

Важный Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы PDF



Формулы
Примеры
с единицами

Список 26

Важный Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы

1) Обтекание аэродинамических профилей Формулы ↻

1.1) Коэффициент момента относительно передней кромки симметричного профиля согласно теории тонкого профиля Формула ↻

Формула

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

Пример

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

Оценить формулу ↻

1.2) Коэффициент подъемной силы для изогнутого профиля Формула ↻

Формула

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

Пример с Единицы

$$1.419 = 2 \cdot 3.1416 \cdot ((10.94^\circ) - (-2^\circ))$$

Оценить формулу ↻

1.3) Коэффициент подъемной силы для симметричного профиля по теории тонкого профиля Формула ↻

Формула

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

Пример с Единицы

$$1.1997 = 2 \cdot 3.1416 \cdot 10.94^\circ$$

Оценить формулу ↻

1.4) Коэффициент сопротивления поверхностного трения для плоской пластины в турбулентном потоке Формула ↻

Формула

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

Пример

$$0.0145 = \frac{0.074}{3500^{\frac{1}{5}}}$$

Оценить формулу ↻

1.5) Коэффициент сопротивления трения кожи для плоской пластины в ламинарном потоке Формула ↻

Формула

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

Пример

$$0.0313 = \frac{1.328}{\sqrt{1800}}$$

Оценить формулу ↻



1.6) Расположение центра давления для изогнутого профиля крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

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

Оценить формулу 

1.7) Толщина пограничного слоя для ламинарного потока Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$0.2475 \text{ m} = 5 \cdot \frac{2.10 \text{ m}}{\sqrt{1800}}$$

Оценить формулу 

1.8) Толщина пограничного слоя для турбулентного потока Формула

Формула

$$\delta_T = 0.37 \cdot \frac{x}{Re_T^{1/4}}$$

Пример с Единицы

$$0.1519 \text{ m} = 0.37 \cdot \frac{2.10 \text{ m}}{3500^{1/4}}$$

Оценить формулу 

2) Поток над крыльями Формулы

2.1) 2D Кривая подъемной силы Наклон аэродинамического профиля при заданном наклоне подъемной силы конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$6.3244 \text{ rad}^{-1} = \frac{5.54 \text{ rad}^{-1}}{1 - \frac{5.54 \text{ rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{3.1416 \cdot 15}}$$

Оценить формулу 

2.2) 2D Кривая подъемной силы Наклон аэродинамического профиля при заданном наклоне подъемной силы эллиптического конечного крыла Формула

Формула

$$a_0 = \frac{a_{c,l}}{1 - \frac{a_{c,l}}{\pi \cdot AR}}$$

Пример с Единицы

$$6.2781 \text{ rad}^{-1} = \frac{5.54 \text{ rad}^{-1}}{1 - \frac{5.54 \text{ rad}^{-1}}{3.1416 \cdot 15}}$$

Оценить формулу 

2.3) Геометрический угол атаки с учетом эффективного угла атаки Формула

Формула

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

Пример с Единицы

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

Оценить формулу 

2.4) Индуцированный угол атаки с учетом эффективного угла атаки Формула

Формула

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

Пример с Единицы

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

Оценить формулу 



2.5) Наклон кривой подъемной силы для эллиптического конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$5.5415 \text{ rad}^{-1} = \frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{1 + \frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{3.1416 \cdot 15}}$$

Оценить формулу 

2.6) Наклон подъемной кривой для конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$5.5059 \text{ rad}^{-1} = \frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{1 + \frac{6.28 \text{ rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{3.1416 \cdot 15}}$$

Оценить формулу 

2.7) Соотношение сторон с учетом коэффициента эффективности полета Формула

Формула

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

Пример

$$15.0309 = \frac{1.2^2}{3.1416 \cdot 0.95 \cdot 0.0321}$$

Оценить формулу 

2.8) Удлинение крыла при заданной кривой подъемной силы Наклон эллиптического конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$14.9654 = \frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{3.1416 \cdot \left(\frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{5.54 \text{ rad}^{-1}} - 1 \right)}$$

Оценить формулу 

2.9) Удлинение крыла с заданной кривой подъемной силы Наклон конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$15.7885 = \frac{6.28 \text{ rad}^{-1} \cdot (1 + 0.055)}{3.1416 \cdot \left(\frac{6.28 \text{ rad}^{-1}}{5.54 \text{ rad}^{-1}} - 1 \right)}$$

Оценить формулу 

2.10) Фактор эффективности Освальда Формула

Формула

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

Пример

$$0.6349 = 1.78 \cdot \left(1 - 0.045 \cdot 15^{0.68} \right) - 0.64$$

Оценить формулу 

2.11) Эффективный угол атаки конечного крыла Формула

Формула

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

Пример с Единицы

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

Оценить формулу 



3) Индуцированное сопротивление Формулы

3.1) Коэффициент вынужденного сопротивления с учетом общего коэффициента сопротивления Формула

Формула

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

Пример

$$0.0321 = 0.0771 - 0.045$$

Оценить формулу 

3.2) Коэффициент индуцированного сопротивления Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$0.0394 = \frac{101 \text{ N}}{450 \text{ Pa} \cdot 5.7 \text{ m}^2}$$

Оценить формулу 

3.3) Коэффициент сопротивления профиля Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$0.0452 = \frac{100 \text{ N} + 16 \text{ N}}{450 \text{ Pa} \cdot 5.7 \text{ m}^2}$$

Оценить формулу 

3.4) Коэффициент сопротивления профиля с учетом общего коэффициента сопротивления Формула

Формула

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

Пример

$$0.045 = 0.0771 - 0.0321$$

Оценить формулу 

3.5) Общий коэффициент лобового сопротивления для дозвукового конечного крыла Формула

Формула

$$C_D = c_d + C_{D,i}$$

Пример

$$0.0771 = 0.045 + 0.0321$$

Оценить формулу 

3.6) Скорость, создаваемая в точке бесконечной прямой вихревой нитью Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$3.9038 \text{ m/s} = \frac{13 \text{ m}^2/\text{s}}{2 \cdot 3.1416 \cdot 0.53 \text{ m}}$$

Оценить формулу 

3.7) Скорость, создаваемая в точке полубесконечной прямой вихревой нитью Формула

Формула

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

Пример с Единицы

$$1.9519 \text{ m/s} = \frac{13 \text{ m}^2/\text{s}}{4 \cdot 3.1416 \cdot 0.53 \text{ m}}$$

Оценить формулу 



Переменные, используемые в списке Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы выше

- 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)

Константы, функции и измерения, используемые в списке Обтекание аэродинамических профилей и крыльев Формулы выше





- **константа(ы):** π ,
3.14159265358979323846264338327950288
постоянная Архимеда
- **Функции:** $\sqrt{}$, $\sqrt{\text{Number}}$
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 ↻



- 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



Загрузите другие PDF-файлы Важный Двумерное несжимаемое течение

- **Важный Элементарные потоки**
Формулы 
- **Важный Распределение потока и подъемной силы** Формулы 
- **Важный Обтекание**
аэродинамических профилей и крыльев Формулы 
- **Важный Распределение лифтов**
Формулы 

Попробуйте наши уникальные визуальные калькуляторы

-  **Процентная ошибка** 
-  **НОК трех чисел** 
-  **Вычесть дробь** 

Пожалуйста, **ПОДЕЛИТЕСЬ** этим PDF-файлом с теми, кому он нужен!

Этот PDF-файл можно скачать на этих языках

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

7/8/2024 | 8:12:57 AM UTC

