

Фролов В. А., Табала Я. А.

РАСЧЁТ КООРДИНАТЫ ТОЧКИ ОТРЫВА ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ТОЛСТОМ СИММЕТРИЧНОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОФИЛЕ

Расчёт положения точки отрыва потока обычно требует решения уравнений Навье-Стокса или, по крайней мере, уравнений пограничного слоя. Однако существуют приближённые методы, позволяющие на основе распределения скорости вдоль поверхности тела, полученного в рамках модели несжимаемой идеальной жидкости (НИЖ), предсказывать расположение точки отрыва. Одним из таких методов является метод Швеца [1]. В данной работе применение метода Швеца анализируется для течения около симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью [2].

Критерий Швеца для расчёта отрыва ламинарного пограничного слоя представляет собой интегро-дифференциальное уравнение вида [1]

$$\frac{du_e / d\xi}{u_e^6} \int_0^\xi u_e^5 d\xi = -0.25, \quad (1)$$

где ξ – координата, отсчитываемая от точки торможения потока вдоль образующей профиля, m ; $u_e = \sqrt{u^2 + v^2}$ – модуль скорости внешнего потока НИЖ на поверхности профиля, m/c ; u, v – проекции скорости на оси абсцисс и ординат, соответственно, m/c .

Геометрия симметричного аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью описана в работе [2] и показана на рисунке 1.

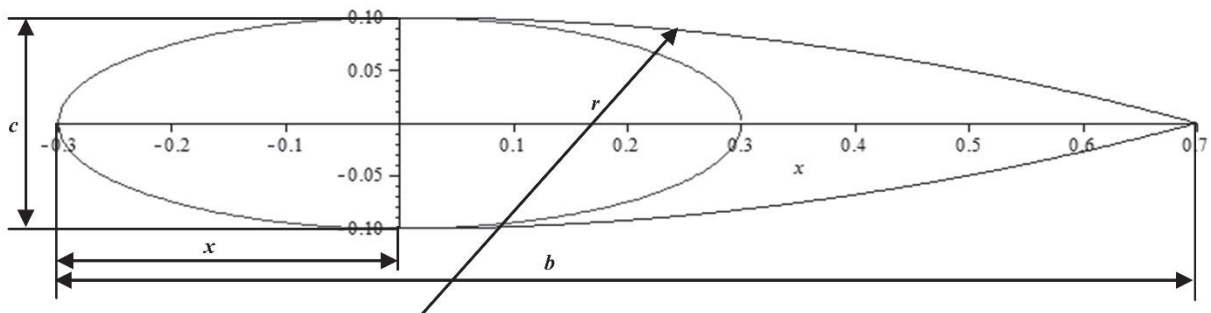


Рисунок 1 – Геометрия аэродинамического профиля с эллиптической носовой частью

На рисунке 1 введены следующие обозначения: b – хорда профиля; c – толщина профиля; x_c – координата максимальной толщины профиля, в данном случае – длина эллиптической носовой части; r – радиус образующей хвостовой части профиля. Все геометрические характеристики профиля задаются в безразмерном виде относительно хорды профиля b . Такая геометрия позволяет получать профили различной формы путём изменения относительной толщины профиля $\bar{c} = c/b$ и относительной координаты максимальной толщины

профиля $\bar{x}_c = x_c/b$.

Распределение скорости на поверхности профиля в рамках НИЖ было рассчитано численно-аналитическим методом [2]. Уравнение (1) решалось приближёнными численными методами, в которых использовались численное дифференцирование, интегрирование и нахождение нулей функции. Для нахождения длины дуги эллипса использовались эллиптические интегралы второго рода.

На рисунке 2 на поверхности профилей показаны точки отрыва ламинарного пограничного слоя, полученные расчётом по методу Швеца. Приведены аэродинамические профили с эллиптической носовой частью для различных геометрических параметров и углов атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 3^\circ$. На рисунках 3-5 приводятся расчётные зависимости относительных координат точек отрыва $\bar{x}_s = x_s/b$ от различных параметров.

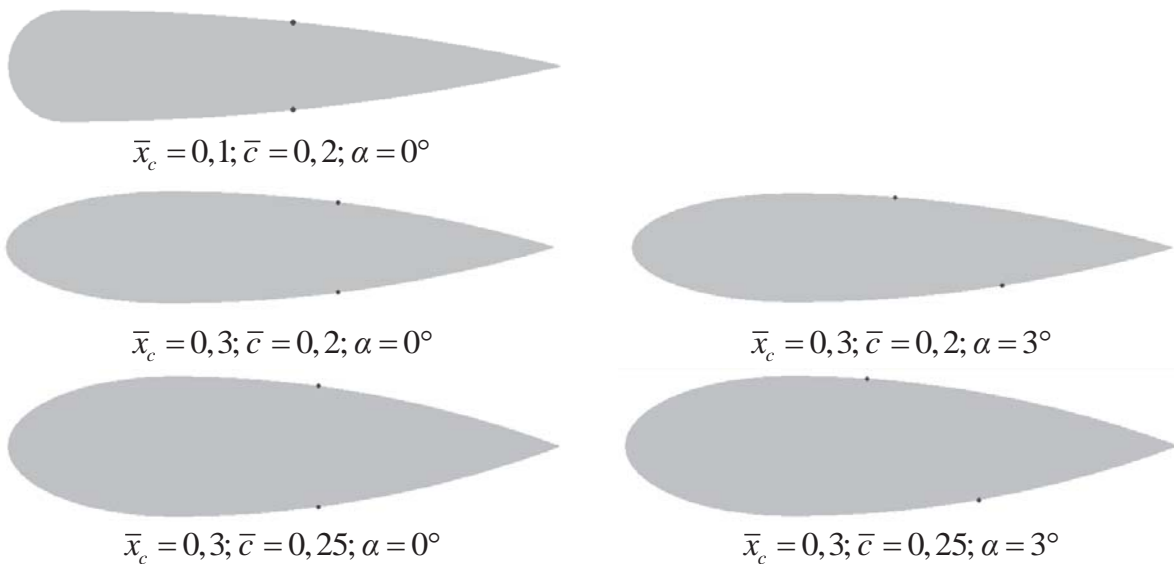


Рисунок 2 – Расположение точек отрыва ламинарного пограничного слоя на различных аэродинамических профилях

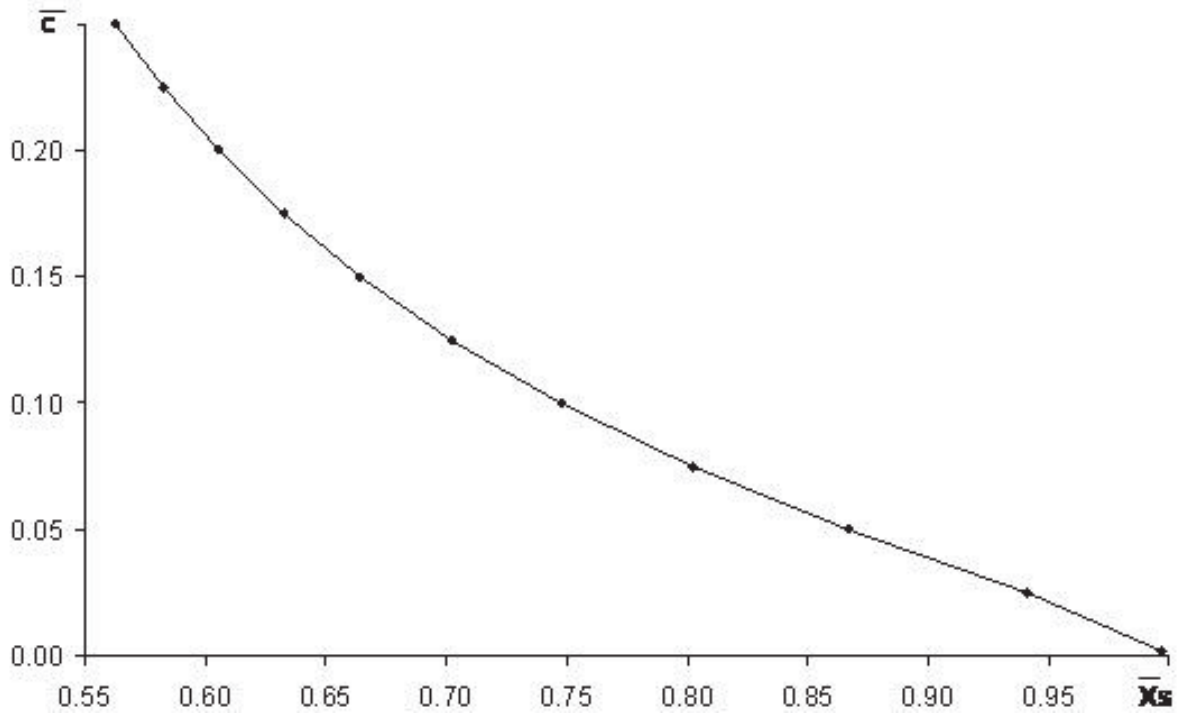


Рисунок 3 – Положение точек отрыва в зависимости от относительной толщины профиля при фиксированных параметрах $\bar{x}_c = 0,3; \alpha = 0^\circ$

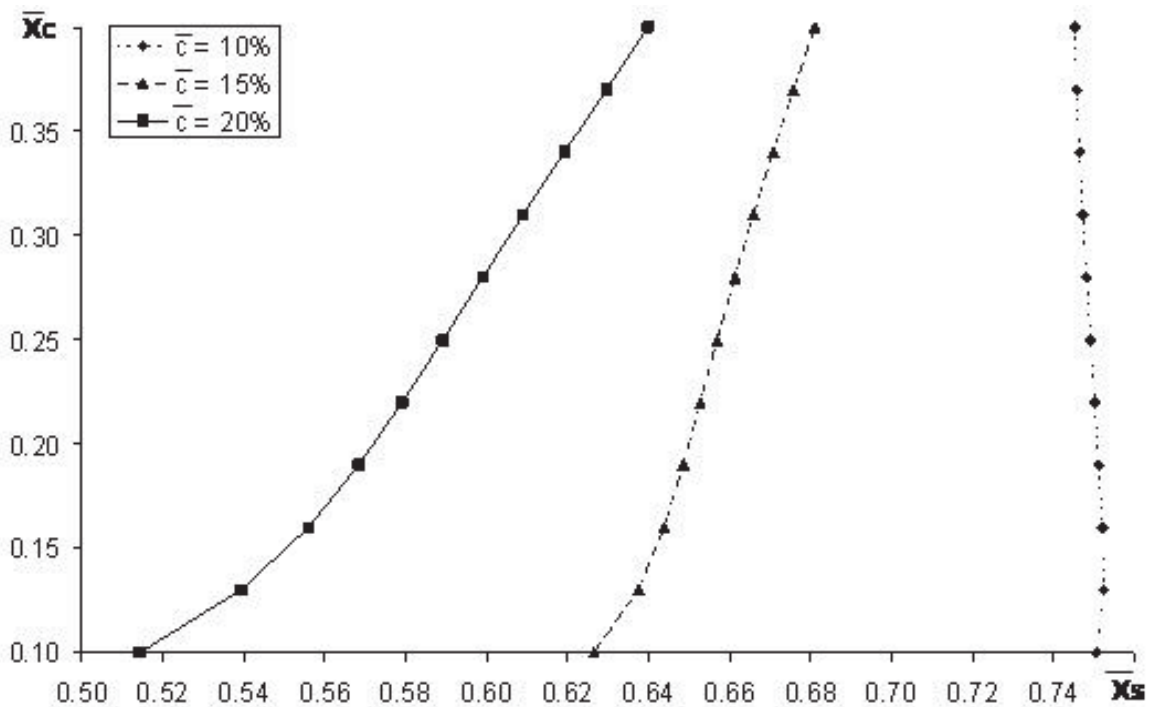


Рисунок 4 – Положение точек отрыва в зависимости от относительной координаты максимальной толщины профиля при нулевом угле атаки

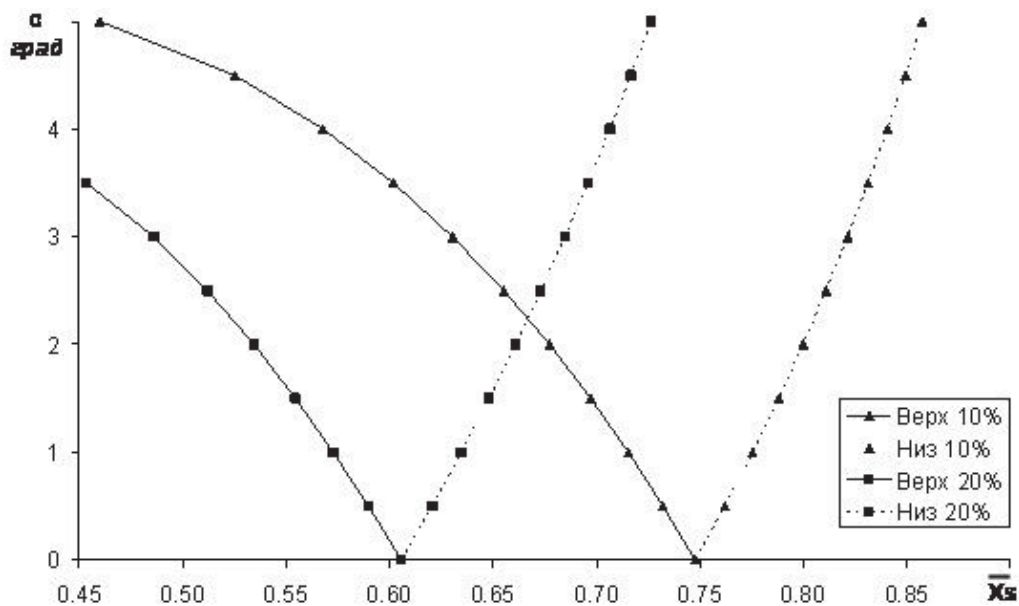


Рисунок 5 – Положение точек отрыва в зависимости от угла атаки при фиксированной относительной координате максимальной толщины профиля $\bar{x}_c = 0,3$

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы для аэродинамических профилей с эллиптической носовой частью:

- основной вклад в положение точки отрыва вносит относительная толщина профиля. Чем толще профиль, тем ближе точки отрыва располагаются к передней кромке профиля;

- относительная координата максимальной толщины профиля влияет на положение точки отрыва только для толстых аэродинамических профилей. Увеличение относительных координат максимальных толщин толстых профилей приводит к смещению точки отрыва к задней кромке профиля;

- при увеличении угла атаки точка отрыва, расположенная на верхней поверхности профиля, быстро смещается к передней кромке профиля, а на нижней поверхности профиля точка отрыва медленнее смещается к задней кромке профиля.

Библиографический список

- 1 Чжен, П. Отрывные течения [Текст]. В 3 т. Т. 1. /П. Чжен. – М.: Мир, 1972. – 300 с.
- 2 Фролов, В.А. Метод построения потенциального течения около симметричного профиля, образованного дугами эллипса и окружности [Текст] /В.А. Фролов //Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. XII Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов /Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2003. С. 260-265.