



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7讲



小展弦比机翼的气动特性与升力面理论

1

小展弦比机翼
低速绕流现象

2

前缘
吸力比拟

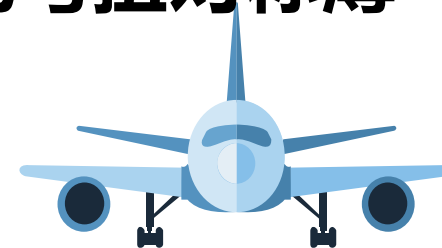
3

升力面理论



小展弦比机翼低速绕流现象

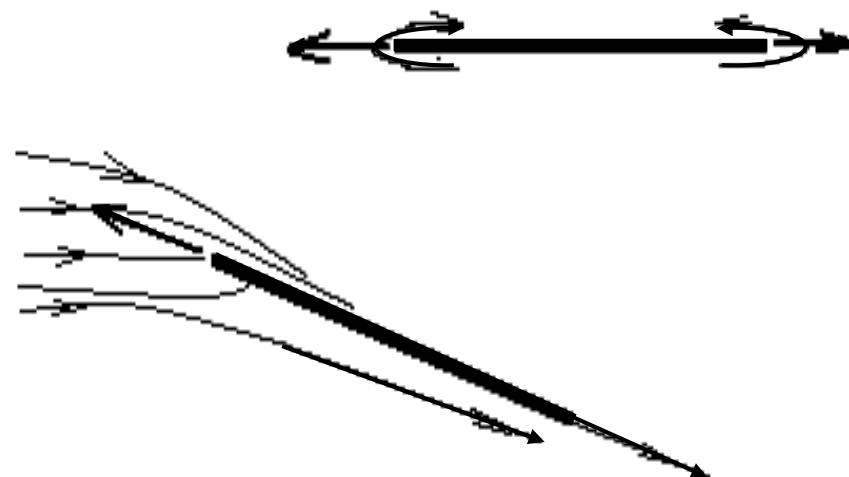
通常把 $\lambda < 3$ 的机翼称为小展弦比机翼。由于超声速飞行时小展弦比机翼具有低波阻的特性，所以这种机翼常用于战术导弹和超声速歼击机。其基本形状有：矩形、三角形、切角三角形、双三角形等。通常用锐缘无弯扭对称薄翼。





小展弦比机翼低速绕流现象

对圆角的薄翼，在小迎角下绕流为附着流，在前缘存在前缘吸力。对于小展弦比机翼，只有在 $3-4^\circ$ 下，才出现附着绕流。

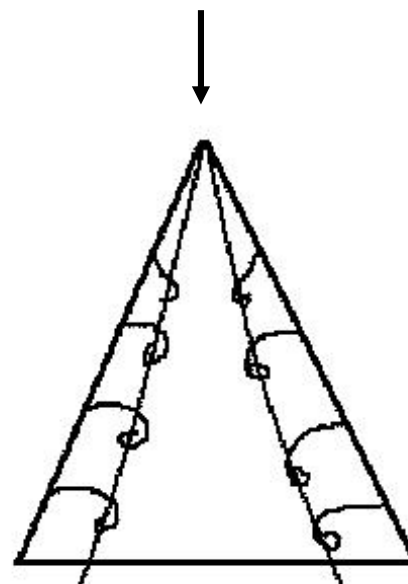
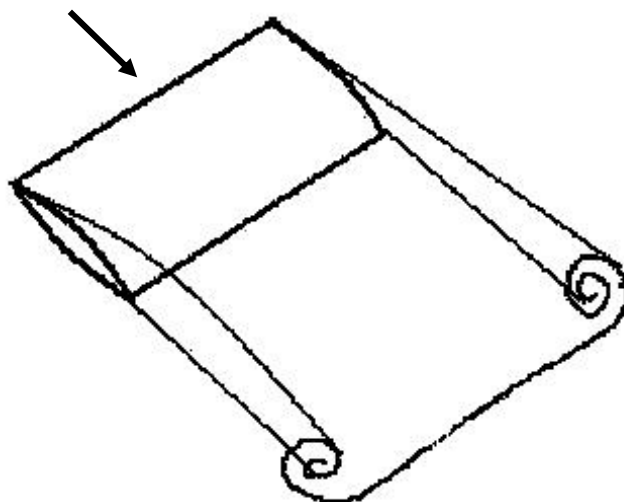




小展弦比机翼低速绕流现象



⚙ 在更大的迎角下，下翼面高压气流绕过侧缘流向上表面，必定会在侧缘产生分离，在上翼面形成脱体涡。如下图所示。这些脱体涡的出现将对上翼面产生更大的负压，从而造成更大的升力。这个升力常称为涡





陆士嘉实验室
LU SHI JIA LABORATORY



小展弦比机翼低速绕流现象

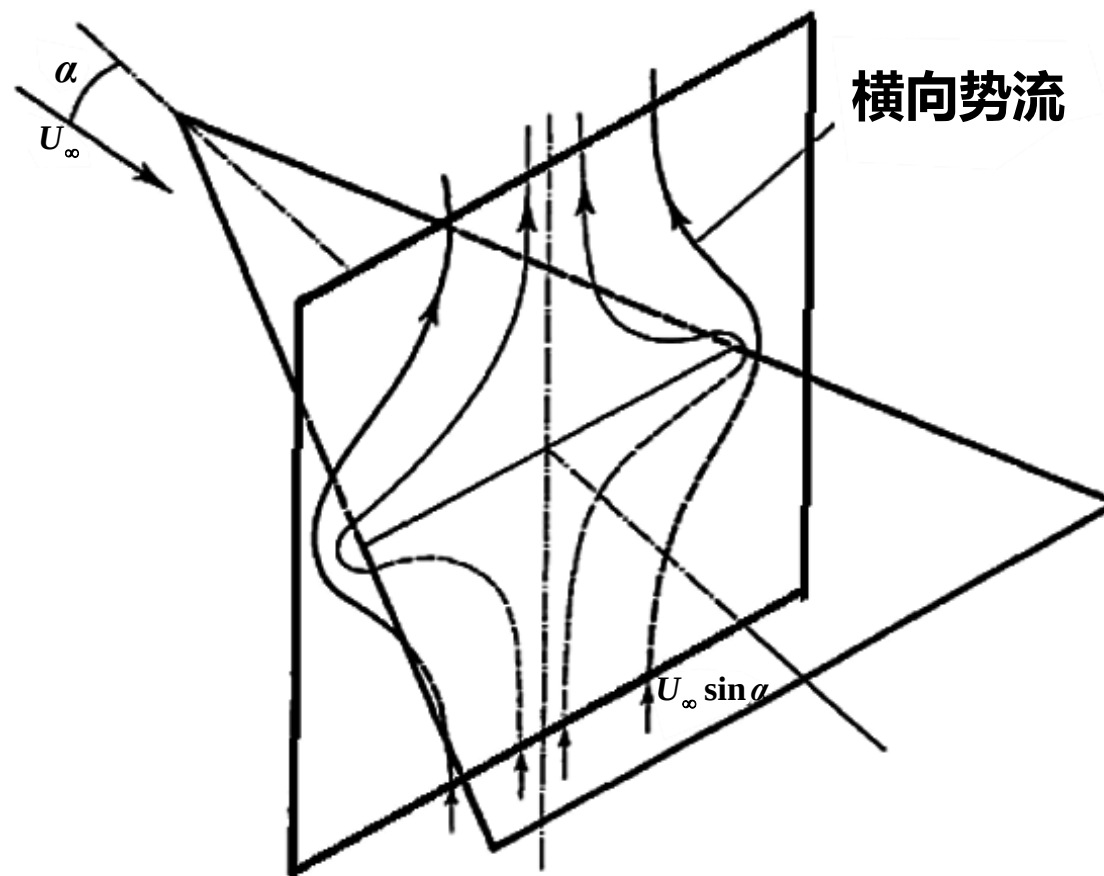




小展弦比机翼低速绕流现象

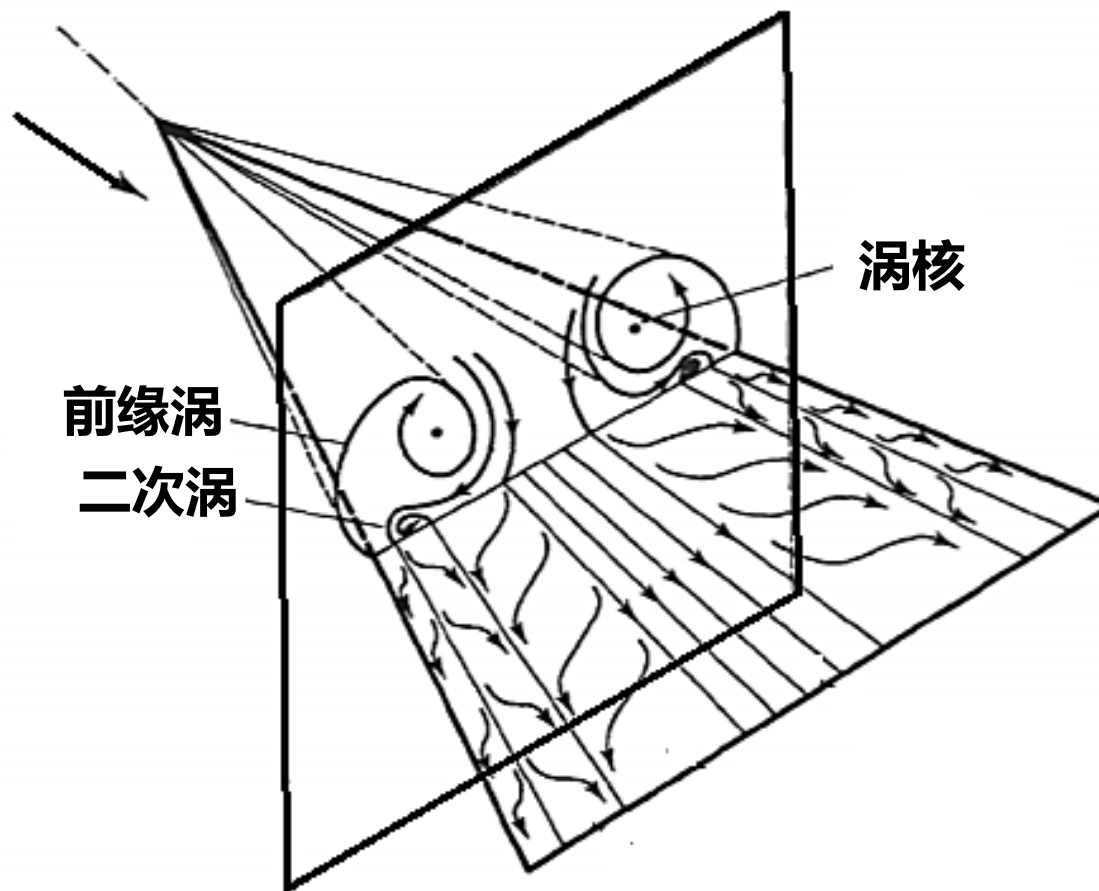


陆士嘉实验室
LU SHI JIA LABORATORY





小展弦比机翼低速绕流现象

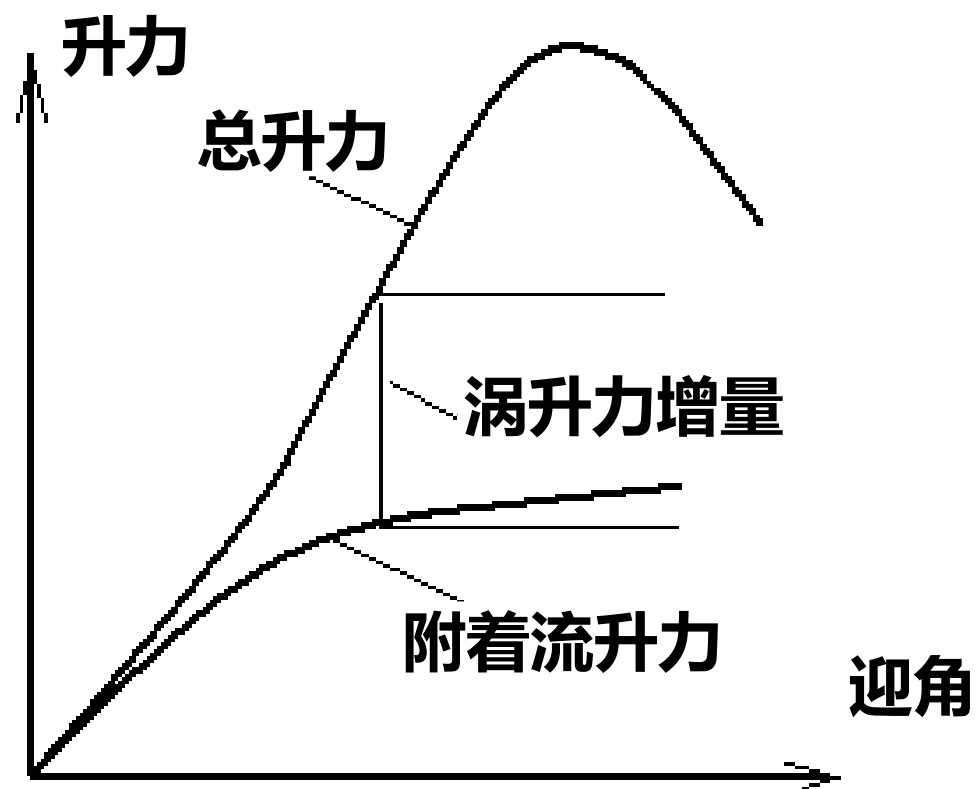




小展弦比机翼低速绕流现象



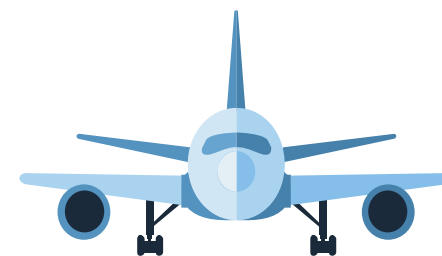
造成小展弦比机翼的升力特性曲线为非线性的。如图所示。





前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

小展弦比锐缘三角翼，在较大迎角工作时，由于翼面上存在拖向后方的脱体涡，使升力特性曲线出现明显的非线性特征。大展弦比附着流的方法不适应，“前缘吸力比拟法”是专为这种小展弦比机翼提出的。





前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



该方法的基本思路是：将存在脱体涡的翼面中总升力人为分解为：位流升力和涡流升力两部分之和。对于升力系数而言，有

$$C_L = C_{Lp} + C_{Lv}$$

其中， C_{Lp} 为势流升力系数， C_{Lv} 为涡流升力系数。



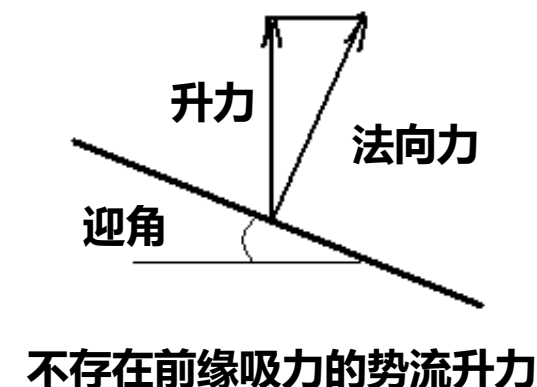
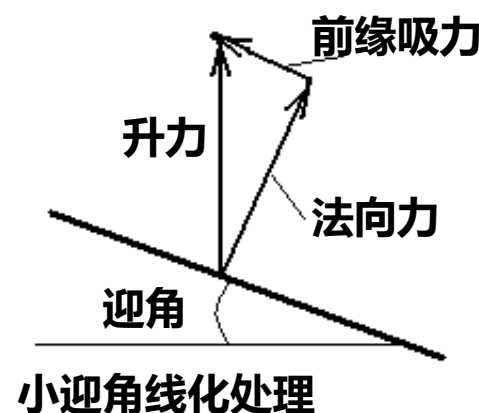
前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



小展弦比锐缘三角翼在较大迎角下的势流升力 L_p 与小迎角下线化小扰动势流升力是不同的。

前者气流绕过机翼时未发生分离，存在前缘吸力，其势流升力包括法向力和前缘吸力的贡献；

后者气流绕过机翼时出现分离，前缘吸力丧失，但分离流在上表面再附，其势流升力仅有是法向力在垂直于来流方向的投影。





前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



根据适当的理论推导，得到

$$C_{Lp} = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha$$



其中 K_p 为系数，对于小迎角的情况

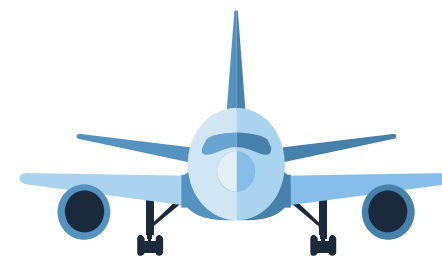
$$C_{Lp} = K_p \alpha$$

说明， K_p 为势流升力线斜率。



前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

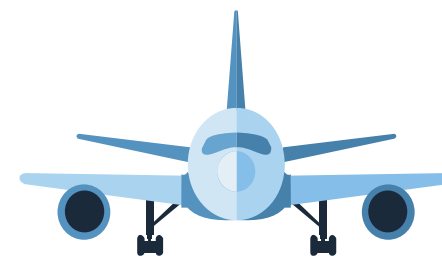
对于脱体涡产生的涡升力，与涡的位置、形状、强度等有关，理论计算较为困难。吸力比拟法假定：旋涡在翼面上产生的法向力与绕过圆前缘所产生的吸力大小相等，方向转 90° 向上。（相当于用前缘吸力比拟了涡升力）





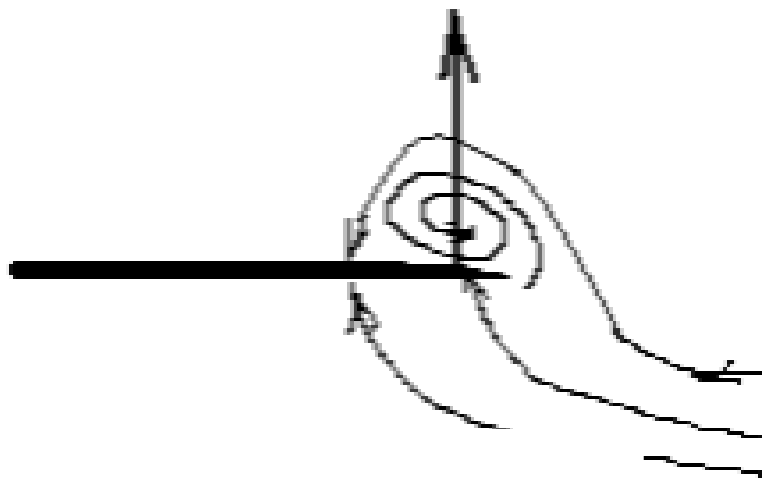
前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

从物理上讲，这种比拟实际上是设想当气流在前缘分离并再附于机翼上表面时，为了保持绕分离涡的流动平衡所需要的力与势流中前缘保持附体绕流所产生的吸力相等。

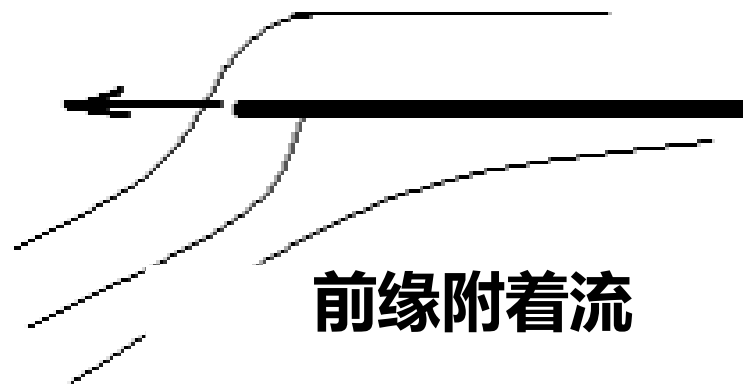




前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



前缘分离流



前缘附着流

根据前缘吸力比拟，因前缘分离涡造成的法向力增量与前缘吸力相等。
而涡升力等于该法向力增量在垂直于来流方向的投影。



前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



由此导出 $C_{Lv} = K_v \sin^2 \alpha \cos \alpha$



其中, K_v 为前缘涡升力因子。由此得到

$$C_L = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha + K_v \sin^2 \alpha \cos \alpha$$



因为锐缘三角翼在大迎角下形成脱体涡, 前缘吸力丧失, 故机翼的升致阻力系数为

$$C_{di} = C_L \tan \alpha = K_p \sin^2 \alpha \cos \alpha + K_v \sin^3 \alpha$$

K_p 、 K_v
可根据小展弦比
机翼的平面形状
由势流的升力面
理论求得。



前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

1. 势流升力系数 C_{Lp}



— ⚙ 对于小展弦比三角翼，可近似认为，在任意垂直于x轴的平面内流动为二维流动，其来流速度为

$$V_h = V_\infty \sin \alpha$$



— ⚙ 在x微段内，设气流通过质量流量为 ρQ ，绕过机翼后的速度为 V_y ，机翼对气流的作用力由动量定理得到。

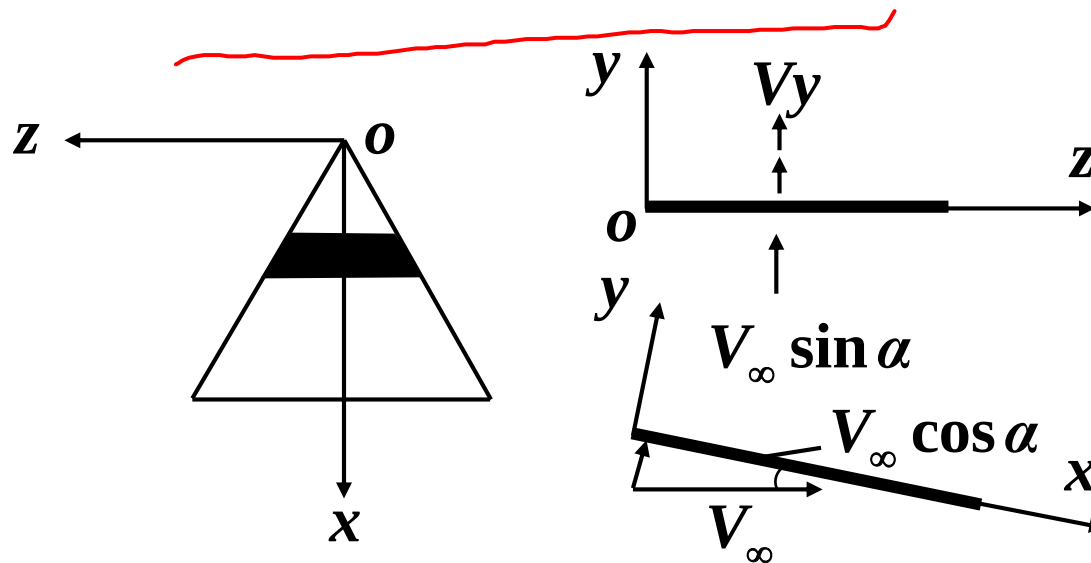
$$\Delta N'_p = \rho Q (V_y - V_\infty \sin \alpha)$$



前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

- 假设, $V_y \ll V_\infty$, 由此可得 $\Delta N'_p = \rho Q V_\infty \left(\frac{V_y}{V_\infty} - \sin \alpha \right) \approx -\rho Q V_\infty \sin \alpha$
- 气流对机翼的作用法向力与上面求出的力大小相等, 方向相反。

$$\Delta N_p = -\Delta N'_p \approx \rho Q V_\infty \sin \alpha$$





前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

► **假设** $\rho Q \propto \rho(V_\infty \cos \alpha + V_\infty \sin \alpha) \Delta S \approx \rho V_\infty \cos \alpha \Delta S$



相应的升力增量为 $\Delta L_p = \Delta N_p \cos \alpha \propto \rho V_\infty^2 \Delta S \cos^2 \alpha \sin \alpha$



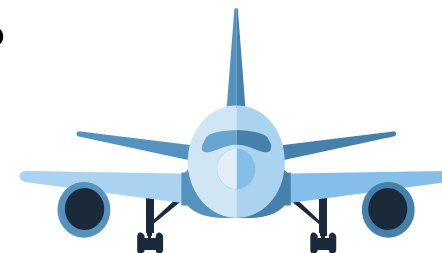
因此，这一部分的升力系数为 $C_{Lp} = \frac{L_p}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} = K_p \cos^2 \alpha \sin \alpha$



前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

2. 涡升力系数 C_{Lv}

旋涡升力增量，用前缘吸力比拟，也就是假设主涡对翼面所产生的法向力增量等于附着流时的前缘吸力。





前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)

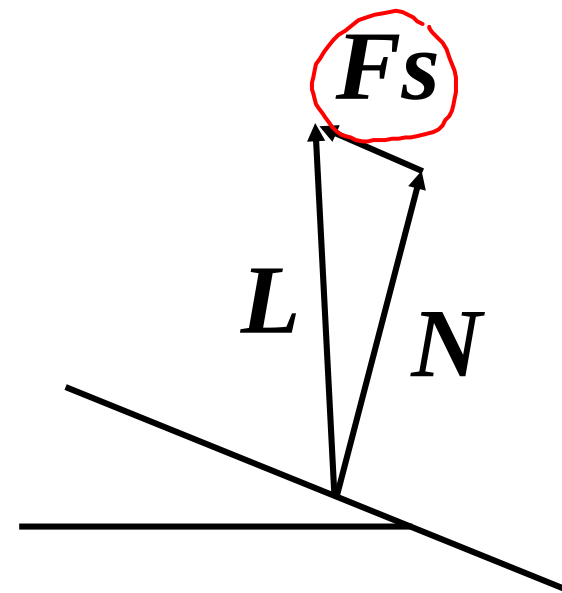
前缘吸力为

$$F_s = N \tan \alpha = L \sin \alpha \propto \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S \sin \alpha \sin \alpha = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S \sin^2 \alpha$$

$$L_v = F_s \cos \alpha \propto \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S \sin^2 \alpha \cos \alpha$$

$$C_{L_v} = \frac{L_v}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} = K_v \sin^2 \alpha \cos \alpha$$

该方法适应于展弦比0.5—1.0。





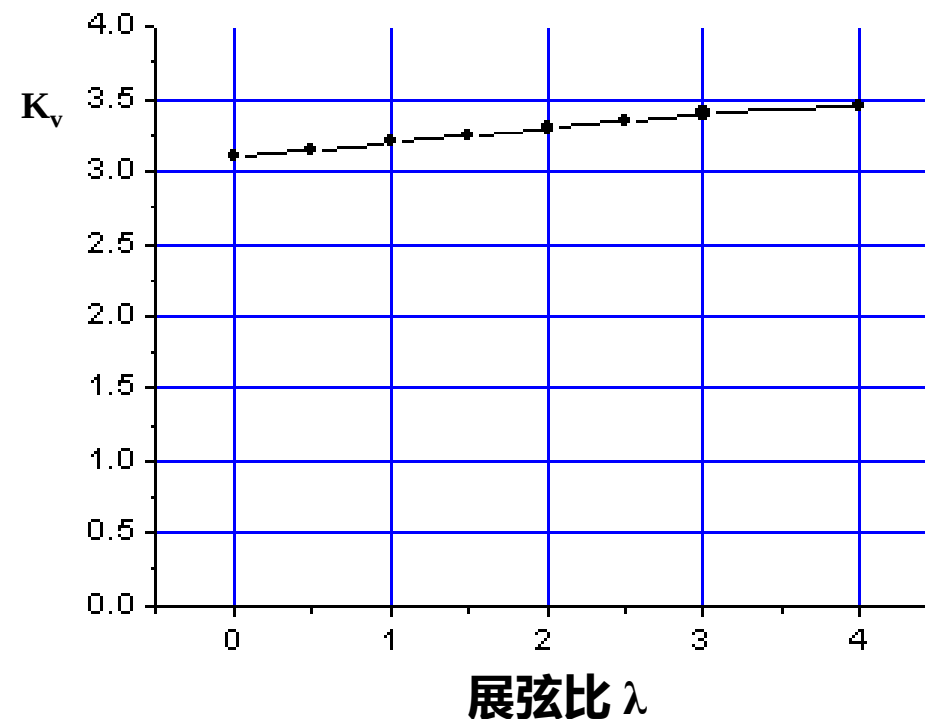
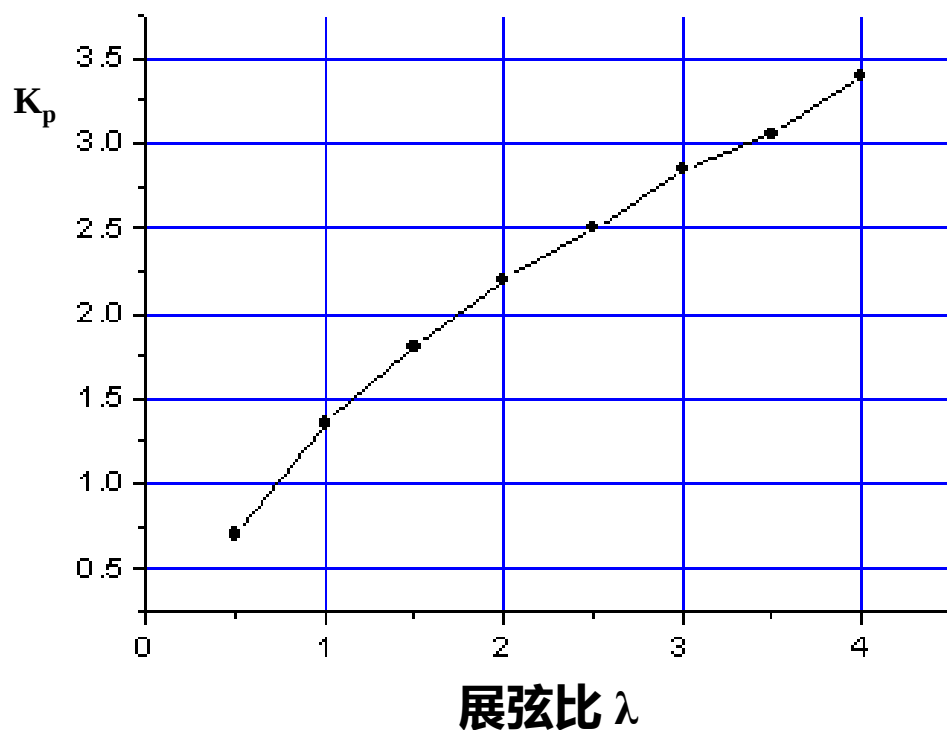
前缘吸力比拟 (Polhamus, 1966)



对于锐缘三角形机翼, K_p 和 K_v 值有

$$K_p = -0.8223 - 0.0612\lambda + 2.2142\lambda^{0.5}$$

$$K_v = 3.0941 + 0.1181\lambda - 0.0069\lambda^2$$



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/265242311312011133>