

# 机翼理论(wing~)

课堂提问：雁群迁徙时为什么呈“人字形”飞行？

本章内容：

1. 机翼地几何特性
2. 库塔-茹可夫斯基定理
3. 机翼流体动力特性
4. 有限翼展机翼

**机翼理论：流体力学最引人注目的应用课题之一**

**研究对象：飞机机翼、水翼、船用舵、减摇鳍、扫雷展开器、螺旋桨、风帆、研究船舶操纵性时可将船体的水下部分视为一机翼（短翼）。此外还有透机械的叶片，电风扇、水泵的叶片，风筝等等都是机翼。**

**研究目的：借助于机翼原理来产生升力（例如飞机、风筝等）、或推力（例如螺旋桨等），因此机翼理论的研究对船舶工程有重要意义。**

## § 12-1 机翼的几何特性

### 一、翼型 (profile)

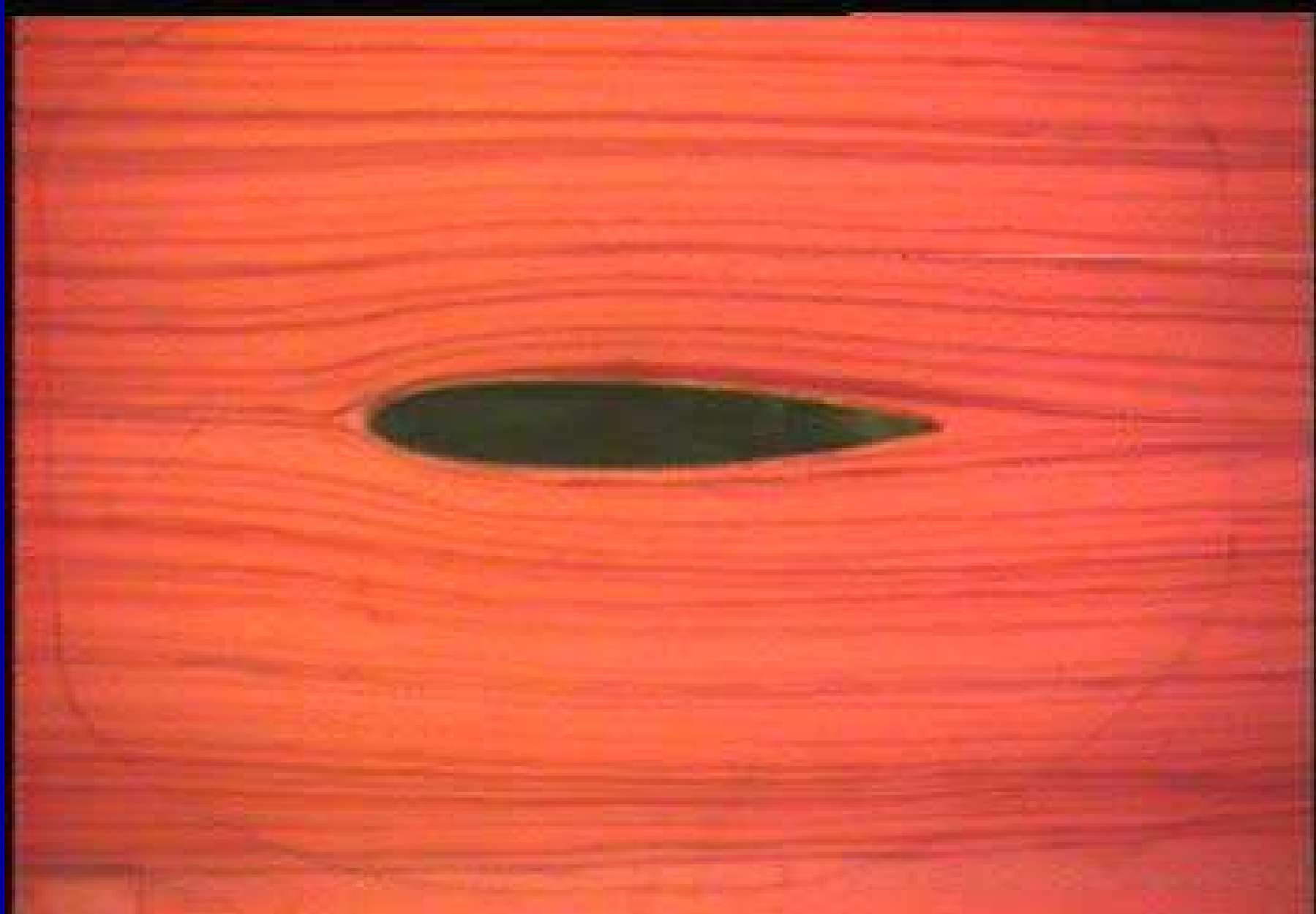
翼型：机翼剖面的基本形状

翼型具有产生的升力与阻力之比 (升阻比)

尽可能大的体形，整体上是优良流线形，使流体能顺着其表面尽可能无分离地向尖后缘流去。

翼型的厚度与翼弦相比小得多，许多实用场合中翼展比翼弦大得多。

# 翼型无分离地绕流



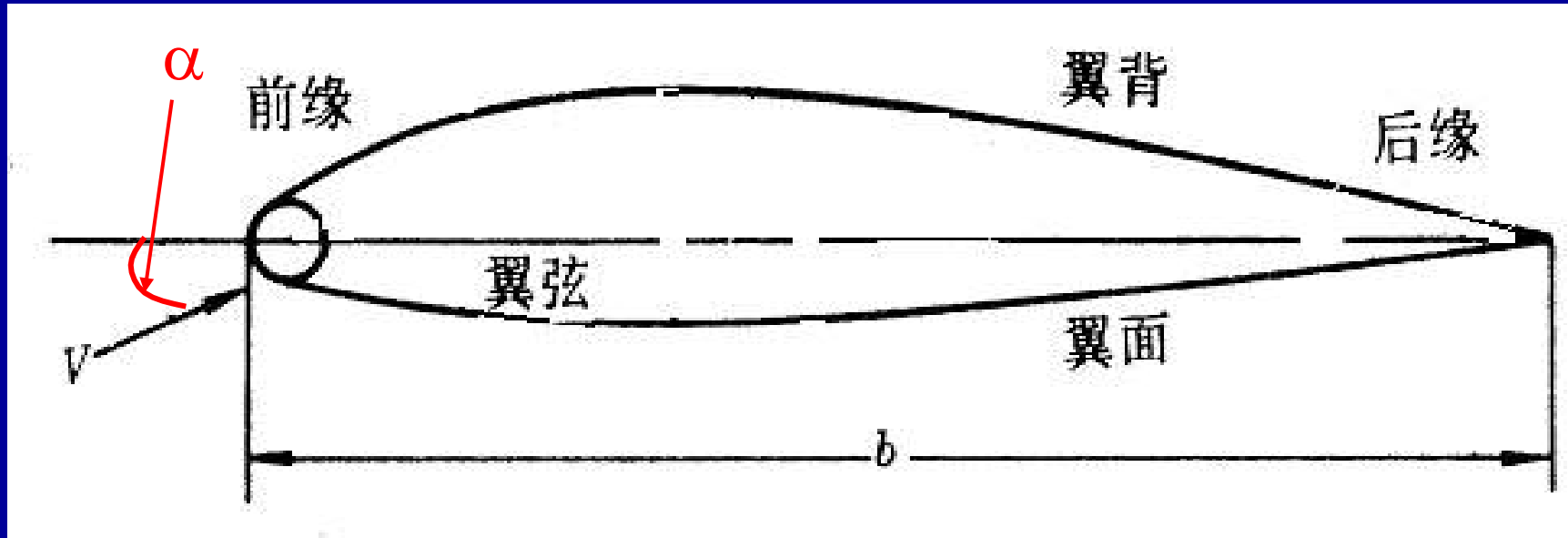
**前缘或导边** (leading edge) : 迎流的一端

**后缘或随边** (trailing edge) :

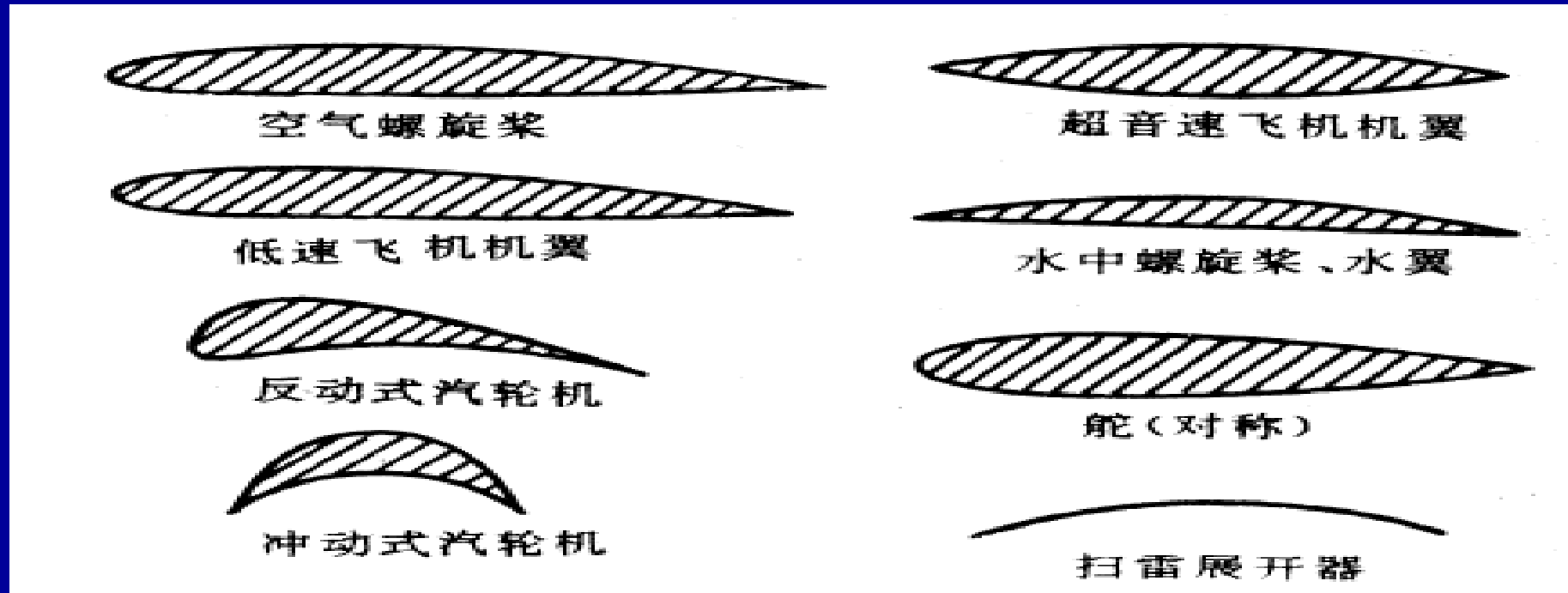
**翼面**: 迎向来流的一面, 形状可凸可凹

**翼背**: 背向来流的一面

**攻角** (angle of attack) : 来流与弦之间的夹角



# 工程实际中应用的一些翼型的基本形状:



后缘总是尖的 (产生环量)

**圆前缘:**减小形状阻力

**尖前缘:**减小压缩性所引起的激波阻力或自由表面所引起的兴波阻力

## 翼型的几何参数:

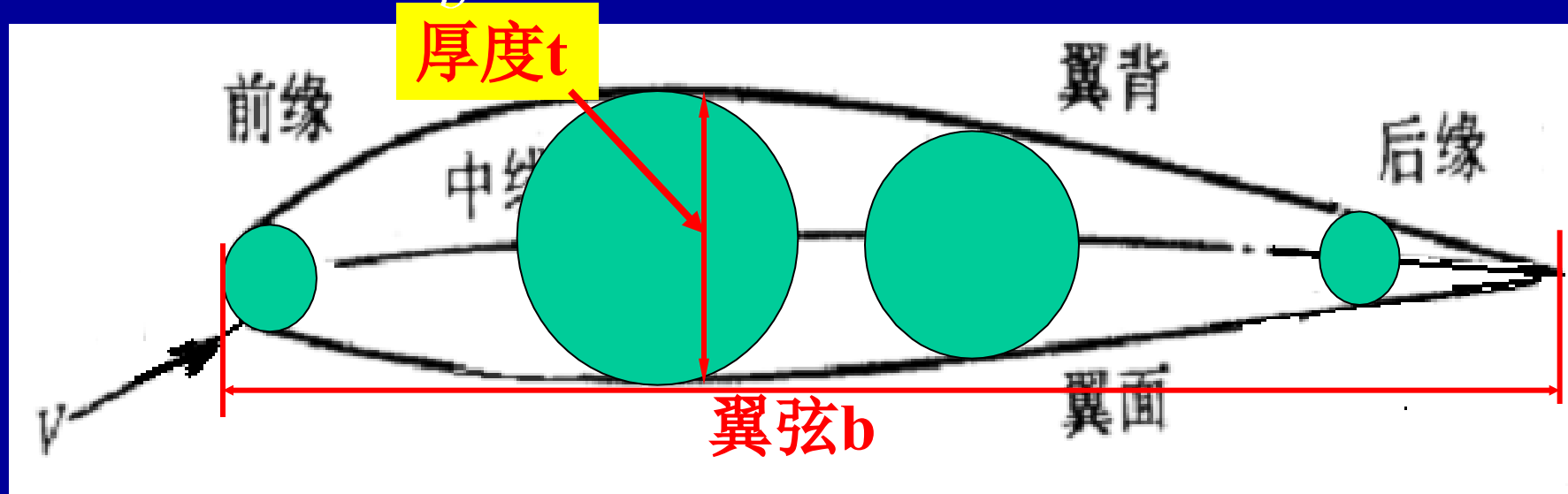
**中线** (center line): 翼型内各圆弧中点的连线

**翼弦** (chord): 中线两端的连线, 常作为翼型基线

对称翼型: 中线与弦线重合

**厚度** (thickness)  $t$ : 翼弦的垂线与翼型上下表面交点之间的最大距离

**相对厚度**  $\bar{t} = \frac{t}{b}$ : 翼厚与弦长之比



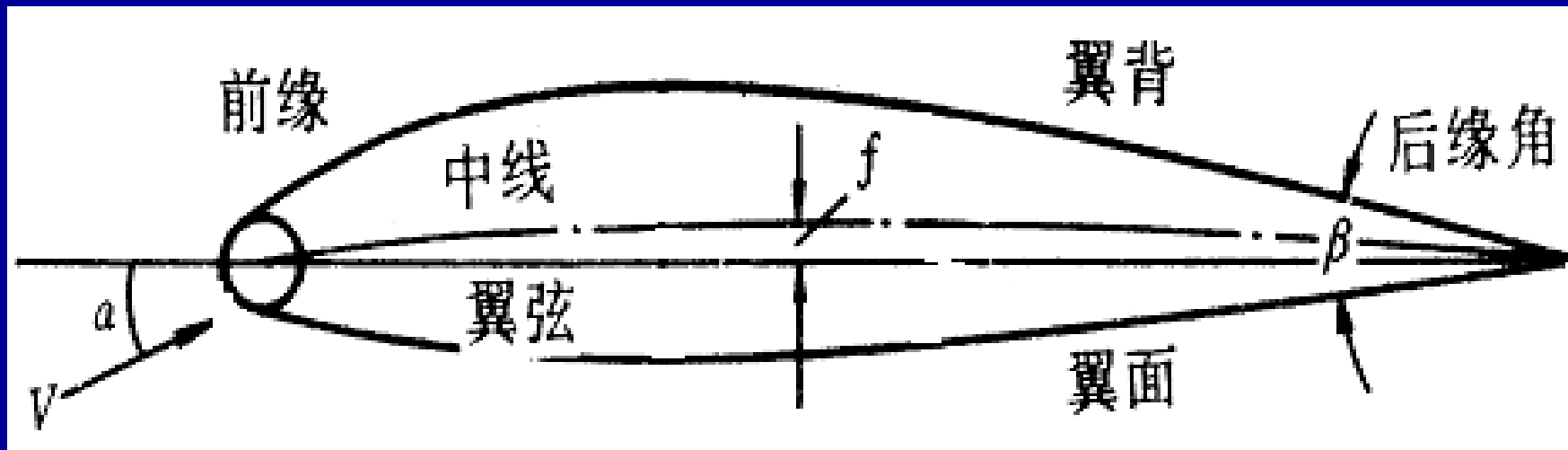
拱度  $f$  (camber)：中线至翼弦距离的最大值

相对拱度：拱度与翼弦之比  $\bar{f} = f/b$

对称翼型相对拱度为零

最大拱度位置至前缘的距离： $x_f$

最大拱度的相对位置： $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$





**翼剖面型值:** 翼型上下表面的坐标

型值  $y_u$  和  $y_l$  可由如下关系式表示:

$$y_{u,l}(x) = y_f(x) \pm y_t(x)$$

中线弧的  $y$  方向坐标

局部厚度之半

# 1. NACA翼型

## 1) NACA四位数字翼型 (National Advisory committee for Aeronautics 的简称)

由两段抛物线相切点于最高点处组成中线弧，  
其方程是：

$$y_f = \frac{f}{x_f^2} = (2x_f \cdot x - x^2) \quad x \leq x_f \quad (12-2)$$

$$y_f = \frac{f}{(1-x_f)^2} = [(1-2x_f) + 2x_f x - x^2] \quad x > x_f$$

其厚度方程为：

$$y_t = t(1.8485\sqrt{x} - 0.6300x - 1.7580x^2 + 1.4215x^3 - 0.5075x^4)$$

(12-3)

例如

NACA 2412

最大拱度为弦长的百分几  
即  $\bar{f} = 2\%$

最大拱度位置离前缘为弦长的十分之几，  
即  $\bar{x} = 40\%$

最大厚度是弦长的百分之几  
即  $\bar{t} = 12\%$

## 2) NACA五位数字翼型

例如

NACA<sub>23012</sub>

最大拱度为  
弦长的百分几  
即  $\bar{f} = 2\%$

最大拱度的相对  
位置的百分之半  
 $2\bar{x}_f = 30\%$

相对厚度  $\bar{t} = 12\%$

五位数字翼型的厚度分布仍 (1 2-3) 式

### 3) NACA层流翼型

翼面上最低压力点位置尽可能后移，以延长顺压梯度段长度，使其边界层为层流状态，降低翼型总摩阻。

NACA层流翼型系列应用较多

例如

NACA 64-208

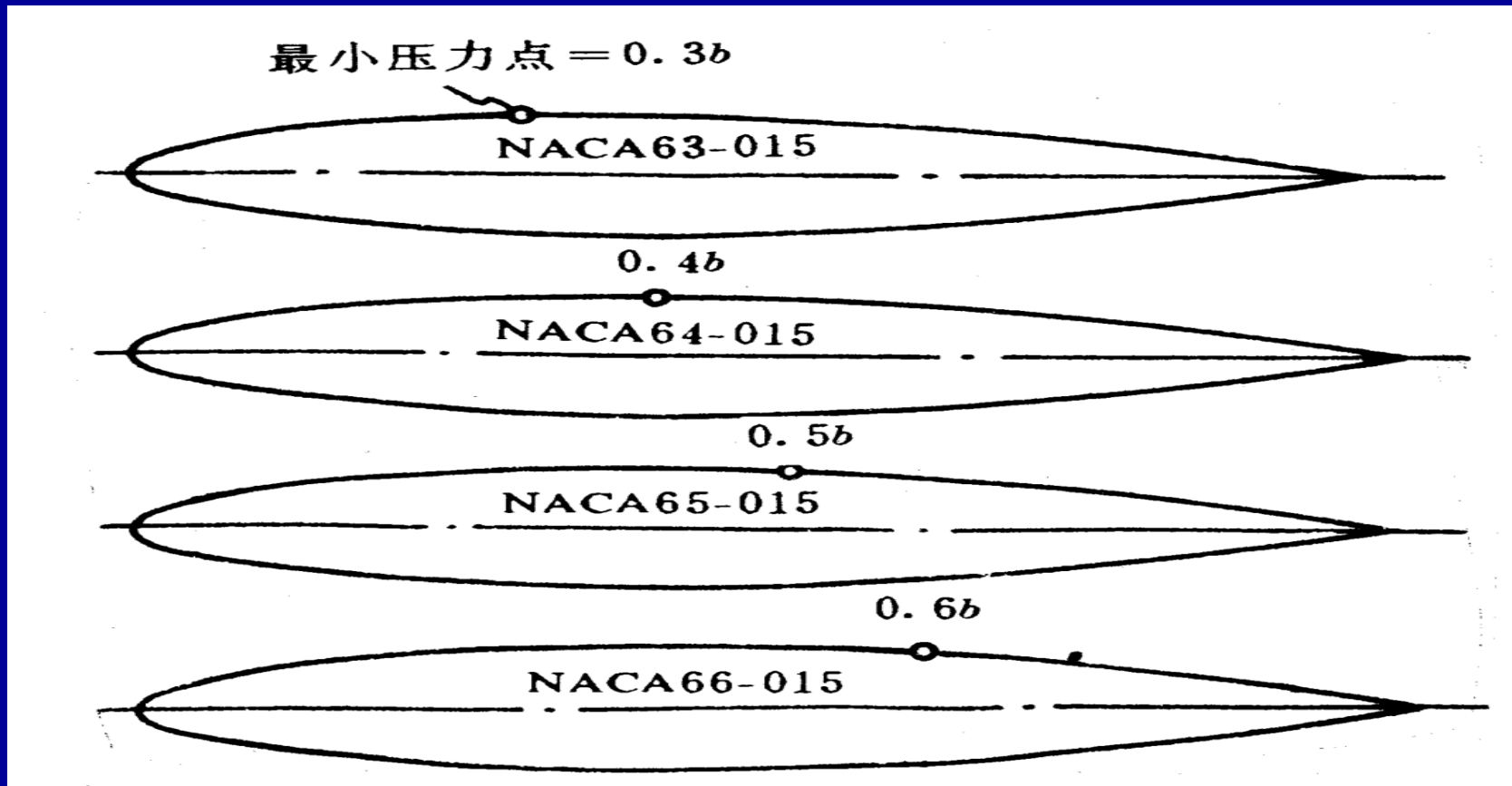
设计 $C_L = 0.2$

层流

相对厚度  $\bar{t} = 8\%$

最低压力点位置离前缘0.4的弦长处

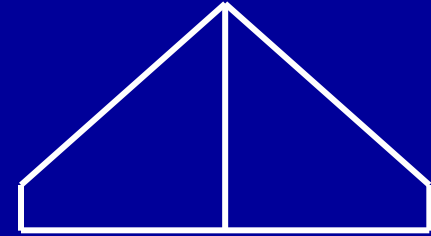
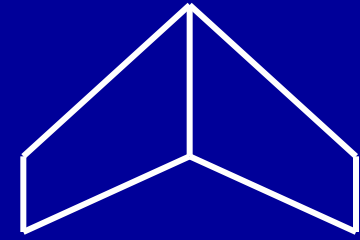
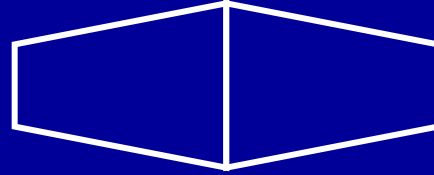
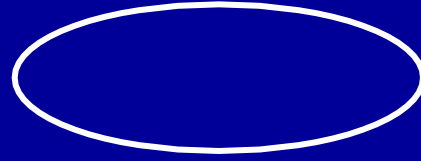
# 层流翼型的基本形状及最小压力点位置



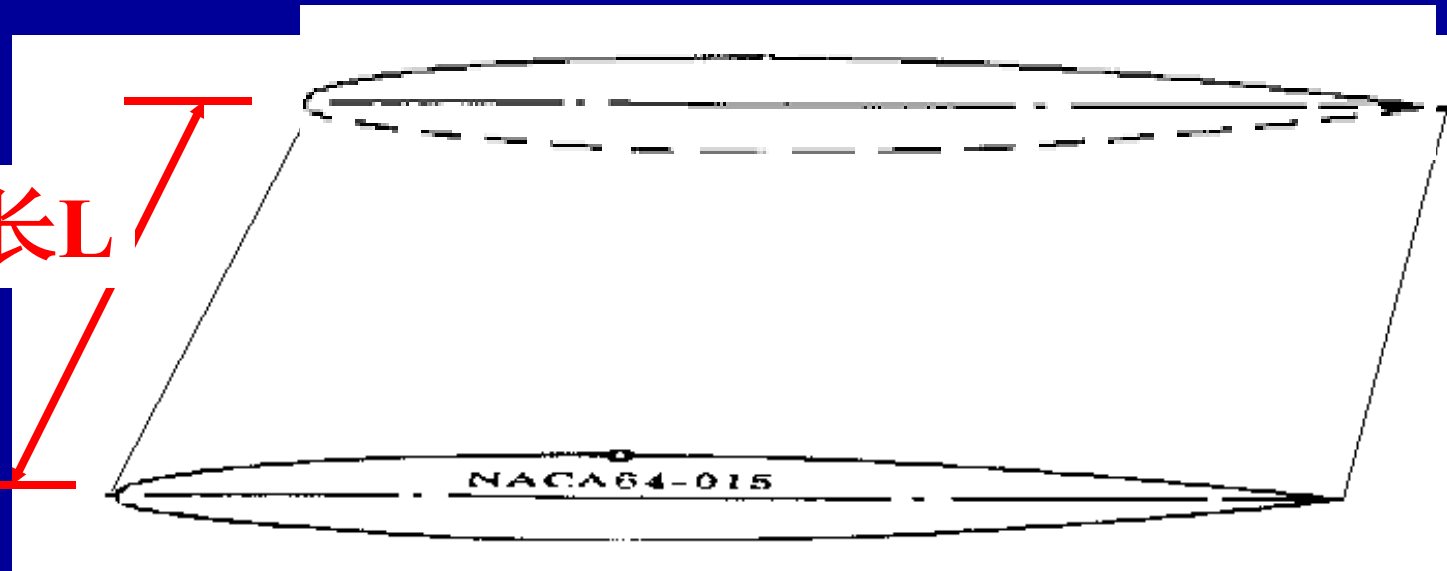
此外还有前苏联，德国、英国的翼型，我国也曾设计自己翼型，但应用最多的是NACA系列翼型。

## 二、机翼的平面图形

机翼的常见平面图形：



展长L



展弦比  $\lambda = \text{翼展的平方} / \text{翼面积 } S$

$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

对于矩形机翼:

$$\lambda = \frac{l^2}{lb} = \frac{l}{b} \quad (12-6)$$

水翼  $\lambda = 5 \sim 7$

船用舵  $\lambda = 0.5 \sim 1.5$

$\lambda < 2$  称小展弦比机翼

$\lambda > 3$  称大展弦比机翼

$\lambda = \infty$ , 即为二元机翼



## § 1 2-2 库塔——儒可夫斯基定理

### 一、定理的证明

单位翼展上的升力  $L = \rho U_0 \Gamma$

方向：顺来流逆环流转 $90^\circ$

控制面 C (物面) 上的动量为零。

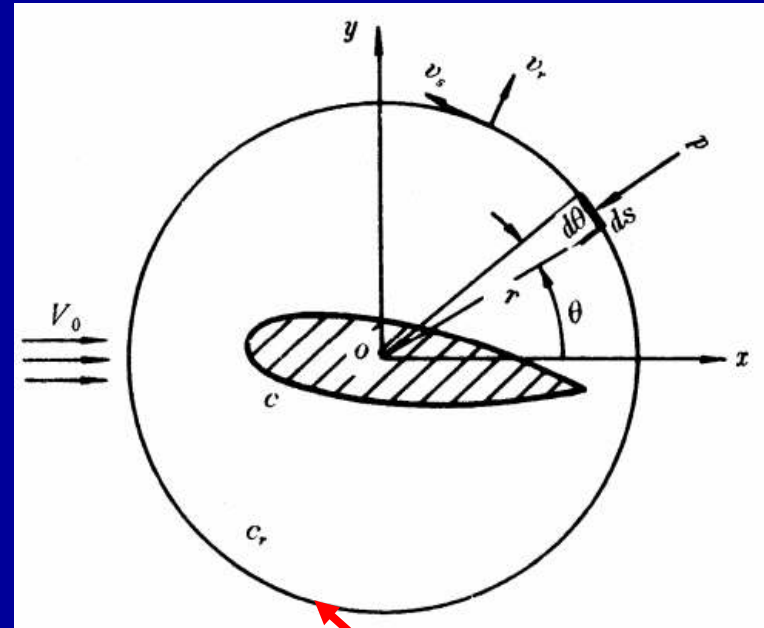
通过控制面  $C_r$  的动量为：

$$\int_0^{2\pi} \rho r d\theta (V_0 \cos \theta + v_r)(v_r \sin \theta + v_s \cos \theta)$$

忽略  $V_r$  和  $V_s$  二阶以上小量，积分

得通过  $C_r$  边界在  $y$  方向动量变化为：

$$\rho V_0 V_s r \pi$$



包围翼的无限大半径的圆周

(a)

作用于C上y方向分力为翼型的反作用力:  $-L$

作用于Cr上流体压力在y方向分量的积分为:

$$- \int_0^{2\pi} p r \sin \theta d \theta \quad (b)$$

由柏努利方程确定:

$$p + \frac{1}{2} \rho [(V_o \cos \theta + v_r)^2 + (V_o \sin \theta + v_s)^2] = p_o + \frac{1}{2} \rho V_o^2$$

忽略扰动速度的二阶以上小量得:  $\square$

$$p = p_o - \rho V_o V_r \cos \theta - \rho V_o V_s \sin \theta$$

C<sub>r</sub>上受力 (y 向)

$$- \int_0^{2\pi} p r \sin \theta d \theta = -\pi r v_s \rho V_o \quad (C)$$

将(a), (b), (c)代入动量方程得:

$$-L - \pi r V_s \rho V_o = \rho V_o V_s r \pi$$

所以

$$L = -2\pi r V_s \rho V_o$$
$$= \Gamma_{c_r} \rho V_o$$

$= -2\pi r V_s$  为  $C_r$  上顺时针向的速度环量

对于无旋流:

$$\Gamma_{c_r} = \Gamma_c = \Gamma$$

绕翼剖面周线

儒可夫斯基定理得证:

$$L = \rho V_o \Gamma$$

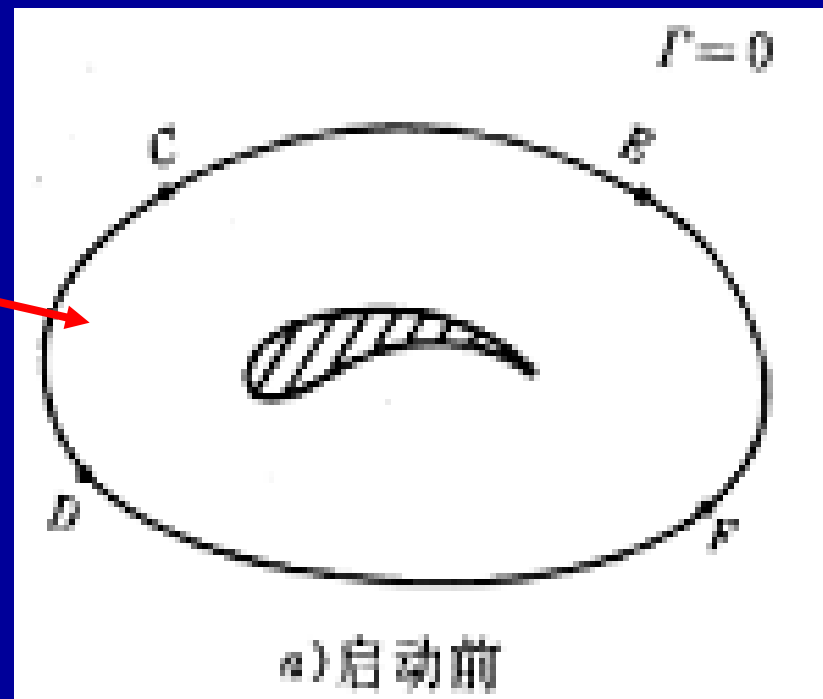
## 二、机翼绕流环量形成的物理过程

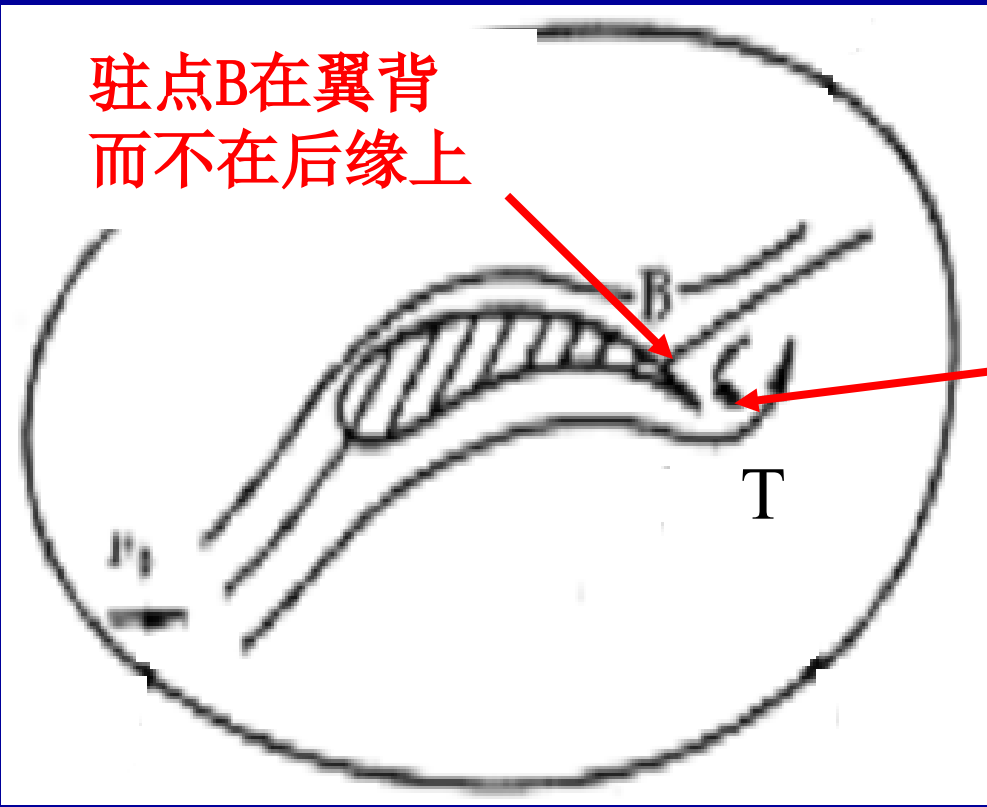
静止流场中的机翼加速到  $V_0$  的过程中，  
环量产生的机理。

包围机翼并伸向充分  
远的封闭流体周线

启动前流体周线上  $\Gamma=0$ ，  
且始终为零。

突然启动，速度很快达  $V_0$ ，  
此时流动处处无旋，绕翼型  
 $\Gamma=0$





流体绕过后缘尖点流向翼背，

尖点T附近流速大，  
压力很低，

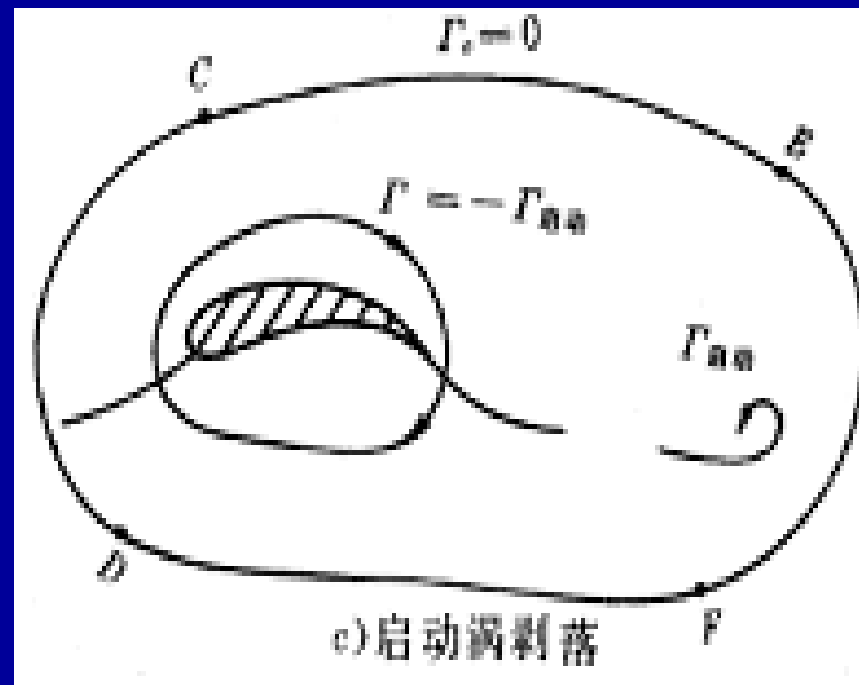
B处速度为零，  
压力很高，

T流向B遇很大逆压梯度，使边界层发生分离，  
形成反时针旋涡，即启动涡。

启动涡流向下游，由汤姆逊定理知必产生一  
等值反向的涡（附作涡）。

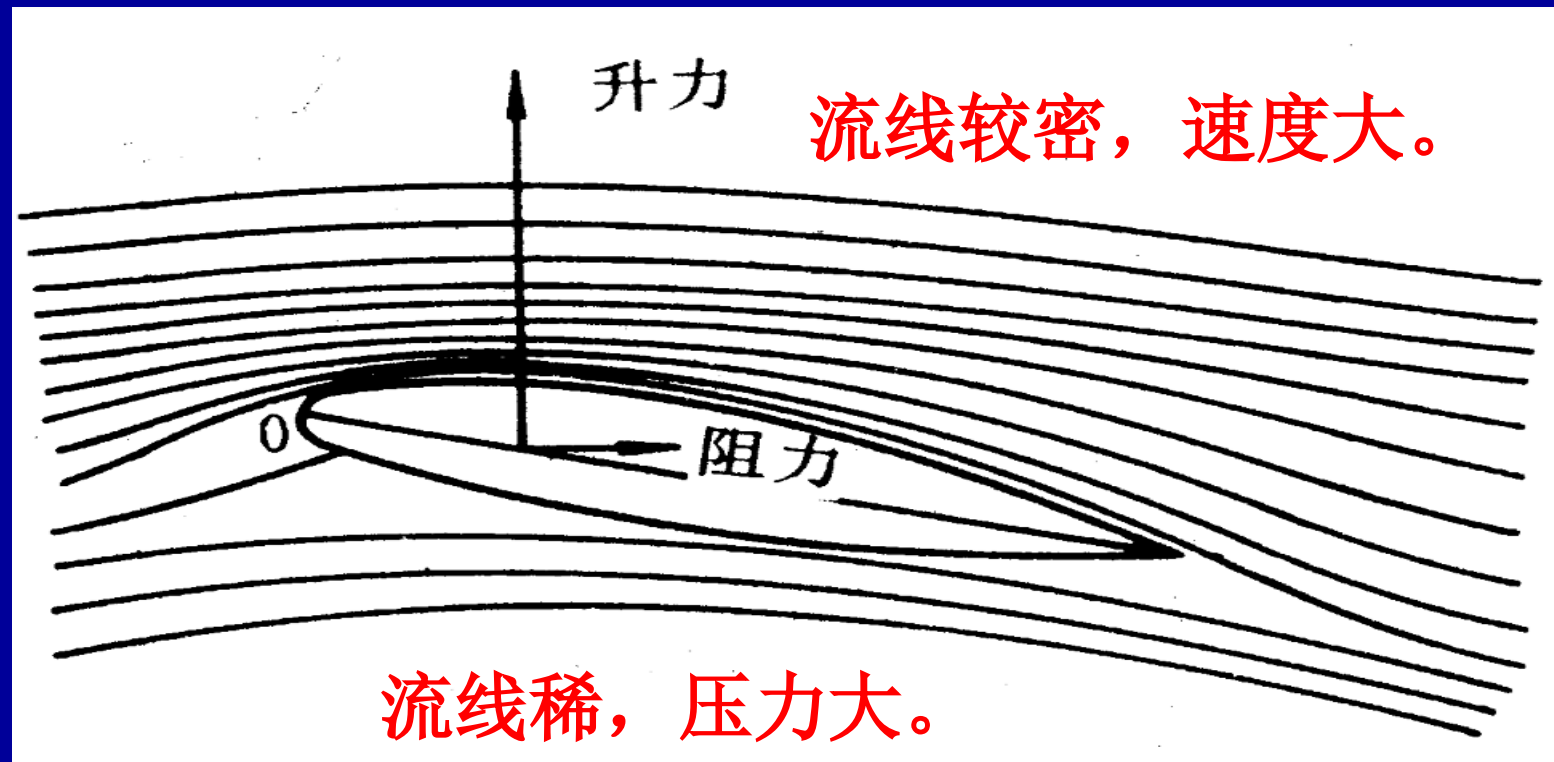
由于 $\Gamma_{\text{附着}}$ 的作用，B向T移动，在达T点之前，不断启动涡流向下游， $\Gamma$ 也不断增大，B不断向T点推移，直至T点为止。

机翼以 $V_0$ 继续，后缘不再有涡脱落， $\Gamma$ 也不再变化， $\Gamma$ 只与翼面的几何形状及 $V_0$ 的大小与方向有关。

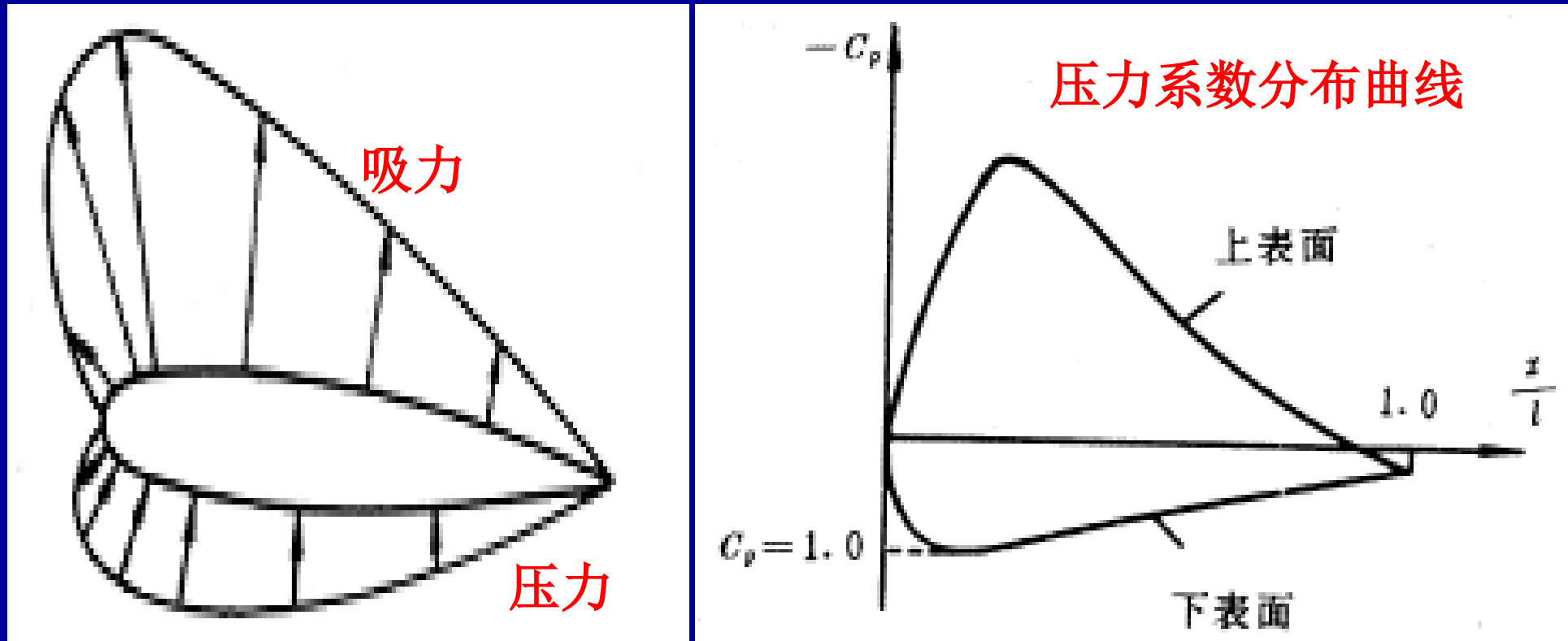


最终，翼型上、下两股流体将在后缘汇合。

翼剖面上、下两股流体将在翼剖面的后缘处汇合，流动图案如下：



机翼一部分是由流过上表面的空气把它吸起来的，且上表面产生的负压对全部升力的贡献大于下表面的贡献。





## § 1 2-4 机翼的流体动力特性

在流体力学中，通常测出不同攻角 $\alpha$ 下的升力 $L$ 、阻力 $D$ 、对前缘的俯仰力矩 $M$ ，并整理成无量纲数：

$$\text{升力系数: } C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 l A}$$

$$\text{阻力系数: } C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 l A}$$

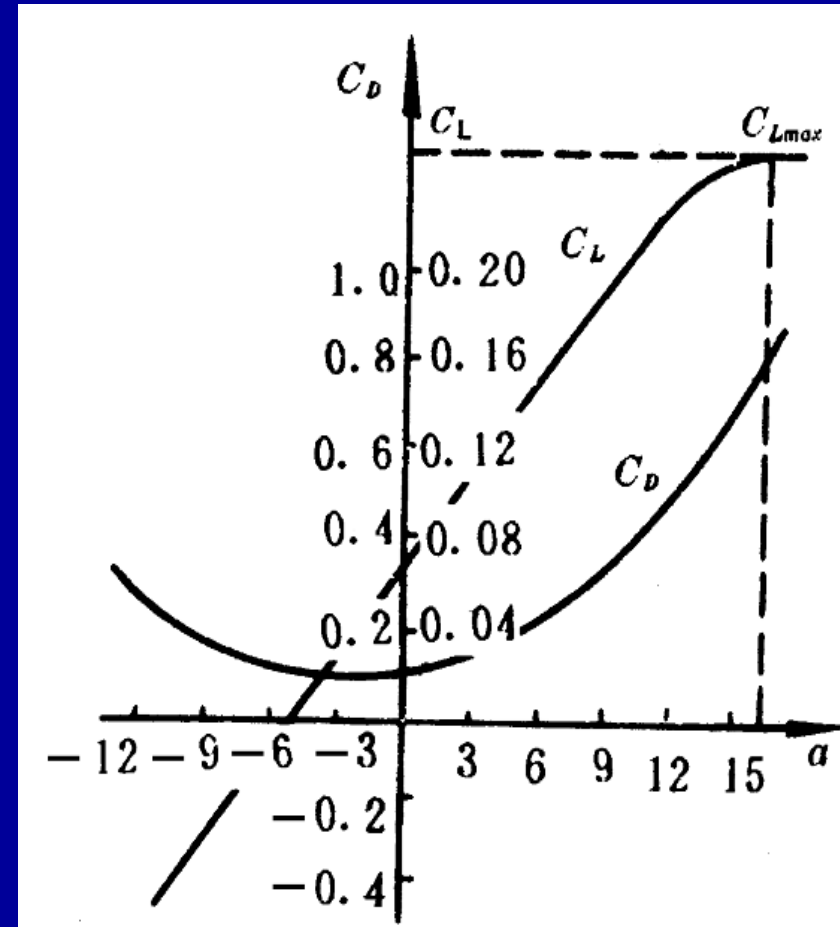
$$\text{力矩系数: } C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 l A b}$$

# 一、升力系数

攻角  $\alpha \uparrow \Rightarrow$  升力系数  $C_L$  线性  $\uparrow$

到临界攻角  $\alpha_{cr}$ , 升力系数达最大值  $C_{Lmax}$

若再  $\alpha \uparrow \Rightarrow C_L$  突  $\downarrow$   
伴随  $C_D$  突  $\uparrow$   
称为“失速”



在实际应用中，出现机翼或水翼突然丧失了支承力，舵失去操纵作用，这种现象称为“失速”。

**失速产生的原因：**边界层分离

临界攻角：一般由实验确定，翼剖面的失速角一般在 $10^\circ \sim 20^\circ$  之间。

零攻角 $\alpha_0$ ：升力为零时的攻角，一般为负值

$\bar{f}$  越大， $\alpha_0$  的绝对值也越大。

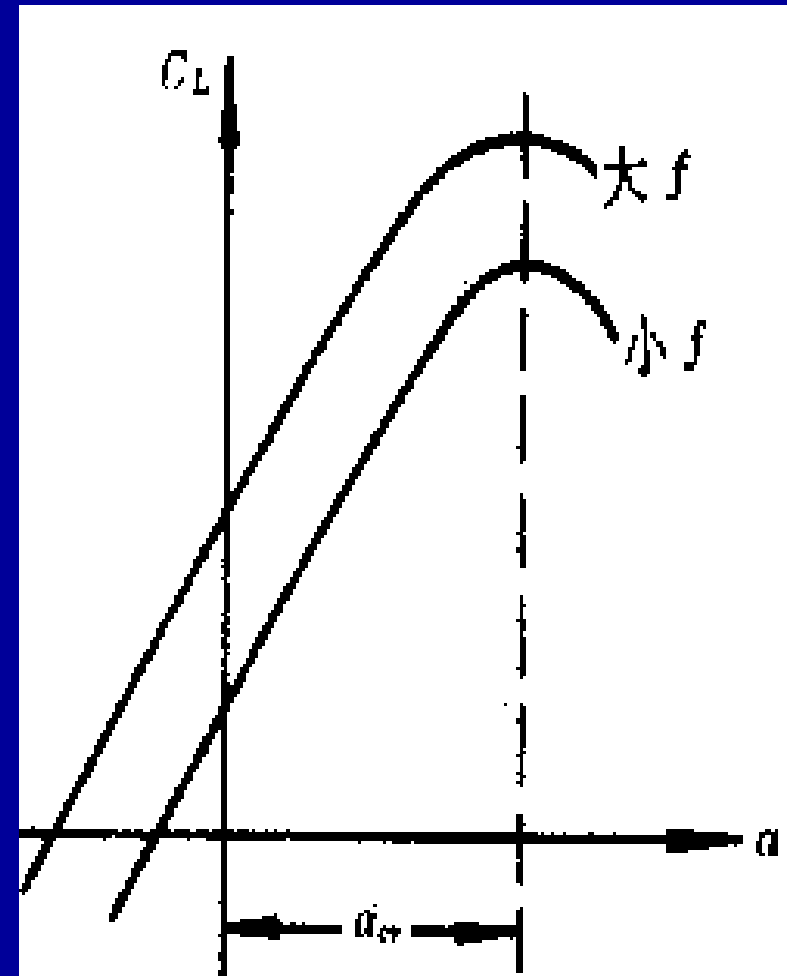
对称翼型： $\alpha_0 = 0$

数多翼型:  $\alpha_0 = -\bar{f} \cdot 100\%$  (12-22)

C 与相对拱度  $\bar{f}$  的关系:

$\bar{f} \uparrow \Rightarrow$  升力曲线平行上移  
而  $\alpha_{cr}$  保持不变。

$\alpha_0$  线性减小 (绝对值增大)

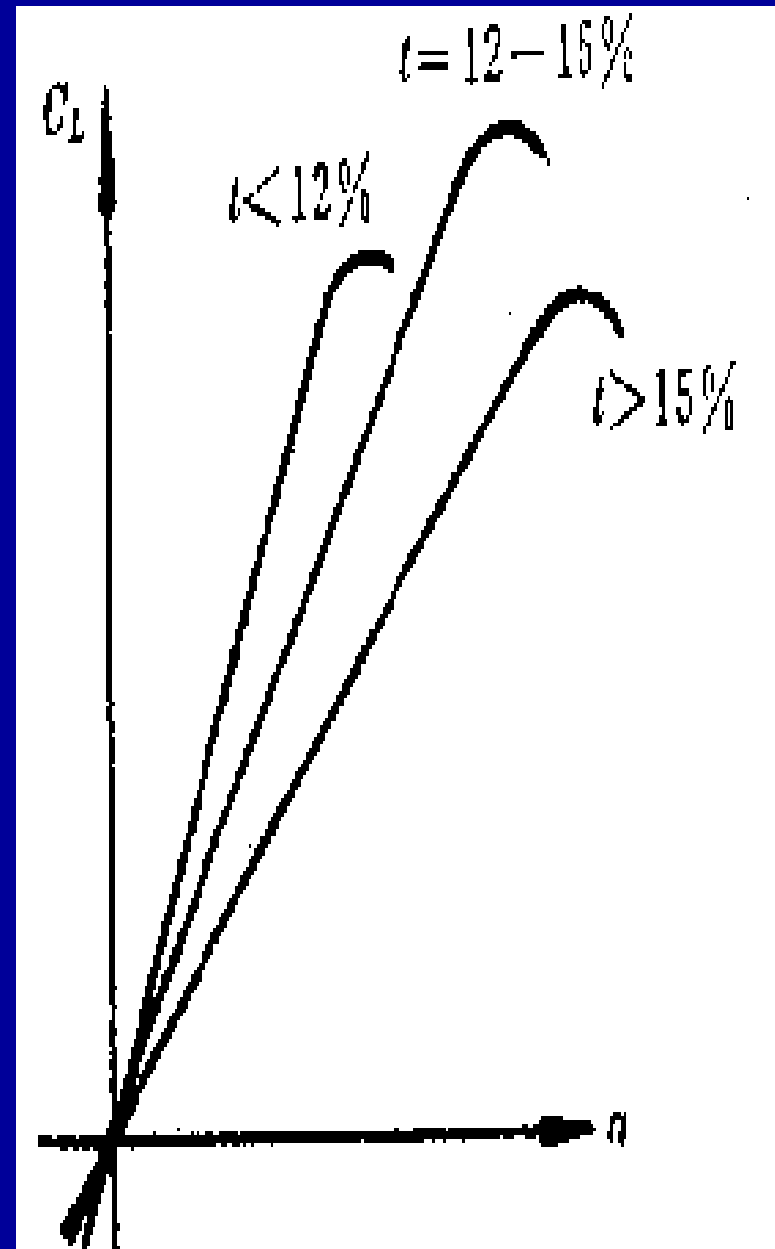


$C_L$ 与相对厚度  $\bar{t}$  的关系:

$t < 12\%$ :  $\bar{t} \uparrow \Rightarrow C_L \uparrow$

$t = 12 \sim 15\%$ :  $C_L$ 值最大

$t > 15\%$ :  $\bar{t} \uparrow \Rightarrow C_{Lx} \downarrow$



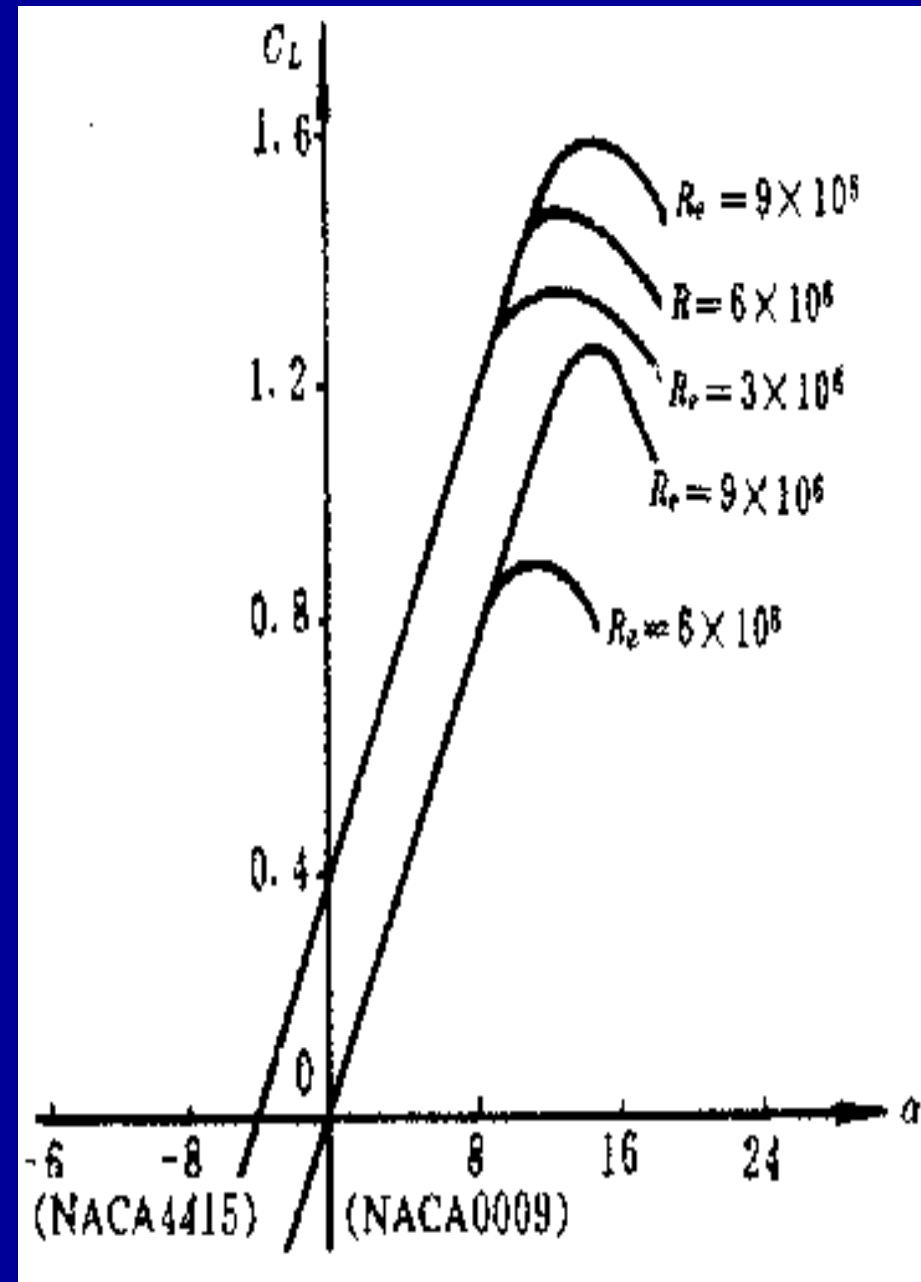
$C_L$ 与雷诺数 $Re$ 的关系:

$Re \uparrow \Rightarrow C_{Lmax} \uparrow$ ,

增大 $Re$ , 可推迟边界  
层分离。

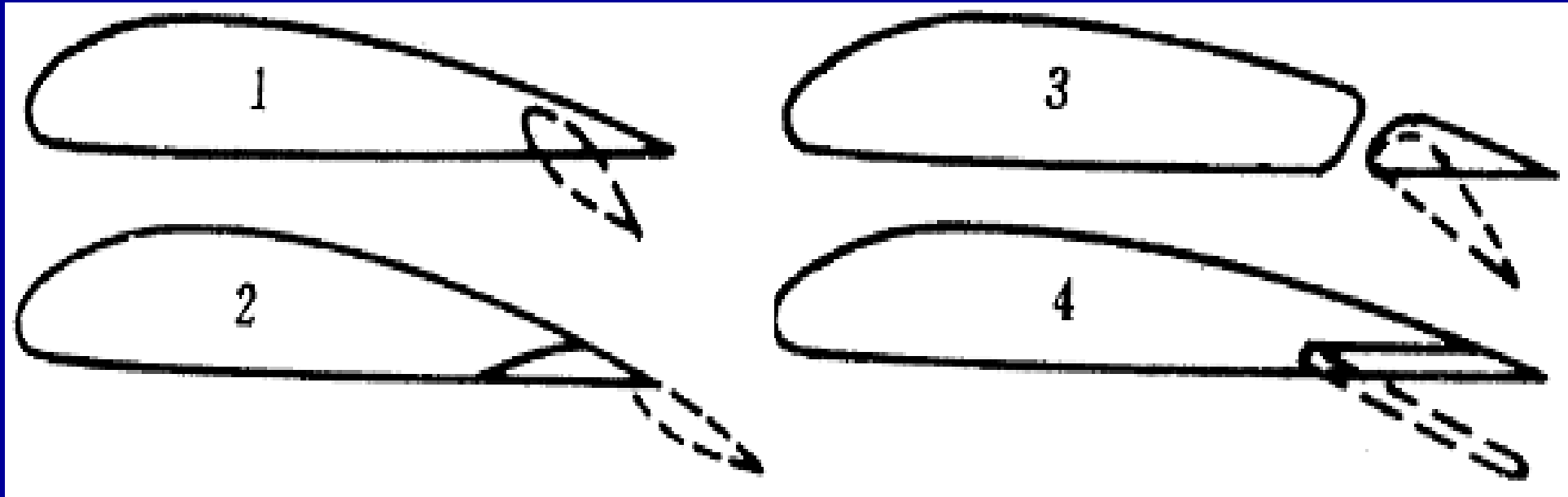
$f \uparrow \Rightarrow C_L \uparrow$ ,

但 $C_D \uparrow$

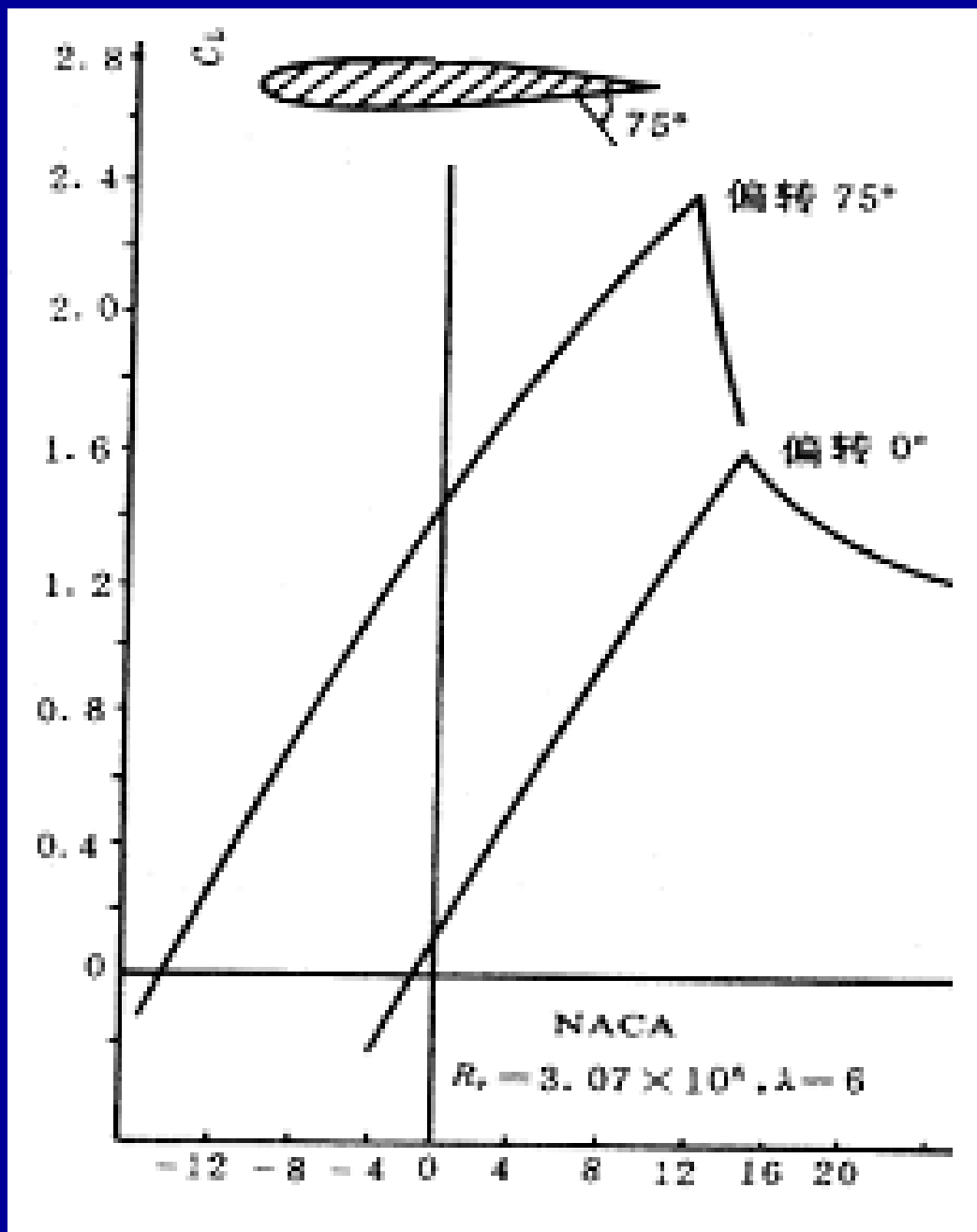


**襟翼**:一种调节（可增可减）拱度的翼型。

变动部分称襟翼



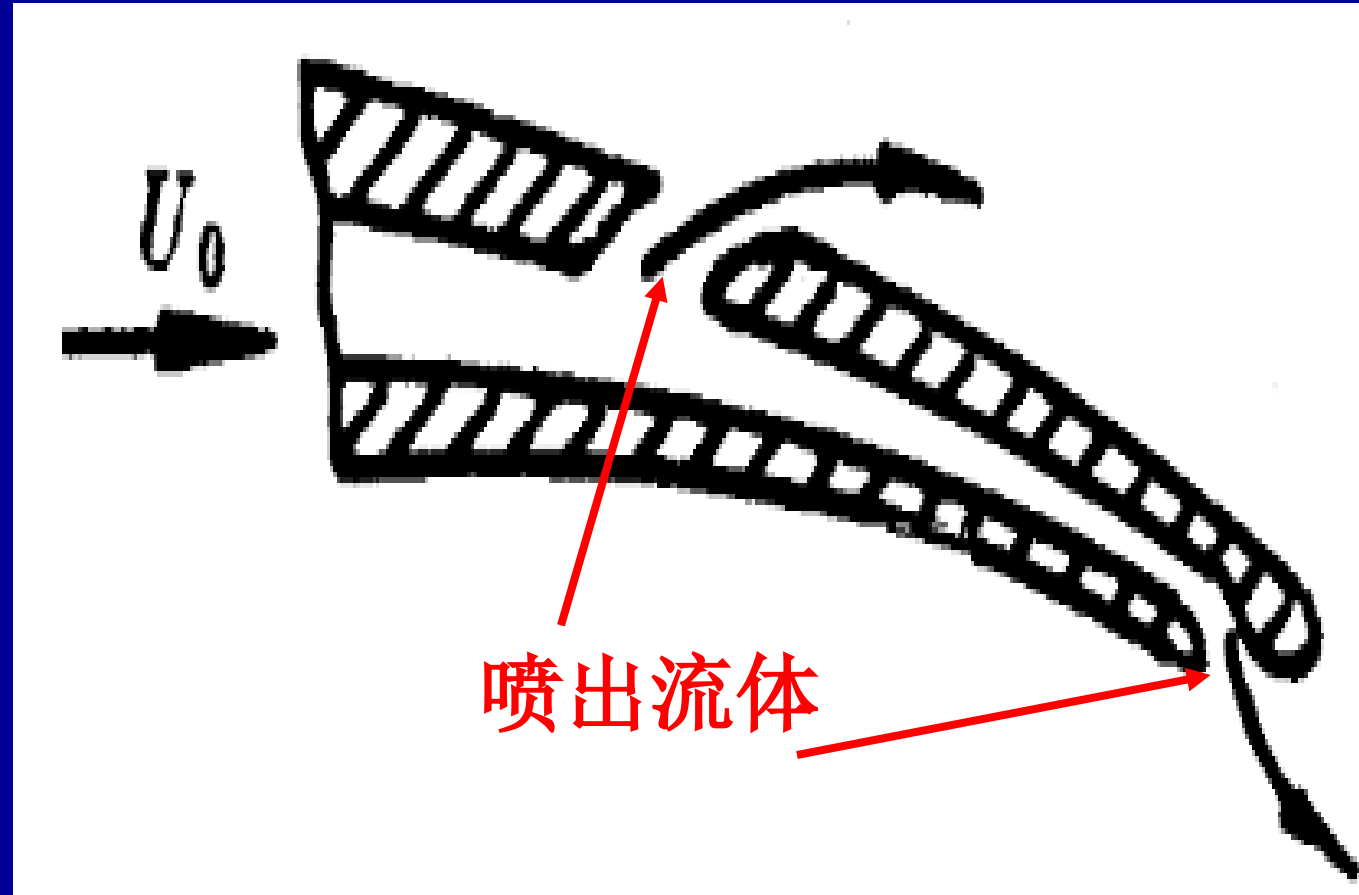
**增大面积的襟翼**: 同时增大 $f$ 和 $S$ , 故增大升力。



带襟翼翼型的临界攻角一般约减小 $2^\circ \sim 5^\circ$

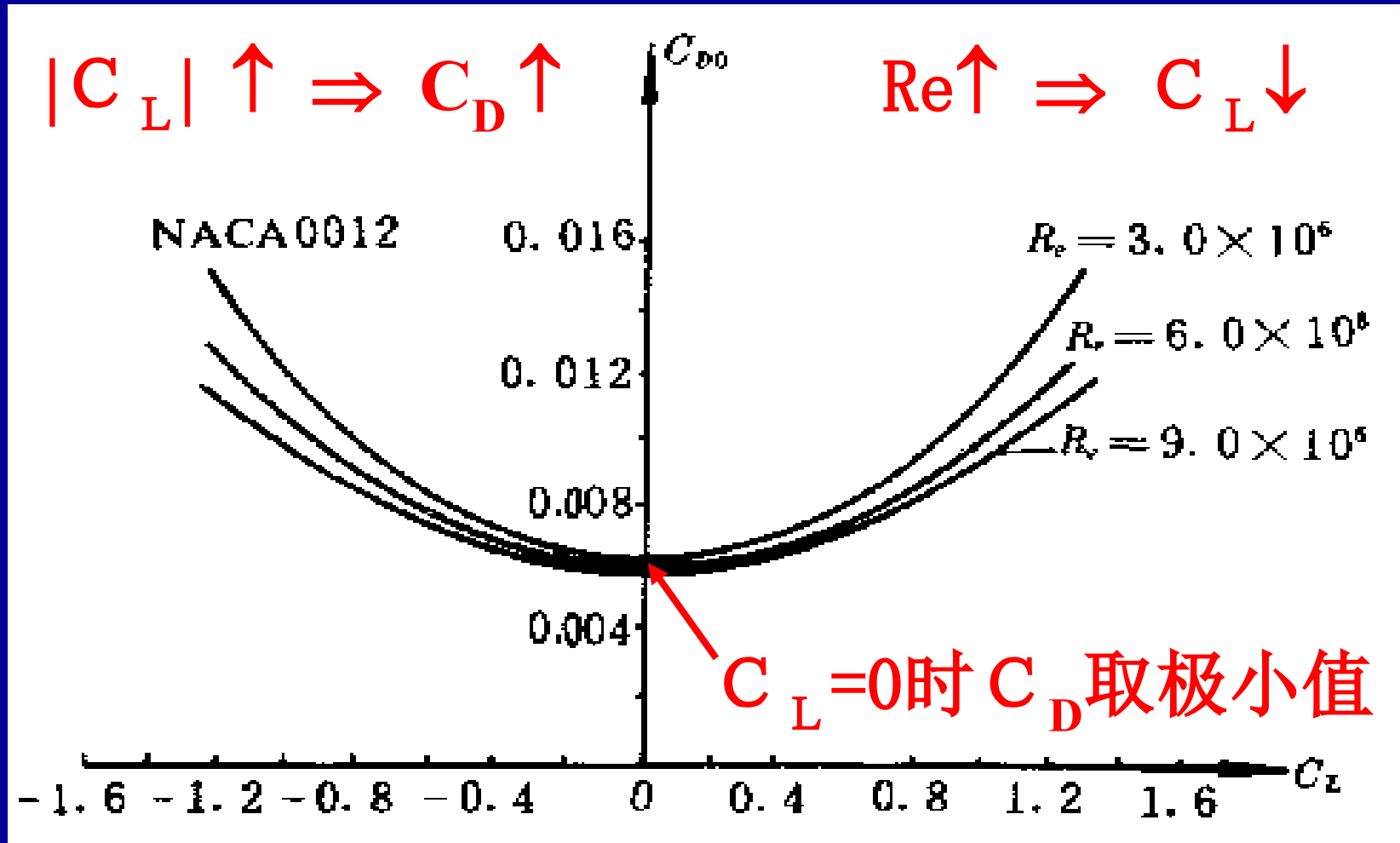


射流襟翼：更好地提高升力，增大临界攻角。

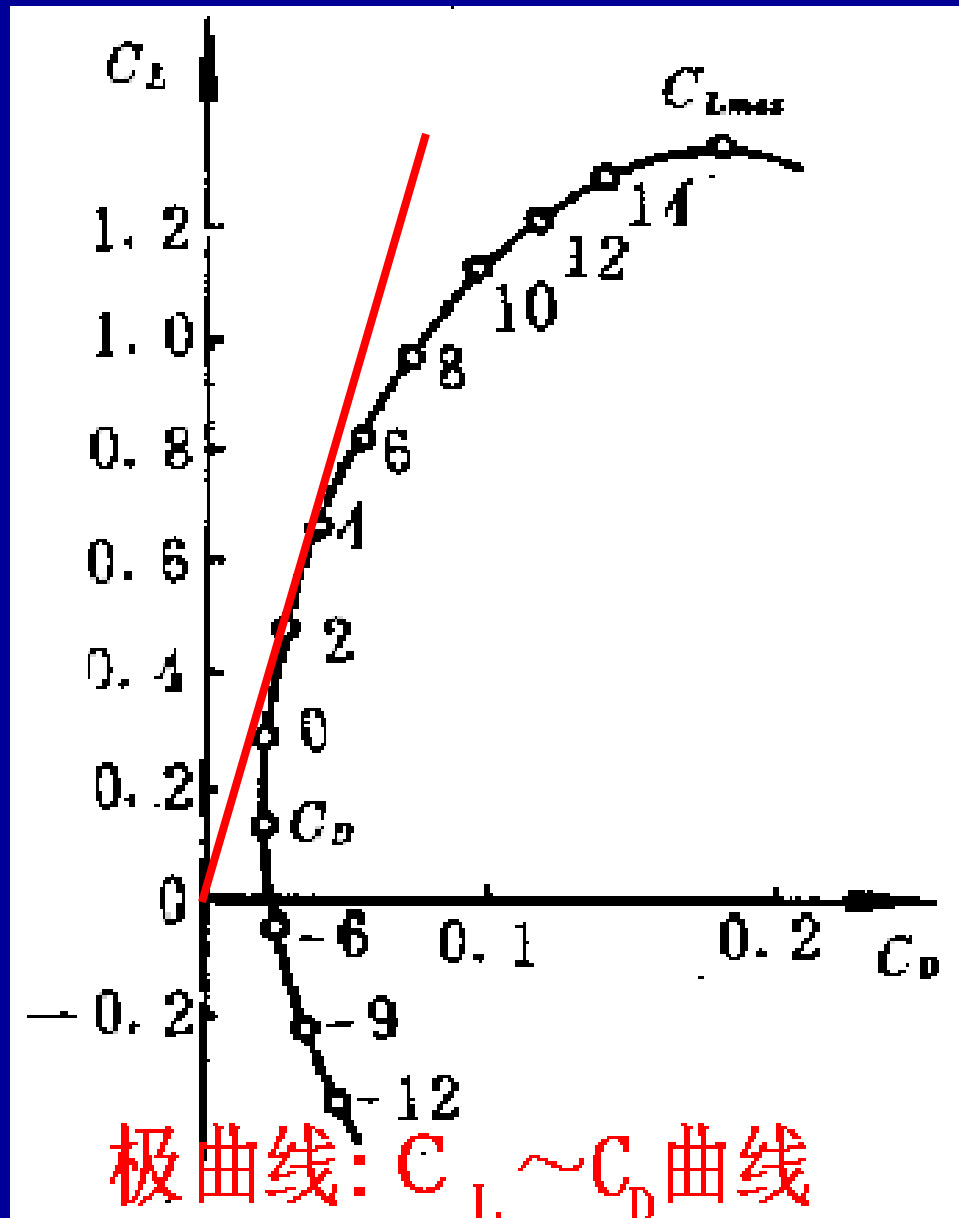


## 二、阻力系数

翼型粘性阻力：表面摩擦阻力和压差阻力（形状阻力）两部分。



### 三、极曲线



对应一个  $\alpha$  ,  
对应  $C_D$  ,  $C_L$

矢径的斜率, 为该  
攻角下的升阻比  
 $K = C_L / C_D$

## 四、俯仰力矩系数

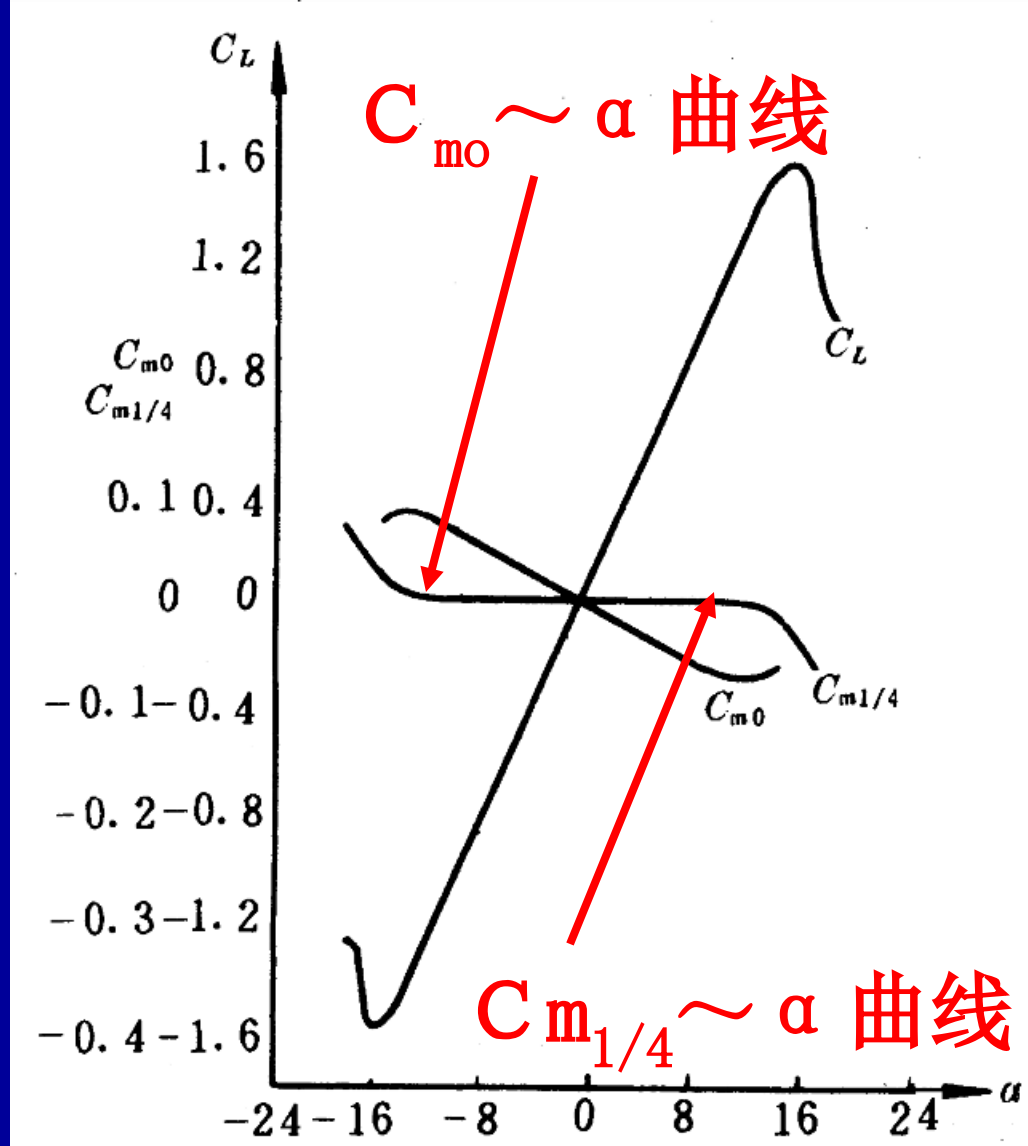
定义为:

$$C_{M0} = \frac{M_0}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 l A b}$$

由  $C_{m0} \sim \alpha$  和  $C_L/C_D$

求压力中心位置

(合力与翼弦交点)



优良翼型压力中心位置随攻角改变变化不大，  
否则机翼稳定性较差。

## § 1 2-5 有限翼展机翼

有限翼展机翼：实际上机翼的展弦比均为有限值  
流动是三维的。

对于船舶，舵的展弦比为  $0.5 \sim 1.5$ ，水翼的展弦比为  $5 \sim 7$ 。

### 一、有限翼展机翼的理想模型

1. 用  $\Pi$  形涡模型建立有限翼展机翼理论
2. 用  $\Pi$  形涡系的理想模型，建立升力线理论

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。如要下载或阅读全文，请访问：  
<https://d.book118.com/627015042021010002>