



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Flux sur les profils aérodynamiques et les ailes Formules

calculatrices !

Exemples!

conversions !

Signet calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Couverture la plus large des calculatrices et croissantes - **30 000+ calculatrices !**

Calculer avec une unité différente pour chaque variable - **Dans la conversion d'unité intégrée !**

La plus large collection de mesures et d'unités - **250+ Mesures !**



N'hésitez pas à PARTAGER ce document avec vos amis
!

[Veuillez laisser vos commentaires ici...](#)



Liste de 26 Flux sur les profils aérodynamiques et les ailes Formules

Flux sur les profils aérodynamiques et les ailes

Flux sur les profils aérodynamiques

1) Coefficient de moment sur le bord d'attaque pour un profil aérodynamique symétrique par la théorie du profil aérodynamique mince



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

Ouvrir la calculatrice 

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

2) Coefficient de portance pour le profil aérodynamique cambré 

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

Ouvrir la calculatrice 

$$\text{ex } 1.41903 = 2 \cdot \pi \cdot ((10.94^\circ) - (-2^\circ))$$

3) Coefficient de portance pour un profil aérodynamique symétrique selon la théorie du profil aérodynamique mince 

$$\text{fx } C_L = 2 \cdot \pi \cdot \alpha$$

Ouvrir la calculatrice 

$$\text{ex } 1.199705 = 2 \cdot \pi \cdot 10.94^\circ$$



4) Coefficient de traînée de friction cutanée pour plaque plate en écoulement laminaire

$$\text{fx } C_f = \frac{1.328}{\sqrt{\text{Re}_L}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e78f798d4ea5c530c9db49e7d26e6b95_img.jpg\)](#)

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

5) Coefficient de traînée de friction cutanée pour une plaque plate dans un écoulement turbulent

$$\text{fx } C_f = \frac{0.074}{\text{Re}_T^{\frac{1}{5}}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(05be7c7a8995decd503647c99211f7c2_img.jpg\)](#)

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

6) Emplacement du centre de pression pour le profil aérodynamique cambré

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(fe3aebe81acea8d45108cd2768939da7_img.jpg\)](#)

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



7) Épaisseur de la couche limite pour un écoulement laminaire

$$\text{fx } \delta_L = 5 \cdot \frac{x}{\sqrt{\text{Re}_L}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e2376d476d06eb31946dc01a69a4403a_img.jpg\)](#)

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

8) Épaisseur de la couche limite pour un écoulement turbulent

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(0b5e7e25e8775f7e7e80906ada4f0021_img.jpg\)](#)

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

Flux sur les ailes

9) Angle d'attaque effectif de l'aile finie

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(0fb13ad0bfa3d86868cdd3883e5665b3_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 8^\circ = 12^\circ - 4^\circ$$

10) Angle d'attaque géométrique étant donné l'angle d'attaque effectif

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e50091943b385fe16d3277389202856f_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 12^\circ = 8^\circ + 4^\circ$$



11) Angle d'attaque induit étant donné l'angle d'attaque effectif

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(d3fb9f94af8b26d1c844efa9a98805b0_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 4^\circ = 12^\circ - 8^\circ$$

12) Facteur d'efficacité d'Oswald

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e1d6102fe77919492c04879c8450f1f5_img.jpg\)](#)

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

13) Pente de la courbe de portance 2D du profil aérodynamique compte tenu de la pente de portance de l'aile finie

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(ab4e2b3fc7e7887b7a72f548aa6f5e60_img.jpg\)](#)

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

14) Pente de la courbe de portance 2D du profil aérodynamique compte tenu de la pente de portance de l'aile finie elliptique

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(5abce1a84a655b073239ab33e1199487_img.jpg\)](#)

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



15) Pente de la courbe de portance pour une aile finie

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

Ouvrir la calculatrice 

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

16) Pente de la courbe de portance pour une aile finie elliptique

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

Ouvrir la calculatrice 

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

17) Rapport d'aspect de l'aile donnée Pente de la courbe de portance de l'aile finie

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

Ouvrir la calculatrice 

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



18) Rapport d'aspect de l'aile donnée Pente de la courbe de portance de l'aile finie elliptique

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(6605b201d6f14d9b3bcb8ab5f274d107_img.jpg\)](#)

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

19) Rapport d'aspect donné Facteur d'efficacité de portée

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e8fb589d58dad1692debababa5e928b6_img.jpg\)](#)

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

Traînée induite

20) Coefficient de traînée du profil

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e9474ce1d70442456f8fe9c393ea149c_img.jpg\)](#)

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



21) Coefficient de traînée du profil étant donné le coefficient de traînée total

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(c3d993ca47bfe2a953c700506ce31fa0_img.jpg\)](#)

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

22) Coefficient de traînée induite

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(17413706fd4997a1a4bdf85c6864eee1_img.jpg\)](#)

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

23) Coefficient de traînée induite étant donné le coefficient de traînée totale

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(4b7a79268f6ba26c1471d4232fffa85a_img.jpg\)](#)

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

24) Coefficient de traînée total pour l'aile finie subsonique

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(3342c215b2a8b663596a81468d5dc314_img.jpg\)](#)

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



25) Vitesse induite au point par le filament de vortex droit infini

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(0f848bbd71cef6b345273b16f905912a_img.jpg\)](#)

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

26) Vitesse induite au point par le filament de vortex droit semi-infini

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

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(3211b5d1d968fc1665909b34f9f16010_img.jpg\)](#)

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



Variables utilisées

- α_0 Pente de la courbe de levage 2D (1 / Radian)
- $\alpha_{C,l}$ Pente de la courbe de levage (1 / Radian)
- **AR** Rapport d'aspect de l'aile
- **c** Accord (Mètre)
- C_d Coefficient de traînée du profil
- C_D Coefficient de traînée totale
- $C_{D,i}$ Coefficient de traînée induite
- C_f Coefficient de traînée de friction cutanée
- C_L Coefficient de portance
- $C_{L, \text{cam}}$ Coefficient de portance pour le profil aérodynamique cambré
- $C_{m,le}$ Coefficient de moment sur le bord d'attaque
- D_i Traînée induite (Newton)
- D_p Force de traînée de pression (Newton)
- e_{osw} Facteur d'efficacité d'Oswald
- e_{span} Facteur d'efficacité de portée
- F_{skin} Force de traînée de friction cutanée (Newton)
- **h** Distance perpendiculaire au vortex (Mètre)
- q_∞ Pression dynamique du flux libre (Pascal)
- Re_L Nombre de Reynolds pour le flux laminaire
- Re_T Nombre de Reynolds pour les écoulements turbulents
- **S** Zone de référence (Mètre carré)



- V_i Vitesse induite (Mètre par seconde)
- x Distance sur l'axe X (Mètre)
- x_{cp} Centre de pression (Mètre)
- α Angle d'attaque (Degré)
- α_0 Angle de portance nulle (Degré)
- α_{eff} Angle d'attaque efficace (Degré)
- α_g Angle d'attaque géométrique (Degré)
- α_i Angle d'attaque induit (Degré)
- γ Force du vortex (Mètre carré par seconde)
- δ_L Épaisseur de la couche limite laminaire (Mètre)
- δ_T Épaisseur de la couche limite turbulente (Mètre)
- T Facteur de pente de levage induit



Constantes, Fonctions, Mesures utilisées

- **Constante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Constante d'Archimède
- **Fonction:** **sqrt**, sqrt(Number)
Une fonction racine carrée est une fonction qui prend un nombre non négatif comme entrée et renvoie la racine carrée du nombre d'entrée donné.
- **La mesure:** **Longueur** in Mètre (m)
Longueur Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Zone** in Mètre carré (m²)
Zone Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Pression** in Pascal (Pa)
Pression Conversion d'unité 
- **La mesure:** **La rapidité** in Mètre par seconde (m/s)
La rapidité Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Force** in Newton (N)
Force Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Angle** in Degré (°)
Angle Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Angle réciproque** in 1 / Radian (rad⁻¹)
Angle réciproque Conversion d'unité 
- **La mesure:** **Potentiel de vitesse** in Mètre carré par seconde (m²/s)
Potentiel de vitesse Conversion d'unité 



Vérifier d'autres listes de formules

- **Distribution du débit et de la portance** Formules 
- **Flux sur les profils aérodynamiques et les ailes**

- Formules 
- **Répartition des ascenseurs** Formules 

N'hésitez pas à PARTAGER ce document avec vos amis !

PDF Disponible en

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

4/9/2024 | 9:51:54 AM UTC

[Veuillez laisser vos commentaires ici...](#)

