

Численное исследование влияния относительной толщины аэродинамического профиля на профильное сопротивление при малых числах Рейнольдса

С. А. Кузин

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Проведен численный расчет и сравнительный анализ аэродинамических характеристик трех аэродинамических профилей: NACA 4412, NACA 4406 и NACA 4403. Данные четырехкомпонентные аэродинамические профили обладают одинаковой средней линией но разными относительными толщинами: 12, 6 и 3% соответственно.

Расчет аэродинамических характеристик каждого профиля производился для двух значений числа Рейнольдса: $Re \approx 4.5 \cdot 10^5$ и $Re \approx 9 \cdot 10^5$ в диапазоне углов атаки от 0 до $+10^\circ$. Задача решалась в двумерной постановке. При линейном размере аэродинамической хорды 1 метр и параметрах воздуха при 250С указанные выше числа Рейнольдса соответствуют скоростям набегающего потока 7 и 14 м/с. Степень турбулентности потока была порядка 0.01%. Расчет выполнен в программе ANSYS CFX, основанной на методе конечного объема. В стационарном случае решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса с использованием SST Gamma Theta модели турбулентности.

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- Тонкие профили имеют лучшие характеристики на малых углах атаки.
- Оптимальными для профиля NACA 4403 является диапазон углов атаки от $+1$ до $+2.5^\circ$
- При этих углах атаки основной вклад в профильное сопротивление тонких профилей вносит сопротивление трения. Однако при уменьшении числа Рейнольдса возрастает сопротивление давления, в особенности для профилей с большей относительной толщиной.
- На значение сопротивления давления и сопротивления трения существенное влияние оказывает положение ламинарно-турбулентного перехода.
- Тонкие профили более чувствительны к изменению угла атаки по сравнению с более толстыми.
- На больших углах атаки – выраженная деградация аэродинамических характеристик профилей с малой относительной толщиной.
- Основной причиной такого поведения является поджатие набегающего потока на носке профиля с последующим торможением. В результате, образуется отрыв ламинарного пограничного слоя, его турбулизация и присоединение турбулентного пограничного слоя.
- Значение критического угла атаки для более тонких профилей меньше, чем для профиля NACA 4412.