СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВЫХ ПРОФИЛЕЙ КРЫЛА В ДВУМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Л.Д. Шелобанов, Д.С. Михайлов, Д.Ю. Тищенко, Л.А. Лаптева

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, leonidius8@yandex.ru

Известны несколько методов получения аэродинамических характеристик (АДХ) профиля крыла: использование эмпирико-аналитических зависимостей, численное решение уравнений Навье-Стокса, применение вычислительных методов аэродинамики и др.

В основу первого метода положены математические и графические зависимости, которые используют основные геометрические характеристики профиля крыла. Такие зависимости не способны в явном виде учитывать распределение давления по профилю вдоль хорды крыла.

Численное моделирование путем интегрирования системы уравнений Навье-Стокса как правило проводится в специальных вычислительных пакетах для аэрогидродинамического моделирования, требует продолжительного времени расчета. В результате интегрирования уравнений Навье-Стокса могут быть получены распределения параметров потока.

Вычислительные методы аэродинамики также позволяют получить распределения параметров потока. Однако математическая модель в таких методах представляется в упрощенном виде по сравнению с системой уравнений Навье-Стокса.

С точки зрения затраченного времени на моделирование обтекания объекта для получения аэродинамических характеристик, при прочих равных условиях, численное интегрирование уравнений Навье-Стокса в математических пакетах уступает вычислительным методам аэродинамики. В таком случае целесообразно провести сравнение получаемых результатов между собой и с экспериментальными исследованиями в аэродинамической трубе.

В качестве метода вычислительной аэродинамики рассматривается панельный метод, который реализован в интерактивной программе Xfoil [1].

Целью настоящей работы является сравнение результатов экспериментальных исследований с результатами численного моделирования в математическом пакете для гидрогазодинамических расчетов и расчета с помощью панельного метода в программе Xfoil.

Панельный метод представляет собой разновидность аэродинамических вычислительных методов. Используется для моделирования обтекания объекта, как в двумерной, так и в трехмерной постановке [3].

Суть метода заключается в разделении обтекаемого тела на составные части – «панели», на которых вычисляется распределение потока, чтобы получить общее распределение, имеющее место при обтекании.

Для реализации панельного метода в рамках моделирования обтекания крыла бесконечного размаха, контур исследуемого объекта разбивается на граничные элементы, в каждом из которых фиксируются контрольные точки. Контрольные точки располагаются в середине граничного элемента [3]. В этих точках задается условие непротекания.

Как упомянуто ранее, одним из примеров программы, в которой реализован панельный метод, является интерактивная программа Xfoil [1]. Xfoil написана на языке программирования FORTRAN, позволяет рассчитывать распределение коэффициента давления c_p вдоль плоского обтекаемого объекта на верхнем и нижнем контуре дозвукового изолированного профиля, а также аэродинамические характеристики: коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления и момента тангажа в зависимости от угла атаки $\mathrm{c_{y_a}}(\alpha)$, $c_{x_a}(\alpha)$ и $\mathrm{m_z}(\alpha)$.

В качестве объекта исследования рассматривались аэродинамические профили крыла средней, малой и большой толщины: NACA0012, NACA2209, NACA2215 (рисунок 1).

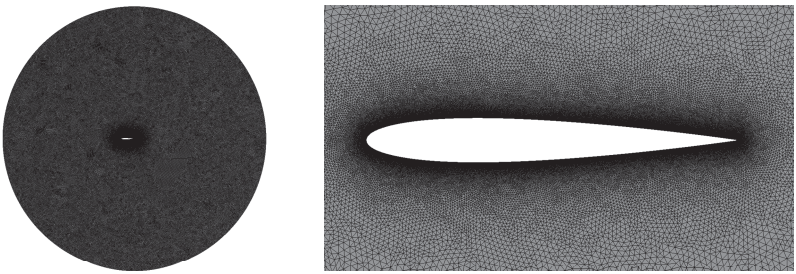
а) б) в)

Рис. 1. Аэродинамические профили: а) NACA0012; б) NACA2209; в) NACA2215

Результаты экспериментальных исследований для указанных крыльев бесконечного удлинения представлены в источнике [2].

Численное моделирование проводилось с целью получения аэродинамических характеристик профилей крыльев. В качестве расчетной сетки использовалась двумерная неструктурированная сетка с ячейками в виде треугольников. Было проведено исследование сеточной сходимости с использованием профиля NACA0012. В результате выбрана расчетная сетка с количеством ячеек 190 000 (рисунок 2).

Для избежания возникновения местных скачков уплотнения была выбрана безразмерная скорость набегающего потока $\mathsf{M} = 0.2$. Экспериментальные исследования [2] проводились при $\mathsf{Re} = 8 \cdot 10^6$, что при выбранном числе Маха соответствовало абсолютной длине хорды $\mathsf{b} = 1.7$ м.

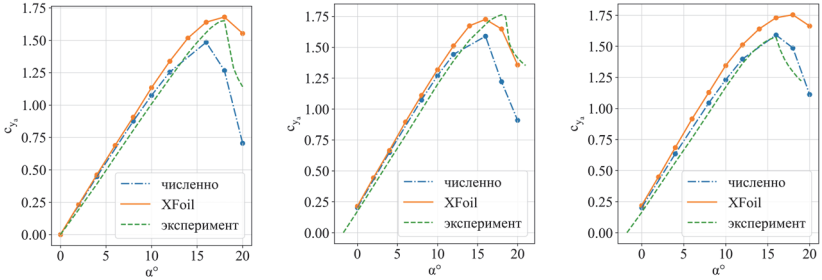


а) б)

Рис. 2. Неструктурированная расчётная сетка: а) общий вид; б) в окрестности профиля

В качестве модели турбулентности выбрана модель SST k-ω. Толщина пристеночной ячейки определена из условий равенства единице безразмерной пристеночной функции $y_+ = 1$ [4].

Результаты численного моделирования в сравнении с результатами натурного эксперимента и расчетами в Xfoil представлены на рисунке 3.



а) б) в)

Рис. 3. Графики зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки $c_{y_a}(\alpha)$: а) NACA0012; б) NACA2209; в) NACA2215

В результате анализа графиков зависимостей коэффициентов подъемной силы от угла атаки можно сделать вывод о качественном совпадении кривых $c_{y_a}(\alpha)$ при $\alpha \leq \alpha_{кр}$. Имеет место сходство производных коэффициента подъемной силы по α. В большинстве случаев максимальные значения $c_{y_a max}$, рассчитанные с помощью Xfoil, превышают значения, которые соответствуют другим методам получения АДХ. Отличие критических углов атаки $\alpha_{кр}$ незначительно.

Таким образом, можно сделать вывод о высокой сходимости результатов расчета коэффициента подъемной силы c_{y_a} с помощью панельного метода с результатами численного моделирования и эксперимента. Максимальные расхождения для коэффициентов при $\alpha \leq \alpha_{кр}$ не превышают 10%. Наблюдаемое совпадение кривых $c_{y_a}(\alpha)$ (рисунок 3) панельного метода с численным моделированием и экспериментом демонстрирует высокие возможности вычислительных методов аэродинамики для расчета АДХ. Численное моделирование в математическом пакете для гидрогазодинамических расчетов при данной постановке задачи на персональном компьютере занимает порядка нескольких часов, а расчет с помощью панельного метода в программе Xfoil – порядка нескольких секунд. Преимущество такого подхода к расчету c_{y_a} в виде относительно низкого времени расчета позволяет использовать панельный метод как инструмент для проектирования дозвуковых летательных аппаратов на ранних стадиях разработки.

Литература

1. Xfoil. Subsonic Airfoil Development System. URL: https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/ (дата обращения: 25.02.2022).
2. Дородницын А.А., Красильщиков П.П., Минский Е.М., Полядский В.С., Рисберг А.Б., Свищев Г.П., Серебрийский Я.М., Струминский В.В. Руководство для конструкторов: Аэродинамика крыла. 2-е изд. Т. 1. Бюро новой техники НКАП, 1943. 114 с.
3. Y+ Wall Distance Estimation [Электронный ресурс] // CFD Online: [сайт]. [2005]. URL: https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php.