



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Przepływ nad płatkami i skrzydłami Formuły

Kalkulatory!

Przykłady!

konwersje!

Zakładka calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Najszerzy zasięg kalkulatorów i rośnięcie - **30 000+ kalkulatorów!**
Oblicz z inną jednostką dla każdej zmiennej - **W wbudowanej konwersji jednostek!**

Najszerzy zbiór miar i jednostek - **250+ pomiarów!**

Nie krępuj się UDOSTĘPNIJ ten dokument swoim znajomym!

[Zostaw swoją opinię tutaj...](#)



Lista 26 Przepływ nad płatem i skrzydłami

Formuły

Przepływ nad płatem i skrzydłami

Przepływ nad płatem

1) Grubość warstwy granicznej dla przepływu laminarnego

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(de95854c7ee024cfadc48187bbb781b2_img.jpg\)](#)

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

2) Grubość warstwy granicznej dla przepływu turbulentnego

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(6a9b39b98eb945faa14c645ec99e4eaa_img.jpg\)](#)

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



3) Położenie środka ciśnienia dla wypukłego płata

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(cbe80b694ebd74fcfe136a095b608235_img.jpg\)](#)

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

4) Współczynnik momentu dotyczący krawędzi natarcia dla profilu symetrycznego zgodnie z teorią cienkiego płata

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(3e2231b1ad3ca8da8658228c00dd08e0_img.jpg\)](#)

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

5) Współczynnik oporu tarcia skóry dla płaskiej płyty w przepływie laminarnym

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(0d5ec72f61334709c3fc9450209b754f_img.jpg\)](#)

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



6) Współczynnik oporu tarcia skóry dla płaskiej płyty w przepływie turbulentnym

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

Otwórz kalkulator 

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

7) Współczynnik siły nośnej dla profilu symetrycznego według teorii cienkiego płata

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

Otwórz kalkulator 

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

8) Współczynnik siły nośnej dla wypukłego płata

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

Otwórz kalkulator 

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

Przepływ przez skrzydła

9) Efektywny kąt natarcia skończonego skrzydła

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

Otwórz kalkulator 

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



10) Geometryczny kąt natarcia przy danym efektywnym kącie natarcia 

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

Otwórz kalkulator 


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

11) Indukowany kąt natarcia przy danym efektywnym kącie natarcia 

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

Otwórz kalkulator 

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

12) Nachylenie krzywej nośnej dla skończonego skrzydła 

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

Otwórz kalkulator 

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

13) Nachylenie krzywej unoszenia dla eliptycznego skrzydła skończonego 

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

Otwórz kalkulator 

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



14) Nachylenie krzywej wznoszenia 2D płata podane Nachylenie wzniosu eliptycznego, skończonego skrzydła

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(d3fb9f94af8b26d1c844efa9a98805b0_img.jpg\)](#)

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

15) Nachylenie krzywej wznoszenia 2D płata podane Nachylenie wzniosu skończonego skrzydła

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(e1d6102fe77919492c04879c8450f1f5_img.jpg\)](#)

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

16) Podany współczynnik proporcji Współczynnik efektywności rozpiętości

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(ab4e2b3fc7e7887b7a72f548aa6f5e60_img.jpg\)](#)

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




17) Współczynnik efektywności Oswalda 

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

Otwórz kalkulator 

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

18) Współczynnik kształtu skrzydła przy danym nachyleniu krzywej unoszenia eliptycznego skrzydła skończonego 

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

Otwórz kalkulator 

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

19) Współczynnik kształtu skrzydła przy danym nachyleniu krzywej unoszenia skończonego skrzydła 

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

Otwórz kalkulator 

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



Indukowany opór

20) Całkowity współczynnik oporu dla poddźwiękowego skończonego skrzydła

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(96cc62f861fdd6e50510c0224a756dff_img.jpg\)](#)

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

21) Indukowany współczynnik oporu

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(f95dab70c751fda7d824b8b03650f7aa_img.jpg\)](#)

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

22) Indukowany współczynnik oporu przy danym całkowitym współczynniku oporu

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(e9474ce1d70442456f8fe9c393ea149c_img.jpg\)](#)

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

23) Prędkość indukowana w punkcie przez nieskończone proste włókno wirowe

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(9db214d549b9aeebe72aa11d3a5c4b1a_img.jpg\)](#)

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



24) Prędkość indukowana w punkcie przez półnieskończone proste włókno wirowe

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(c3d993ca47bfe2a953c700506ce31fa0_img.jpg\)](#)

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

25) Współczynnik oporu profilu

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(17413706fd4997a1a4bdf85c6864eee1_img.jpg\)](#)

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

26) Współczynnik oporu profilu podany całkowity współczynnik oporu

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(4b7a79268f6ba26c1471d4232fffa85a_img.jpg\)](#)

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



Używane zmienne









- α_0 Nachylenie krzywej podnoszenia 2D (1 / Radian)
- $\alpha_{C,l}$ Nachylenie krzywej podnoszenia (1 / Radian)
- **AR** Proporcje skrzydeł
- **c** Akord (Metr)
- c_d Współczynnik oporu profilu
- C_D Całkowity współczynnik oporu
- $C_{D,i}$ Indukowany współczynnik oporu
- C_f Współczynnik oporu tarcia skóry
- C_L Współczynnik siły nośnej
- $C_{L,cam}$ Współczynnik siły nośnej dla wypukłego płata
- $C_{m,le}$ Współczynnik momentu względem krawędzi natarcia
- D_i Indukowany opór (Newton)
- D_p Siła oporu ciśnienia (Newton)
- e_{osw} Współczynnik wydajności Oswalda
- e_{span} Współczynnik wydajności rozpiętości
- F_{skin} Siła oporu tarcia skóry (Newton)
- **h** Prostopadła odległość do wiru (Metr)
- q_∞ Ciśnienie dynamiczne strumienia swobodnego (Pascal)
- Re_L Liczba Reynoldsa dla przepływu laminarnego
- Re_T Liczba Reynoldsa dla przepływu turbulentnego
- **S** Obszar referencyjny (Metr Kwadratowy)



- V_i Indukowana prędkość (Metr na sekundę)
- x Odległość na osi X (Metr)
- x_{cp} Centrum Ciśnienia (Metr)
- α Kąt natarcia (Stopień)
- α_0 Kąt zerowego podnoszenia (Stopień)
- α_{eff} Efektywny kąt natarcia (Stopień)
- α_g Geometryczny kąt natarcia (Stopień)
- α_i Indukowany kąt natarcia (Stopień)
- γ Siła wiru (Metr kwadratowy na sekundę)
- δ_L Grubość warstwy granicznej laminarnej (Metr)
- δ_T Turbulentna grubość warstwy granicznej (Metr)
- T Indukowany współczynnik nachylenia podnoszenia



Stałe, funkcje, stosowane pomiary

- **Stały:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Stała Archimedesesa
- **Funkcjonować:** **sqrt**, sqrt(Number)
Funkcja pierwiastka kwadratowego to funkcja, która jako dane wejściowe przyjmuje liczbę nieujemną i zwraca pierwiastek kwadratowy z podanej liczby wejściowej.
- **Pomiar:** **Długość** in Metr (m)
Długość Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Obszar** in Metr Kwadratowy (m²)
Obszar Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Nacisk** in Pascal (Pa)
Nacisk Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Prędkość** in Metr na sekundę (m/s)
Prędkość Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Zmuszać** in Newton (N)
Zmuszać Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Kąt** in Stopień (°)
Kąt Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Kąt odwrrotny** in 1 / Radian (rad⁻¹)
Kąt odwrrotny Konwersja jednostek 
- **Pomiar:** **Potencjał prędkości** in Metr kwadratowy na sekundę (m²/s)
Potencjał prędkości Konwersja jednostek 



Sprawdź inne listy formuł

- **Dystrybucja przepływu i podnoszenia Formuły** 
- **Przepływ nad płatem i skrzydłami Formuły** 
- **Dystrybucja wind Formuły** 

Nie krępuj się UDOSTĘPNIJ ten dokument swoim znajomym!

PDF Dostępne w

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

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

[Zostaw swoją opinię tutaj...](#)

