



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Fluir sobre aerofólios e asas Fórmulas

Calculadoras!

Exemplos!

Conversões!

marca páginas calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Maior cobertura de calculadoras e crescente - **30.000+ calculadoras!**
Calcular com uma unidade diferente para cada variável - **Conversão de unidade embutida!**

Coleção mais ampla de medidas e unidades - **250+ medições!**

Sinta-se à vontade para COMPARTILHAR este documento com seus amigos!

[Por favor, deixe seu feedback aqui...](#)



Lista de 26 Fluir sobre aerofólios e asas

Fórmulas

Fluir sobre aerofólios e asas

Fluxo sobre aerofólios

1) Coeficiente de arrasto de fricção superficial para placa plana em fluxo laminar

$$fx \quad C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_L}}$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(de95854c7ee024cfadc48187bbb781b2_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 0.031301 = \frac{1.328}{\sqrt{1800}}$$

2) Coeficiente de arrasto de fricção superficial para placa plana em fluxo turbulento

$$fx \quad C_f = \frac{0.074}{Re_T^{\frac{1}{5}}}$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(6a9b39b98eb945faa14c645ec99e4eaa_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 0.014468 = \frac{0.074}{(3500)^{\frac{1}{5}}}$$



3) Coeficiente de momento sobre a borda de ataque para aerofólio simétrico pela teoria do aerofólio fino

$$fx \quad C_{m,le} = -\frac{C_L}{4}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad -0.3 = -\frac{1.2}{4}$$

4) Coeficiente de sustentação para aerofólio curvado

$$fx \quad C_{L,cam} = 2 \cdot \pi \cdot ((\alpha) - (\alpha_0))$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 1.41903 = 2 \cdot \pi \cdot ((10.94^\circ) - (-2^\circ))$$

5) Coeficiente de sustentação para aerofólio simétrico pela teoria do aerofólio fino

$$fx \quad C_L = 2 \cdot \pi \cdot \alpha$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 1.199705 = 2 \cdot \pi \cdot 10.94^\circ$$


6) Espessura da camada limite para fluxo laminar

$$fx \quad \delta_L = 5 \cdot \frac{x}{\sqrt{Re_L}}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 0.247487m = 5 \cdot \frac{2.10m}{\sqrt{1800}}$$



7) Espessura da camada limite para fluxo turbulento 

$$fx \quad \delta_T = 0.37 \cdot \frac{x}{\text{Re}_T^{\frac{1}{5}}}$$

Abrir Calculadora 


$$ex \quad 0.151917\text{m} = 0.37 \cdot \frac{2.10\text{m}}{(3500)^{\frac{1}{5}}}$$

8) Localização do centro de pressão para aerofólio curvado 

$$fx \quad x_{cp} = -\frac{C_{m,le} \cdot c}{C_L}$$

Abrir Calculadora 


$$ex \quad 0.75\text{m} = -\frac{-0.3 \cdot 3\text{m}}{1.2}$$

Fluir sobre as asas 9) Ângulo de ataque geométrico dado o ângulo de ataque efetivo 

$$fx \quad \alpha_g = \alpha_{eff} + \alpha_i$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 12^\circ = 8^\circ + 4^\circ$$

10) Ângulo de ataque induzido dado ângulo de ataque efetivo 

$$fx \quad \alpha_i = \alpha_g - \alpha_{eff}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 4^\circ = 12^\circ - 8^\circ$$



11) Ângulo Efetivo de Ataque da Asa Finita 

$$fx \quad \alpha_{\text{eff}} = \alpha_g - \alpha_i$$

Abrir Calculadora 


$$ex \quad 8^\circ = 12^\circ - 4^\circ$$

12) Fator de Eficiência Oswald 

$$fx \quad e_{\text{osw}} = 1.78 \cdot (1 - 0.045 \cdot \text{AR}^{0.68}) - 0.64$$

Abrir Calculadora 


$$ex \quad 0.634903 = 1.78 \cdot (1 - 0.045 \cdot (15)^{0.68}) - 0.64$$

13) Inclinação da curva de elevação para asa finita 

$$fx \quad a_{C,l} = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0 \cdot (1+\tau)}{\pi \cdot \text{AR}}}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 5.505897 \text{rad}^{-1} = \frac{6.28 \text{rad}^{-1}}{1 + \frac{6.28 \text{rad}^{-1} \cdot (1+0.055)}{\pi \cdot 15}}$$

14) Inclinação da curva de elevação para asa finita elíptica 

$$fx \quad a_{C,l} = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \cdot \text{AR}}}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 5.541507 \text{rad}^{-1} = \frac{6.28 \text{rad}^{-1}}{1 + \frac{6.28 \text{rad}^{-1}}{\pi \cdot 15}}$$



15) Inclinação da curva de sustentação 2D do aerofólio dada a inclinação da asa finita

$$fx \quad a_0 = \frac{a_{C,l}}{1 - \frac{a_{C,l} \cdot (1 + \tau)}{\pi \cdot AR}}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 6.324406 \text{rad}^{-1} = \frac{5.54 \text{rad}^{-1}}{1 - \frac{5.54 \text{rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{\pi \cdot 15}}$$

16) Inclinação da curva de sustentação 2D do aerofólio dada a inclinação da asa finita elíptica

$$fx \quad a_0 = \frac{a_{C,l}}{1 - \frac{a_{C,l}}{\pi \cdot AR}}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 6.278065 \text{rad}^{-1} = \frac{5.54 \text{rad}^{-1}}{1 - \frac{5.54 \text{rad}^{-1}}{\pi \cdot 15}}$$

17) Proporção da asa dada a inclinação da curva de elevação da asa finita

$$fx \quad AR = \frac{a_0 \cdot (1 + \tau)}{\pi \cdot \left(\frac{a_0}{a_{C,l}} - 1 \right)}$$

Abrir Calculadora 

$$ex \quad 15.78848 = \frac{6.28 \text{rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{\pi \cdot \left(\frac{6.28 \text{rad}^{-1}}{5.54 \text{rad}^{-1}} - 1 \right)}$$



18) Proporção da asa dada a inclinação da curva de elevação da asa finita elíptica

$$\text{fx } AR = \frac{a_0}{\pi \cdot \left(\frac{a_0}{a_{C,1}} - 1 \right)}$$

Abrir Calculadora 

$$\text{ex } 14.96538 = \frac{6.28\text{rad}^{-1}}{\pi \cdot \left(\frac{6.28\text{rad}^{-1}}{5.54\text{rad}^{-1}} - 1 \right)}$$

19) Proporção dada pelo Fator de Eficiência de Span

$$\text{fx } AR = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e_{\text{span}} \cdot C_{D,i}}$$

Abrir Calculadora 

$$\text{ex } 15.03087 = \frac{(1.2)^2}{\pi \cdot 0.95 \cdot 0.0321}$$

Arrasto Induzido

20) Coeficiente de arrasto de perfil

$$\text{fx } c_d = \frac{F_{\text{skin}} + D_p}{q_{\infty} \cdot S}$$

Abrir Calculadora 

$$\text{ex } 0.045224 = \frac{100\text{N} + 16\text{N}}{450\text{Pa} \cdot 5.7\text{m}^2}$$




21) Coeficiente de arrasto do perfil dado o coeficiente de arrasto total 

$$fx \quad c_d = C_D - C_{D,i}$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(6605b201d6f14d9b3bcb8ab5f274d107_img.jpg\)](#)


$$ex \quad 0.045 = 0.0771 - 0.0321$$

22) Coeficiente de arrasto induzido 

$$fx \quad C_{D,i} = \frac{D_i}{q_{\infty} \cdot S}$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(e8fb589d58dad1692debababa5e928b6_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 0.039376 = \frac{101N}{450Pa \cdot 5.7m^2}$$

23) Coeficiente de arrasto induzido dado o coeficiente de arrasto total 

$$fx \quad C_{D,i} = C_D - c_d$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(4688aadfd656ded00cd6bdfae55089a9_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 0.0321 = 0.0771 - 0.045$$


24) Coeficiente de arrasto total para asa finita subsônica 

$$fx \quad C_D = c_d + C_{D,i}$$

[Abrir Calculadora !\[\]\(4146d17f71dced09c6ad789cacceaa6d_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 0.0771 = 0.045 + 0.0321$$




25) Velocidade induzida no ponto por filamento de vórtice reto infinito 

$$fx \quad v_i = \frac{\gamma}{2 \cdot \pi \cdot h}$$

[Abrir Calculadora](#) 

$$ex \quad 3.9038m/s = \frac{13m^2/s}{2 \cdot \pi \cdot 0.53m}$$

26) Velocidade induzida no ponto por filamento de vórtice reto semi-infinito 

$$fx \quad v_i = \frac{\gamma}{4 \cdot \pi \cdot h}$$

[Abrir Calculadora](#) 

$$ex \quad 1.9519m/s = \frac{13m^2/s}{4 \cdot \pi \cdot 0.53m}$$



Variáveis Usadas









- α_0 Inclinação da curva de elevação 2D (1 / Radian)
- $\alpha_{C,l}$ Inclinação da curva de elevação (1 / Radian)
- **AR** Proporção da asa
- **c** Acorde (Metro)
- C_d Coeficiente de arrasto de perfil
- C_D Coeficiente de arrasto total
- $C_{D,i}$ Coeficiente de arrasto induzido
- C_f Coeficiente de arrasto de fricção da pele
- C_L Coeficiente de elevação
- $C_{L,cam}$ Coeficiente de sustentação para aerofólio curvado
- $C_{m,le}$ Coeficiente de momento sobre a borda de ataque
- D_i Arrasto Induzido (Newton)
- D_p Força de arrasto de pressão (Newton)
- e_{osw} Fator de eficiência de Oswald
- e_{span} Fator de eficiência de amplitude
- F_{skin} Força de arrasto de fricção da pele (Newton)
- h Distância perpendicular ao vórtice (Metro)
- q_∞ Pressão dinâmica de fluxo livre (Pascal)
- Re_L Número de Reynolds para fluxo laminar
- Re_T Número de Reynolds para fluxo turbulento
- **S** Área de Referência (Metro quadrado)



- V_i Velocidade Induzida (Metro por segundo)
- x Distância no eixo X (Metro)
- x_{cp} Centro de Pressão (Metro)
- α Ângulo de ataque (Grau)
- α_0 Ângulo de elevação zero (Grau)
- α_{eff} Ângulo de Ataque Efetivo (Grau)
- α_g Ângulo Geométrico de Ataque (Grau)
- α_i Ângulo de ataque induzido (Grau)
- γ Força do vórtice (Metro quadrado por segundo)
- δ_L Espessura da camada limite laminar (Metro)
- δ_T Espessura da camada limite turbulenta (Metro)
- T Fator de Inclinação de Elevação Induzido






Constantes, Funções, Medidas usadas

- **Constante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Constante de Arquimedes
- **Função:** **sqrt**, sqrt(Number)
Uma função de raiz quadrada é uma função que recebe um número não negativo como entrada e retorna a raiz quadrada do número de entrada fornecido.
- **Medição:** **Comprimento** in Metro (m)
Comprimento Conversão de unidades 
- **Medição:** **Área** in Metro quadrado (m²)
Área Conversão de unidades 
- **Medição:** **Pressão** in Pascal (Pa)
Pressão Conversão de unidades 
- **Medição:** **Velocidade** in Metro por segundo (m/s)
Velocidade Conversão de unidades 
- **Medição:** **Força** in Newton (N)
Força Conversão de unidades 
- **Medição:** **Ângulo** in Grau (°)
Ângulo Conversão de unidades 
- **Medição:** **Ângulo Recíproco** in 1 / Radian (rad⁻¹)
Ângulo Recíproco Conversão de unidades 
- **Medição:** **Potencial de Velocidade** in Metro quadrado por segundo (m²/s)
Potencial de Velocidade Conversão de unidades 



Verifique outras listas de fórmulas

- **Distribuição de Fluxo e Elevação** Fórmulas 
- **Distribuição de elevador** Fórmulas 
- **Fluir sobre aerofólios e asas** Fórmulas 

Sinta-se à vontade para COMPARTILHAR este documento com seus amigos!

PDF Disponível em

[English](#) [Spanish](#) [French](#) [German](#) [Russian](#) [Italian](#) [Portuguese](#) [Polish](#) [Dutch](#)

4/9/2024 | 9:51:55 AM UTC

[Por favor, deixe seu feedback aqui...](#)

