



陆士嘉实验室
LU SHI JIA LABORATORY

..... 国家级精品课

空气动力学基础

(Fundamentals of Aerodynamics)



北京航空航天大学陆士嘉实验室



第11讲

跨声速机翼绕流气动特性



1

跨声速
小扰动
势流方程



2

机翼几何参数
对跨声速气动
特性的影响



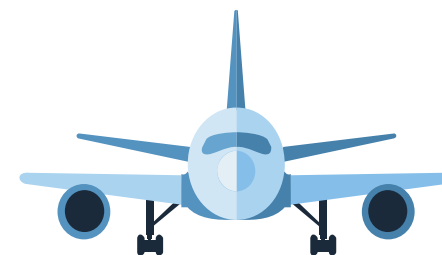
3

超临界
翼型绕流
气动特性



跨声速小扰动势流方程

如果在亚声速流场中包含有局部超声速区或超声速流场中包含有局部亚声速区，此种流动称为跨声速流。
由于从超声速过渡到亚声速往往要通过激波实现，因此跨声速流场中往往包含局部激波。





跨声速小扰动势流方程

$M=0.50$



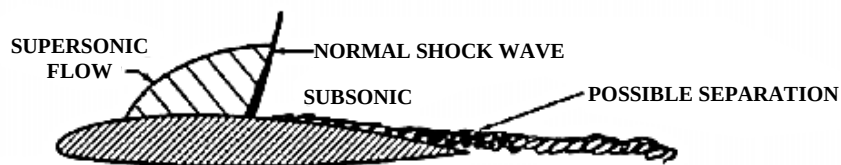
MAXIMUM LOCAL VELOCITY
IS LESS THAN SONIC

$M=0.72$
(CRITICAL MACH NUMBER)

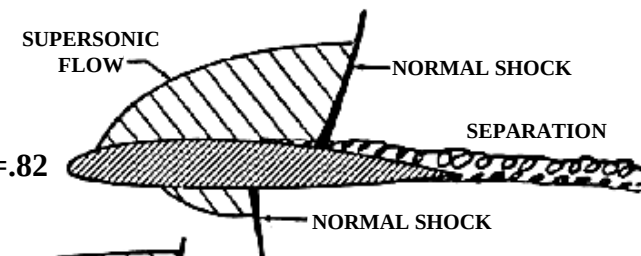


MAXIMUM LOCAL VELOCITY
EQUAL TO SONIC

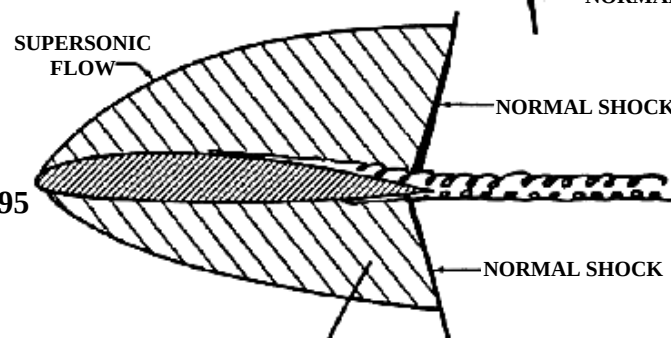
$M=0.77$



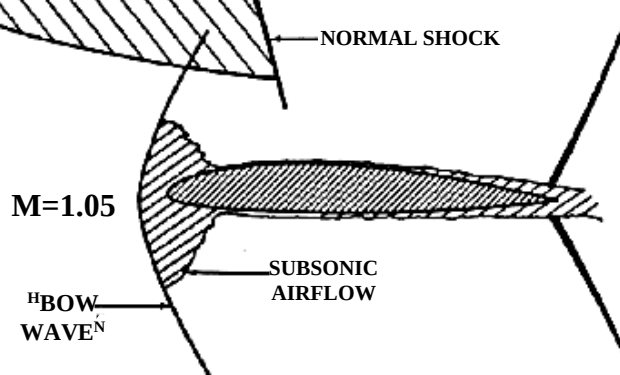
$M=0.82$

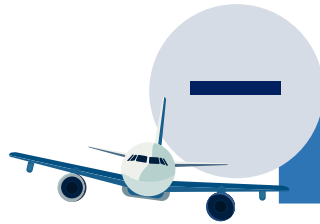


$M=0.95$



$M=1.05$





跨声速小扰动势流方程



⚙️ 当来流马赫数 M_∞ 接近1时， $(M_\infty - 1)$ 就是一个小量，此时在小扰动势流方程简化时，需要考虑由此带来的影响。简化后，保留2阶小量，方程出现非线性的。

$$(1 - Ma_\infty^2) \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = Ma_\infty^2 (\gamma + 1) \frac{u}{V_\infty} \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$(1 - Ma_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = \frac{Ma_\infty^2 (\gamma + 1)}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial x} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2}$$

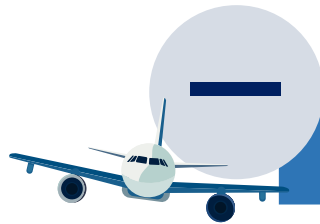


跨声速小扰动势流方程



这是个非线性的混合型的二阶偏微分方程，如果方程中第一项大于零，为椭圆型方程；如果第一项小于零，为双曲型方程。

$$\left[1 - Ma_{\infty}^2 - \frac{Ma_{\infty}^2 (\gamma + 1)}{V_{\infty}} \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right] \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0$$



跨声速小扰动势流方程



研究薄翼跨声速绕流的相仿律，可以定性分析影响薄翼跨声速空气动力特性主要因素。下式中， L 为机翼展长， C_{jm} 为机翼平均厚度， b_{jm} 为机翼平均几何弦长。

$$B = \sqrt{|1 - M_\infty^2|}, K = (\gamma + 1)M_\infty^2$$

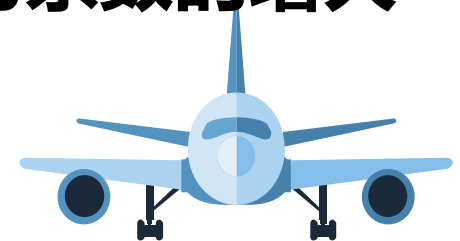
$$C_p = \frac{C_{jm}^{2/3}}{K^{1/3}} f(B\lambda, \lambda(KC_{jm})^{1/3}, \lambda \tan \chi, \frac{x}{b_{jm}}, \frac{z}{L})$$

$$C_L = \frac{C_{jm}^{2/3}}{K^{1/3}} f(B\lambda, \lambda(KC_{jm})^{1/3}, \lambda \tan \chi, \frac{x}{b_{jm}}, \frac{z}{L})$$



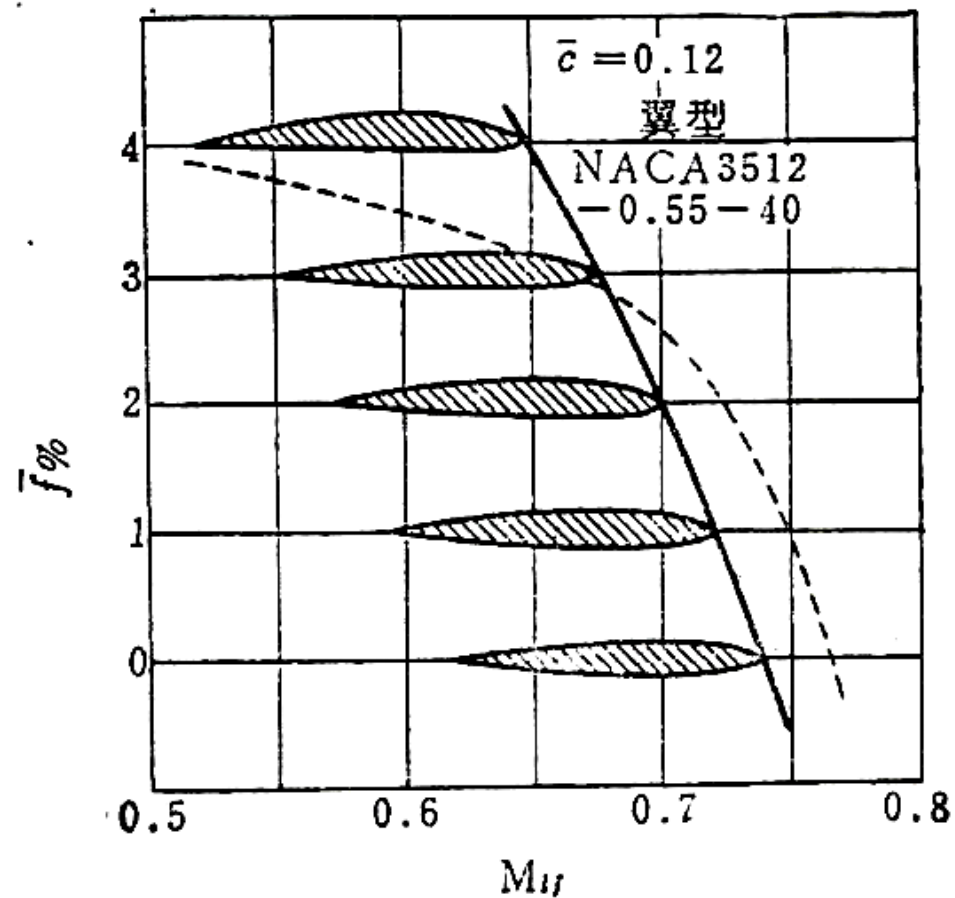
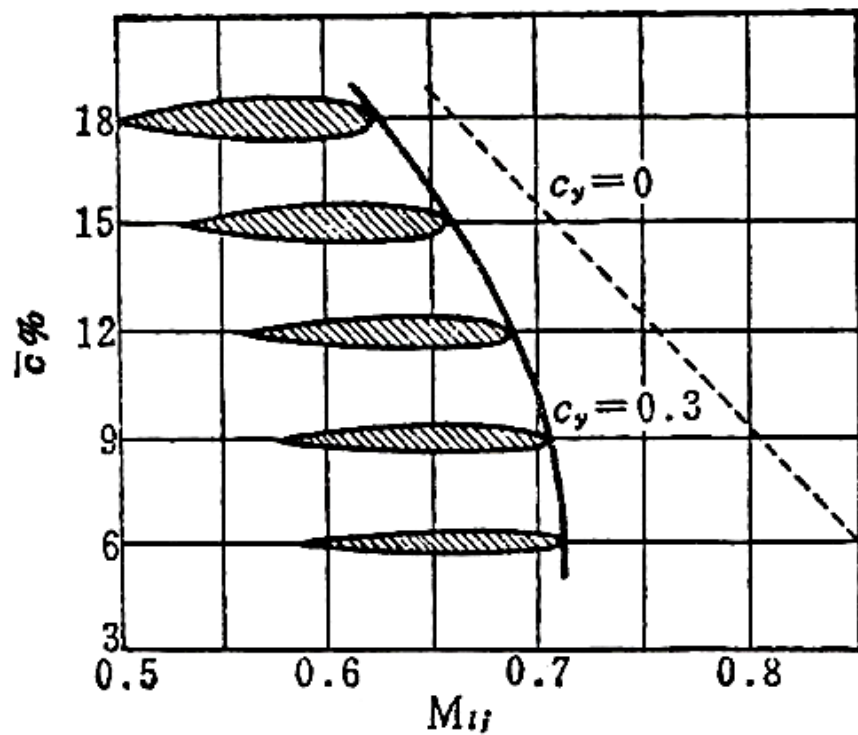
机翼几何参数对跨声速气动特性的影响

我们知道翼型临界马赫数与翼型低速绕流的最小压强系数(C_{pmin}) $_{M_\infty=0}$ 有关。由于在小升力系数下，增大翼型相对厚度 $\bar{c}$ 相对弯度 $\bar{c}$ 都将使翼型的最小压强系数绝对值增大，因此翼型的临界马赫数将随 $\bar{c}$ 以及升力系数的增大而降低。





机翼几何参数对跨声速气动特性的影响





机翼几何参数对跨声速气动特性的影响

展弦比对机翼的临界马赫数的影响是显然的。展弦比越小机翼的临界马赫数就越高，因为机翼上下表面气流的相互影响将随展弦比减小而增大，从而减小了翼面气流的最大流速。



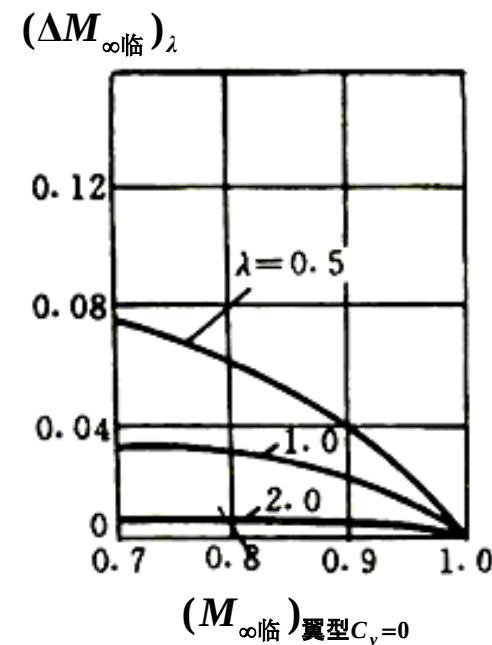
⚙ 后掠角和展弦比对机翼临界马赫数的影响，一般按下式进行估算：

$$(M_{\infty\text{临}})_{\text{机翼}} = (M_{\infty\text{临}})_{\text{翼型}} + (\Delta M_{\infty\text{临}})_{\chi} + (\Delta M_{\infty\text{临}})_{\lambda}$$

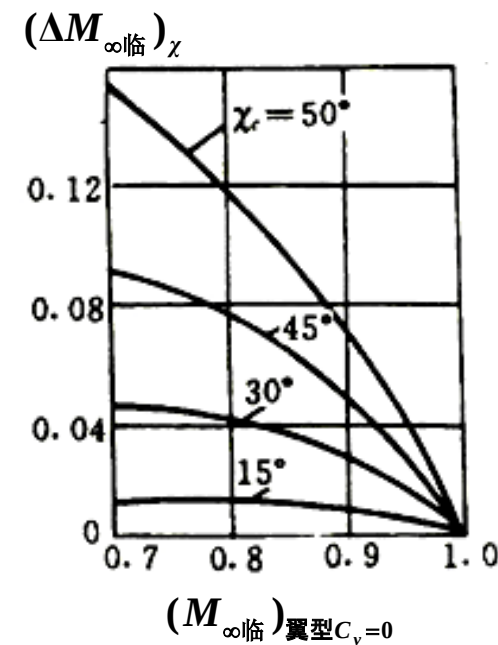


机翼几何参数对跨声速气动特性的影响

式中考考虑展弦比和后掠角影响的修正可按下图查得，可见后掠角越大，展弦比越小时，机翼的临界马赫数越高。



(a)



(b)

临界马赫数的变化与 $(M_{\infty \text{临}})_{\text{翼型}}$ 的关系($C_y = 0$)

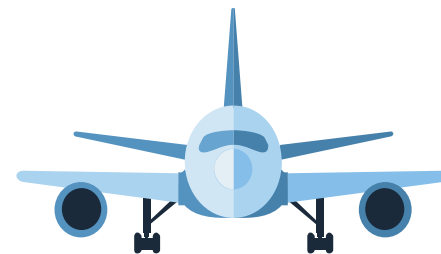
(a) 机翼展弦比 λ 为参数

(b) 机翼最大厚度线后掠角 χ_c 为参数



超临界翼型绕流气动特性

超临界翼型是在1967年由NASA兰利研究中心的惠特科姆博士196年提出的。它是一种适用于高亚声速飞机的中等厚度翼型，它同时具备优异的高速特性和良好的低速特性。





超临界翼型绕流气动特性



采用超临界机翼的大型飞机有

- ▶ **波音:** B757、B767、B777、B787、MD-11、B737-800
- ▶ **空客:** A310、320、330、340、350、380
- ▶ **俄罗斯:** 伊尔-96、图-204、SSJ-100
- ▶ **中国:** C919、ARJ-21
- ▶ **运输机:** C-17、AN-70、A400M



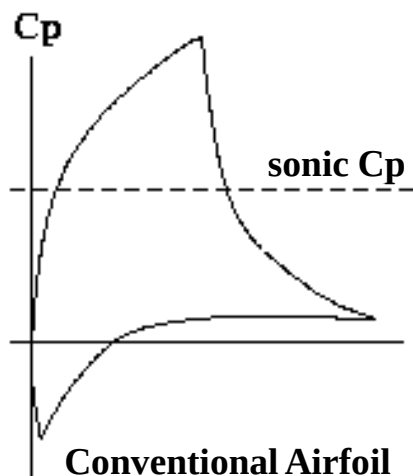
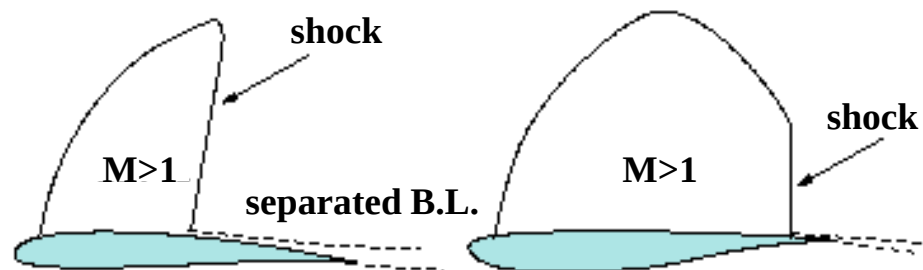
超临界翼型绕流气动特性



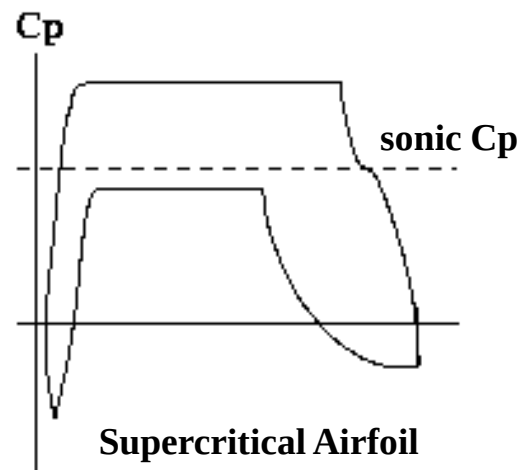
美国空气动力学家惠特科姆 (Richard Whitcomb, 192102009)



超临界翼型绕流气动特性



普通翼型



超临界翼型

超临界翼型明显
提高了亚声速运输机
阻力发散Ma数。

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/837052121145006061>