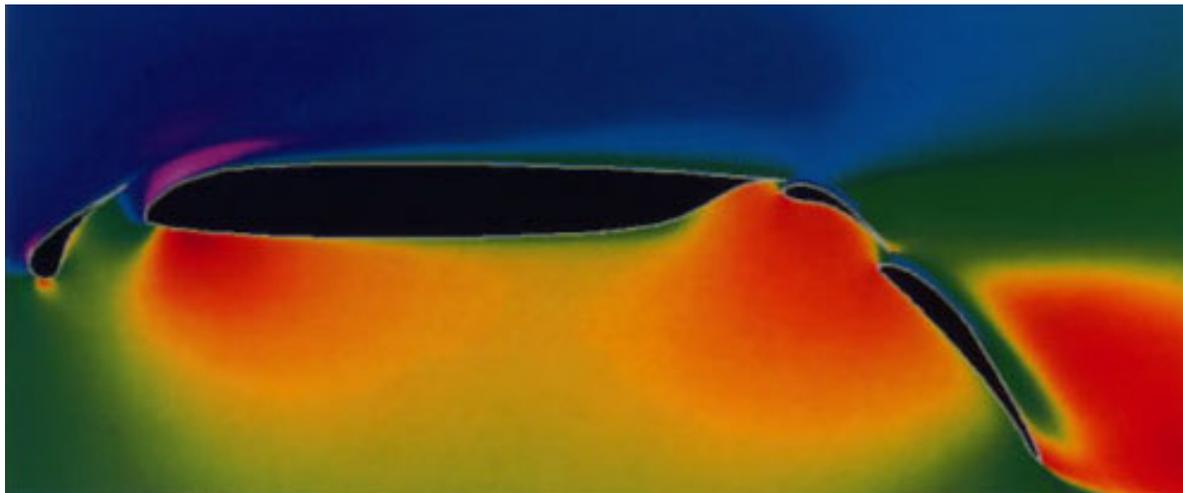
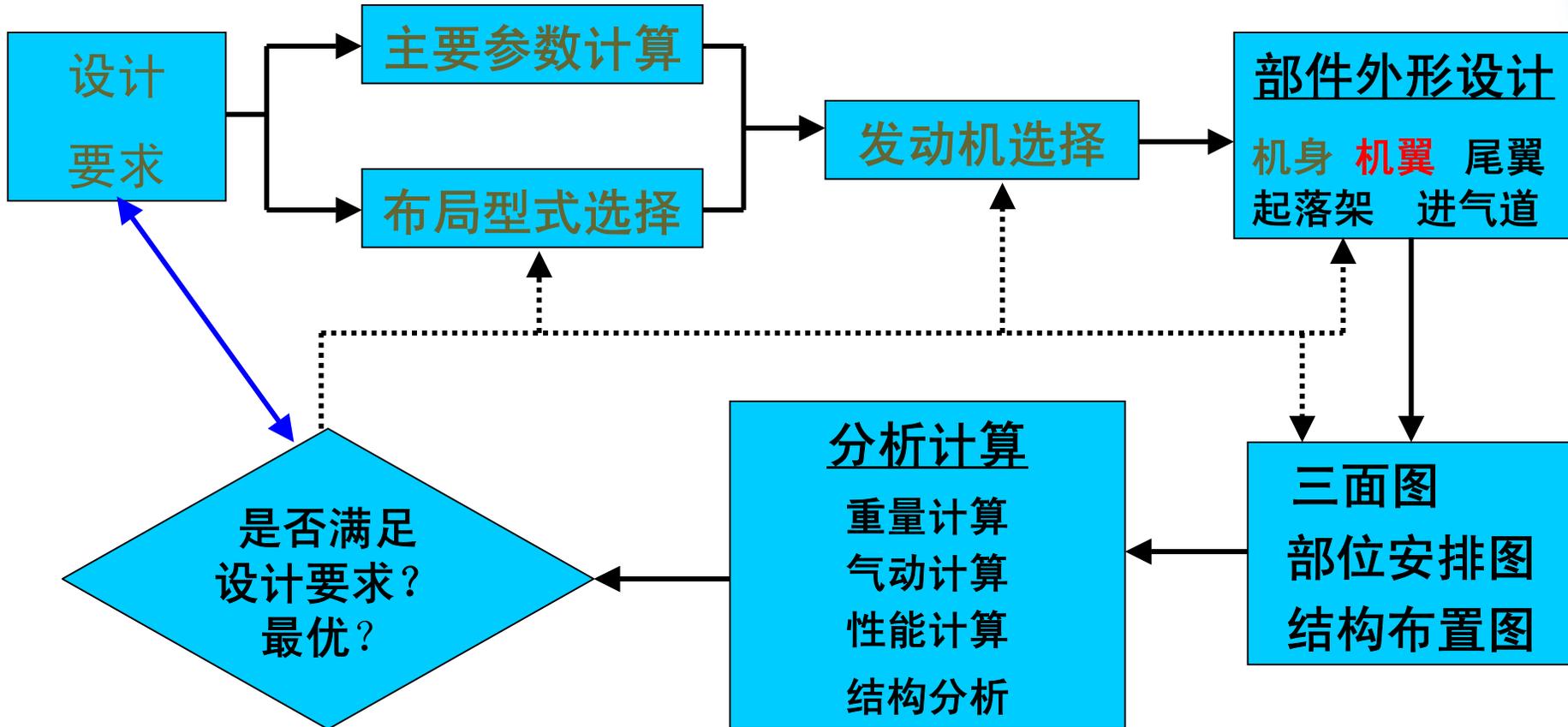




机翼的设计



飞机总体设计框架

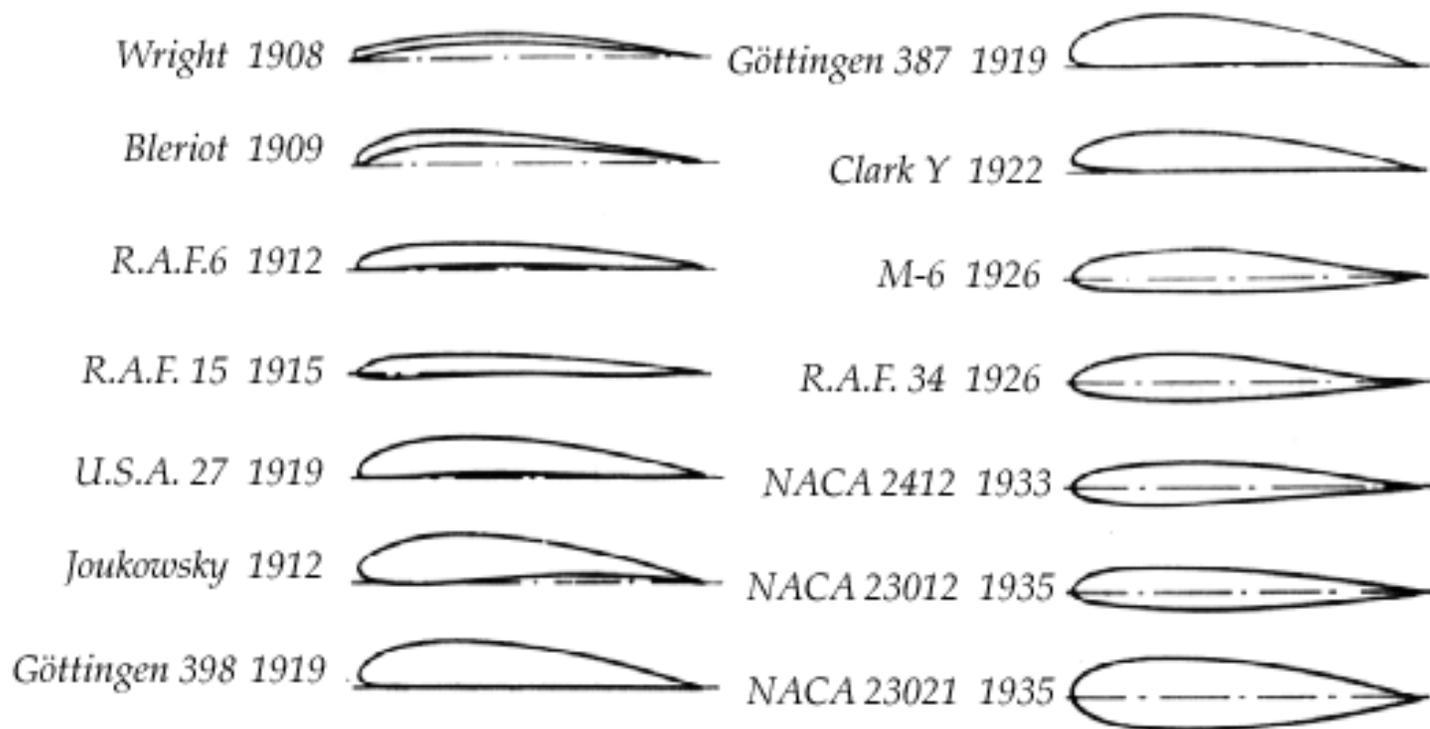




机翼的设计

- 翼型的选择与设计
- 机翼平面形状设计
- 机翼安装角和上反角的确定
- 边条翼、翼尖形状
- 增升装置的设计
- 副翼的设计
- 设计举例

翼型的选择与设计

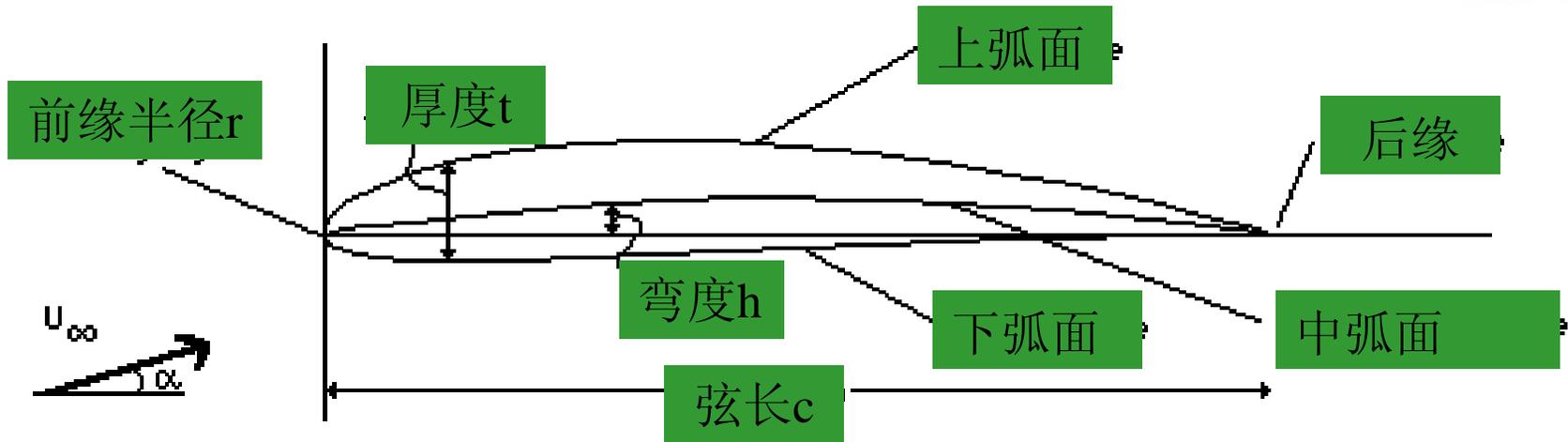




提纲

- 翼型的几何参数
- 翼型的气动特性
- 翼型的几何参数与气动特性之间的关系
- 翼型特性与飞机性能的关系
- 翼型的几何参数对结构设计的影响
- 翼型的种类与特征
- NACA翼型
- 选择翼型时考虑的因素
- 翼型的设计方法

翼型的几何参数



相对厚度: $\bar{t} = \frac{t}{c} \cdot 100 \quad \%$

相对弯度: $\bar{h} = \frac{h}{c} \cdot 100 \quad \%$

最大厚度的相对位置: $\bar{x}_t = \frac{x_t}{c} \cdot 100\%$

最大弯度的相对位置: $\bar{x}_h = \frac{x_h}{c} \cdot 100 \quad \%$



翼型的气动特性

- 升力特性:

- 升力系数:
$$c_l = \frac{l}{(\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot c)}$$

- 最大升力系数: $c_{l \max}$

- 最大攻角: $\alpha_{cl, \max}$

- 升力线斜率: $c_{l\alpha}$

- 零升力攻角: α_{0l}

- 设计升力系数:



- 阻力特性:

- 阻力系数: $c_d = \frac{d}{(\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot c)}$
- 最小阻力系数: $c_{d \min}$
- 阻力发散马赫数: M_{dd}

- 俯仰力矩特性:

- 俯仰力矩系数: $c_m = \frac{m}{(\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot c^2)}$
- 零升力力矩系数: c_{m0}
- 焦点（气动中心）位置
- 压心位置

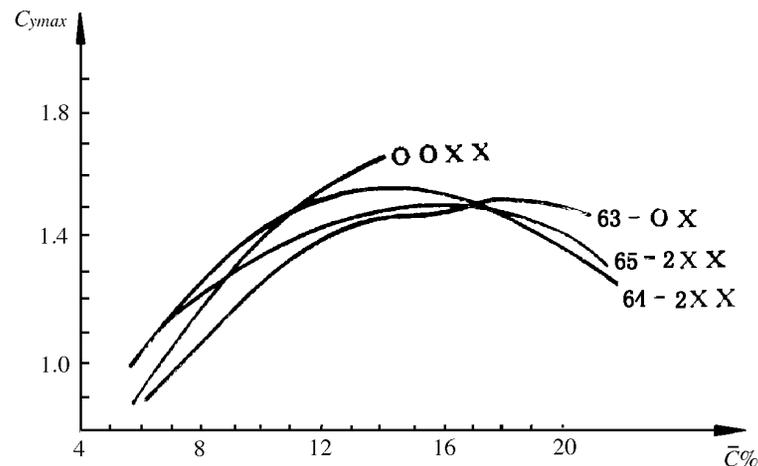


翼型几何参数与气动特性之间的关系

• 最大升力系数与几何参数的关系

■ 相对厚度的影响:

相对厚度在12%-18%时，最大升力系数最大



■ 前缘半径的影响：前缘半径增大，最大升力系数增加。

■ 相对弯度的影响：相对弯度增大，最大升力系数增加。



• 升力线斜率与几何参数的关系

■ 相对厚度的影响:

* 相对厚度较小时, 升力线斜率与翼型无关;

薄翼型理论指出: $2\pi / \text{rad}$

* 相对厚度较大时, NACA 4位、5位数字普通的升力线斜率随相对厚度增大而减小, 具有光滑表面的NACA6位系列翼型的升力线斜率随相对厚度增大而增加。

■ 相对弯度的影响:

* 相对厚度较大时, 升力线斜率随相对厚度增大而增加。



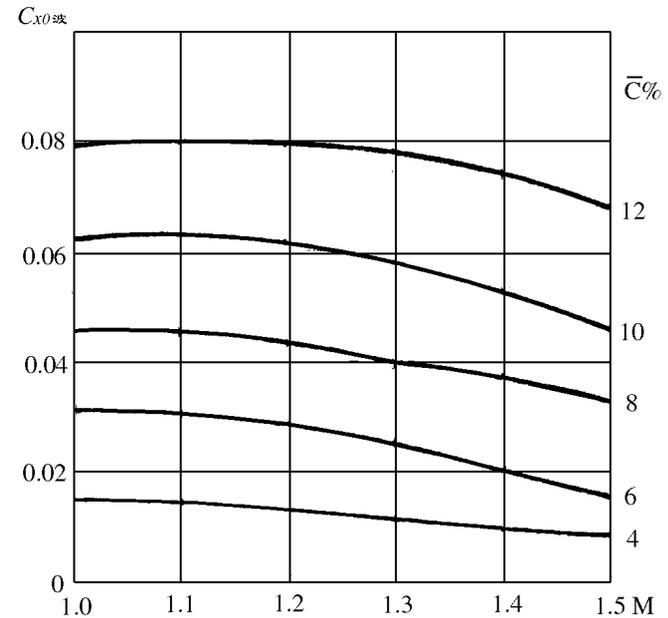
• 阻力系数与几何参数的关系

■ 相对厚度的影响:

- * 亚声速时，相对厚度对阻力系数影响较小;
- * 跨、超声速时，相对厚度对阻力系数影响很大:
相对厚度增大，临界M降低，阻力增加

■ 最大厚度位置的影响:

最大厚度位置后移，阻力降低





• 力矩系数与几何参数的关系

■ 相对弯度的影响:

相对弯度增大, 绕道1/4弦点的力矩系数更负。

■ 迎角的影响:

迎角增加, 绕道1/4弦点的力矩系数更负。

■ 相对厚度的影响:

相对厚度对力矩系数的影响很小。

• 零升力攻角与相对弯度的关系

相对弯度增大, 零升力迎角的绝对值越大。



翼型特性与飞机性能的关系

- 高的最大升力系数有利于飞机的起降和机动性能；
- 最小阻力系数的大小与飞机最大速度有关；
- 升力线斜率越大，有利于飞机的巡航、起降和机动性能；
- 最大升阻比指示续航时间和航程；
 - 航程因子 ($M \cdot L/D$) 越大，巡航效率越高；
- 零升力时力矩越大，需要越大的配平力矩，引起更大的配平阻力；
- 失速临界迎角限制着陆时飞机的擦地角和大迎角性能。



翼型几何参数对结构设计的影响

- 相对厚度越大，机翼结构的重量越轻；
- 弦向15%、20%、60%和70%处的翼型厚度决定着翼梁高度，翼梁高度越大，重量越轻
- 相对厚度越大，内部容积越大；
- 最大升力时压心的最前位置和最小阻力时压心的最后位置之间的距离愈小，则压心移动愈小，愈有利于结构设计。



翼型的种类与特征

- 按气动特征：
 - 层流翼型
 - 高升力翼型
 - 超临界翼型
 - 超声速翼型
 - 低力矩翼型
- 按用途：
 - 飞机机翼翼型
 - 直升机旋翼翼型
 - 螺旋桨翼型
- 按使用雷诺数：
 - 低雷诺数翼型
 - 高雷诺数翼型

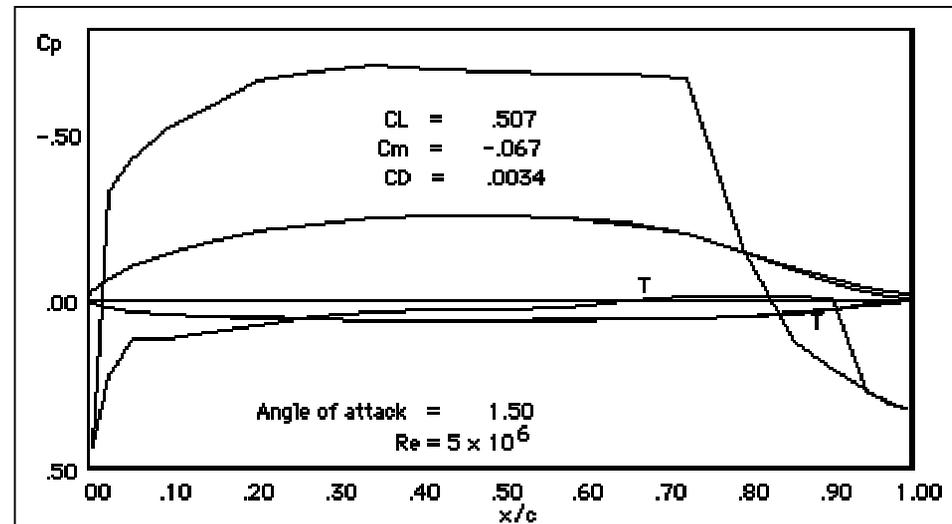
层流翼型

- 为使翼表面的附面层保持大范围的层流，借以减小阻力而设计的翼型。

气动特性：

- 阻力小
- 最初的层流翼型在非设计点和表面粗糙时，阻力增加较大
- 比较适用于高亚声速飞机

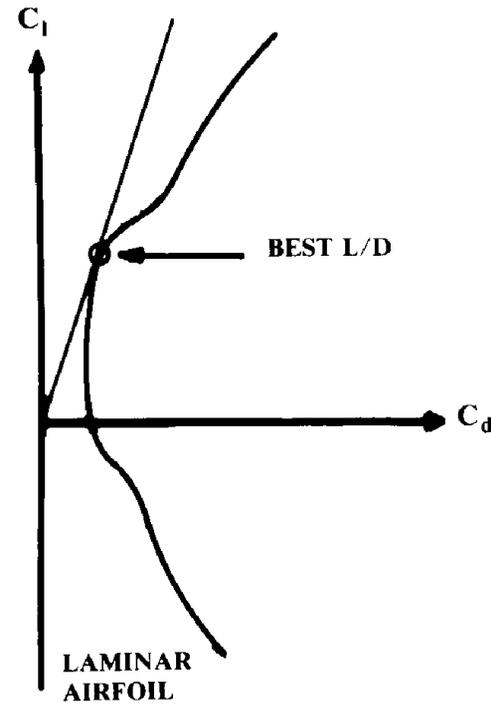
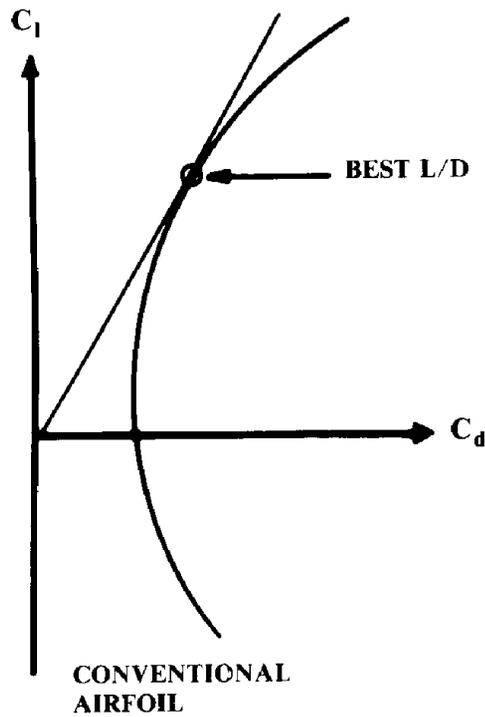
翼型特点：最大厚度位置靠后





层流翼型 (续)

层流翼型与普通翼型气动特性的比较





高升力翼型

- 气动特性:

- 升力较高，巡航阻力与相对厚度相当的其它翼型相当；

- 实例:

NACA 44族； NACA 24族； NACA 230族 – 低速通用航空飞机

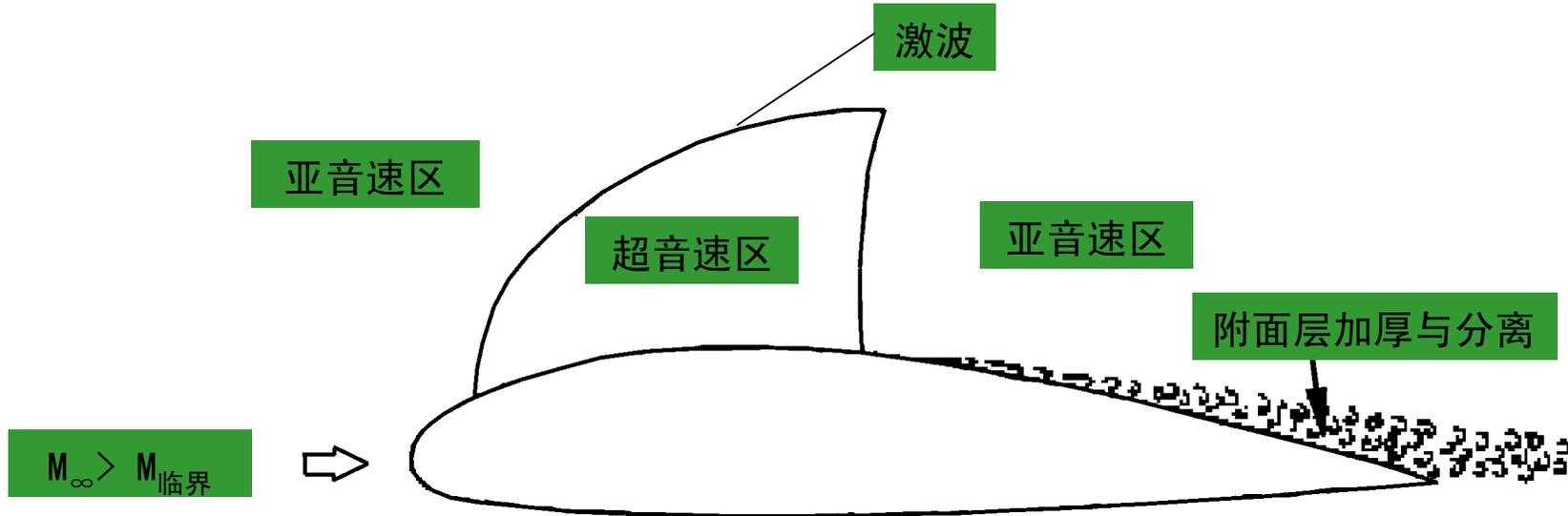
GAW-1； GAW-2 – 用于通用航空飞机的先进翼型

- GAW-1外形特点:

- 具有大的上表面前缘，以减小大迎角下负压峰值，推迟翼型失速；
- 上表面比较平坦，使得升力系数为0.4时，上表面有均匀的载荷分布；
- 下表面后缘有较大的弯度；

超临界翼型

- 适于超临界马赫数飞行器的跨声速翼型



超临界翼型 (续)

外形特点:

* 上表面较平坦, 下表面后段弯曲较大, 并向上内凹, 头部半径较大

气动特点:

* 跨音速流时, 激波强度明显减弱, 并靠近翼型的后缘位置

* 低头力矩较大

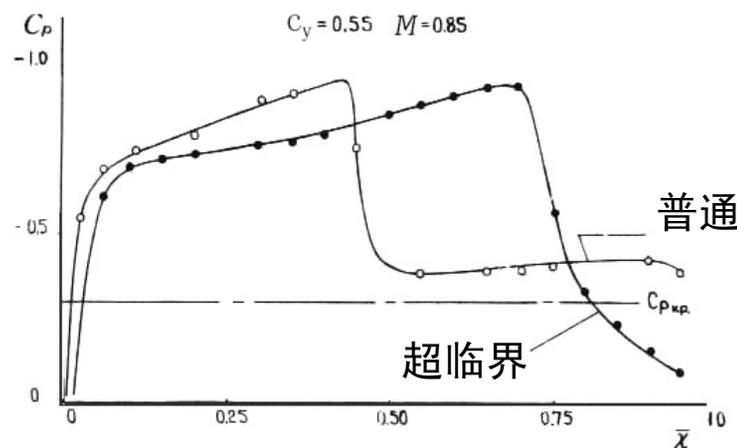
普通翼型与超临界翼型的外形及跨音速压力分布的比较



普通翼型



超临界翼型



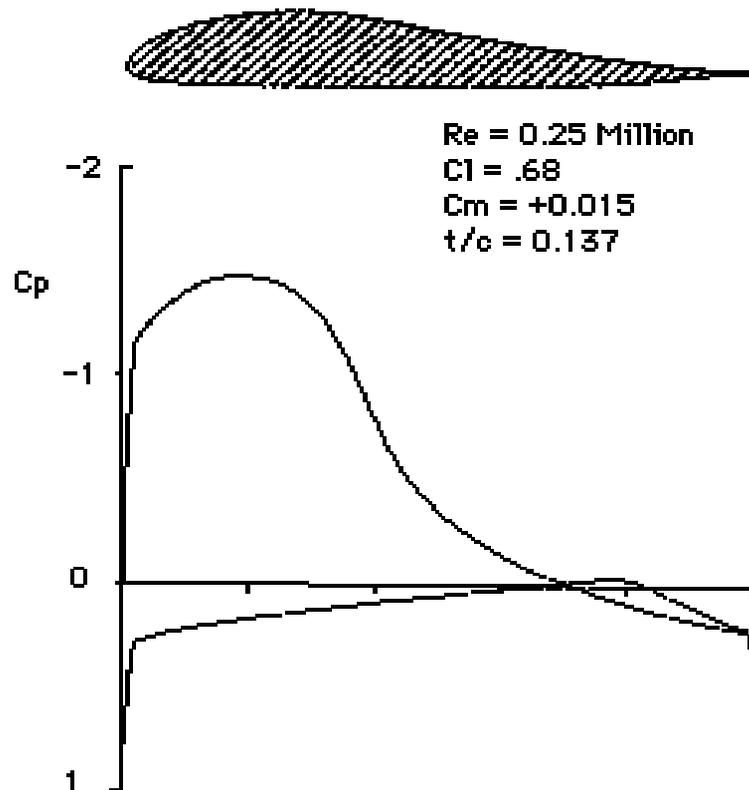


超声速翼型

- 在超声速飞行时，为减小波阻，翼型应具有尖前缘，使产生的斜激波以代替离体的正激波。如双弧形翼型。
- 例如，F104采用了双弧形翼型。
- 由于尖前缘易引起气流分离，亚声速性能很差，为了兼顾各个速度范围的性能，目前大多数超声速飞机仍采用小钝头亚声速翼型。

低力矩翼型

- 低头力矩很小，甚至力矩方向为抬头方向





NACA翼型

- NACA 四位数翼型
- NACA 五位数翼型
- NACA 六位数翼型



NACA 四位数字翼型

- 美国NACA最早建立的一个低速翼型系列
- 与早期的其他翼型相比，有较高的最大升力系数和较低的阻力系数。
- 目前有些轻型飞机仍采用NACA 四位数字翼型（如NACA 2412、NACA 4412）
- 四位数字的含义：

NACA **XYZZ**

X – 相对弯度； **Y** – 最大弯度位置； **ZZ** – 相对厚度

例如，NACA 2412表示翼型的相对弯度为2%，最大弯度位置在弦长的0.4，相对厚度为12%。



NACA 五位数字翼型

- NACA继四位数字翼型后又提出的一个低速翼型系列。
- 该翼型系列的厚度分布与四位数字系列相同，但中弧线参数有更大的选择，可使最大弯度位置靠前而提高最大升力系数，降低最小阻力系数，但失速性能欠佳。
- 五位数字的含义：

NACA **XYWZZ**

X – 设计升力系数为 $X \cdot (3/20)$ ；**Y** – 最大弯度位置为 $Y/20$

W – 中弧线为简单型取0，否则取1（有拐点）；**ZZ** - 相对厚度

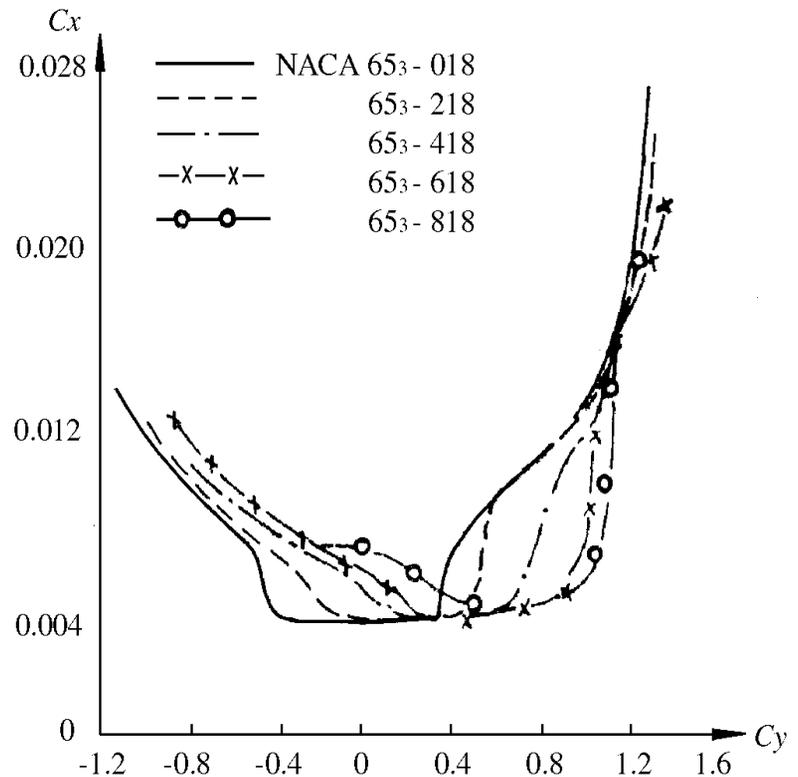
例如NACA 23012表示设计升力系数为 $2 \cdot (3/20) = 0.3$ ，最大弯度位置为 $3/20=1.5$ ，中弧线为简单型，相对厚度为12%。



NACA 六位数字翼型

- 是一类层流翼型，
- 特点：
 - 1) 在一定升力系数范围具有低阻力特性，非设计条件下也比较满意；
 - 2) 比较高的最大升力系数和比较高的临界马赫数；
- 应用广泛：

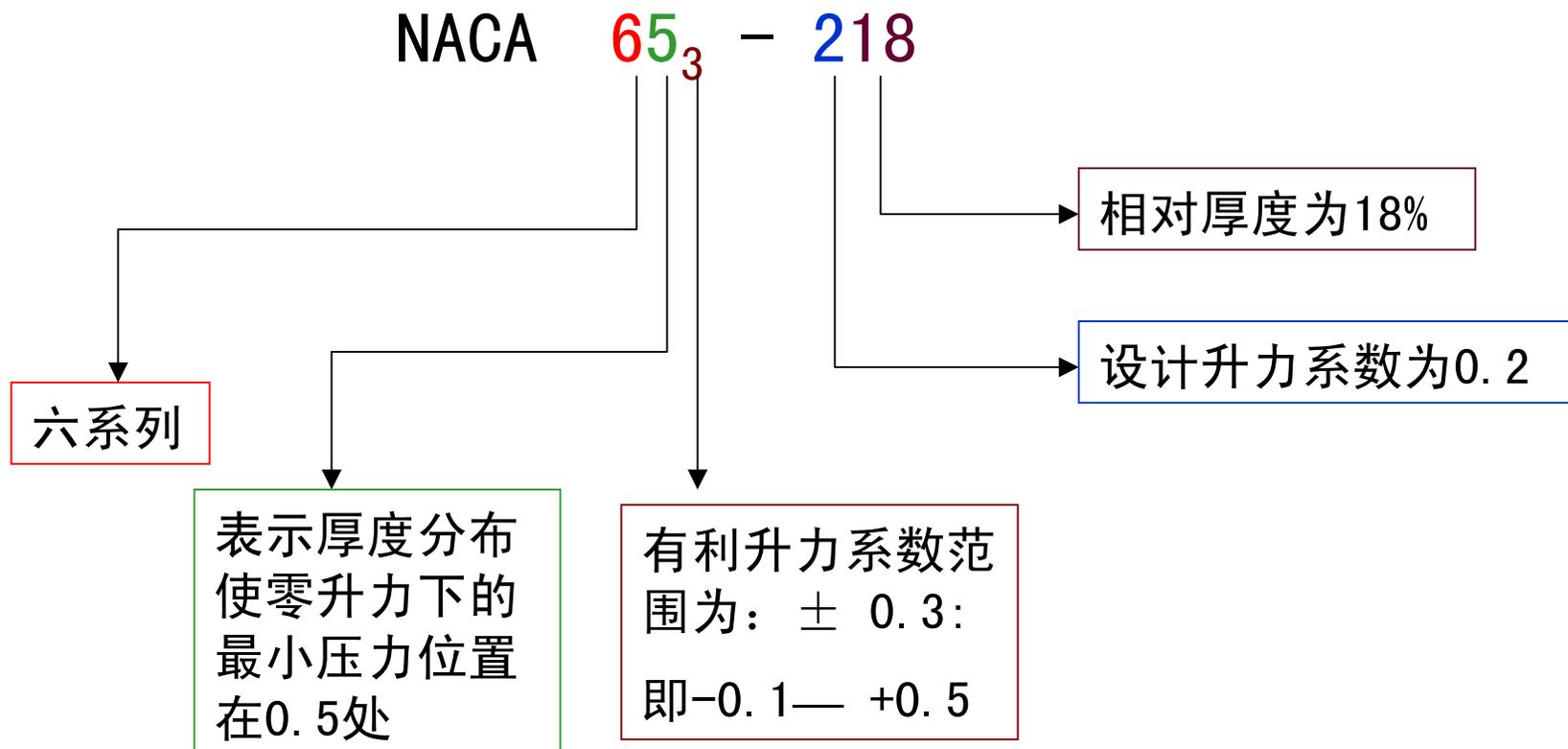
F-16: NACA 64A204;





NACA 六位数字翼型 (续)

- 六位数字翼型的含义:



- 用“A”代替“-”的六位数字翼型, 表示翼型上下弧线从0.8位置至后缘都是直线。



如何选择翼型

1. 确定设计升力系数

设计升力系数是指：飞机常用的升力系数，通常指巡航飞行时升力系数的值。

设计升力系数的计算：

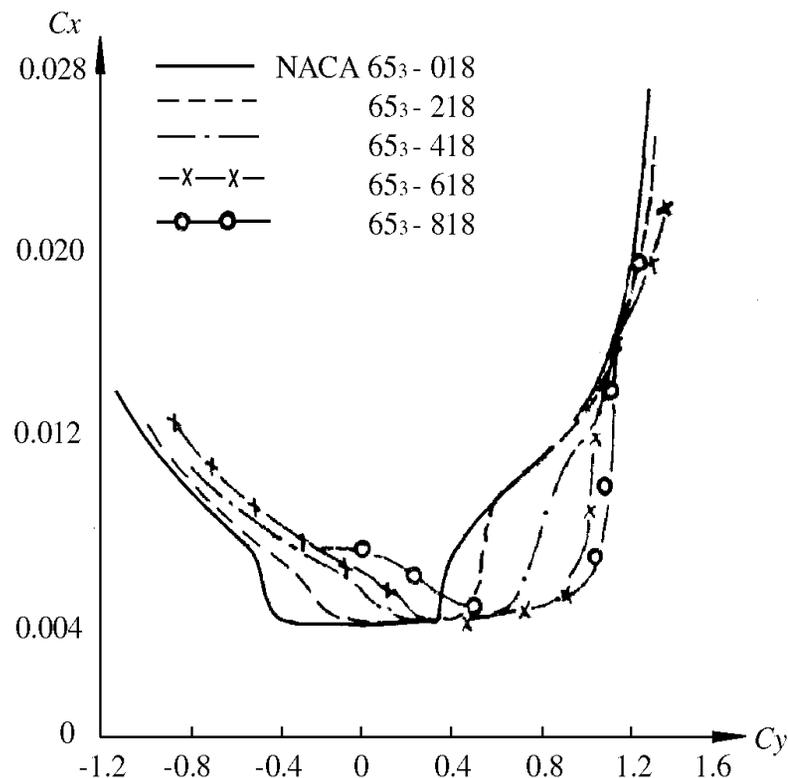
$$W = L = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S \cdot C_L \longrightarrow C_L = \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{1}{q}$$

在初步设计时，近似认为： $C_L = c_l$

C_L 三维机翼的升力系数； c_l 翼型的升力系数；

根据设计升力系数选出合适的翼型

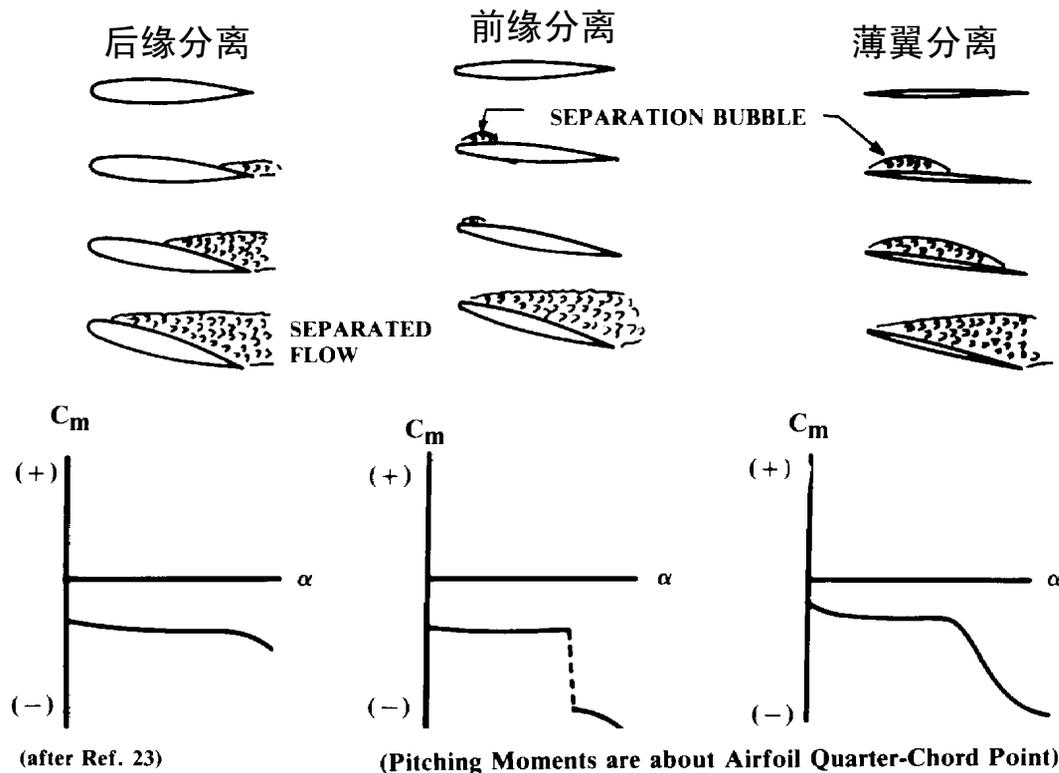
- 翼型在其设计升力系数附近，具有最有利的压力分布，其阻力系数最小，升阻比也比较大。
- 从翼型手册等文献资料可查出有关数据
- 右图示出了NACA 65_3 系列的五个翼型曲线。
- 例如，对于巡航速度 $M=0.8$ ，设计升力系数在 $0.3 \sim$ 左右时，选取 NACA 65_3-218 较为有利，巡航飞行时翼型阻力最小。



NACA 65_3 翼型的 $C_l - C_d$ 关系

2. 在设计升力系数附近阻力越小越好;
3. 较好的失速特性: 最大升力系数较高, 失速过程比较缓和的翼型;

翼型的失速类型





4. 俯仰力矩系数应较低或中等大小为宜，以防止过高的配平阻力；
5. 翼型的结构高度尽可能大，以利于减轻结构重量和内部布置；
6. 参考统计值：

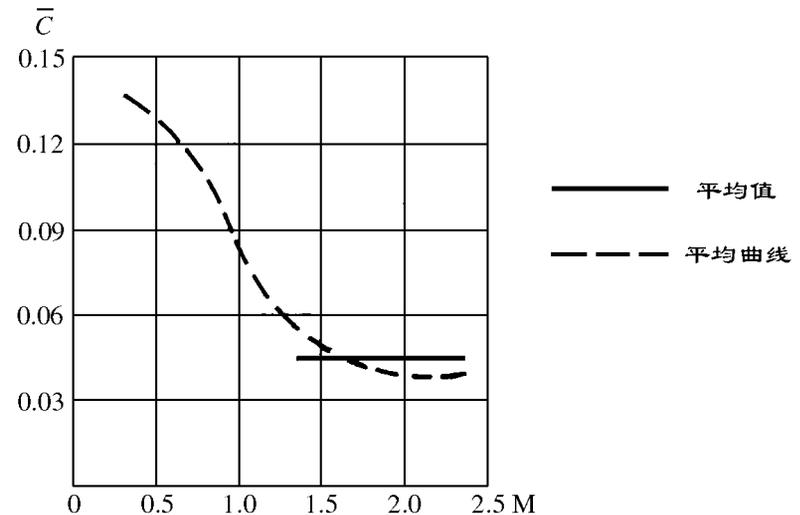
对于亚声速飞机：

- (t/c) 在12%左右，相对弯度可大些以满足最大升力系数要求；

对于超声速飞机：

- (t/c) 在3% - 6%，相对弯度可小些或为对称翼型
- (t/c) 低于3%翼型可能在结构设计方面行不通

典型翼型相对厚度统计值





翼型的设计与修形

- 动机

当选择已有的翼型尚不能满足新设计的飞机要求时，需要重新设计或修改翼型。

- 手段

目前已大量采用计算空气动力学的方法设计和修改新翼型，代替以往制造各种修正翼型模型进行风洞试验的过程。

- 方法

- 1) 直接法 (**Direct Methods**)
- 2) 逆设计 (**Inverse Design**)



直接法

- 直接法基本过程:

- 1) 确定目标;
- 2) 人工修改翼型图形或数据;
- 3) 通过计算压力分析并与设计要求比较分析;
- 4) 重复进行修正, 直到满足要求。

- 前提:

要求设计者有较深入的专业知识和丰富的设计经验



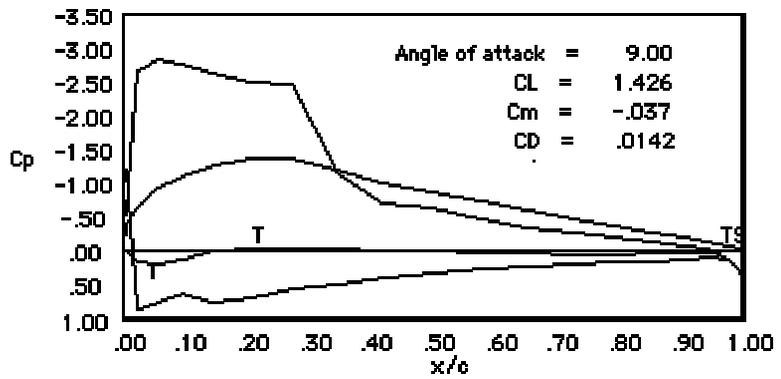
- 一些指导原则:

- 1) 翼型上表面前缘附近的弯度和厚度对最大升力系数有重要影响;
- 2) 平坦的翼型中部可能对应高的阻力发散M数;
- 3) 增加上表面前部的厚度或下表面前缘附近的厚度会使激波强度增加;
- 4) 增加后缘弯度将增加翼型升力, 同时也增加低头力矩;
- 5) 上表面后部的斜率影响紊流附面层分离位置和分离区大小, 从而影响翼型阻力和失速特性;
- 6) 最大厚度点后移, 可使最小压强点后移, 从而转捩点后移, 层流附面层加长, 紊流附面层缩短, 摩擦阻力减少。

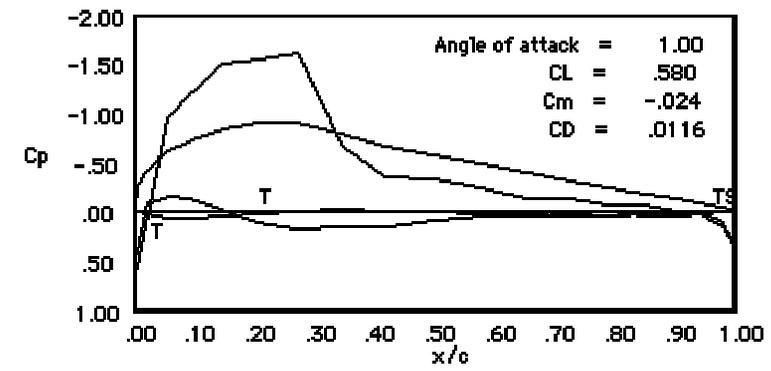
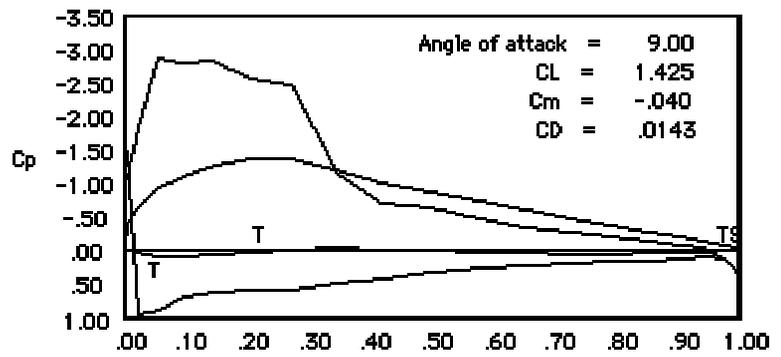
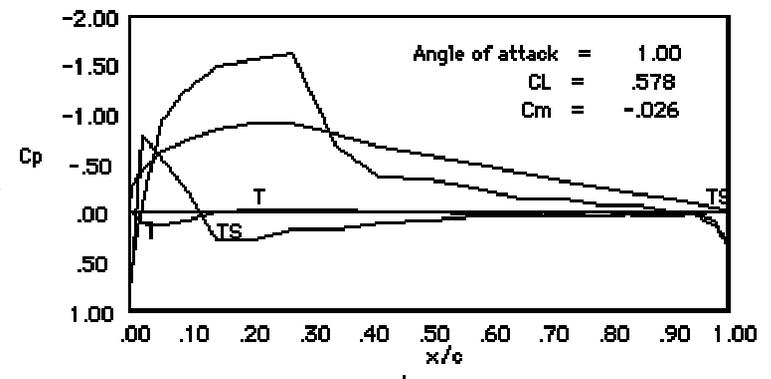


实例：滑翔机翼型的修形

原翼型：有很好的低速性能



修形动机：小迎角时气流易分离



为了维持原有的最大升力系数，前缘下部形状最后修改成如此。

改变前缘形状：消除了前缘气流易分离，但最大升力系数降低

逆设计方法

• 逆设计基本过程

- 1) 给定压力分布目标函数和约束条件;
- 2) 通过优化方法计算机自动修改翼型形状;
- 3) 经过多次迭代, 达到给定误差要求为止 ;

实例：超临界翼型

