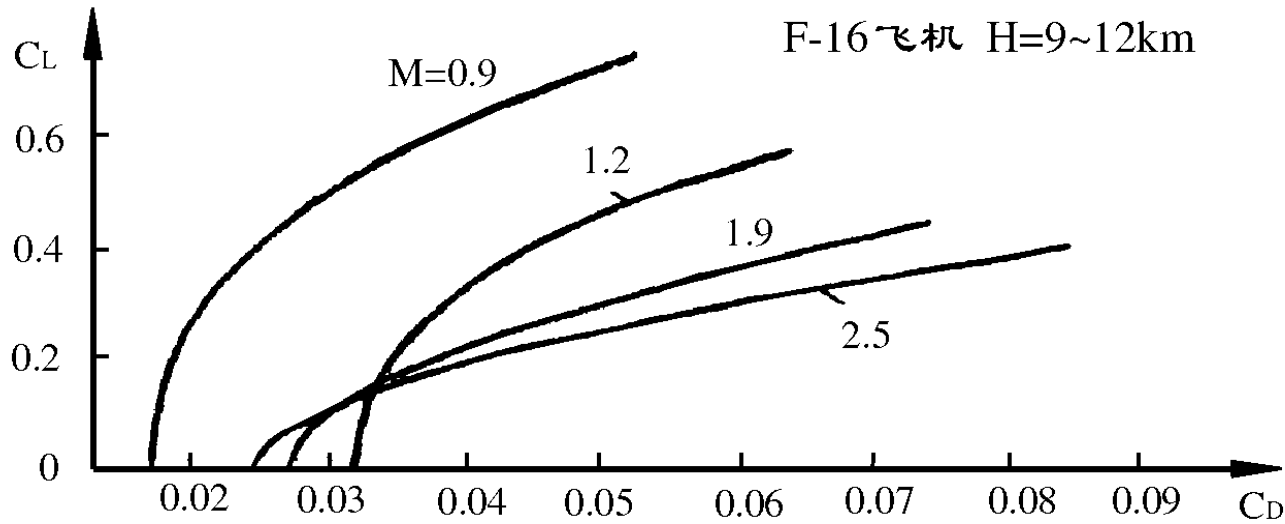
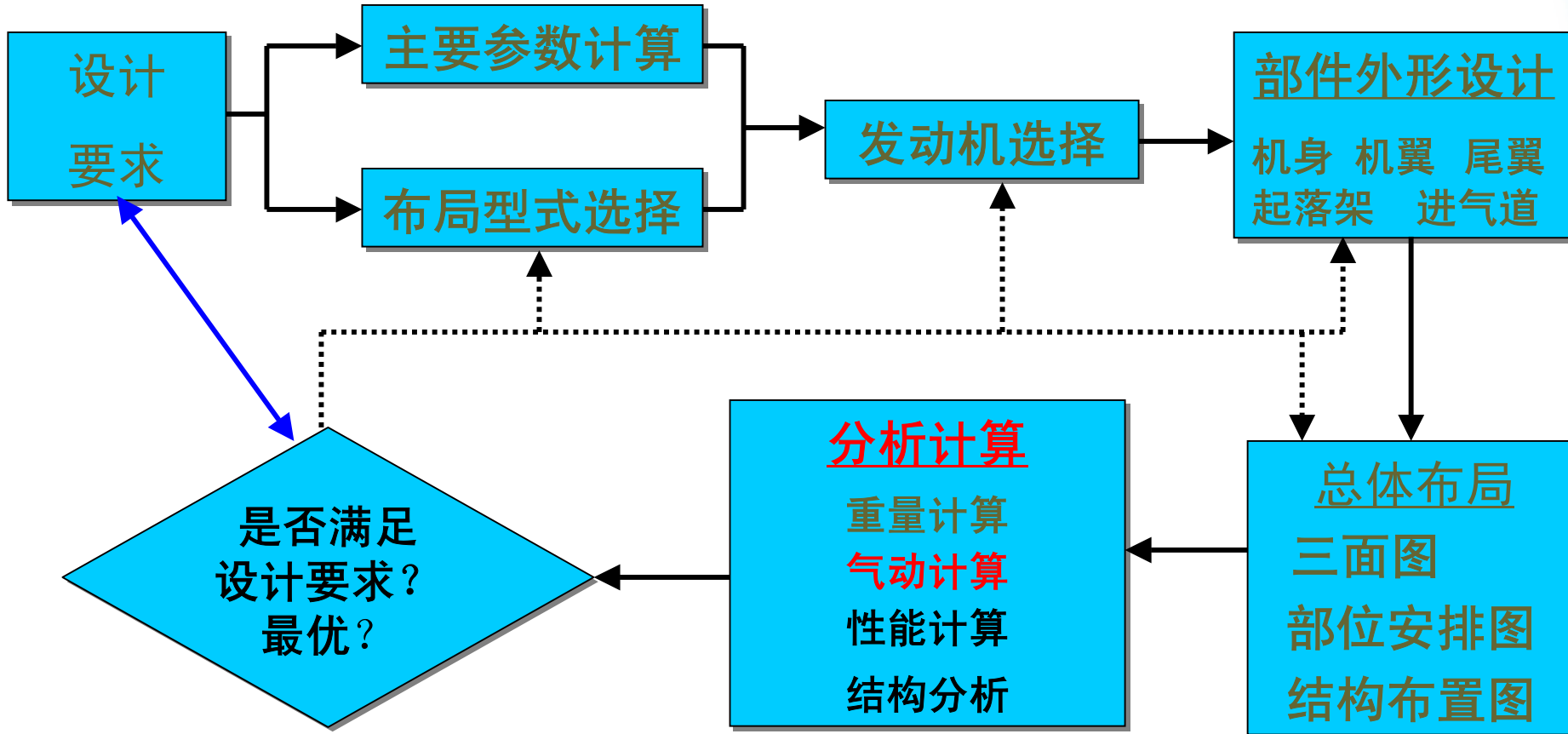




# 飞机空气动力特性分析



# 飞机总体设计框架





## 内容提要

- 有关空气动力特性的概念
- 空气动力学特性估算的方法
- 气动特性估算公式



# 空气动力特性

- 升力

- 升力系数

$$C_L = \frac{L}{0.5 \rho v^2 S}$$

- 升力线斜率

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha$$

- 最大升力系数

- ▶ 襟翼未打开： $C_{L,max,clean}$

- ▶ 襟翼打开： $C_{L,max,flap}$



## • 阻力

### ■ 阻力组成

- ▶ 废阻：摩擦阻力；压差阻力；波阻；干扰阻力
- ▶ 升致阻力

### ■ 阻力系数

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho v^2 S}$$

### ■ 极曲线 (Drag Polar)

- ▶ 无弯度： $C_D = C_{D0} + KC_L^2$

- ▶ 有弯度： $C_D = C_{D0} + K(C_L - C_{L,\min,阻力})^2$



# 空气动力学特性估算的方法

空气动力学理论	计算方法	在飞机设计中的应用
经典理论	简化解析公式 半经验公式 细长体理论、面积律	概念设计
无粘线性位流理论	面元法 升力面理论	总体初步设计和气动分析, 机翼弯扭设计
无粘非线性位流理论	小扰动位流方程或 全位流方程的数值方法	中等强度激波的 跨音速流
粘流理论	附面层方程解 无粘/有粘交互计算	阻力计算, 附面层修正, 修正无粘计算结果
无粘有旋流理论	欧拉方程数值方法	包括脱体涡的亚、跨、超音 速流场分析
粘性有旋流理论	N-S方程数值方法	包括分离流的复杂流场



# 气动特性估算公式

## • 升力线斜率

### ▪ 亚声速

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{4 + \frac{\lambda^2\beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \chi_{\max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{外露翼}}}{S_{\text{参考}}}\right) F$$

其中：  $\beta^2 = 1 - M^2$

$\chi_{\max t}$  为翼型最大厚度线的后掠角，

$\lambda$  为展弦比，若有翼尖小翼，则： $\lambda_{\text{有效}} = 1.2\lambda$

$\eta = \beta C_{l\alpha} / 2\pi$  或 0.95       $C_{l\alpha}$  — 翼型升力线斜率

F为机身升力影响系数： $F = 1.07(1 + d/l)^2$

其中d为机身当量直径，l为机翼展长。



- 超声速 ( $M > 1.2$ )

$$C_{L\alpha} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (\text{超音速前缘})$$

## • 最大升力系数

- 襟翼未打开

- ▶ 大展弦比、中等后掠角和翼型前缘半径较大

$$C_{L,\max} = 0.9C_{l,\max} \cdot \cos(\chi_{1/4})$$

- ▶ 小展弦比

$$C_{L,\max} = (C_{L,\max})_{base} + \Delta C_{L,\max}$$



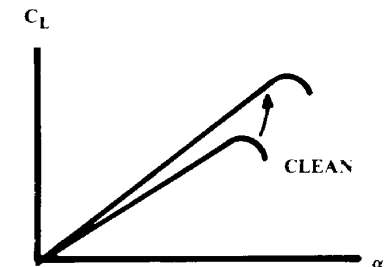
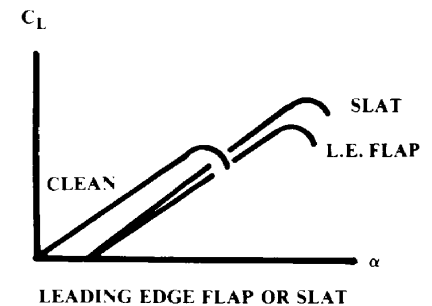
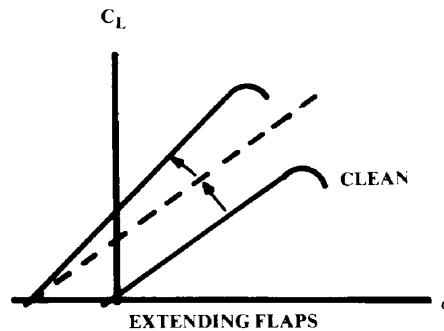
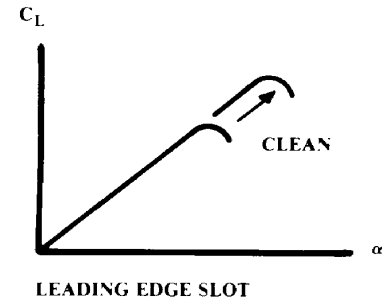
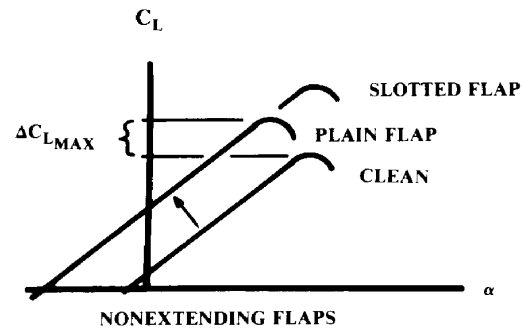


# 襟翼打开

► 襟翼类型与增升效果

► 计算公式

$$\Delta C_{L_{max}} = \Delta C_{l_{max}} \left( \frac{S_{flapped}}{S} \right) \cdot \cos \chi_{前缘}$$





## • 废阻系数计算

### ▪ 等效蒙皮摩擦系数法

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S}$$

$S_{wet}$  是飞机湿润面积

$C_{fe}$  是等效蒙皮摩擦系数:

对于 Jet Transport:  $C_{fe} = 0.0030$

对于 Jet Fighter:  $C_{fe} = 0.0035$

$S$  是机翼面积



## ■ 部件叠加法(component build up method)

$$C_{D_0} = \frac{\sum_{i=1}^n (C_{f,i} \cdot FF_i \cdot Q_i \cdot S_{wet,i})}{S} + C_{D,misc} + C_{D,漏,凸}$$

其中： $C_{f,i}$ 是部件的表面摩擦系数

$FF_i$ 是部件形状的因子

$S_{wet,i}$ 是部件的湿润面积

$Q_i$ 是干扰因子

$C_{D,漏,凸}$ 是各种缝隙和凸物引起的阻力系数

$C_{D,misc}$ 是其他原因引起的阻力系数



## 1) $C_{F,i}$ 的计算

$C_{f,i}$ 的大小取决于雷诺数、M、表面质量；层流还是紊流？

层流(laminar)  $C_{f(laminar)} = 1.328 / \sqrt{Re_i}$

紊流(turbulent)  $C_{f(turbulent)} = 0.455 \cdot (\log_{10} Re_i)^{-2.58}$

其中： $Re_i$ 是各部件所对应的雷诺数

$$Re = \rho V L_i / \mu$$

其中： $\mu$  是粘性系数， $V$ 是气流速度

$L_i$ 是所部件在气流方向上的平均长度

$$C_{f,i} = C_{f(laminar)} \cdot x\% + C_{f(turbulent)} \cdot (100 - x)\%$$

通常，典型翼面： $X = 10-20\%$  层流层；



## 2) 部件形状因子 $FF_i$ 的确定

部件形状因子用来估算压差阻力对废阻的贡献。

对于短粗物体，压差阻力在废阻中是主要部分。

对于细长物体，摩擦阻力是主要部分。

对于机翼和尾翼：

$$FF_i = \left[ 1.0 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \left[ 1.34 M^{0.18} (\cos \chi_m)^{0.28} \right]$$

对于机身和座舱盖：

$$FF_i = \left[ 1.0 + \frac{60.0}{(l/d)^3} + \frac{(l/d)}{400} \right]$$



对于短舱和其它平滑的外挂：

$$FF_i = 1.0 + \frac{0.35}{(l/d)}$$

其中： $(x/c)_m$ 是翼形最大厚度的位置，

$\chi_m$ 是最大厚度线处的后掠角，

$(t/c)$ 是翼形相对厚度，

$(l/d)$ 是部件等效长径比，由下式确定：

$$(l/d) = l / \sqrt{(4\pi) \cdot A_{\max}}$$

$A_{\max}$ 是部件最大截面积



### 3) 干扰因子

短舱:

如果短舱、外挂直接安装在机身上或机翼上,  $Q = 1.5$

如果短舱、外挂安装位置在机身直径之内,  $Q = 1.3$

如果短舱、外挂安装位置在机身直径之外,  $Q = 1.0$

机翼:

如果导弹安装在机翼翼尖上,  $Q = 1.25$

对于上单翼、中单翼或者带整流的下单翼:  $Q = 1.0$

对于没有整流蒙皮的下单翼:  $Q = 1.1 \sim 1.4$

机身:

$$Q = 1.0$$

尾翼:

$$Q = 1.04 \sim 1.05$$



#### 4) 各种缝隙和凸物引起的阻力系数 $C_{D漏, 凸}$

对于Jet Transport: 增加2-5%

对于Jet Fighter: 增加2-5%

#### 5) 其他原因引起的阻力系数 $C_{D,misc}$

增加5-7%

#### 6) 部件的湿润面积 $S_{wet, i}$ 的计算:

对于机翼和尾翼:

$$\text{如果 } (t/c) < 0.05; \quad S_{wet} = 2.0003 \cdot S_{外露}$$

$$\text{如果 } (t/c) > 0.05; \quad S_{wet} = S_{外露} \cdot [1.977 + 0.52(t/c)]$$

对于机身、短舱和外挂:

$$S_{wet} = K \cdot (A_{俯} + A_{侧}) / 2$$

其中:  $K = \pi$  (椭圆截面)

$K = 4$  (方形截面)





超声速飞行时:

$$C_{D0} = \frac{\sum_{i=1}^n (C_{f,i} \cdot S_{wet,i})}{S} + C_{D,misc} + C_{D,漏,凸} + C_{D,波}$$

- $C_{f,i}$ ,  $C_{D漏,凸}$ ,  $C_{D,misc}$  的计算同亚声速
- $C_{D波}$  的计算



# • 升致阻力系数计算

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

当升力是理想分布（椭圆分布）时： $k = \frac{1}{\pi\lambda}$

对于实际机翼： $k = \frac{1}{\pi\lambda \cdot e}$

e: Oswald翼展效率因子（0.7 ~ 0.85）

亚声速:

直机翼： $e = 1.78(1 - 0.045\lambda^{0.68}) - 0.64$

后掠翼： $e = 4.61(1 - 0.045\lambda^{0.68}) \cdot (\cos \chi_{\text{前缘}})^{0.15} - 3.1$

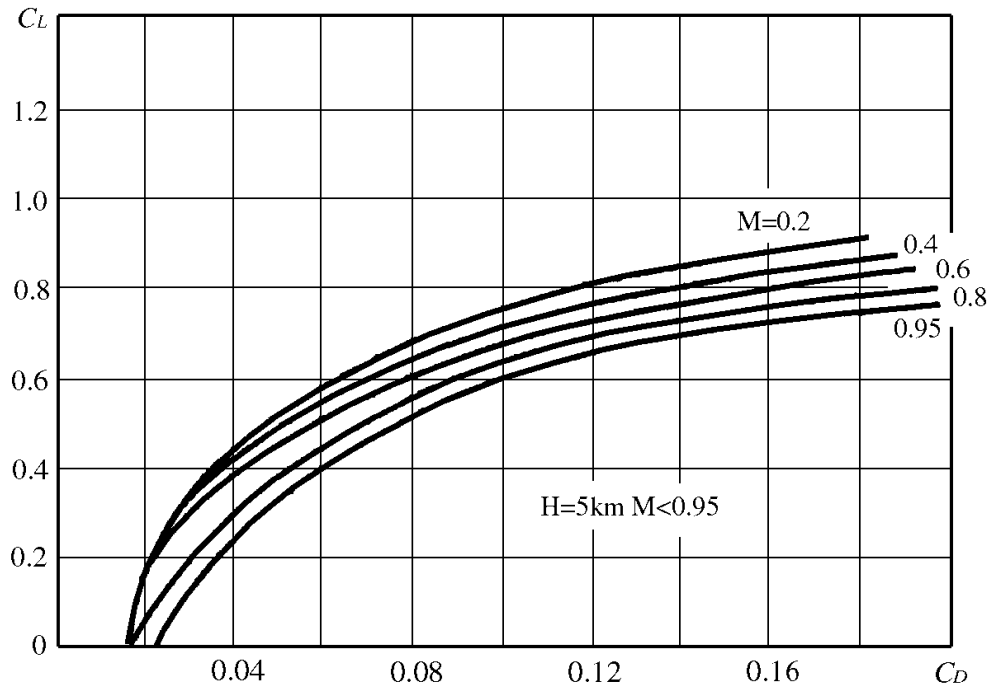
超声速:

$$k = \frac{\lambda(M^2 - 1)}{4\lambda\sqrt{M^2 - 1} - 2} \cdot \cos \chi_{\text{前缘}}$$



## • 极曲线 (Drag Polar)

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$



米格-19飞机的极曲线



## F-16飞机的极曲线

