



[calculatoratoz.com](http://calculatoratoz.com)



[unitsconverters.com](http://unitsconverters.com)

# Nieściśliwy przepływ przez skończone skrzydła Formuły

Kalkulatory!

Przykłady!

konwersje!

Zakładka [calculatoratoz.com](http://calculatoratoz.com), [unitsconverters.com](http://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 48 Nieściśliwy przepływ przez skończone skrzydła Formuły

### Nieściśliwy przepływ przez skończone skrzydła ↗

### Współczynniki oporu dla skończonych skrzydeł ↗

#### 1) Całkowity współczynnik oporu dla poddźwiękowego skończonego skrzydła ↗

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

[Otwórz kalkulator ↗](#)

$$ex \quad 2.2 = 0.2 + 2$$

#### 2) Indukowany współczynnik oporu ↗

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

[Otwórz kalkulator ↗](#)

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


#### 3) Indukowany współczynnik oporu przy danym całkowitym współczynniku oporu ↗

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

[Otwórz kalkulator ↗](#)

$$ex \quad 0.22 = 0.42 - 0.2$$




4) Współczynnik oporu profilu 

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

Otwórz kalkulator 


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

5) Współczynnik oporu profilu podany całkowity współczynnik oporu 

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

Otwórz kalkulator 


$$ex \quad -1.58 = 0.42 - 2$$

Efektywny kąt natarcia 6) Efektywny kąt natarcia skończonego skrzydła 

$$f_x \quad \alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i$$

Otwórz kalkulator 

$$ex \quad 1^\circ = 12^\circ - 11^\circ$$

7) Geometryczny kąt natarcia przy danym efektywnym kącie natarcia 

$$f_x \quad \alpha = \alpha_{\text{eff}} + \alpha_i$$

Otwórz kalkulator 

$$ex \quad 19^\circ = 8^\circ + 11^\circ$$



8) Indukowany kąt natarcia przy danym efektywnym kącie natarcia 

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(e78f798d4ea5c530c9db49e7d26e6b95\_img.jpg\)](#)


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

Prędkość indukowana 9) Prędkość indukowana w punkcie przez nieskończone proste włókno wirowe 

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(aa53ad6fea213b8b2226d3077e30533a\_img.jpg\)](#)

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

10) Prędkość indukowana w punkcie przez półnieskończone proste włókno wirowe 

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(626ce8ac21792b9405bfddfea8e0c96a\_img.jpg\)](#)

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

Klasyczna teoria linii podnoszenia Prandtla 

## Dystrybucja podnośników eliptycznych

### 11) Cykulacja w danej odległości wzdłuż rozpiętości skrzydeł

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

Otwórz kalkulator 

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

### 12) Dany współczynnik proporcji Wyindukowany kąt natarcia

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

Otwórz kalkulator 

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

### 13) Downwash w eliptycznej dystrybucji podnoszenia

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

Otwórz kalkulator 

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



## 14) Podany współczynnik proporcji Współczynnik oporu indukowanego



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

Otwórz kalkulator

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

## 15) Podnieś na danej odległości wzdłuż rozpiętości skrzydeł

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

Otwórz kalkulator

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

## 16) Podniesienie skrzydła z cyrkulacją w punkcie początkowym

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

Otwórz kalkulator

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



### 17) Prędkość strumienia swobodnego przy danej cyrkulacji w punkcie początkowym

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(9dfdaff1d86ba3c1f8353b4d1b61b8c5\_img.jpg\)](#)

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

### 18) Prędkość strumienia swobodnego przy danym indukowanym kącie natarcia

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(2b376d1a92330ab09dad2665d2f89bf5\_img.jpg\)](#)

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

### 19) Współczynnik oporu indukowanego przy danym współczynniku proporcji

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(c444627dab9fee9a1550c053ffaaaae2\_img.jpg\)](#)

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



## 20) Współczynnik podnoszenia przy danej cyrkulacji w punkcie początkowym

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(6605b201d6f14d9b3bcb8ab5f274d107\_img.jpg\)](#)

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

## 21) Współczynnik siły nośnej przy indukowanym kącie natarcia

$$fx \quad C_L = \pi \cdot \alpha_i \cdot AR$$

[Otwórz kalkulator !\[\]\(e8fb589d58dad1692debababa5e928b6\_img.jpg\)](#)

$$ex \quad 9.047137 = \pi \cdot 11^\circ \cdot 15$$

## 22) Współczynnik siły nośnej przy współczynniku oporu indukowanego

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(4688aadfd656ded00cd6bdfae55089a9\_img.jpg\)](#)

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

## Cyrkulacja w miejscu pochodzenia

## 23) Cyrkulacja na początku w eliptycznej dystrybucji windy

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(9db214d549b9aeebe72aa11d3a5c4b1a\_img.jpg\)](#)

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





24) Cyrkulacja w miejscu pochodzenia ze splekiwaniem 

$$fx \quad \Gamma_o = -2 \cdot w \cdot b$$

Otwórz kalkulator 


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

25) Cyrkulacja w punkcie początkowym przy indukowanym kącie natarcia 

$$fx \quad \Gamma_o = 2 \cdot b \cdot \alpha_i \cdot V_\infty$$

Otwórz kalkulator 


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

26) Cyrkulacja w punkcie początkowym przy podnoszeniu skrzydła 

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

Otwórz kalkulator 

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


Indukowany kąt natarcia 27) Indukowany kąt natarcia przy danym współczynniku proporcji 

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

Otwórz kalkulator 

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



28) Indukowany kąt natarcia przy danym współczynniku siły nośnej 

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

Otwórz kalkulator 

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

29) Indukowany kąt natarcia ze względu na krążenie w punkcie początkowym 

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

Otwórz kalkulator 

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

30) Wywołany kąt natarcia z uwzględnieniem efektu Downwash 


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

Otwórz kalkulator 

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




## Ogólna dystrybucja wind

31) Indukowany współczynnik nachylenia nośności przy danym nachyleniu krzywej nośności skończonego skrzydła 

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

Otwórz kalkulator 


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

32) Indukowany współczynnik oporu przy danym współczynniku efektywności rozpiętości 

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

Otwórz kalkulator 

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

33) Podany współczynnik siły nośnej Indukowany współczynnik oporu 

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

Otwórz kalkulator 

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




34) Współczynnik efektywności rozpiętości 

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

Otwórz kalkulator 


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

35) Współczynnik efektywności rozpiętości podany Współczynnik oporu indukowanego 

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

Otwórz kalkulator 

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

36) Współczynnik oporu indukowanego podany Współczynnik oporu indukowanego 

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

Otwórz kalkulator 

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



### 37) Współczynnik oporu indukowanego przy danym współczynniku efektywności rozpiętości

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(e2376d476d06eb31946dc01a69a4403a\_img.jpg\)](#)

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

### 38) Współczynnik oporu indukowanego przy danym współczynniku oporu indukowanego

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(0b5e7e25e8775f7e7e80906ada4f0021\_img.jpg\)](#)

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

### 39) Współczynnik podnoszenia podany współczynnik efektywności rozpiętości

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(bd3b31712ad9bab5a241210fa6925cdd\_img.jpg\)](#)

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



## Współczynnik proporcji

### 40) Podany współczynnik proporcji Indukowany współczynnik oporu

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(950a62bbddad88d64435fd35607dfc42\_img.jpg\)](#)

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

### 41) Podany współczynnik proporcji Współczynnik efektywności rozpiętości

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(73002692dd5e7a64e60946be3158e719\_img.jpg\)](#)

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

### 42) Współczynnik efektywności Oswalda

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(104fbf564e2e5a8fbd84f31656d114c7\_img.jpg\)](#)

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



### 43) Współczynnik kształtu skrzydła przy danym nachyleniu krzywej unoszenia eliptycznego skrzydła skończonego

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(9dfdaff1d86ba3c1f8353b4d1b61b8c5\_img.jpg\)](#)

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

### 44) Współczynnik kształtu skrzydła przy danym nachyleniu krzywej unoszenia skończonego skrzydła

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(2b376d1a92330ab09dad2665d2f89bf5\_img.jpg\)](#)

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

### Nachylenie krzywej podnoszenia

### 45) Nachylenie krzywej nośnej dla skończonego skrzydła

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

[Otwórz kalkulator !\[\]\(0d7ca0919e6c47bbd874bfa0189fe22e\_img.jpg\)](#)

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



## 46) Nachylenie krzywej unoszenia dla eliptycznego skrzydła skończonego



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

Otwórz kalkulator

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

## 47) 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

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

## 48) 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

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





## Używane zmienne











- **a** Odległość od środka do punktu (*Milimetr*)
- **$a_0$**  Nachylenie krzywej podnoszenia 2D (*1 / Radian*)
- **$a_{C,l}$**  Nachylenie krzywej podnoszenia (*1 / Radian*)
- **AR** Proporcje skrzydeł
- **b** Rozpiętość skrzydeł (*Metr*)
- **$c_d$**  Współczynnik oporu profilu
- **$C_D$**  Całkowity współczynnik oporu
- **$C_{D,i}$**  Indukowany współczynnik oporu
- **$C_l$**  Pochodzenie współczynnika siły nośnej
- **$C_L$**  Współczynnik podnoszenia
- **$D_i$**  Przeciąganie indukowane (*Newton*)
- **$e_{oswald}$**  Współczynnik wydajności Oswalda
- **$e_{span}$**  Współczynnik efektywności rozpiętości
- **$F_L$**  Siła podnoszenia (*Newton*)
- **$F_{skin}$**  Siła oporu tarcia skóry (*Newton*)
- **h** Odległość prostopadła (*Milimetr*)
- **$P_{drag}$**  Siła oporu ciśnienia (*Newton*)
- **$q_\infty$**  Ciśnienie dynamiczne strumienia swobodnego (*Pascal*)
- **S** Obszar odniesienia (*Metr Kwadratowy*)
- **$S_{origin}$**  Początek obszaru odniesienia (*Metr Kwadratowy*)
- **v** Prędkość (*Metr na sekundę*)



- $V_\infty$  Prędkość strumienia swobodnego (Metr na sekundę)
- $W$  Pranie w dół (Metr na sekundę)
- $\alpha$  Geometryczny kąt natarcia (Stopień)
- $\alpha_{\text{eff}}$  Efektywny kąt natarcia (Stopień)
- $\alpha_i$  Indukowany kąt natarcia (Stopień)
- $\Upsilon$  Siła wiru (Metr kwadratowy na sekundę)
- $\Gamma$  Krążenie (Metr kwadratowy na sekundę)
- $\Gamma_o$  Obieg w miejscu pochodzenia (Metr kwadratowy na sekundę)
- $\delta$  Indukowany współczynnik oporu
- $\rho_\infty$  Gęstość swobodnego strumienia (Kilogram na metr sześcienny)
- $T$  Indukowany współczynnik nachylenia podnoszenia






## Stałe, funkcje, stosowane pomiary

- **Stały:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288  
*Archimedes' constant*
- **Funkcjonować:** **sqrt**, sqrt(Number)  
*Square root function*
- **Pomiar:** **Długość** in Milimetr (mm), Metr (m)  
*Długość Konwersja jednostek* 
- **Pomiar:** **Obszar** in Metr Kwadratowy (m<sup>2</sup>)  
*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:** **Gęstość** in Kilogram na metr sześcienny (kg/m<sup>3</sup>)  
*Gęstość Konwersja jednostek* 
- **Pomiar:** **Dyfuzyjność pędu** in Metr kwadratowy na sekundę (m<sup>2</sup>/s)  
*Dyfuzyjność pędu Konwersja jednostek* 
- **Pomiar:** **Kąt odwrotny** in 1 / Radian (rad<sup>-1</sup>)  
*Kąt odwrotny Konwersja jednostek* 
- **Pomiar:** **Potencjał prędkości** in Metr kwadratowy na sekundę (m<sup>2</sup>/s)  
*Potencjał prędkości Konwersja jednostek* 



## Sprawdź inne listy formuł

- Nieściśliwy przepływ nad płatem Formuły 
- Trójwymiarowy nieściśliwy przepływ Formuły 
- Nieściśliwy przepływ przez skończone skrzydła Formuły 

Nie krępuj się UDOSTĘPNIJ ten dokument swoim znajomym!

## PDF Dostępne w

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

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

[Zostaw swoją opinię tutaj...](#)

