

AB-721: Desempenho de Aeronaves

Modelo aerodinâmico

Flávio Ribeiro

Departamento de Mecânica do Voo
Divisão de Engenharia Aeroespacial
Instituto Tecnológico de Aeronáutica



2019

Força Aerodinâmica

Definição



Força Aerodinâmica

Definição

- ▶ sustentação: perpendicular ao vetor velocidade
- ▶ arrasto: na direção do vetor velocidade
- ▶ escritos usando **coeficientes adimensionais** de arrasto (C_D) e sustentação (C_L):

$$D = \frac{1}{2} \rho(H) V_\infty^2 S C_D(\alpha, M, Re)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho(H) V_\infty^2 S C_L(\alpha, M, Re) \text{ , onde}$$

$q_\infty = \frac{1}{2} \rho(H) V_\infty^2$ é a pressão dinâmica do escoamento não perturbado

S é a área de referência (área da asa, ou área em planta da aeronave)

- ▶ parâmetros para a determinação dos coeficientes:
 - ▶ α : ângulo de ataque (AoA)
 - ▶ M : número de Mach \rightarrow compressibilidade
 - ▶ Re : número de Reynolds \rightarrow viscosidade

Força Aerodinâmica

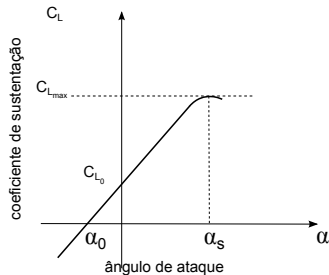
Coeficiente de sustentação C_L

- ▶ o parâmetro de maior influência é o ângulo de ataque α
- ▶ para os casos estudados em desempenho (pequenos ângulos de ataque) C_L pode ser considerado proporcional a α :

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) \\ &= C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha \end{aligned}$$

- ▶ $C_{L\alpha} = \frac{dC_L}{d\alpha}$: 2π para placa plana (α em rad); para outros aerofólios assume valores menores; para a aeronave como um todo, depende das parcelas de todas as superfícies sustentadoras

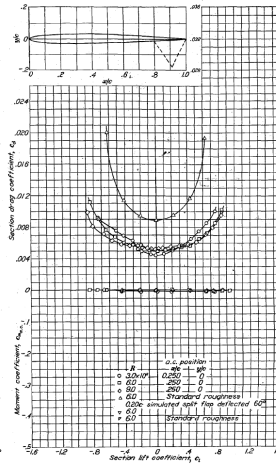
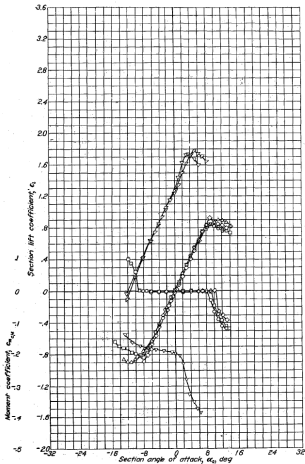
- ▶ C_{L0} : coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo
- ▶ C_{Lmax} : coeficiente de sustentação máxima



Força Aerodinâmica

Coefficiente de sustentação C_L

Exemplo: NACA 0006 (simétrico)

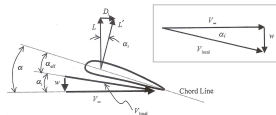


NACA 0006

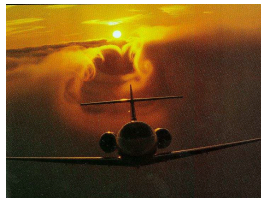
Força Aerodinâmica

Coeficiente de arrasto C_D

- ▶ comumente divide-se em arrasto parasita (C_{D0}) e arrasto de induzido.
- ▶ arrasto de sustentação (arrasto induzido), origem: efeito tridimensional das asas (finitas)
- ▶ medida de arrasto: DRAG COUNTS
1 drag count $\Rightarrow C_D = 0.0001$



fonte: Yechout et. al, **Introduction to aircraft flight mechanics**, AIAA Educational Series, 2003, pp. 44.



Força Aerodinâmica

Polar de arrasto

$$C_D = C_D(\alpha, M, \text{Re})$$

$$C_L = C_L(\alpha, M, \text{Re})$$

- ▶ eliminando α :

$$C_D = C_D(C_L, M, \text{Re})$$

- ▶ para cada conjunto $\{M, \text{Re}\}$, o gráfico $C_D = C_D(C_L, M, \text{Re})$ é chamado **polar de arrasto**
- ▶ polar de arrasto simétrica:

$$C_D = C_{D0} + K \times C_L^2$$

Força Aerodinâmica

Polar de arrasto

Para uma superfície sustentadora, o fator de arrasto induzido K pode ser calculado como:

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

onde:

- ▶ e : fator de eficiência de Oswald (0.7 - 0.85 em regime subsônico)
- ▶ AR : alongamento da asa (b^2/S), onde b é a envergadura, e S a área em planta

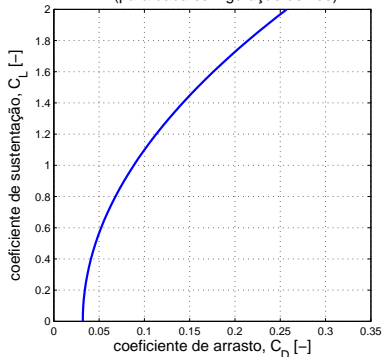
Força Aerodinâmica

Polar de arrasto

Exemplo: A aeronave de alto desempenho A-10 (Fairchild Republic) em vôo horizontal não acelerado possui as seguintes características:

$C_{D0} = 320$ drag counts, $AR = 6.5$, $S = 506\text{ft}^2$, $e = 0.87$, $C_{L\text{max}} = 2.0$

A-10: polar de arrasto
(para dada configuração de voo)



Força Aerodinâmica

Eficiência aerodinâmica

- chama-se de eficiência aerodinâmica E a razão entre sustentação e arrasto:

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + K \times C_L^2}$$

- para dado C_L deseja-se que C_D seja o menor possível
- máxima eficiência aerodinâmica: $\partial E / \partial C_L = 0$

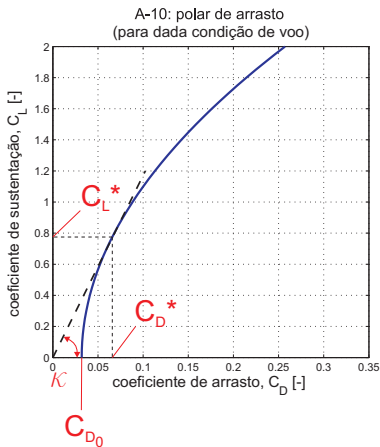
$$C_L|_{E_{\max}} = C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

$$C_D|_{E_{\max}} = C_D^* = 2C_{D0}$$

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{K C_{D0}}}$$

Força Aerodinâmica

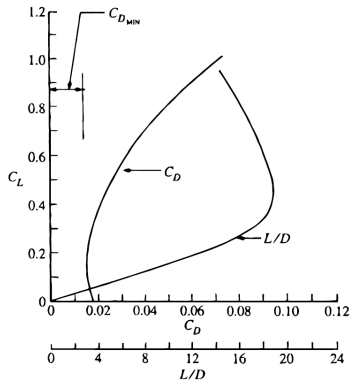
Eficiência aerodinâmica



- ▶ $E = \frac{C_L}{C_D} = \tan \kappa$
- ▶ o máximo ângulo κ tangencia a parábola

Força Aerodinâmica

Eficiência aerodinâmica



Força Aerodinâmica

Eficiência aerodinâmica

Máxima eficiência aerodinâmica para diferentes tipos de aeronave:

planadores	35
aviões de transporte (M 0.8)	18
aviões de combate subsônicos	10
aviões supersônicos	7
helicópteros	3

