



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Inkompressible Strömung über endliche 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 48 Inkompressible Strömung über endliche Flügel Formeln

Inkompressible Strömung über endliche Flügel

Luftwiderstandsbeiwerte für endliche Flügel

1) Gesamtwiderstandskoeffizient für Subsonic Finite Wing

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

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

$$\text{ex } 2.2 = 0.2 + 2$$

2) Induzierter Widerstandskoeffizient

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

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

$$\text{ex } 0.004418 = \frac{101\text{N}}{4500\text{Pa} \cdot 5.08\text{m}^2}$$

3) Induzierter Widerstandskoeffizient bei gegebenem Gesamtwiderstandskoeffizienten

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

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

$$\text{ex } 0.22 = 0.42 - 0.2$$



4) Profilwiderstandskoeffizient

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

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

$$\text{ex } 0.005074 = \frac{100\text{N} + 16\text{N}}{4500\text{Pa} \cdot 5.08\text{m}^2}$$

5) Profilwiderstandskoeffizient bei gegebenem Gesamtwiderstandskoeffizienten

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

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

$$\text{ex } -1.58 = 0.42 - 2$$

Effektiver Angriffswinkel

6) Effektiver Anstellwinkel des endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(b792654f2cef9719eabeb6c5be00811e_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 1^\circ = 12^\circ - 11^\circ$$

7) Geometrischer Anstellwinkel bei gegebenem effektivem Anstellwinkel

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

[Rechner öffnen !\[\]\(84f47badaad7772cd95667a7c387a639_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 19^\circ = 8^\circ + 11^\circ$$



8) Induzierter Angriffswinkel bei gegebenem effektiven Angriffswinkel

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

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

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

Induzierte Geschwindigkeit

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

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

[Rechner öffnen !\[\]\(aa53ad6fea213b8b2226d3077e30533a_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 3.9038 \text{m/s} = \frac{13 \text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot \pi \cdot 530 \text{mm}}$$

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

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

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

$$\text{ex } 1.9519 \text{m/s} = \frac{13 \text{m}^2/\text{s}}{4 \cdot \pi \cdot 530 \text{mm}}$$

Prandtls klassische Lifting-Line-Theorie



Elliptische Auftriebsverteilung

11) Abwind bei elliptischer Auftriebsverteilung

$$\text{fx } w = -\frac{\Gamma_o}{2 \cdot b}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(74d4806277d7e73349d8e8c0897931e9_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } -0.007368\text{m/s} = -\frac{14\text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot 950\text{m}}$$

12) Auftrieb des Flügels bei Zirkulation am Ursprung

$$\text{fx } F_L = \frac{\pi \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty \cdot b \cdot \Gamma_o}{4}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(8bba887393ca45b761e5cb49e755e762_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 870134.8\text{N} = \frac{\pi \cdot 1.225\text{kg/m}^3 \cdot 68\text{m/s} \cdot 950\text{m} \cdot 14\text{m}^2/\text{s}}{4}$$

13) Auftriebskoeffizient bei gegebenem induziertem Anstellwinkel

$$\text{fx } C_L = \pi \cdot \alpha_i \cdot AR$$

[Rechner öffnen !\[\]\(0fb13ad0bfa3d86868cdd3883e5665b3_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 9.047137 = \pi \cdot 11^\circ \cdot 15$$

14) Auftriebskoeffizient bei gegebenem induziertem Widerstandskoeffizienten

$$\text{fx } C_L = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot C_{D,i}}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(e50091943b385fe16d3277389202856f_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 9.70813 = \sqrt{\pi \cdot 15 \cdot 2}$$



15) Auftriebskoeffizient bei gegebener Zirkulation am Ursprung

$$\text{fx } C_L = \pi \cdot b \cdot \frac{\Gamma_o}{2 \cdot V_\infty \cdot S_{\text{origin}}}$$

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

$$\text{ex } 59.31067 = \pi \cdot 950\text{m} \cdot \frac{14\text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot 68\text{m/s} \cdot 5.18\text{m}^2}$$

16) Freestream-Geschwindigkeit bei gegebenem induziertem Anstellwinkel

$$\text{fx } V_\infty = \frac{\Gamma_o}{2 \cdot b \cdot \alpha_i}$$

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

$$\text{ex } 0.03838\text{m/s} = \frac{14\text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot 950\text{m} \cdot 11^\circ}$$

17) Freestream-Geschwindigkeit bei gegebener Zirkulation am Ursprung

$$\text{fx } V_\infty = \pi \cdot b \cdot \frac{\Gamma_o}{2 \cdot S_{\text{origin}} \cdot C_L}$$

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

$$\text{ex } 3666.478\text{m/s} = \pi \cdot 950\text{m} \cdot \frac{14\text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot 5.18\text{m}^2 \cdot 1.1}$$



18) Heben Sie in einer bestimmten Entfernung entlang der Spannweite an



$$\text{fx } F_L = \rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma_o \cdot \sqrt{1 - \left(2 \cdot \frac{a}{b}\right)^2}$$

Rechner öffnen

$$\text{ex } 1166.2\text{N} = 1.225\text{kg/m}^3 \cdot 68\text{m/s} \cdot 14\text{m}^2/\text{s} \cdot \sqrt{1 - \left(2 \cdot \frac{16.4\text{mm}}{950\text{m}}\right)^2}$$

19) Induzierter Widerstandskoeffizient bei gegebenem Seitenverhältnis

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

Rechner öffnen

$$\text{ex } 0.025677 = \frac{(1.1)^2}{\pi \cdot 15}$$

20) Seitenverhältnis bei gegebenem induziertem Angriffswinkel

$$\text{fx } AR = \frac{C_L}{\pi \cdot \alpha_i}$$

Rechner öffnen

$$\text{ex } 1.823781 = \frac{1.1}{\pi \cdot 11^\circ}$$



21) Seitenverhältnis bei gegebenem induziertem Widerstandskoeffizienten



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

[Rechner öffnen](#)

$$\text{ex} \quad 0.192577 = \frac{(1.1)^2}{\pi \cdot 2}$$

22) Zirkulation bei gegebener Entfernung entlang Spannweite



$$\text{fx} \quad \Gamma = \Gamma_o \cdot \sqrt{1 - \left(2 \cdot \frac{a}{b}\right)^2}$$

[Rechner öffnen](#)

$$\text{ex} \quad 14\text{m}^2/\text{s} = 14\text{m}^2/\text{s} \cdot \sqrt{1 - \left(2 \cdot \frac{16.4\text{mm}}{950\text{m}}\right)^2}$$

Zirkulation am Ursprung



23) Zirkulation am Ursprung bei Auftrieb des Flügels



$$\text{fx} \quad \Gamma_o = 4 \cdot \frac{F_L}{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot b \cdot \pi}$$

[Rechner öffnen](#)

$$\text{ex} \quad 0.000169\text{m}^2/\text{s} = 4 \cdot \frac{10.5\text{N}}{1.225\text{kg}/\text{m}^3 \cdot 68\text{m}/\text{s} \cdot 950\text{m} \cdot \pi}$$



24) Zirkulation am Ursprung bei Downwash

$$\text{fx } \Gamma_o = -2 \cdot w \cdot b$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 76000 \text{m}^2/\text{s} = -2 \cdot -40 \text{m/s} \cdot 950 \text{m}$$

25) Zirkulation am Ursprung bei induziertem Anstellwinkel

$$\text{fx } \Gamma_o = 2 \cdot b \cdot \alpha_i \cdot V_\infty$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 24804.62 \text{m}^2/\text{s} = 2 \cdot 950 \text{m} \cdot 11^\circ \cdot 68 \text{m/s}$$

26) Zirkulation am Ursprung in der elliptischen Auftriebsverteilung

$$\text{fx } \Gamma_o = 2 \cdot V_\infty \cdot S_{\text{origin}} \cdot \frac{C_l}{\pi \cdot b}$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 0.354068 \text{m}^2/\text{s} = 2 \cdot 68 \text{m/s} \cdot 5.18 \text{m}^2 \cdot \frac{1.5}{\pi \cdot 950 \text{m}}$$

Induzierter Angriffswinkel 27) Induzierter Angriffswinkel bei Abwind

$$\text{fx } \alpha_i = - \left(\frac{w}{V_\infty} \right)$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 33.7034^\circ = - \left(\frac{-40 \text{m/s}}{68 \text{m/s}} \right)$$



28) Induzierter Angriffswinkel bei gegebenem Seitenverhältnis

$$\text{fx } \alpha_i = \frac{C_l}{\pi \cdot AR}$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 1.823781^\circ = \frac{1.5}{\pi \cdot 15}$$

29) Induzierter Anstellwinkel bei gegebenem Auftriebskoeffizienten

$$\text{fx } \alpha_i = S_{\text{origin}} \cdot \frac{C_l}{\pi \cdot b^2}$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 0.000157^\circ = 5.18\text{m}^2 \cdot \frac{1.5}{\pi \cdot (950\text{m})^2}$$

30) Induzierter Anstellwinkel bei gegebener Zirkulation am Ursprung

$$\text{fx } \alpha_i = \frac{\Gamma_o}{2 \cdot b \cdot V_\infty}$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 0.006209^\circ = \frac{14\text{m}^2/\text{s}}{2 \cdot 950\text{m} \cdot 68\text{m/s}}$$



Allgemeine Auftriebsverteilung

31) Auftriebskoeffizient bei gegebenem induziertem Widerstandsfaktor

$$\text{fx } C_L = \sqrt{\frac{\pi \cdot AR \cdot C_{D,i}}{1 + \delta}}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(9ea682cef02bbbdc0191f78cdae1d433_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 9.474164 = \sqrt{\frac{\pi \cdot 15 \cdot 2}{1 + 0.05}}$$

32) Auftriebskoeffizient bei gegebenem Span-Effizienzfaktor

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

[Rechner öffnen !\[\]\(735ceeed4e566aa93749bb6365185b00_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 8.683215 = \sqrt{\pi \cdot 0.8 \cdot 15 \cdot 2}$$

33) Faktor des induzierten Widerstands bei gegebenem Koeffizienten des induzierten Widerstands

$$\text{fx } \delta = \frac{\pi \cdot AR \cdot C_{D,i}}{C_L^2} - 1$$

[Rechner öffnen !\[\]\(15d3dfb11951c9197b3fa51927099453_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 76.89073 = \frac{\pi \cdot 15 \cdot 2}{(1.1)^2} - 1$$



34) Faktor des induzierten Widerstands bei gegebenem Span-Effizienzfaktor

$$\text{fx } \delta = e_{\text{span}}^{-1} - 1$$

[Rechner öffnen !\[\]\(65669ef2a9341eca7c5ba6092e766555_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.25 = (0.8)^{-1} - 1$$

35) Induzierter Auftriebsneigungsfaktor bei gegebener Auftriebskurvenneigung eines endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(eaac180de418db4eae4b4cefebda75e8_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 3.277168 = \frac{\pi \cdot 15 \cdot \left(\frac{6.28 \text{rad}^{-1}}{4 \text{rad}^{-1}} - 1 \right)}{6.28 \text{rad}^{-1}} - 1$$

36) Koeffizient des induzierten Widerstands bei gegebenem Faktor des induzierten Widerstands

$$\text{fx } C_{D,i} = \frac{(1 + \delta) \cdot C_L^2}{\pi \cdot AR}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(43fda5baa5446493352974e4b4060607_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.026961 = \frac{(1 + 0.05) \cdot (1.1)^2}{\pi \cdot 15}$$



37) Koeffizient des induzierten Widerstands bei gegebenem Span-Effizienzfaktor

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

[Rechner öffnen !\[\]\(b3131996c2d47980618867ba93d92313_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.032096 = \frac{(1.1)^2}{\pi \cdot 0.8 \cdot 15}$$

38) Span-Effizienzfaktor

$$\text{fx } e_{\text{span}} = (1 + \delta)^{-1}$$

[Rechner öffnen !\[\]\(99af31d6d7b9b738106c66bf7ffde536_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.952381 = (1 + 0.05)^{-1}$$

39) Span-Effizienzfaktor bei gegebenem induziertem Widerstandskoeffizienten

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

[Rechner öffnen !\[\]\(51c8b64a0f70f0b96d4cbd0a65299579_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.012838 = \frac{(1.1)^2}{\pi \cdot 15 \cdot 2}$$



Seitenverhältnis 40) Oswald-Wirkungsgrad

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

Rechner öffnen 

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

41) Seitenverhältnis bei gegebenem induziertem Widerstandsfaktor

$$\text{fx } AR = \frac{(1 + \delta) \cdot C_L^2}{\pi \cdot C_{D,i}}$$

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 0.202206 = \frac{(1 + 0.05) \cdot (1.1)^2}{\pi \cdot 2}$$

42) Seitenverhältnis bei gegebenem Span-Effizienzfaktor

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

Rechner öffnen 

$$\text{ex } 0.240722 = \frac{(1.1)^2}{\pi \cdot 0.8 \cdot 2}$$



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

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e5d4c1253f90f386527cfb2278e2ccef_img.jpg\)](#)

$$\text{ex} \quad 3.506993 = \frac{6.28\text{rad}^{-1}}{\pi \cdot \left(\frac{6.28\text{rad}^{-1}}{4\text{rad}^{-1}} - 1 \right)}$$

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

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

[Rechner öffnen !\[\]\(9cc80862e225935f5e2ce39495f8c582_img.jpg\)](#)

$$\text{ex} \quad 3.699878 = \frac{6.28\text{rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{\pi \cdot \left(\frac{6.28\text{rad}^{-1}}{4\text{rad}^{-1}} - 1 \right)}$$

Steigung der Liftkurve

45) 2D-Auftriebskurvenneigung des Tragflächenprofils bei gegebener Auftriebsneigung des elliptischen endlichen Flügels

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

[Rechner öffnen !\[\]\(e1d91f75f04404f4dc129e6dbe94982e_img.jpg\)](#)

$$\text{ex} \quad 4.371024\text{rad}^{-1} = \frac{4\text{rad}^{-1}}{1 - \frac{4\text{rad}^{-1}}{\pi \cdot 15}}$$



46) 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 !\[\]\(397cc4c04b5e7ea225dbaa029a5dee1f_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 4.393438 \text{rad}^{-1} = \frac{4 \text{rad}^{-1}}{1 - \frac{4 \text{rad}^{-1} \cdot (1+0.055)}{\pi \cdot 15}}$$

47) Anstiegskurvensteigung für elliptischen endlichen Flügel

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

[Rechner öffnen !\[\]\(11b47853efe756d31c268612c0cc4217_img.jpg\)](#)

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

48) Liftkurvensteigung für Finite Wing

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

[Rechner öffnen !\[\]\(17b19d9027a58fae6f8db6b53cbe3a65_img.jpg\)](#)

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



Verwendete Variablen

- **a** Entfernung vom Mittelpunkt zum Punkt (*Millimeter*)
- **a₀** 2D-Hubkurvensteigung (*1 / Radian*)
- **a_{C,l}** Steigung der Liftkurve (*1 / Radian*)
- **AR** Flügel-Seitenverhältnis
- **b** Spannweite (*Meter*)
- **c_d** Profilwiderstandsbeiwert
- **C_D** Gesamtwiderstandskoeffizient
- **C_{D,i}** Induzierter Widerstandskoeffizient
- **C_l** Ursprung des Auftriebskoeffizienten
- **C_L** Auftriebskoeffizient
- **D_i** Induzierter Widerstand (*Newton*)
- **e_{oswald}** Oswald-Wirkungsgrad
- **e_{span}** Span-Effizienzfaktor
- **F_L** Auftriebskraft (*Newton*)
- **F_{skin}** Hautreibungswiderstandskraft (*Newton*)
- **h** Senkrechter Abstand (*Millimeter*)
- **P_{drag}** Druckwiderstandskraft (*Newton*)
- **q_∞** Freistrom-Dynamikdruck (*Pascal*)
- **S** Referenzbereich (*Quadratmeter*)
- **S_{origin}** Ursprung des Referenzbereichs (*Quadratmeter*)
- **v** Geschwindigkeit (*Meter pro Sekunde*)



- V_∞ Freestream-Geschwindigkeit (Meter pro Sekunde)
- w Downwash (Meter pro Sekunde)
- α Geometrischer Anstellwinkel (Grad)
- α_{eff} Effektiver Angriffswinkel (Grad)
- α_i Induzierter Angriffswinkel (Grad)
- Γ Wirbelstärke (Quadratmeter pro Sekunde)
- Γ Verkehr (Quadratmeter pro Sekunde)
- Γ_o Zirkulation am Ursprung (Quadratmeter pro Sekunde)
- δ Induzierter Widerstandsfaktor
- ρ_∞ Freestream-Dichte (Kilogramm pro Kubikmeter)
- T Steigungsfaktor des induzierten Auftriebs



Konstanten, Funktionen, verwendete Messungen

- **Konstante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Archimedes' constant
- **Funktion:** **sqrt**, sqrt(Number)
Square root function
- **Messung:** **Länge** in Millimeter (mm), 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:** **Dichte** in Kilogramm pro Kubikmeter (kg/m³)
Dichte Einheitenumrechnung 
- **Messung:** **Impulsdiffusivität** in Quadratmeter pro Sekunde (m²/s)
Impulsdiffusivität 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

- **Inkompressibler Durchfluss über dem Schaufelblatt Formeln** 
- **Dreidimensionale inkompressible Strömung Formeln** 
- **Inkompressible Strömung über endliche Flügel Formeln** 

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

PDF Verfügbar in

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

10/30/2023 | 5:37:37 AM UTC

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

