



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Strömung über Tragflächen und Flügel Formeln

Rechner!

Beispiele!

Konvertierungen!

Lesezeichen calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Größte Abdeckung von Rechnern und wächst - **30.000+ Rechner!**
Rechnen Sie mit einer anderen Einheit für jede Variable - **Eingebaute
Einheitenumrechnung!**
Größte Sammlung von Maßen und Einheiten - **250+ Messungen!**

Fühlen Sie sich frei, dieses Dokument mit Ihren Freunden
zu TEILEN!

[Bitte hinterlassen Sie hier Ihr Rückkoppelung...](#)



Liste von 26 Strömung über Tragflächen und Flügel Formeln

Strömung über Tragflächen und Flügel

Strömung über Tragflächen

1) Auftriebskoeffizient für gewölbtes Tragflächenprofil

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

[Rechner öffnen !\[\]\(de95854c7ee024cfadc48187bbb781b2_img.jpg\)](#)

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

2) Auftriebskoeffizient für symmetrisches Tragflächenprofil nach Theorie dünner Tragflächen

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

[Rechner öffnen !\[\]\(6a9b39b98eb945faa14c645ec99e4eaa_img.jpg\)](#)

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

3) Druckmittelpunkt für gewölbtes Tragflächenprofil

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

[Rechner öffnen !\[\]\(f1c5da15572e3e09d343161be98f508d_img.jpg\)](#)

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



4) Grenzschichtdicke für laminare Strömung

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

[Rechner öffnen !\[\]\(cbe80b694ebd74fcfe136a095b608235_img.jpg\)](#)

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

5) Grenzschichtdicke für turbulente Strömung

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

[Rechner öffnen !\[\]\(3e2231b1ad3ca8da8658228c00dd08e0_img.jpg\)](#)

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

6) Hautreibungswiderstandskoeffizient für flache Platten in laminarer Strömung

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

[Rechner öffnen !\[\]\(0d5ec72f61334709c3fc9450209b754f_img.jpg\)](#)

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



7) Hautreibungswiderstandskoeffizient für flache Platten in turbulenter Strömung

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e78f798d4ea5c530c9db49e7d26e6b95_img.jpg\)](#)

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

8) Momentenkoeffizient der Vorderkante für symmetrisches Tragflächenprofil nach der Theorie dünner Tragflächen

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

[Rechner öffnen !\[\]\(05be7c7a8995decd503647c99211f7c2_img.jpg\)](#)

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

Fließe über Flügel

9) 2D-Auftriebskurvenneigung des Tragflächenprofils bei gegebener Auftriebsneigung des elliptischen endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(626ce8ac21792b9405bfddfea8e0c96a_img.jpg\)](#)

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



10) 2D-Auftriebskurvenneigung des Tragflächenprofils bei gegebener Auftriebsneigung des endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e2376d476d06eb31946dc01a69a4403a_img.jpg\)](#)

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

11) Anstiegskurvensteigung für elliptischen endlichen Flügel

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

[Rechner öffnen !\[\]\(0b5e7e25e8775f7e7e80906ada4f0021_img.jpg\)](#)

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

12) Effektiver Anstellwinkel des endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(bd3b31712ad9bab5a241210fa6925cdd_img.jpg\)](#)

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

13) Geometrischer Anstellwinkel bei gegebenem effektivem Anstellwinkel

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

[Rechner öffnen !\[\]\(7bc43b319a082987e20f7bf78f4bab80_img.jpg\)](#)

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



14) Induzierter Angriffswinkel bei gegebenem effektiven Angriffswinkel

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

[Rechner öffnen !\[\]\(d3fb9f94af8b26d1c844efa9a98805b0_img.jpg\)](#)

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

15) Liftkurvensteigung für Finite Wing

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e1d6102fe77919492c04879c8450f1f5_img.jpg\)](#)

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

16) Oswald-Wirkungsgrad

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

[Rechner öffnen !\[\]\(ab4e2b3fc7e7887b7a72f548aa6f5e60_img.jpg\)](#)

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

17) Seitenverhältnis bei gegebenem Span-Effizienzfaktor

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

[Rechner öffnen !\[\]\(5abce1a84a655b073239ab33e1199487_img.jpg\)](#)

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



18) Seitenverhältnis des Flügels bei gegebener Auftriebskurve Steigung des elliptischen endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(9dfdaff1d86ba3c1f8353b4d1b61b8c5_img.jpg\)](#)

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

19) Seitenverhältnis des Flügels bei gegebener Auftriebskurve Steigung des endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(2b376d1a92330ab09dad2665d2f89bf5_img.jpg\)](#)

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

Induzierter Widerstand

20) Am Punkt durch unendliches gerades Vortex-Filament induzierte Geschwindigkeit

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

[Rechner öffnen !\[\]\(0d7ca0919e6c47bbd874bfa0189fe22e_img.jpg\)](#)

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



21) Am Punkt induzierte Geschwindigkeit durch semi-unendliches gerades Vortex-Filament

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

[Rechner öffnen !\[\]\(6605b201d6f14d9b3bcb8ab5f274d107_img.jpg\)](#)

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

22) Gesamtwiderstandskoeffizient für Subsonic Finite Wing

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e8fb589d58dad1692debababa5e928b6_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.0771 = 0.045 + 0.0321$$

23) Induzierter Widerstandskoeffizient

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

[Rechner öffnen !\[\]\(4688aadfd656ded00cd6bdfae55089a9_img.jpg\)](#)

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

24) Induzierter Widerstandskoeffizient bei gegebenem Gesamtwiderstandskoeffizienten

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

[Rechner öffnen !\[\]\(4146d17f71dced09c6ad789cacceaa6d_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.0321 = 0.0771 - 0.045$$



25) Profilwiderstandskoeffizient

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

Rechner öffnen 

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

26) Profilwiderstandskoeffizient bei gegebenem Gesamtwiderstandskoeffizienten

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

Rechner öffnen 

ex
$$0.045 = 0.0771 - 0.0321$$



Verwendete Variablen









- a_0 2D-Hubkurvensteigung ($1 / \text{Radian}$)
- $a_{C,l}$ Steigung der Liftkurve ($1 / \text{Radian}$)
- AR Flügelseitenverhältnis
- c Akkord (*Meter*)
- c_d Profil-Luftwiderstandsbeiwert
- C_D Gesamtwiderstandsbeiwert
- $C_{D,i}$ Induzierter Widerstandskoeffizient
- C_f Hautreibungs-Widerstandskoeffizient
- C_L Auftriebskoeffizient
- $C_{L,cam}$ Auftriebskoeffizient für gewölbtes Tragflächenprofil
- $C_{m,le}$ Momentenkoeffizient an der Vorderkante
- D_i Induzierter Widerstand (*Newton*)
- D_p Druck Widerstandskraft (*Newton*)
- e_{osw} Oswald-Effizienzfaktor
- e_{span} Span-Effizienz-Faktor
- F_{skin} Hautreibungskraft (*Newton*)
- h Senkrechte Distanz zum Wirbel (*Meter*)
- q_∞ Freistrom-Dynamikdruck (*Pascal*)
- Re_L Reynolds-Zahl für laminare Strömung
- Re_T Reynolds-Zahl für turbulente Strömung
- S Referenzbereich (*Quadratmeter*)



- V_i Induzierte Geschwindigkeit (Meter pro Sekunde)
- x Abstand auf der X-Achse (Meter)
- x_{cp} Druckzentrum (Meter)
- α Angriffswinkel (Grad)
- α_0 Winkel des Nullauftriebs (Grad)
- α_{eff} Effektiver Angriffswinkel (Grad)
- α_g Geometrischer Anstellwinkel (Grad)
- α_i Induzierter Angriffswinkel (Grad)
- γ Wirbelstärke (Quadratmeter pro Sekunde)
- δ_L Laminare Grenzschichtdicke (Meter)
- δ_T Dicke der turbulenten Grenzschicht (Meter)
- T Steigungsfaktor des induzierten Auftriebs



Konstanten, Funktionen, verwendete Messungen

- **Konstante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Archimedes-Konstante
- **Funktion:** **sqrt**, sqrt(Number)
Eine Quadratwurzelfunktion ist eine Funktion, die eine nicht negative Zahl als Eingabe verwendet und die Quadratwurzel der gegebenen Eingabezahl zurückgibt.
- **Messung:** **Länge** in Meter (m)
Länge Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Bereich** in Quadratmeter (m²)
Bereich Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Druck** in Pascal (Pa)
Druck Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Geschwindigkeit** in Meter pro Sekunde (m/s)
Geschwindigkeit Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Macht** in Newton (N)
Macht Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Winkel** in Grad (°)
Winkel Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Reziproker Winkel** in 1 / Radian (rad⁻¹)
Reziproker Winkel Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Geschwindigkeitspotential** in Quadratmeter pro Sekunde (m²/s)
Geschwindigkeitspotential Einheitenumrechnung 



Überprüfen Sie andere Formellisten

- **Strömungs- und Auftriebsverteilung Formeln** 
- **Strömung über Tragflächen und Flügel Formeln** 
- **Aufzugsverteilung Formeln** 

Fühlen Sie sich frei, dieses Dokument mit Ihren Freunden zu TEILEN!

PDF Verfügbar in

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

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

[Bitte hinterlassen Sie hier Ihr Rückkoppelung...](#)

