



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы

Калькуляторы!

Примеры!

Преобразования!

Закладка calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Самый широкий охват калькуляторов и рост - **30 000+ калькуляторов!**

Расчет с разными единицами измерения для каждой переменной -

Встроенное преобразование единиц измерения!

Самая широкая коллекция измерений и единиц измерения - **250+ измерений!**



Не стесняйтесь **ПОДЕЛИТЬСЯ** этим документом с друзьями!


[Пожалуйста, оставьте свой отзыв здесь...](#)



Список 26 Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы

Обтекание аэродинамических профилей и крыльев

Обтекание аэродинамических профилей

1) Коэффициент момента относительно передней кромки симметричного профиля согласно теории тонкого профиля 

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

Открыть калькулятор 

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

2) Коэффициент подъемной силы для изогнутого профиля 

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

Открыть калькулятор 

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

3) Коэффициент подъемной силы для симметричного профиля по теории тонкого профиля 

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

Открыть калькулятор 

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



4) Коэффициент сопротивления поверхностного трения для плоской пластины в турбулентном потоке

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

Открыть калькулятор 

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

5) Коэффициент сопротивления трения кожи для плоской пластины в ламинарном потоке

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

Открыть калькулятор 

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


6) Расположение центра давления для изогнутого профиля крыла

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

Открыть калькулятор 

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



7) Толщина пограничного слоя для ламинарного потока 

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

Открыть калькулятор 


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

8) Толщина пограничного слоя для турбулентного потока 

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

Открыть калькулятор 

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

Поток над крыльями 9) 2D Кривая подъемной силы Наклон аэродинамического профиля при заданном наклоне подъемной силы конечного крыла 

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

Открыть калькулятор 

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



10) 2D Кривая подъемной силы Наклон аэродинамического профиля при заданном наклоне подъемной силы эллиптического конечного крыла

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(d3fb9f94af8b26d1c844efa9a98805b0_img.jpg\)](#)

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

11) Геометрический угол атаки с учетом эффективного угла атаки

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(e1d6102fe77919492c04879c8450f1f5_img.jpg\)](#)

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

12) Индуцированный угол атаки с учетом эффективного угла атаки

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(ab4e2b3fc7e7887b7a72f548aa6f5e60_img.jpg\)](#)

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

13) Наклон кривой подъемной силы для эллиптического конечного крыла

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(5abce1a84a655b073239ab33e1199487_img.jpg\)](#)

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




14) Наклон подъемной кривой для конечного крыла 

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

Открыть калькулятор 

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

15) Соотношение сторон с учетом коэффициента эффективности пролета 

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

Открыть калькулятор 

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

16) Удлинение крыла при заданной кривой подъемной силы Наклон эллиптического конечного крыла 

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

Открыть калькулятор 

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



17) Удлинение крыла с заданной кривой подъемной силы Наклон конечного крыла

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(6605b201d6f14d9b3bcb8ab5f274d107_img.jpg\)](#)

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

18) Фактор эффективности Освальда

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(e8fb589d58dad1692debababa5e928b6_img.jpg\)](#)

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

19) Эффективный угол атаки конечного крыла

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

[Открыть калькулятор !\[\]\(4688aadfd656ded00cd6bdfae55089a9_img.jpg\)](#)

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



Индuced сопротивление

20) Коэффициент вынужденного сопротивления с учетом общего коэффициента сопротивления 

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

Открыть калькулятор 

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

21) Коэффициент индуцированного сопротивления 

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

Открыть калькулятор 

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

22) Коэффициент сопротивления профиля 

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

Открыть калькулятор 

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

23) Коэффициент сопротивления профиля с учетом общего коэффициента сопротивления 

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

Открыть калькулятор 

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



24) Общий коэффициент лобового сопротивления для дозвукового конечного крыла

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

Открыть калькулятор 

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

25) Скорость, создаваемая в точке бесконечной прямой вихревой нитью

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

Открыть калькулятор 

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

26) Скорость, создаваемая в точке полубесконечной прямой вихревой нитью

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

Открыть калькулятор 

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



Используемые переменные









- α_0 Наклон кривой подъема 2D (1 / радиан)
- $\alpha_{C,l}$ Наклон кривой подъема (1 / радиан)
- AR Удлинение крыла
- c Аккорд (метр)
- c_d Коэффициент сопротивления профиля
- C_D Общий коэффициент сопротивления
- $C_{D,i}$ Коэффициент индуцированного сопротивления
- C_f Коэффициент сопротивления трению кожи
- C_L Коэффициент подъема
- $C_{L,cam}$ Коэффициент подъемной силы для изогнутого профиля
- $C_{m,le}$ Коэффициент момента относительно переднего края
- D_i Индуцированное сопротивление (Ньютон)
- D_p Сила сопротивления давления (Ньютон)
- e_{osw} Фактор эффективности Освальда
- e_{span} Коэффициент эффективности диапазона
- F_{skin} Сила сопротивления трения кожи (Ньютон)
- h Перпендикулярное расстояние до вихря (метр)
- q_∞ Динамическое давление свободного потока (паскаль)
- Re_L Число Рейнольдса для ламинарного потока
- Re_T Число Рейнольдса для турбулентного потока
- S Справочная область (Квадратный метр)



- V_i Индуцированная скорость (метр в секунду)
- x Расстояние по оси X (метр)
- x_{cp} Центр давления (метр)
- α Угол атаки (степень)
- α_0 Угол нулевого подъема (степень)
- α_{eff} Эффективный угол атаки (степень)
- α_g Геометрический угол атаки (степень)
- α_i Индуцированный угол атаки (степень)
- γ Сила вихря (Квадратный метр в секунду)
- δ_L Толщина ламинарного пограничного слоя (метр)
- δ_T Толщина турбулентного пограничного слоя (метр)
- T Коэффициент наклона вынужденной подъемной силы







Константы, функции, используемые измерения

- **постоянная:** π , 3.14159265358979323846264338327950288
постоянная Архимеда
- **Функция:** **sqrt**, sqrt(Number)
Функция извлечения квадратного корня — это функция, которая принимает на вход неотрицательное число и возвращает квадратный корень из заданного входного числа.
- **Измерение:** **Длина** in метр (m)
Длина Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Область** in Квадратный метр (m²)
Область Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Давление** in паскаль (Pa)
Давление Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Скорость** in метр в секунду (m/s)
Скорость Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Сила** in Ньютон (N)
Сила Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Угол** in степень (°)
Угол Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Обратный угол** in 1 / радиан (rad⁻¹)
Обратный угол Преобразование единиц измерения 
- **Измерение:** **Потенциал скорости** in Квадратный метр в секунду (m²/s)
Потенциал скорости Преобразование единиц измерения 



Проверьте другие списки формул

- **Распределение потока и подъемной силы** [Формулы](#) 
- **Обтекание аэродинамических профилей и крыльев** [Формулы](#) 
- **Формулы** [Формулы](#) 
- **Распределение лифтов** [Формулы](#) 

Не стесняйтесь **ПОДЕЛИТЬСЯ** этим документом с друзьями!

PDF Доступен в

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

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

[Пожалуйста, оставьте свой отзыв здесь...](#)

