



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12讲 超声速机翼绕流气动特性



1

无限翼展
斜置翼的超声速
气动特性



2

超声速
薄机翼绕流的
基本原理



3

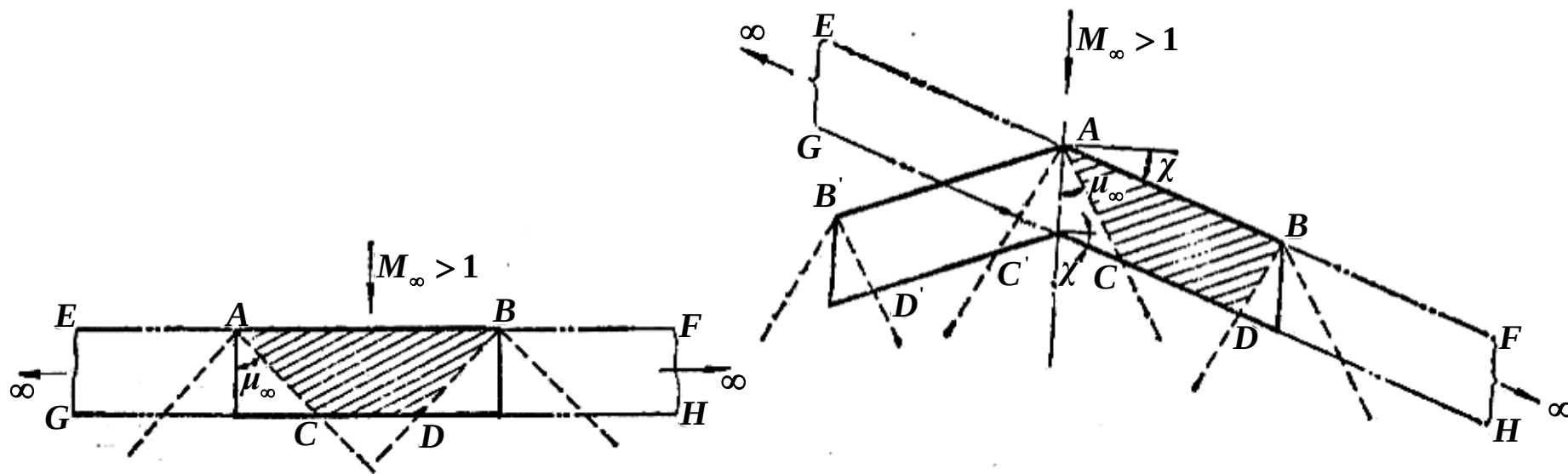
有限翼展
薄机翼的超声速
绕流特性



无限翼展斜置翼的超声速气动特性



⚙️ 超声速流中任一扰源发出的扰动只能对它后马赫锥内的流场产生影响，所以对于有限翼展机翼的超声速绕流，机翼上某些部分就有可能不受翼尖或翼根的影响，例如下图两种机翼的ABCD区域。





无限翼展斜置翼的超声速气动特性

- 有限翼展机翼ABCD区域可看成无限翼展机翼的一部分，因此左图ABCD区域的气动特性取决于其翼型的气动特性，右图则取决于无限翼展斜置薄翼的超声速气动特性。
- 对一斜置角为 χ 的无限翼展斜置翼，来流马赫数可分解为垂直于前缘的法向分量和平行于前缘的切向分量：

$$Ma_{\infty n} = Ma_{\infty} \cos \chi, \quad Ma_{\infty t} = Ma_{\infty} \sin \chi$$



无限翼展斜置翼的超声速气动特性

若不考虑气流粘性，则切向分量对机翼的气动特性不产生影响，无限翼展斜置翼的气动特性主要取决于来流马赫数的法向分量，且仅当 $Ma_{\infty n} > 1$ 时斜置翼才具有超声速绕流特性，否则即使 $Ma_{\infty} > 1$ ，无限斜置翼的绕流特性仍为亚声速特性，不存在波阻力。



本节研究 $Ma_{\infty n} > 1$ 时无限斜置翼的超声速气动特性。



无限翼展斜置翼的超声速气动特性



根据第二章的结果，无限翼展斜置翼和正置翼之间的压强系数和升力系数和波阻系数有如下关系

$$C_p = (C_p)_n \cos^2 \chi$$

$$C_L = (C_L)_n \cos^2 \chi$$

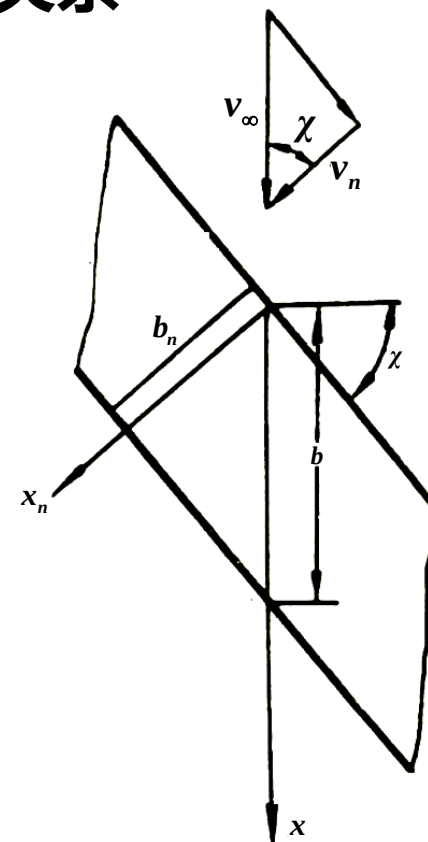
$$C_{d_b} = (C_{d_b})_n \cos^3 \chi$$



由几何关系可知： $b_n = b \cos \chi$

$$\frac{dy}{dx_n} = \frac{dy}{dx} / \cos \chi$$

$$\alpha_n = \alpha / \cos \chi$$





无限翼展斜置翼的超声速气动特性

1. 无限斜置翼的压强系数和载荷系数公式



根据超声速翼型上下表面的压强系数公式，将其中的马赫数写为法向马赫数 $Ma_{\infty n}$ ，迎角写为法向迎角，表面导数写为法向导数，得法向压强系数：

$$(C_{p_l^u})_n = \frac{2}{\sqrt{Ma_{\infty n}^2 - 1}} \left[\mp \alpha_n \pm \left(\frac{dy}{dx} \right)_f \pm \left(\frac{dy_l^u}{dx_n} \right)_c \right]$$



将法向导数和法向迎角进行替换：

$$(C_{p_l^u})_n = \frac{2}{\cos \chi \sqrt{Ma_{\infty}^2 \cos^2 \chi - 1}} \left[\mp \alpha \pm \left(\frac{dy}{dx} \right)_f \pm \left(\frac{dy_l^u}{dx} \right)_c \right]$$



无限翼展斜置翼的超声速气动特性

- 法向载荷系数为： $(\Delta C_p)_n = (C_{p_l} - C_{p_u})_n = \frac{4}{\cos \chi \sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}} \left[\alpha - \left(\frac{dy}{dx} \right)_f \right]$
- 根据无限斜置翼压强系数与法向压强系数的关系： $C_p = (C_p)_n \cos^2 \chi$
- 可得无限斜置翼压强系数： $C_{p_l^u} = \frac{2 \cos \chi}{\sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}} \left[\mp \alpha \pm \left(\frac{dy}{dx} \right)_f \pm \left(\frac{dy_l^u}{dx} \right)_c \right]$
- 和无限斜置翼载荷系数： $\Delta C_p = C_{p_l} - C_{p_u} = \frac{4 \cos \chi}{\sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}} \left[\alpha - \left(\frac{dy}{dx} \right)_f \right]$



无限翼展斜置翼的超声速气动特性

2. 无限斜置翼的升力系数公式



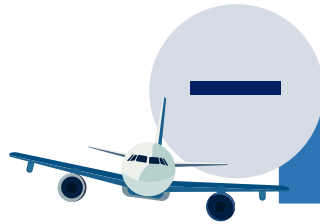
根据超声速翼型的升力系数公式，将其中的马赫数写为法向马赫数 $Ma_{\infty n}$ ，迎角写为法向迎角，得法向升力系数：

$$C_{Ln} = \frac{4\alpha_n}{\sqrt{Ma_{\infty n}^2 - 1}} = \frac{4\alpha}{\cos \chi \sqrt{Ma_{\infty}^2 \cos^2 \chi - 1}}$$



根据无限斜置翼升力系数与法向升力系数的关系：
得：

$$C_L = C_{Ln} \cos^2 \chi \quad C_L = \frac{4\alpha \cos \chi}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 \cos^2 \chi - 1}}$$



无限翼展斜置翼的超声速气动特性

3. 无限斜置翼的波阻系数公式



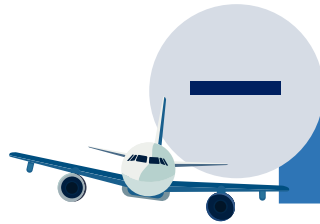
法向波阻系数写为：

$$(C_{d_b})_n = \frac{4}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 - 1}} \left\{ \alpha_n^2 + \frac{1}{b_n} \int_0^{b_n} \left(\frac{dy}{dx_n} \right)_f^2 dx_n + \frac{1}{b_n} \int_0^{b_n} \left(\frac{dy}{dx_n} \right)_c^2 dx_n \right\}$$



对法向关系进行代换得：

$$(C_{d_b})_n = \frac{4}{\cos^2 \chi \sqrt{Ma_{\infty}^2 \cos^2 \chi - 1}} \left\{ \alpha^2 + \frac{1}{b} \int_0^b \left(\frac{dy}{dx} \right)_f^2 dx + \frac{1}{b} \int_0^b \left(\frac{dy}{dx} \right)_c^2 dx \right\}$$



无限翼展斜置翼的超声速气动特性



根据无限斜置翼波阻系数与法向波阻系数的关系：

$$C_{d_b} = (C_{d_b})_n \cos^3 \chi$$

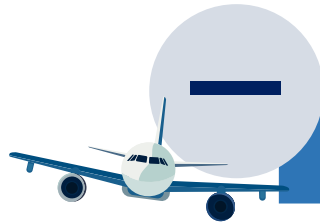


得到无限斜置翼波阻系数公式为：

$$C_{d_b} = \frac{4 \cos \chi}{\sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}} \left\{ \alpha^2 + \frac{1}{b} \int_0^b \left(\frac{dy}{dx} \right)_f^2 dx + \frac{1}{b} \int_0^b \left(\frac{dy}{dx} \right)_c^2 dx \right\}$$



如果上述波阻系数公式中的表面导数保持为法向导数不作代换，则波阻系数公式还可表达为：



无限翼展斜置翼的超声速气动特性

$$C_{d_b} = \frac{4\alpha^2 \cos \chi}{\sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}} + \frac{4I \cos^3 \chi}{\sqrt{Ma_\infty^2 \cos^2 \chi - 1}}$$

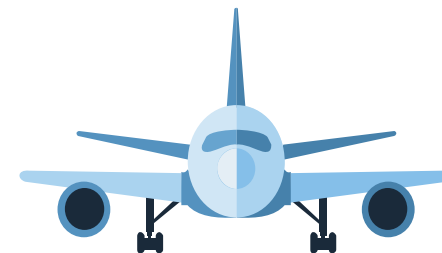
其中
$$I = \frac{1}{b_n} \int_0^{b_n} \left(\frac{dy}{dx_n} \right)_f^2 dx_n + \frac{1}{b_n} \int_0^{b_n} \left(\frac{dy}{dx_n} \right)_c^2 dx_n$$

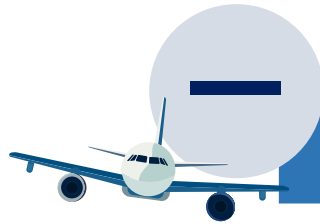
式中第二项是无限斜置翼的零升波阻系数（用翼面的法向导数表达）。



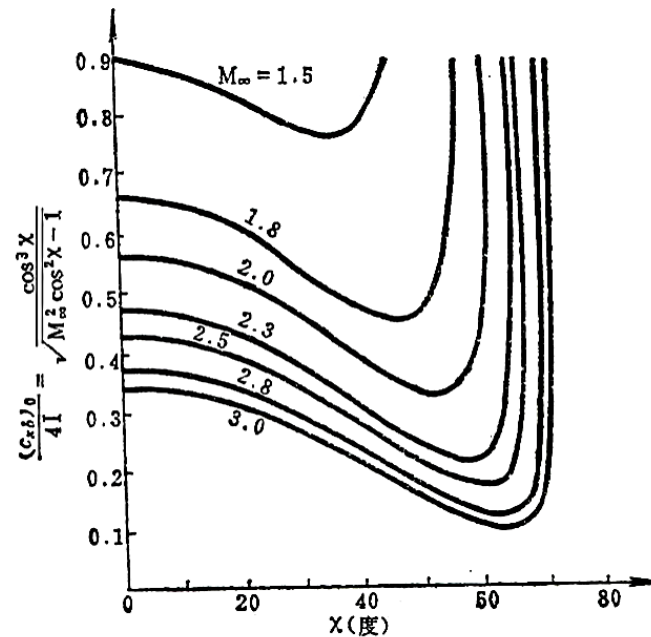
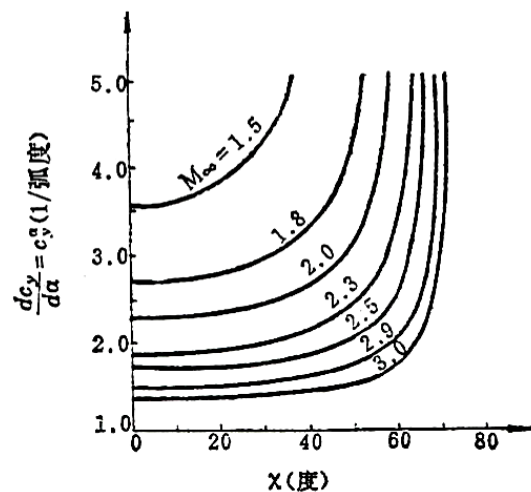
无限翼展斜置翼的超声速气动特性

根据上述超声速无限斜置翼气动特性公式计算的
升力线斜率随后掠角的变化和零升波阻系数随后掠角
的变化理论曲线见下图：





无限翼展斜置翼的超声速气动特性



从该图可见，与斜置翼的亚声速绕流相反，增加后掠角却可提高超声速斜机翼的升力线斜率（左图）；同时在一定后掠角范围内，增加后掠角将减小机翼的零升波阻系数（右图）。这就是为什么超声速飞行多使用后掠翼的原因。



超声速薄机翼绕流的基本原理

1. 前后马赫锥的概念

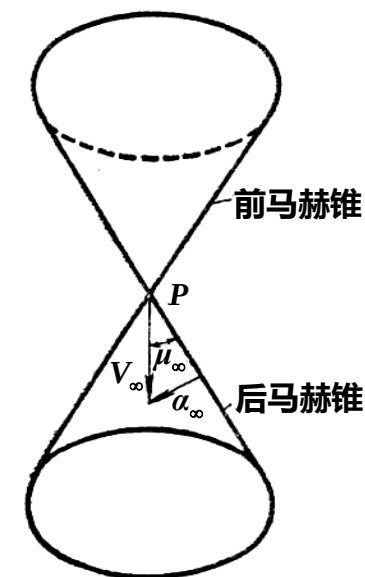


为更好了解薄机翼超声速绕流的气动特性，先说明几个基本概念。
超声速流场内从任一点P作两个与来流平行的马赫锥，P点上游的称为前马赫锥，下游的称为后马赫锥，如图：



马赫锥的半顶角为马赫角：
$$\mu_{\infty} = \operatorname{tg}^{-1} \frac{1}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 - 1}}$$

前马赫锥所围区域称为P点的依赖区，
在该马赫锥内所有扰源都能对P产生影响。



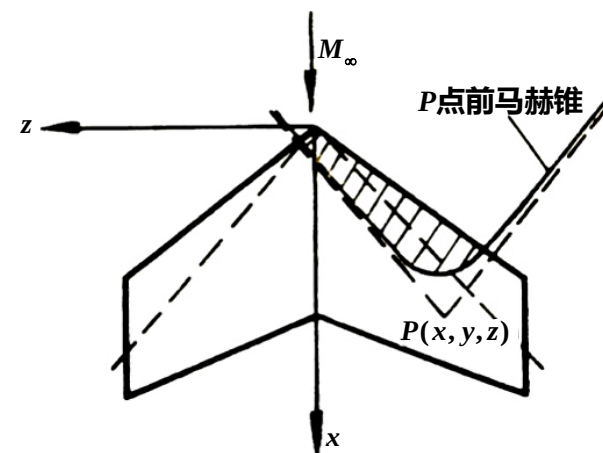
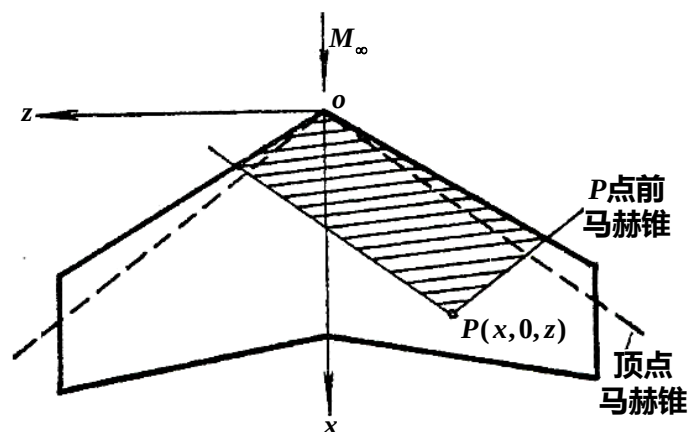


超声速薄机翼绕流的基本原理

后马赫锥所围区域称为P点的影响区或作用区，
在该马赫锥内所有空间点都会受到 P 扰动的影响。



例如平板后掠翼上一点 $P(x, 0, z)$ 仅受位于上游前马赫线内机翼部分的影响，当P点位于机翼上方时 $P(x, y, z)$ ，其依赖区是空间马赫锥与机翼表面的交线范围区域。



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/866101204214010111>