各种各样的翼型，包括第四章所提到的层流翼型，不但是几何坐标，甚至于气动特性数据都可以在翼剖面手册上查到相应的这些数据。

二、机身

近代飞机的机身也都是些很顺滑的流线型形状，其外形很多都是一种曲线（可写出其数学方程式的）的旋成体，如图 1-6(a) 所示。然而为了改善飞行员在起飞着陆时向前下方

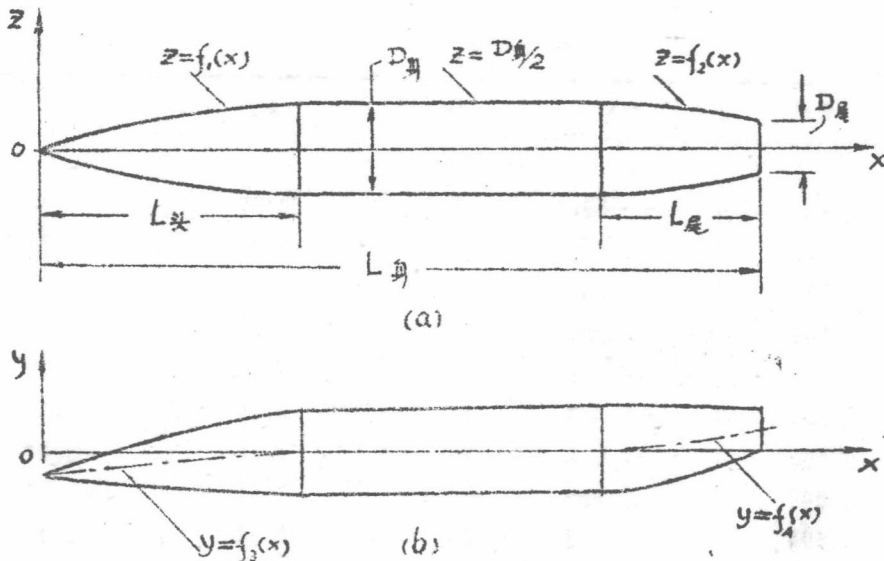


图1-6 机身示意图

的视界，机身头部要求下弯，以及在起飞着陆时，飞机迎角较大，头部上抬尾部下落，为了避免机身碰地，机身尾部要求上翘。因此机身外形的构造一般是 1. 先是一种曲线组合的旋成体 [如图 1-6(a) 所示]，然后 2. 将这个旋成体的中线在头部下弯，尾部上翘 [图 1-6(b)]，即可得出我们所需要的机身外形。这条弯曲的中线也可以用数学的方程来表示（例如前后段用抛物线，中间为直线）当然，也有不少飞机的机身它的切面不是圆形的，切面形状是多种多样的，我们不可一一列举。

有关机身外形的一般几何参数有：

1. 机身的最大长度 $L_{\text{机身}}$
2. 机身的最大直径（或对非圆截面机身来说是指与机身截面积相当的当量圆的直径） $D_{\text{机身}}$

3. 机身的长细比 $\lambda_{\text{身}} = L_{\text{身}}/D_{\text{身}}$
4. 机身头部长度 $L_{\text{头}}$ (最大直径之前的长度)
5. 机身头部长细比 $\lambda_{\text{头}} = D_{\text{身}}/L_{\text{头}}$
6. 机身尾部长度 $L_{\text{尾}}$
7. 机身尾部直径 $D_{\text{尾}}$
8. 机身尾部收缩比 $\eta = D_{\text{尾}}/D_{\text{身}}$

三、尾翼

一般是指水平尾翼和垂直尾翼，由于它们的外形与机翼是极为类似的，因此有关于它们的外形与机翼是极为类似的，因此有关于它们的几何外形参数的定义和“机翼”这一节的内容基本上是相同的，故在这里就不重复了。

四、驾驶舱

近代小型飞机驾驶员坐舱一般均为极好的流线型。

大型飞机在机身头部凸起一段，上面安装外形顺滑的观察窗，总之使原来的机身外形不致于由于有了驾驶舱而变成流线型很不好，从而可以使飞机的阻力不致增加很多，典型的小飞机和大飞机的驾驶舱外形如图 1-7 所示。

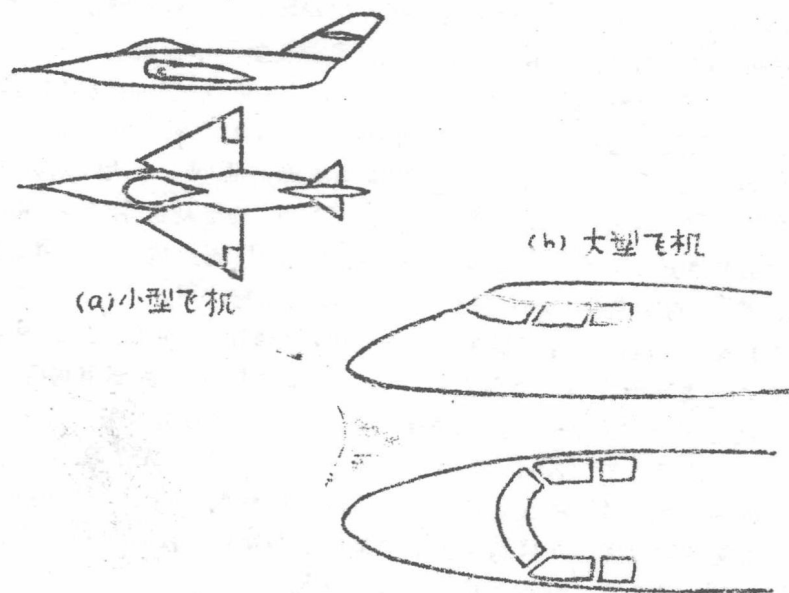


图1-7 飞机驾驶舱外形示意图

五、其它

如飞机的发动机进气道和尾喷口，飞机的操纵面，飞机的机翼与机身之间的整流包皮等等，总之飞机上的每一个暴露在空气中的部件，总是为了符合空气动力的要求或者是构造上的要求而有它自己独特的外形。如何设计这些外形，这是要综合各方面的因素来考虑的。

§ 1—3 风洞实验简介

用风洞来研究空气动力问题是极为有效的，在这里对于风洞实验作一简单的叙述。

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（一般是缩小）制造的飞机（或其部件）的模型安装在“风洞”里的支架上，然后使风洞中的空气进行流动，即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飞行姿态，从而利用各种观测仪器，对飞机模型所受到的各种气动力的现象及数量进行观测。由于近代飞机从地面起飞速度从“0”开始，一直到飞到高空速度达到超过音速好几倍，而在各种不同的速度范围内飞机所受到的气动力大小及其规律性是不一样的；因此一般在研制一架新型飞机时都要经过低速风洞及高速风洞的各种实验才能比较全面地了解一架新型飞机在全速度范围内的各种气动力特性。

一、低速风洞

下图 1—8 所示为一典型的迴流闭口实验段低速风洞，这种风洞的各个组成部份的示意图及名称在图上已经标明，各部份的用途按其在所在位置顾名思义也不难初步了解其一二，进一步较深入的理解在以后的有关章节中以及“低速风洞实验”中涉及。

由图 1—8 可见，该风洞实际上就是一座通风管道：其中气流是由电动机 ⑬ 带动的风扇 ⑪ 所产生的，在这个迴流管道中实验段 ① 截面积最小，速度不但最大，而且气流速度的大小很均匀，方向很平直一致；这是由于稳定段 ② 中的蜂窝器 ⑭、阻尼网 ⑮ 以及收缩段 ⑯ 都起了作用的缘故，当然风速的大小还直接与带动风扇 ⑪ 的电动机 ⑬ 的功率大小有关。另外，其它部件如四个拐角 ④、⑦、⑩、⑬，及在拐角中的导流片 ⑤、⑥、⑪、⑫ 以及扩压段 ③、⑧、⑭、⑮ 也对实验段 ① 的气流品质和风速大小起作用。

风洞只提供了人工气流，要对模型在人工气流中所受到的气动力进行观测还要配备各种观测仪器，例如要测定作用在飞机模型上的气动力（或力矩），就要用到所谓“气动力天平”，典型的气动力三分力天平的示意图见图 1—9 所示。它实质上是一台可以测定作用在飞机模型上的升力 Y （垂直与气流速度 V ，向上或向下）、阻力 X （顺气流方向）以及绕飞机模型上某固定点的力矩 M_x 的大磅秤，有关它的工作原理，在学过“理论力学”之后是很容易理解的，目前我们只要求在风洞实践中大家能学会使用方法就可以了。在风洞实验时还有许多的其它仪器，也将在以后有关章节中加以介绍。

二、高速风洞

当飞机飞行速度 V 达到音速 a 的 0.3 倍以上 [或以马赫数 $M (= \frac{V}{a}) > 0.3$ 表示之]，空气绕飞机流过时，由于各处压强差较大，以致于空气的密度也会有比较显著的差异，为了符合于这种真实飞行情况中所遇到的较大的相对速度，我们就要求有所谓 $V > 0.3a$ 以上的高

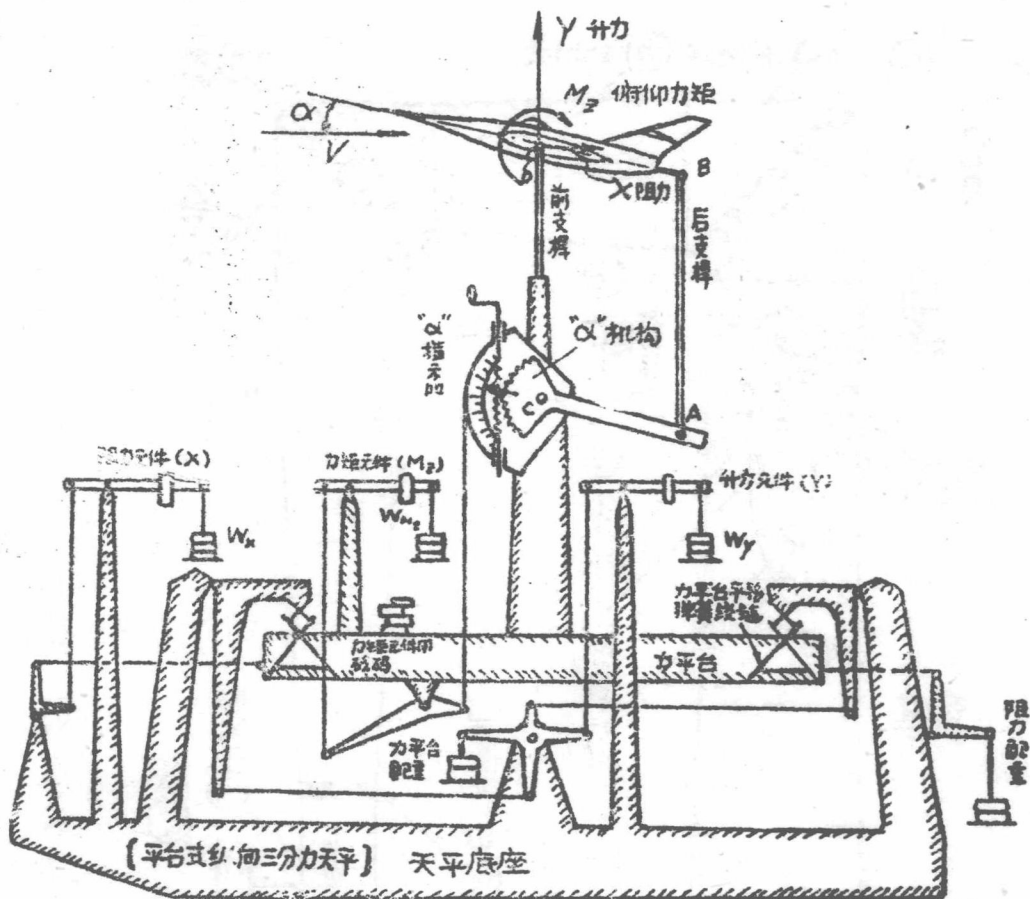


图1-9 平台式纵向三分力气动力天平

速风洞，高速风洞具体地来说还可以分为如下几种：

1. 高亚音速风洞 ($0.3\alpha \leq V \leq 0.8\alpha$)

这种风洞在外形上以及工作原理上与低速风洞没有太大的区别，主要是带动风扇的电动机功率较大，风扇一般是多级(例如两级风扇)的，如图1-10所示，正由于带动风扇的电动机功率较大，因此这类风洞如果是迴流式的，那么就一定要考虑到风洞中气流冷却散热的问题，解决的办法是在风洞迴流道中的适当位置处装上“冷却器”，或“换气系统”(即放掉一部份已被加热的空气，吸进相应数量的外界冷空气)，图1-10为这类风洞的典型示意图。

2. 跨——超音速风洞 ($0.6 < M < 4.5$)

近代的跨——超音速风洞往往是合在一起的而且是暂冲下吹式的，因为这时为了产生高速气流所需的风扇(轴流式压气机)压力提升是很大的，从而需要巨大功率的电动机，以及保持风洞气流恒温的巨大散热装置，而使风洞的建设费用投资太大，因此这类风洞很少采用轴流风扇式，而采用暂冲下吹式。采用暂冲下吹式的工作原理的跨——超音速风洞典型的外貌如下图1-11所示。这种风洞中的高速气流是由大容积高压储气罐中的高压空气被释放向风洞下游吹送而产生的，气罐中的压强一般为 $8 \sim 25$ 公斤/厘米²，对于实验段截面为正方形(1米×1米)的这种风洞，如果气罐中压强为 8 公斤/厘米²，气罐容积为 10000米³，那