



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Flusso su profili alari e ali Formule

Calcolatrici!

Esempi!

Conversioni!

Segnalibro calculatoratoz.com, unitsconverters.com

La più ampia copertura di calcolatrici e in crescita - **30.000+ calcolatrici!**
Calcola con un'unità diversa per ogni variabile - **Nella conversione di unità costruita!**

La più ampia raccolta di misure e unità - **250+ misurazioni!**

Sentiti libero di **CONDIVIDERE** questo documento con i tuoi amici!


[Si prega di lasciare il tuo feedback qui...](#)



Lista di 26 Flusso su profili alari e ali Formule

Flusso su profili alari e ali


Flusso sui profili alari

1) Coefficiente di momento relativo all'avanguardia per un profilo alare simmetrico mediante la teoria del profilo alare sottile 

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

Apri Calcolatrice 


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

2) Coefficiente di portanza per profilo alare bombato 

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

Apri Calcolatrice 

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

3) Coefficiente di portanza per profilo alare simmetrico mediante la teoria del profilo alare sottile 

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

Apri Calcolatrice 

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



4) Coefficiente di resistenza all'attrito della pelle per lastra piana in flusso laminare

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

Apri Calcolatrice 

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

5) Coefficiente di resistenza dell'attrito della pelle per la piastra piana in flusso turbolento

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

Apri Calcolatrice 

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


6) Posizione del centro di pressione per il profilo alare bombato

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

Apri Calcolatrice 

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



7) Spessore dello strato limite per il flusso laminare 

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

[Apri Calcolatrice !\[\]\(e78f798d4ea5c530c9db49e7d26e6b95_img.jpg\)](#)

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

8) Spessore dello strato limite per un flusso turbolento 

$$fx \quad \delta_T = 0.37 \cdot \frac{x}{Re_T^{\frac{1}{5}}}$$

[Apri Calcolatrice !\[\]\(05be7c7a8995decd503647c99211f7c2_img.jpg\)](#)


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

Flusso sopra le ali 9) Angolo di attacco effettivo di un'ala finita 

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

[Apri Calcolatrice !\[\]\(626ce8ac21792b9405bfddfea8e0c96a_img.jpg\)](#)

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

10) Angolo di attacco geometrico dato l'angolo di attacco effettivo 

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

[Apri Calcolatrice !\[\]\(c1168d6a8b365d11e842ece304635fa7_img.jpg\)](#)

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



11) Angolo di attacco indotto dato l'angolo di attacco effettivo

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

Apri Calcolatrice 

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

12) Curva di portanza 2D Pendenza del profilo aerodinamico data Pendenza di portanza dell'ala finita

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

Apri Calcolatrice 

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

13) Curva di portanza 2D Pendenza del profilo aerodinamico data Pendenza di portanza dell'ala finita ellittica

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

Apri Calcolatrice 

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


14) Fattore di efficienza di Oswald

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

Apri Calcolatrice 

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



15) Inclinazione della curva di sollevamento per ala finita 

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

Apri Calcolatrice 


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

16) Pendenza della curva di sollevamento per l'ala ellittica finita 

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

Apri Calcolatrice 

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

17) Proporzioni dell'ala data la pendenza della curva di sollevamento dell'ala ellittica finita 

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

Apri Calcolatrice 

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



18) Proporzioni dell'ala data la pendenza della curva di sollevamento dell'ala finita

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

Apri Calcolatrice 

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

19) Rapporto di aspetto dato fattore di efficienza span

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

Apri Calcolatrice 

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

Resistenza indotta

20) Coefficiente di resistenza del profilo

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

Apri Calcolatrice 

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



21) Coefficiente di resistenza del profilo dato il coefficiente di resistenza totale

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

Apri Calcolatrice 

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

22) Coefficiente di resistenza indotta

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

Apri Calcolatrice 

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

23) Coefficiente di resistenza indotta dato il coefficiente di resistenza totale

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

Apri Calcolatrice 

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

24) Coefficiente di resistenza totale per l'ala finita subsonica

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

Apri Calcolatrice 

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




25) Velocità indotta in un punto dal filamento a vortice rettilineo infinito 

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

[Apri Calcolatrice](#) 

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

26) Velocità indotta in un punto dal filamento a vortice rettilineo semiinfinito 

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

[Apri Calcolatrice](#) 

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



Variabili utilizzate









- α_0 Pendenza della curva di sollevamento 2D (1 / Radian)
- $\alpha_{C,l}$ Pendenza della curva di sollevamento (1 / Radian)
- **AR** Proporzioni dell'ala
- **c** Accordo (metro)
- C_d Coefficiente di resistenza del profilo
- C_D Coefficiente di resistenza totale
- $C_{D,i}$ Coefficiente di resistenza indotta
- C_f Coefficiente di resistenza all'attrito della pelle
- C_L Coefficiente di sollevamento
- $C_{L,cam}$ Coefficiente di portanza per profilo alare bombato
- $C_{m,le}$ Coefficiente di momento relativo al bordo anteriore
- D_i Resistenza indotta (Newton)
- D_p Forza di resistenza alla pressione (Newton)
- e_{osw} Fattore di efficienza Oswald
- e_{span} Fattore di efficienza dell'intervallo
- F_{skin} Forza di trascinamento dell'attrito della pelle (Newton)
- h Distanza perpendicolare al vortice (metro)
- q_∞ Pressione dinamica del flusso gratuito (Pascal)
- Re_L Numero di Reynolds per il flusso laminare
- Re_T Numero di Reynolds per il flusso turbolento
- **S** Area di riferimento (Metro quadrato)



- V_i Velocità indotta (Metro al secondo)
- x Distanza sull'asse X (metro)
- x_{cp} Centro di pressione (metro)
- α Angolo di attacco (Grado)
- α_0 Angolo di portanza zero (Grado)
- α_{eff} Angolo di attacco effettivo (Grado)
- α_g Angolo di attacco geometrico (Grado)
- α_i Angolo di incidenza indotto (Grado)
- Γ Forza del vortice (Metro quadrato al secondo)
- δ_L Spessore dello strato limite laminare (metro)
- δ_T Spessore dello strato limite turbolento (metro)
- T Fattore di pendenza della portanza indotta



Costanti, Funzioni, Misure utilizzate

- **Costante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Costante di Archimede
- **Funzione:** **sqrt**, sqrt(Number)
Una funzione radice quadrata è una funzione che accetta un numero non negativo come input e restituisce la radice quadrata del numero di input specificato.
- **Misurazione:** **Lunghezza** in metro (m)
Lunghezza Conversione unità 
- **Misurazione:** **La zona** in Metro quadrato (m²)
La zona Conversione unità 
- **Misurazione:** **Pressione** in Pascal (Pa)
Pressione Conversione unità 
- **Misurazione:** **Velocità** in Metro al secondo (m/s)
Velocità Conversione unità 
- **Misurazione:** **Forza** in Newton (N)
Forza Conversione unità 
- **Misurazione:** **Angolo** in Grado (°)
Angolo Conversione unità 
- **Misurazione:** **Angolo reciproco** in 1 / Radian (rad⁻¹)
Angolo reciproco Conversione unità 
- **Misurazione:** **Potenziale di velocità** in Metro quadrato al secondo (m²/s)
Potenziale di velocità Conversione unità 



Controlla altri elenchi di formule

- **Distribuzione del flusso e della portanza Formule** 
- **Flusso su profili alari e ali Formule** 
- **Distribuzione degli ascensori Formule** 

Sentiti libero di **CONDIVIDERE** questo documento con i tuoi amici!

PDF Disponibile in

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

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

[Si prega di lasciare il tuo feedback qui...](#)

