



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5讲



## 大展弦比直机翼气动力工程估算与失速特性



1

机翼低速  
气动力工程  
估算



2

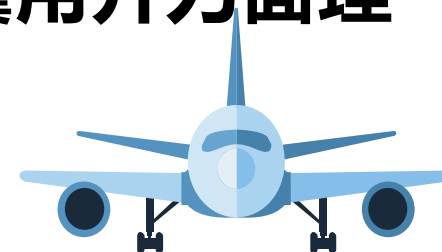
大展弦比  
直机翼的  
失速特性



# 机翼低速气动力工程估算

## 1.剖面升力系数展向分布

机翼剖面升力系数展向分布是计算机翼升力、力矩、诱导阻力的重要依据。一般大展弦比直机翼的剖面升力系数用升力线理论获得；小展弦比机翼或后掠翼用升力面理论获得。





# 机翼低速气动力工程估算

## 1.剖面升力系数展向分布



对于大展弦比直机翼，令

$$C'_L(z) = C'_{Lb}(z) + C'_{La}(z)$$

其中，第一项是基本升力系数，表示整个机翼升力系数为零时，剖面升力系数的分布。取决于机翼的扭转情况。



## 机翼低速气动力工程估算



- ⚙️ 取决于零升力时局部绝对迎角分布。当机翼无扭转时，这一项为零。  
如机翼无气动扭转，但存在几何扭转，则基本升力系数为

$$C'_{Lb}(z) = \frac{C_{L\infty}^{\alpha}}{2} (\alpha_{0a} + \varphi(z))$$



- ⚙️ 其中， $\alpha_{0a}$  为因机翼几何扭转而出现的机翼绝对零升迎角，即机翼零升力线与中间剖面零升力线之间的夹角。

$$\int_{-L/2}^{L/2} C'_{Lb}(z) b(z) dz = \int_{-L/2}^{L/2} \frac{C_{L\infty}^{\alpha}}{2} (\alpha_{0a} + \varphi(z)) b(z) dz = 0$$

$$\alpha_{0a} = -\frac{1}{S} \int_{-L/2}^{L/2} \varphi(z) b(z) dz$$



## 机翼低速气动力工程估算

▶ 对于梯形翼，有  $\alpha_{0a} = -\frac{\varphi_1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$

第二项是附加升力系数分布。取决于机翼的附加绝对迎角（即来流方向与机翼零升力线之间的夹角），与机翼的扭转无关。



根据大量无扭机翼的实验结果可认为：

附加升力分布在展向任一位置均与总面积和展长相同的椭圆翼弦长和实际弦长的算术平均值成正比。即



## 机翼低速气动力工程估算

$$L'_a = \frac{1}{2} \left[ b(z) + b_{0t} \sqrt{1 - \left( \frac{2z}{L} \right)^2} \right] q_\infty C_L$$

$$C'_{La} = \frac{L'_a}{q_\infty b(z)} = \frac{1}{2} \left[ 1 + \frac{b_{0t}}{b(z)} \sqrt{1 - \left( \frac{2z}{L} \right)^2} \right] C_L, b_{0t} = \frac{4S}{\pi L}$$

$$C'_{La} = \frac{L'_a}{q_\infty b(z)} = \frac{1}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi L b(z)} \sqrt{1 - \left( \frac{2z}{L} \right)^2} \right] C_L$$

► 一般计算公式为

$$C'_L(z) = C'_{Lb}(z) + C_{La}(z) C_L$$

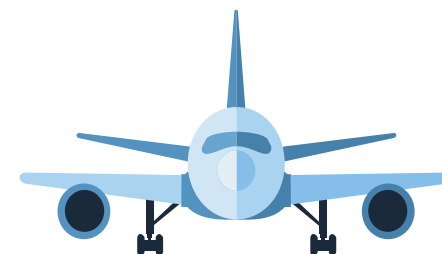


# 机翼低速气动力工程估算

## 2. 升力线特性

机翼的升力线用零升迎角 $\alpha_0$ 、升力线斜率  $C_{L\alpha}$  和最大升

力系数 $C_{Lmax}$ 表示。







# 机翼低速气动力工程估算



陆士嘉实验室  
LU SHI JIA LABORATORY

## (1) 零升迎角 $\alpha_0$



机翼升力为零的迎角（从中间剖面弦线量起），叫零升迎角。对于无扭机翼， $\alpha_0 = \alpha_{0\infty}$ 。对于线性几何扭转的大展弦比梯形翼，有

$$\alpha_0 = \alpha_{0\infty} - \frac{\varphi_1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$$



## 机翼低速气动力工程估算

### (2) 升力线斜率



对于任意平面形状的机翼升力线斜率用升力面理论计算。

通常用的一个计算公式为

$$\frac{C_L^\alpha}{\lambda} = \frac{2\pi}{2 + \sqrt{4 + \left( \frac{\lambda}{\frac{C_{L_\infty}^\alpha}{2\pi} \cos \chi_{1/2}} \right)^2}}$$



## 机翼低速气动力工程估算

### (3) 最大升力系数

$$C_{L\max} = k_s \frac{C_{L\max 0} + C_{L\max 1}}{2}$$



对于 $\eta=1$ （矩形翼）， $k_s=0.88$ ；对于 $\eta>1$ （梯形翼），

$k_s=0.95$ 。对于后掠翼，有  $C_{L\max} = (C_{L\max})_0 \cos \chi_{1/4}$

### 3.纵向力矩特性

$$\underline{m_z = m_{z0} - \frac{x_f}{b_A} C_L}$$



## 机翼低速气动力工程估算



焦点的位置近似认为

$$\frac{x_f}{b_A} = \frac{1}{4} + \frac{z_{ba} \operatorname{tg} \chi_0}{b_A}$$



$z_{ba}$  为  $b_A$  的展向位置。对于一般的梯形翼，有

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \left[ 1 + \frac{1}{\eta} - \frac{1}{\eta + 1} \right] = \frac{4}{3} b_0 \left[ 1 - \frac{\eta}{(\eta + 1)^2} \right]$$

$$z_{bA} = \frac{L}{2} \frac{\eta + 2}{3(\eta + 1)}$$



## 机翼低速气动力工程估算

### 4.阻力特性



机翼的阻力系数可表示为零升阻力系数和升致阻力系数之和。即

$$\underline{C_d = C_{d0} + C_{dL}}$$



## 机翼低速气动力工程估算

### (1) 零升阻力系数

💡 当机翼无弯度或弯度不大时，有  $C_{d0} = C_{d\min} = \frac{2}{S} \int_0^{L/2} C'_{d\min}(z)b(z)dz$

💡 工程估算时，可取  $C_{d0} = (C'_{d\min})_{bav} = \underline{0.925(2C_F\eta_c)_{bav}}$

$$C_{d0} = (C'_{d\min})_{bav} = (2C_F)_{bav} (1 + 0.1C + 0.4C^2)$$

### (2) 升致阻力系数

💡 升致阻力系数为诱导阻力系数与粘性压阻系数之和。

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/226200150214010111>