

### ВЛИЯНИЕ ОТСОСА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПОЛОЖЕНИЕ ТОЧКИ ОТРЫВА, ДЛЯ ПРОФИЛЯ НАСА РАЗЛИЧНОЙ ТОЛЩИНЫ

Исследовано влияние равномерно распределённого отсоса на поверхности профиля НАСА – 00XX на положение точки отрыва потока. Если вдоль контура тела имеется область возрастающего давления, то в общем случае жидкость, заторможенная в пограничном слое и обладающая поэтому небольшой кинетической энергией, не в состоянии слишком далеко продвинуться в область высокого давления. Вместо этого она отклоняется в сторону от области высокого давления, отрывается при этом от тела и оттесняется от стенки во внешнее течение [1].

Для определения точки отрыва, на основе численного метода решения уравнения пограничного слоя, была разработана программа в среде программирования Delphi [2], в основе которой лежит модель Себиси – Смита [3]. Эта модель основана на разложении уравнения пограничного слоя, которое является уравнением третьего порядка:

$$f''' + m_1 f f'' + m_2 [1 - (f')^2] = x \left( f' \frac{\partial f''}{\partial \xi} - f'' \frac{\partial f'}{\partial \xi} \right),$$

$$m_2 = \frac{x}{v_{\infty}} \frac{dv_{\infty}}{dx}, \quad m_1 = \frac{1 + m_2}{2},$$

$$f' = \frac{\partial f}{\partial \eta}, \quad \eta = \sqrt{\frac{v_{\infty}(x)}{\nu x}} y,$$

где  $f$  – безразмерная функция тока,  $x$  – координата, отсчитываемая вдоль поверхности обтекаемого тела,  $y$  – координата, отсчитываемая по нормали к обтекаемой поверхности;  $v_{\infty}$  – скорость невязкого течения вне пограничного слоя,  $\nu$  – коэффициент вязкости,

на три уравнения первого порядка, с последующей линеаризацией конечно – разностного аналога.

Скорость отсоса на стенке определяется выражением:

$$v_w(x) = -\frac{d}{dx} \left( \sqrt{v_{\infty}(x)x} f_w(x) \right)$$

Отсюда  $f_w(x) = \frac{1}{\sqrt{v_{\infty}(x)x}} \int_0^x v_w(x) dx$ , где индекс  $w$  означает значение на стенке [3].

Таким образом, задавая в каждом сечении по  $x$  значение отсоса на стенке, мож-

но проанализировать его влияние на положение точки отрыва

Для расчета нужно задать распределение скорости на поверхности тела

Рассмотрим профили типа NACA различной относительной толщины (12, 18, 21, 24). Эти цифры означают отношение максимальной толщины профиля к его длине, вы-

раженное в процентах,  $\bar{c} = \frac{c}{b}$ , где  $b$  – хорда профиля. Для простоты будем считать

$b=1$ .

Для построения симметричных профилей NACA – 00XX заданной толщины XX, представленных на рис. 1, использовалась формула:

$$y = \pm b\bar{c} \left( a_0 \sqrt{x} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 \right), \quad 0 \leq x \leq 1,$$

где  $a_0 = +5 \cdot 0 \cdot 2969$ ,  $a_1 = -5 \cdot 0 \cdot 1260$ ,  $a_2 = -5 \cdot 0 \cdot 3516$ ,  $a_3 = +5 \cdot 0 \cdot 2843$ ,  $a_4 = -5 \cdot 0 \cdot 1015$ .

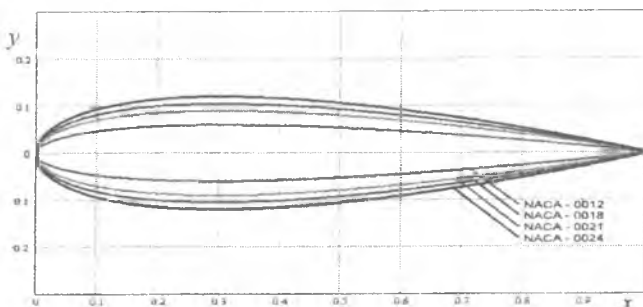


Рис. 1. Профили NACA – 0012, NACA – 0018, NACA – 0021, NACA – 0024 при  $b=1$

Распределение скорости на поверхности профиля NACA – 00XX при  $\alpha=0$  описывается формулой [4]:

$$\frac{U_x}{U_\infty} = \frac{1+A}{\sqrt{1+\frac{1}{4}B^2}},$$

где

$$A = \frac{1}{\pi} \left[ \frac{a_0}{2\sqrt{x}} \ln \left( \frac{1+\sqrt{x}}{1-\sqrt{x}} \right) - a_1 \ln \left( \frac{1-x}{x} \right) - 2a_2 \left( 1+x \ln \left( \frac{1-x}{x} \right) \right) - 3a_3 \left( \frac{1}{2} + x+x^2 \ln \left( \frac{1-x}{x} \right) \right) - 4a_4 \left( \frac{1}{3} + \frac{1}{2}x + x^2 + x^3 \ln \left( \frac{1-x}{x} \right) \right) \right], \quad B = \frac{a_0}{\sqrt{x}} + 2a_1 + 4a_2x + 6a_3x^2 + 8a_4x^3.$$

Распределение скорости при  $\alpha \neq 0$  определялось путём интерполяции результатов, приведённых в [5].

Для профиля NACA – 0018 зависимости коэффициента сопротивления трения  $c_f$

от  $x$  показаны на рис. 2. Условием отрыва потока является нулевое значение коэффициента сопротивления.

На рис. 3 приведён график зависимости положения точки отрыва  $x_s$  от величины отсоса для профилей NACA различной толщины.

Интенсивность отсоса:  $v_w = 0$ ,  $v_w = -0,005$ ,  $v_w = -0,01$ ,  $v_w = -0,015$ .

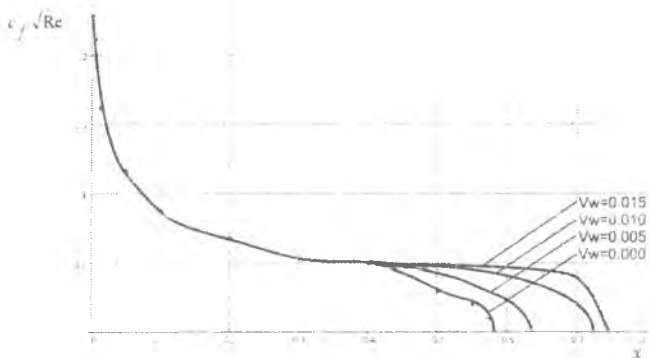


Рис. 2. Изменение коэффициента сопротивления  $c_f$  на поверхности профиля для NACA - 0018 при различном отсосе

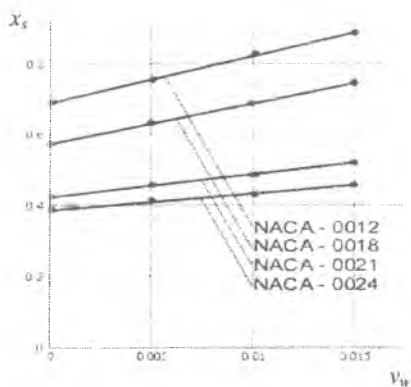


Рис. 3. Зависимости положения точки отрыва от величины отсоса

Таким образом, можно регулировать сопротивление обтекаемого тела, вводя отсос либо вдув в нужных на его поверхности местах и с нужной интенсивностью, и решать тем самым с помощью разработанной программы задачу оптимизации

На рис. 4 показано влияние угла атаки  $\alpha$  на координату точки отрыва пограничного слоя  $x_s$ .

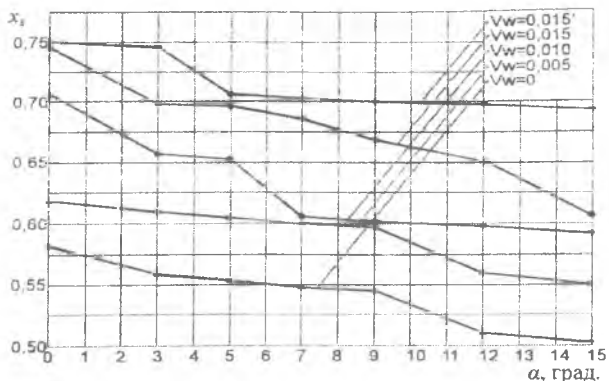


Рис. 4. Зависимости положения точки отрыва от угла атаки при различной интенсивности отсоса

Следует отметить, что равномерный отсос начинался с точки  $x = 0,3$  во всех случаях, кроме одного. Отсос, равный  $0,015$ , показан два раза. Отличие между первой и второй сверху зависимостями лишь в том, что в случае верхней зависимости отсос брался на всей поверхности, а не с точки  $x = 0,3$ . Как видно, эта дополнительная затрата энергии даёт свои результаты.

При нулевом угле атаки точки отрыва на двух верхних зависимостях практически совпадают. Следовательно, можно сделать вывод о том, что при этом угле дополнительная затрата энергии на отсос по всей поверхности малоэффективна.

Таким образом, подбирая распределение вдува – отсоса на поверхности различных тел, можно добиться оптимальных показателей, которые с одной стороны дадут максимальную эффективность, с другой – минимальный расход энергии на вдув – отсос.

#### Библиографический список

1. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст]/ Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
2. Архангельский, А.Я. Программирование в Delphi 5 [Текст]/ А.Я. Архангельский. – М.: Бином, 2000. – 1070 с.
3. Себиси, Т. Конвективный теплообмен [Текст]/ Т. Себиси, П. Брэдшоу. – М.: Мир, 1987 – 590 с.
4. Riegels F.W., Aerofoil sections, London, Butterworths, 1961. – 281 p.
5. Abbot I. H., Fon Doenhoff A. E., Theory of wing sections, N Y, Dover Publications, Inc, 1959. – X+692 p