



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10讲 亚声速机翼绕流气动特性



1
亚声速
大展弦比机翼
绕流现象



2
亚声速
机翼的
气动特性

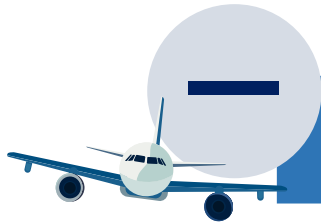


3
来流马赫数
对机翼气动
特性的影响



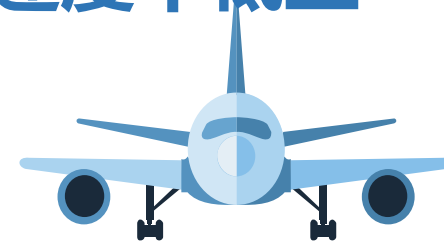
亚声速大展弦比机翼绕流现象





亚声速大展弦比机翼绕流现象

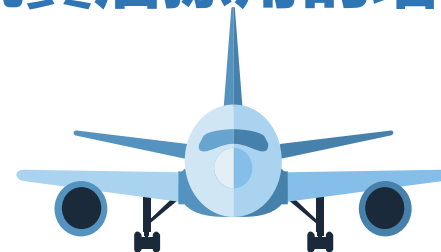
现代大型运输机主要采用涡轮风扇发动机，翼吊或尾吊布置。为了提高经济效益，巡航速度为800-970km/h，飞行 $Ma=0.75-0.90$ 之间，称为高亚声速飞行。在这个飞行速度范围内，飞机达到速度和效益的统一，即速度不低且能耗少。





亚声速大展弦比机翼绕流现象

在高亚声速飞机中，常会在局部区域达到或超过声速，这时会出现激波。在机翼上部气流速度大，可能出现激波。飞机出现激波将产生较大的激波阻力。在飞机设计中把阻力随 Ma 数突然增大情况，称为阻力发散马赫数。一般阻力发散马赫数随机翼后掠角的增大而增大，随机翼厚度的增大而减小。





亚声速大展弦比机翼绕流现象



▶ A320

机身直径3.70m，航程5700km，
巡航速度842.4km/h($Ma=0.78$),
二级座舱150座，起飞重量77.0吨。

大型窄体干线中短程喷气客机



亚声速大展弦比机翼绕流现象



巡航速度800km/h

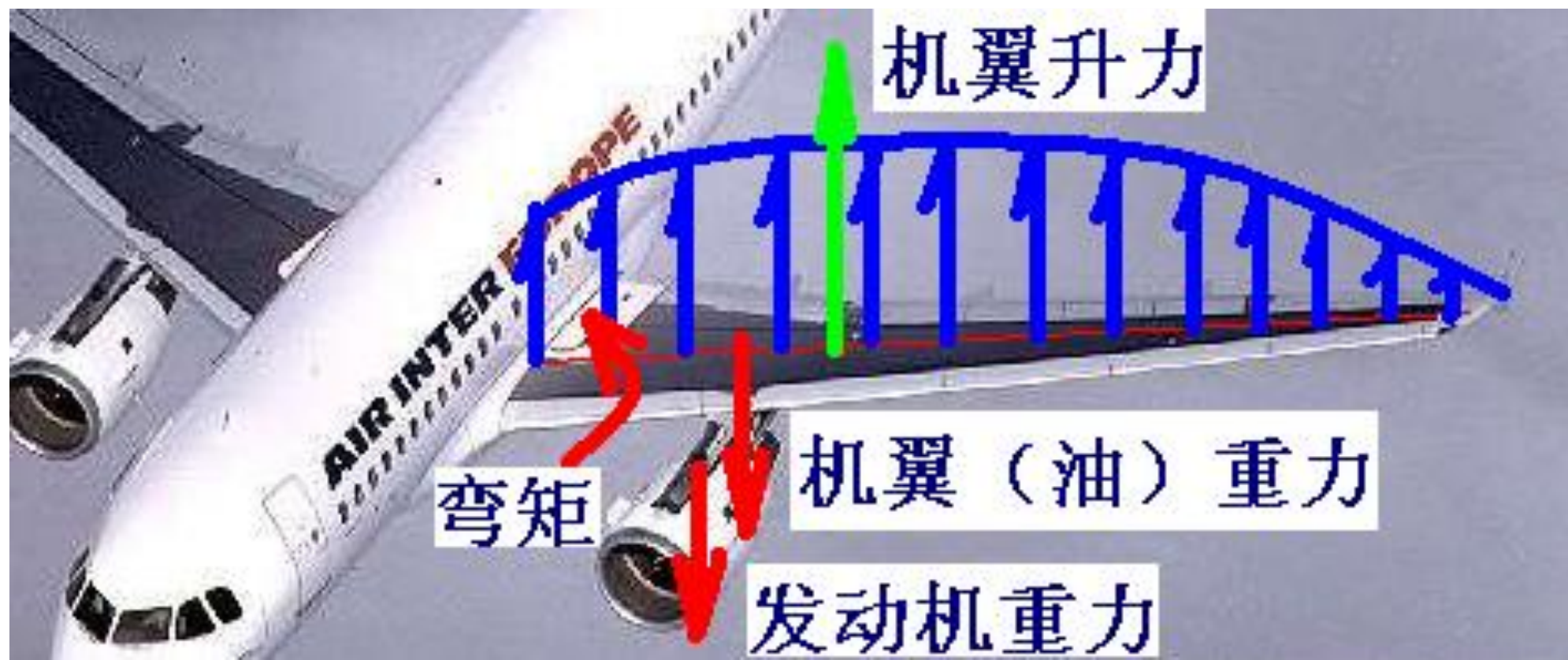


上单翼、4发翼下吊、
后掠超临界翼、正
常式、高平尾布局

我国自行研制的战略运输机运20

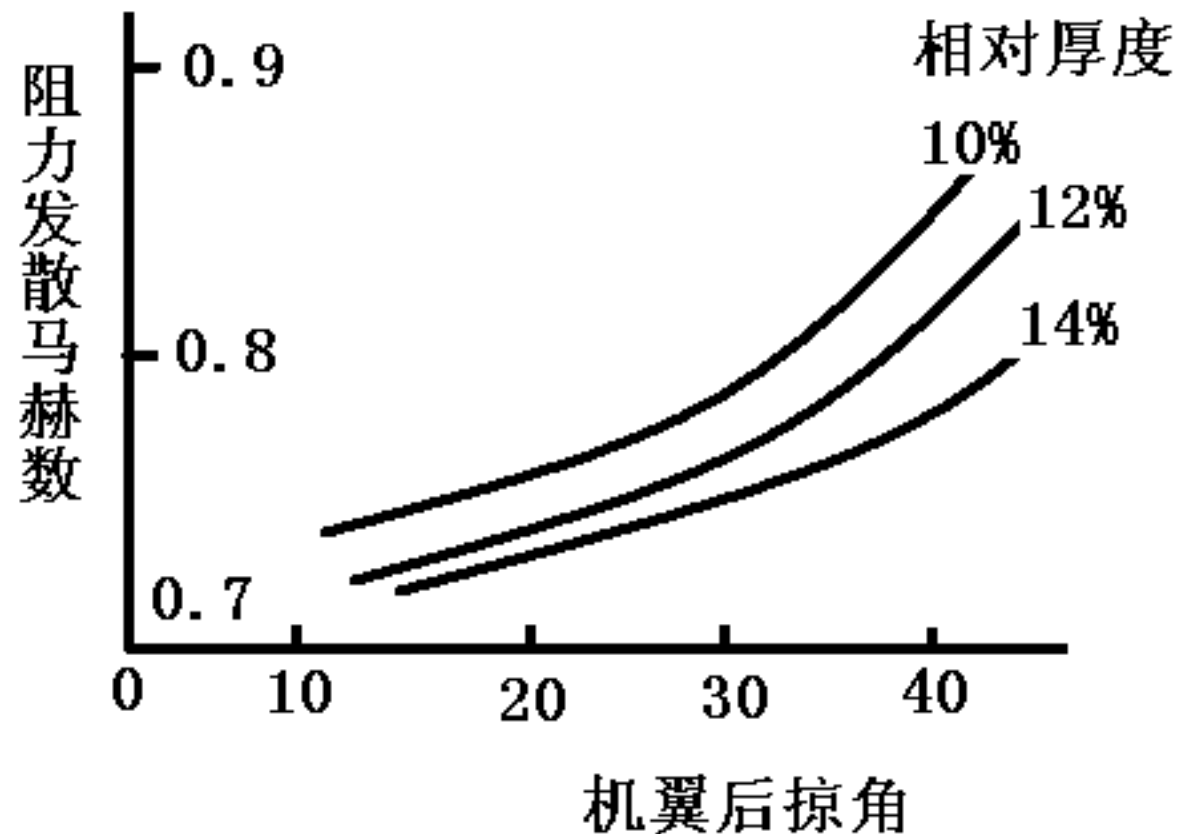


亚声速大展弦比机翼绕流现象





亚声速大展弦比机翼绕流现象



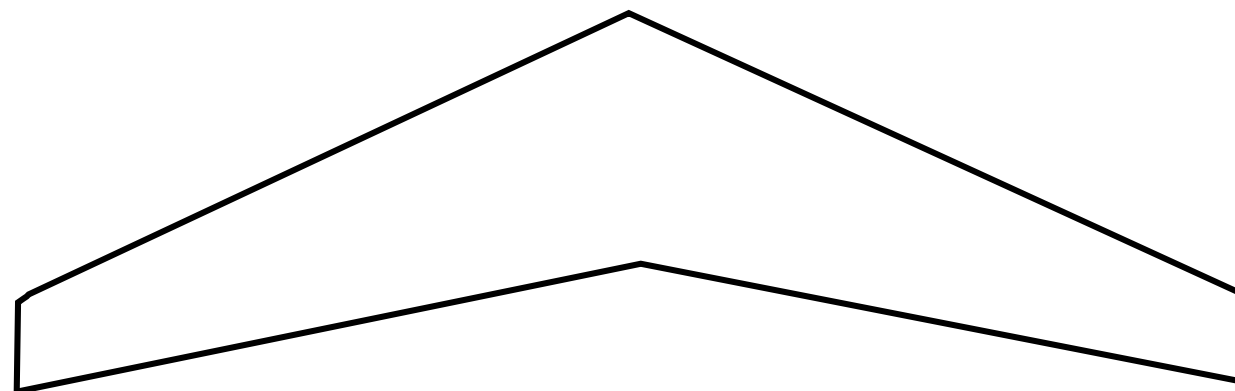
速度越高的后掠角
越大，一般客机的后掠
角在 25° — 45° 之间。



亚声速大展弦比机翼绕流现象



为了使机翼具有良好的气动外形，并且使结构重量尽可能的轻。所谓良好的气动外形，是指升力大、阻力小、稳定操纵性好。

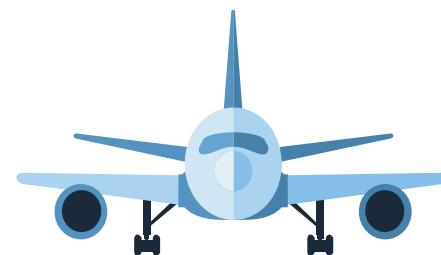


后掠翼



亚声速大展弦比机翼绕流现象

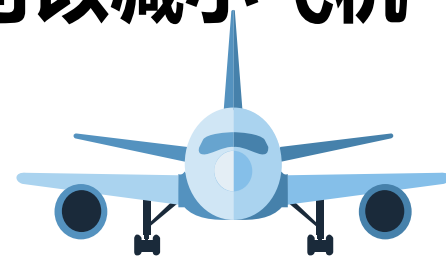
与平直翼相比，后掠翼虽然提高了阻力发散马赫数，可以在阻力增加的不大情况下，提高飞机的速度，但升力有所减小，阻力有所增大，升阻比减小了，因此在低速飞行时尽量不采用后掠翼。

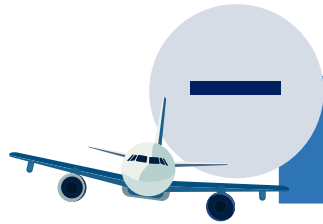




亚声速大展弦比机翼绕流现象

为了进一步提高亚声速运输机阻力发散 Ma 数，采用 超临界翼型。与普通翼形相比，这种翼形前缘较厚、较钝，上翼面较平坦，下翼面接近后缘向下凹曲。这样使气流绕过前缘时速度增大不多，提高了阻力发散马赫数，可以减小飞机后掠角，减轻飞机重量。





亚声速大展弦比机翼绕流现象



另外后掠的机翼，由于增大了展向流动速度，导致翼尖容易失速，因此在设计时需要采用扭转的机翼。

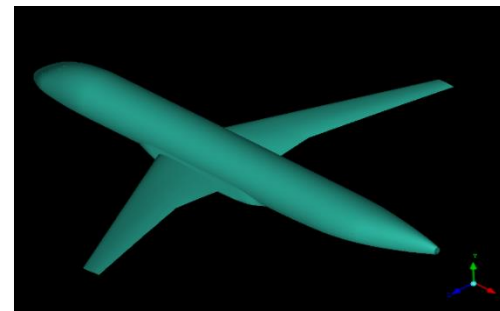
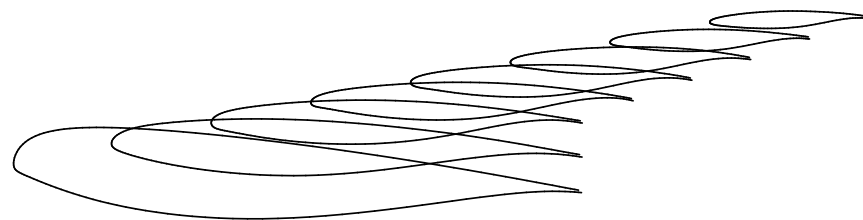


在高亚声速客机机翼设计中，多数采用后掠、扭转、变厚度的超临界机翼。





亚声速大展弦比机翼绕流现象





陆士嘉实验室
LU SHI JIA LABORATORY

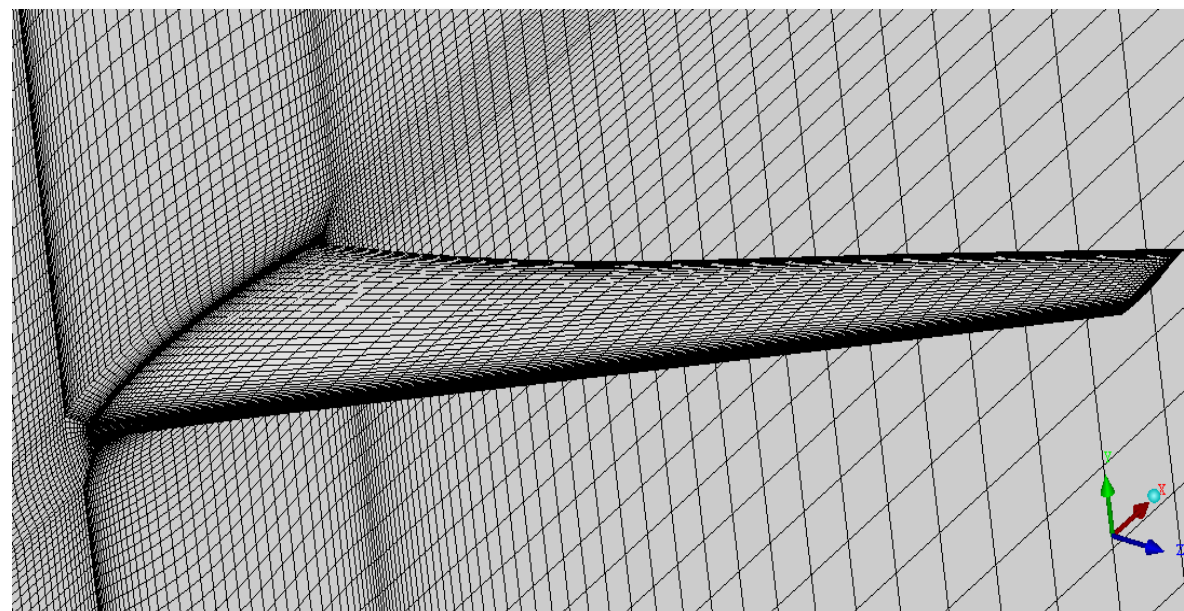
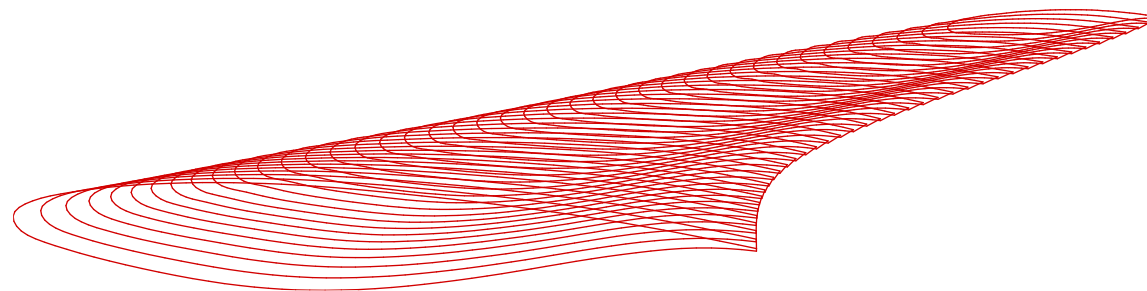


亚声速大展弦比机翼绕流现象





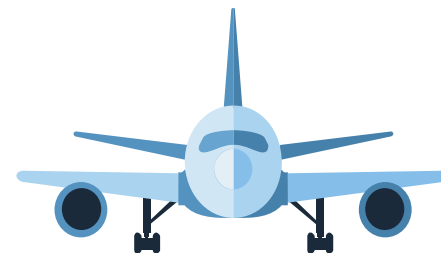
亚声速大展弦比机翼绕流现象





亚声速机翼的气动特性

对于亚声速可压流流过机翼绕流，与低速不可压流动情况相比，机翼对流动的扰动在竖向上大些，即压缩性使机翼绕流在竖向产生的扰动，要比低速不可压流的为强，传播得更远。

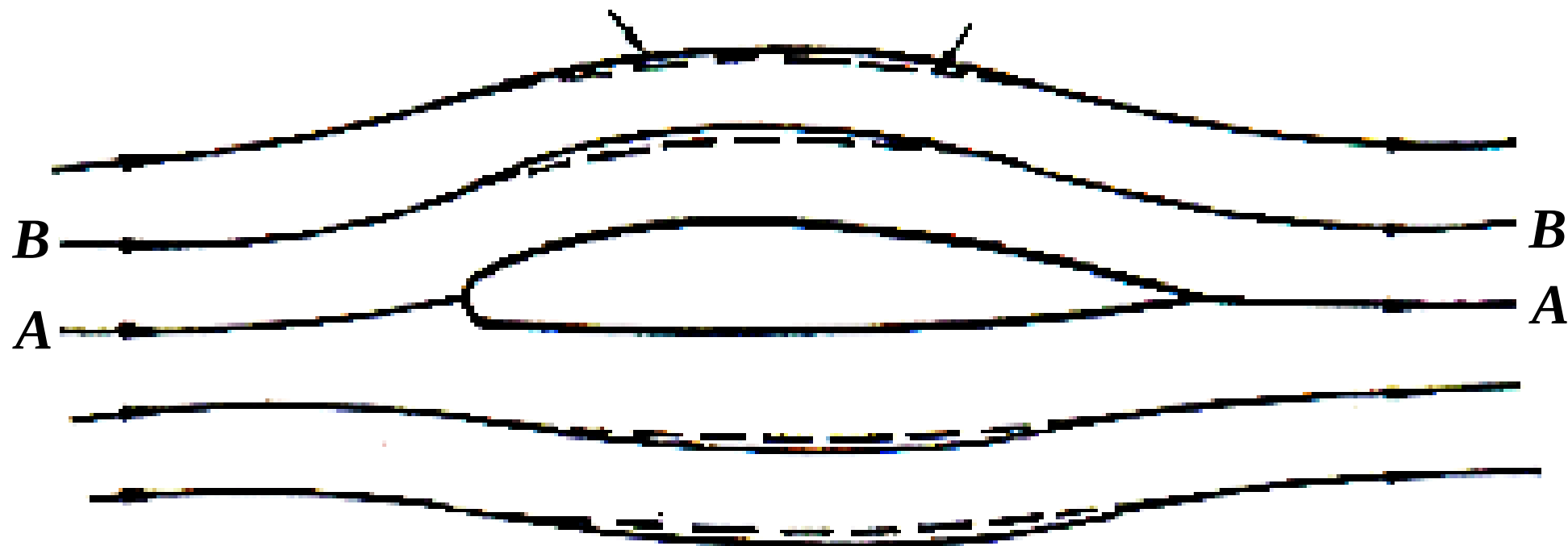




亚声速机翼的气动特性

亚音速可压流

低速不可压流





亚声速机翼的气动特性



取x轴与未经扰动的直匀来流一致，即在风轴系中，流场各点的速度为 u, v, w ，可以将其分成两部分，一是前方来流 V_∞ ，一是由于物体的存在，对流场产生的扰动，设为 u', v', w' ，故：

$$u = V_\infty + u'$$

$$v = v'$$

$$w = w'$$



亚声速机翼的气动特性

假设：流动满足小扰动条件

● 非跨声速流动，即 M_∞ 不太接近于1，故 $|1 - M_\infty^2|$ 不是小量；

● 非高超声速流，即 M_∞ 不是很大。

💡⚙️ 此时，运动方程可简化为：

$$(1 - Ma_\infty^2) \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0$$



亚声速机翼的气动特性



对于无旋流动，有扰动位函数存在，方程成为

$$(1 - Ma_{\infty}^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0$$



亚声速机翼的气动特性

该方程是线性二阶偏微分方程，故称为全速位方程的小扰动线化方程。



$M_\infty < 1$ 时，令 $\beta = \sqrt{1 - Ma_\infty^2}$ ，上面方程为

$$\beta^2 \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0$$



亚声速机翼的气动特性



对机翼等扁平物体，只取一次近似得

$$C_p = -\frac{2u'}{V_\infty}$$

该式与不可压流动压强系数线化公式完全一样，
压强系数仅决定于 x 向的扰动速度。



亚声速机翼的气动特性



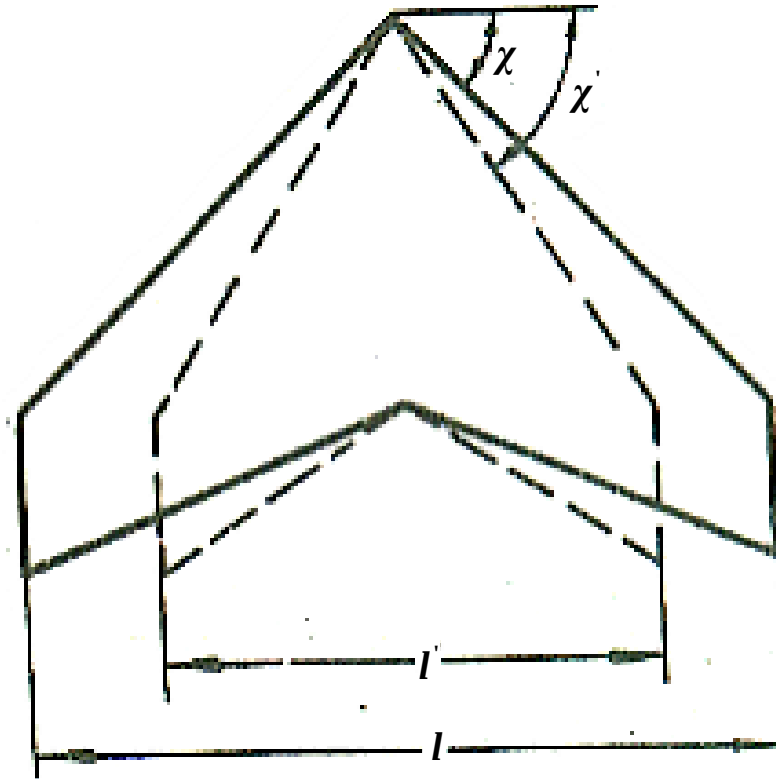
对于机翼，根据前面仿射变换关系， x 向不变， z 向缩小， $Z = \beta z$ ，故相应机翼之间平面几何参数存在以下关系：

- ▶ 根梢比 $\eta' = \eta$
- ▶ 展弦比 $\lambda' = \beta \lambda$
- ▶ 后掠角 $\tan \chi' = \frac{1}{\beta} \tan \chi$

可见，对应不可压流中的机翼，其展弦比变小，后掠角变大，而根梢比不变。



亚声速机翼的气动特性



亚音速和对应不可压机翼平面形状之间的关系

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/797052106145006061>