

УДК: 533.6.04:533.69

Численное исследование и оптимизация управления течением на крыле с использованием пассивных струй воздуха

М.А. Азиз¹, А.М. Эльсайед²

¹Институт авиационной техники, Гиза, Египет

²Файюмский университет, Файюм, Египет

E-mail: ac_eng_sayed@yahoo.com

Представлено численное исследование управления обтеканием крылового профиля с использованием пассивных струй воздуха. Проведено исследование генерации пассивной струи со стороны повышенного давления к стороне подсосывания с целью улучшения характеристик крылового профиля. К таким характеристикам относятся отрыв пограничного слоя и начало срыва потока. Численное моделирование проведено с использованием программного пакета CFDRC. Используются методы конечного объема на различных структурированных и неструктурированных сетках для решения стационарных уравнений Навье–Стокса сжимаемого газа. Результаты расчетов для различных моделей турбулентности верифицировались путем сравнения с результатами экспериментов. Выполнено параметрическое исследование влияния положения щели, её ширины и угла синтетической струи к поверхности на стороне подсосывания дозвукового течения вокруг крылового профиля NASA 23012C. Максимальная подъемная сила достигнута при струе, истекающей по нормали к поверхности стороны подсосывания, но это имело место за счет увеличения сопротивления. Максимальное аэродинамическое качество было достигнуто при использовании синтетической струи, расположенной на 43 % длины хорды и угле струи 30°. Оптимальная геометрия струи получена с применением симплекс-алгоритма, в котором в качестве начальных данных о форме струи используются данные, полученные из результатов параметрического исследования.

Ключевые слова: пассивное управление течением, вычислительная гидродинамика, оптимизация, симплексный алгоритм.

Введение

В последние десятилетия было предложено несколько новых способов управления отрывом потока при обтекании крыловых профилей. В настоящее время возрос интерес к исследованию методов пассивного управления течением. Применение вдува и отсоса [1, 2] продемонстрировало возможность затягивания отрыва до некоторой степени. Эксперименты, проведенные в работе [3], показали, что стационарные вихревые генераторы струй снижают или полностью устраняют отрывную зону.

В работе [4] численно исследовались отрыв дозвукового потока при обтекании крылового профиля NASA 0012 для угла атаки 6° и управление отрывом потока с помощью вихревых генераторов. Авторы работы [5] улучшили аэродинамическую эффективность путем управления пассивными параметрами течения и выполнили оптимизацию в различных комбинациях. Они осуществляли параметризацию поверхностей крылового профиля с использованием кривых Безье для оптимизации формы крылового профиля пассивным образом.

Улучшение аэродинамической эффективности лопатки ветряной турбины было достигнуто в исследовании [6], где были представлены результаты расчетов для модифицированного крылового профиля с синусоидальной волнистой передней кромкой. Но хотя модифицированный крыловой профиль имел более плавную тенденцию к срыву, чем базовый крыловой профиль, результаты показали, что при малых углах атаки до возникновения срыва коэффициент подъемной силы в случае модифицированного профиля меньше, чем в случае базовой модели. Авторы работы [7] использовали V-образные генераторы Лина для пассивного управления течением с помощью вихревых генераторов для устранения отрыва потока.

В работе [8] осуществлялось управление потоком за счет улучшения характеристик прямоугольного крыла. Здесь также с успехом была улучшена эффективность крыла путем нахождения оптимальной длины струи отсоса. Однако это исследование не содержит результатов проверки для использованной модели турбулентности. В работе [9] применялось два метода управления потоком с помощью вихревых генераторов на крыловом профиле с закрылком у задней кромки, но проверки результатов для различных моделей турбулентности не проводилось. Это подтверждает, что существует сложность при подтверждении результатов численного моделирования экспериментальными данными.

При небольшом числе Рейнольдса пограничный слой на верхней поверхности крылового профиля остается ламинарным при ненулевом угле атаки в начале участка восстановления давления. Так как ламинарное течение оказывает меньшее сопротивление неблагоприятному градиенту давления, отрыв потока может происходить вблизи передней кромки крылового профиля. Оторвавшийся сдвиговый слой подвержен невязкой неустойчивости с образованием вихрей вследствие действия механизма Кельвина–Гельмгольца [10]. Отошедший сдвиговый слой может быстро перейти к турбулентное состояние, а оторвавшийся поток может повторно присоединяться к стенке из-за усиления смешения, вызванного турбулентным течением [11], и образовывать присоединенный турбулентный пограничный слой.

Образование отрывного пузыря зависит от числа Рейнольдса, распределения давления, кривизны поверхности и уровня турбулентности набегающего потока. Положение и протяженность отрыва потока может прямо влиять на эффективность крылового профиля или эффективность турбин. Отрыв потока над крылом в полете приводит к потере подъемной силы и увеличению сопротивления, а также к генерации аэродинамического шума. Управление потоком с помощью манипулирования пограничным слоем в целях предотвращения или затягивания отрыва может заметно снизить сопротивление давления, увеличить подъемную силу и улучшить летные характеристики самолета.

В предлагаемой работе с учетом результатов предыдущих исследований рассматривается использование генераторов пассивных вихрей для частичного предотвращения отрыва потока путем повторного присоединения отрывного сдвигового слоя к крыловому профилю на значительном его протяжении. При этом размер осредненной отрывной зоны должен быть меньше ее начального размера. Также изучаются двумерные структуры поля течения. Настоящая работа включает в себя двумерное численное исследование отрыва дозвукового течения на крыловом профиле NACA 23012C для различных углов атаки и изучение управления отрывом потока с помощью вихревых генераторов при различных положениях струи и ее направлении к обтекаемой потоком поверхности. Для обеспечения точности моделирования проведена проверка независимости точности решения от размера сетки. Выполнено сравнение различных моделей турбулентности по эффективности моделирования данной задачи. Наилучшие результаты получены с помощью последовательных параметрических исследований, направленных на увеличение аэродинамической эффективности (диапазона), увеличение коэффициента подъемной силы и снижение коэффициента сопротивления. Наконец, выбранная модель оптимизирована с помощью оптимизационного цикла с целью максимизации аэродинамического качества.

1. Численная модель

Численное моделирование было выполнено с использованием коммерческого трехмерного решателя уравнений Навье–Стокса CFDRC. Моделирование проводилось на компьютерной платформе с процессором Intel core i7, 2.4 ГГц с оперативной памятью 8 Гб. Использовались четыре модуля программного пакета: для построения геометрии и сетки — модуль CFD-GEOM, для расчетов вычислительной гидродинамики — модуль CFD-ACE, для параметрического исследования — модуль SIMULATION MANAGER, для обработки результатов счета — модуль CFD-VIEW. Управление большинством модулей осуществлялось с помощью скрипт-файлов. Эти файлы были написаны на языке PYTHON.

Модуль решателя CFDRC-ACE обеспечивает возможность мультифизического моделирования на основе давления. С помощью программы решаются нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса турбулентных течений сжимаемого газа методом конечного объема с маршевым счетом во времени на многозональных структурированных сетках. Точность по пространству номинально имеет второй порядок с применением направленных разностей. Были протестированы семь моделей турбулентности: стандартная модель $k-\varepsilon$ [12], модель RNG (Re-Normalization Group) $k-\varepsilon$ [13], модель Като–Лаундера $k-\varepsilon$, $k-\varepsilon$ модель для низких чисел Рейнольдса или модель Чена [14], модель $k-\omega$ [15], модель Спаларта–Аллмараса [16] и модель постоянной вихревой вязкости.

В настоящем исследовании использовался хорошо задокументированный крыловой профиль NASA 23012C из семейств крыловых профилей NASA. Эксперименты с крыловым профилем были выполнены в низкоскоростной аэродинамической трубе T2 Городского университета при скоростях 15–35 м/с ($0,7 \cdot 10^6 < Re < 1,1 \cdot 10^6$). Модель непрерывно подвергалась тангажу по углу атаки, и скоростной напор поддерживался постоянным. Максимальное загромождение потока оценивается величиной 14 % при максимальном угле атаки.

Расчетная область крылового профиля с синтетической струей строилась из круга радиуса $10C$, отмеряемого от передней кромки, а длина хорды крылового профиля C составляла 0,481 метров (см. рис. 1). Струйное течение проходит со стороны с повышенным давлением на расстоянии 2,5 % длины хорды (недалеко от точки торможения) и выдувается в набегающий поток на стороне подсосывания. Расстояние вдува L_{jet} измеряется от передней кромки. Угол струи α_{jet} измеряется на стороне подсосывания. Расход струйного течения зависит от разницы давлений между точкой вдува и точкой выдува.

Граничное условие для скорости на входной границе задавалось вверх по течению ($U = 35$ м/с), а условие на выходной границе — вниз по потоку. Сетка включала

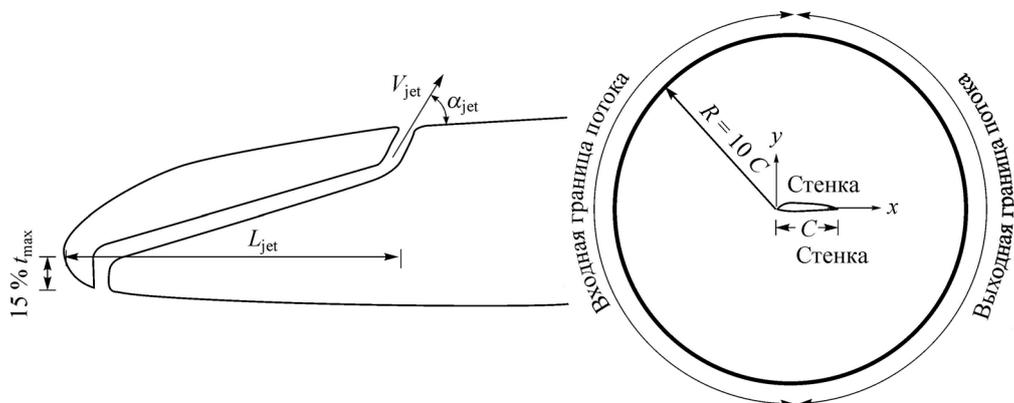


Рис. 1. Численная модель крылового профиля NASA 23012C с синтетической струей.

входную, выходную границы и стенку. Составляющие скорости вычислялись в зависимости от угла атаки. Число Рейнольдса по длине хорды в ходе моделирования составляло $Re = 10^6$. Плотность и вязкость подсчитывались на высоте, соответствующей уровню моря. Вычисления проводились на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса.

2. Анализ чувствительности сетки

В общем случае вблизи стенок обычно производится сгущение сетки. Величина y^+ является хорошим индикатором качества сетки. При использовании любой модели турбулентности для малых чисел Рейнольдса значение y^+ должно быть меньше, чем 1,0, и больше, чем 11,5 для ячейки над вязким подслоем при использовании пристеночных функций. Для моделей турбулентности с большим числом Рейнольдса рекомендуется диапазон значений y^+ между 30 и 150.

В настоящей работе опробованы следующие четыре типа сеток для базового крылового профиля с целью получения наилучшего согласования результатов используемой модели и данных эксперимента: структурированная сетка типа H, тетраэдральная сетка и две гибридные сетки, сочетающие сетки типа H и тетраэдральные. На рис. 2 представлены формы четырех типов сеток; проанализирована чувствительность каждой сетки. Расчеты на всех сетках продемонстрировали относительно хорошее совпадение с результатами экспериментов во всем диапазоне по тангажу, но показали различие по сходимости и величине погрешности. Было найдено, что неструктурированная тетраэдральная сетка обеспечивает меньшее процентное отклонение от экспериментальных значений и является наиболее пригодной благодаря быстрой устойчивой сходимости при различных углах атаки.

На рис. 3 представлена неструктурированная сетка типа O для моделирования обтекания крылового профиля NACA 23012C с синтетической струей. Для регулирования размера ячеек сетки вблизи границ использовалась функция размера сетки, для регулирования количества ячеек сетки в зоне между двумя областями — множитель роста. Функция размера обеспечивала минимальный размер ячейки сетки на стенке — 0,077 мм —

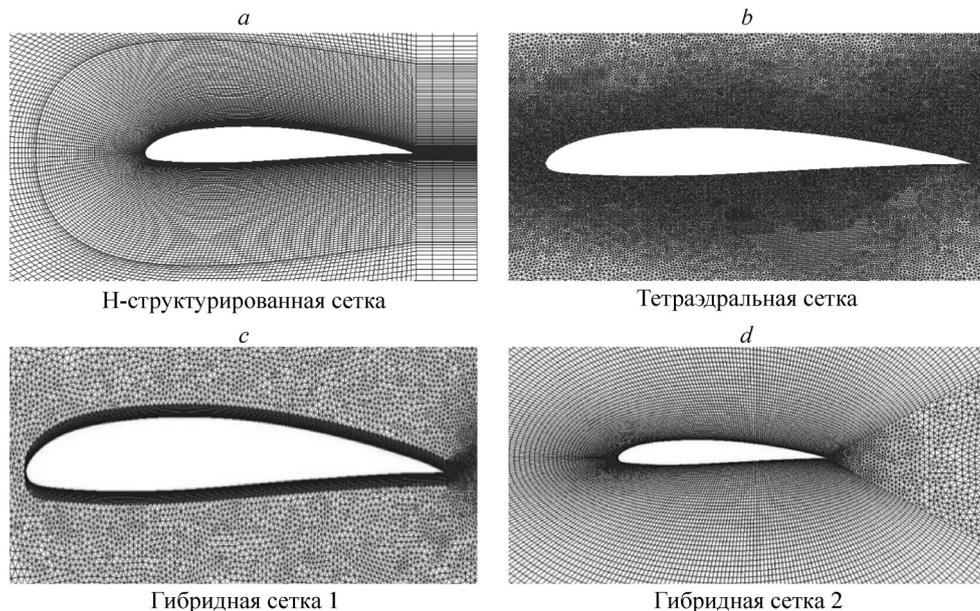


Рис. 2. Расчетные области вблизи стенки.

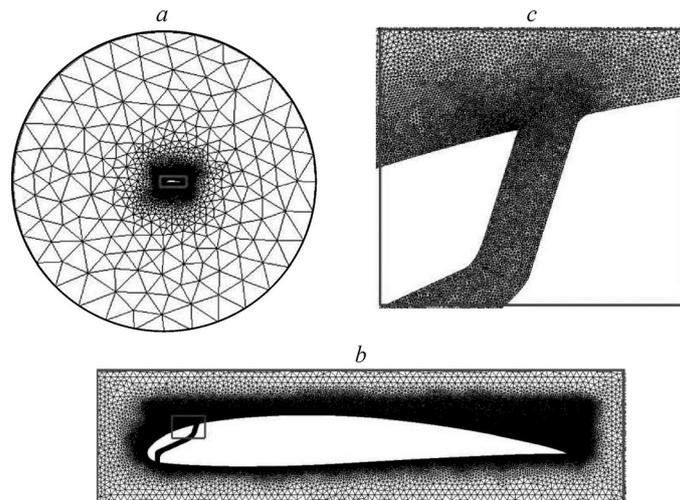


Рис. 3. Неструктурированная сетка для моделирования обтекания крылового профиля NASA 23012C с синтетической струей с минимальным (0,077 мм) и максимальным (770 мм) размерами ячеек.
a — расчетная сетка, *b* — увеличенный вид подобласти, *c* — подобласть с бóльшим увеличением.

и максимальный размер ячейки сетки — 770 мм — на входной и выходной границах расчетной области. Множитель роста используется для регулирования числа ячеек между двумя областями. Слой с размером ячеек 0,077 располагался на поверхности крылового профиля, чтобы обеспечить разрешение характеристик пограничного слоя с $1 < y^+ < 10$.

Для обеспечения сеточной сходимости при исследовании крылового профиля NASA 23012C с нулевым углом атаки использовалось пять расчетных сеток. Наблюдаемые характеристики поля течения, такие как коэффициент подъемной силы, коэффициент сопротивления и т.д., менялись в зависимости от числа ячеек до тех пор, пока не достигалось асимптотическое численное значение (см. рис. 4).

На рис. 5 представлены изменения профилей скорости от числа ячеек в расчетной области базового крылового профиля. Профили скорости показаны при различных отношениях x/c . Из рисунка видно, что число ячеек оказывает влияние на профили скорости до размера сетки около 150000 ячеек. При размере сетки более чем 200000 это влияние становится незначительным. Таким образом, данный размер сетки рассматривается как достаточный для точного моделирования.

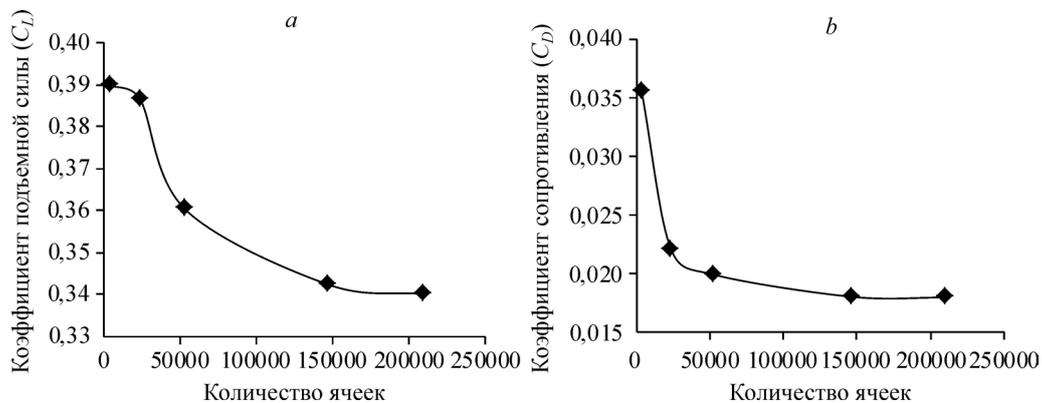


Рис. 4. Зависимости коэффициентов подъемной силы (*a*) и сопротивления (*b*) от числа ячеек при нулевом угле атаки.

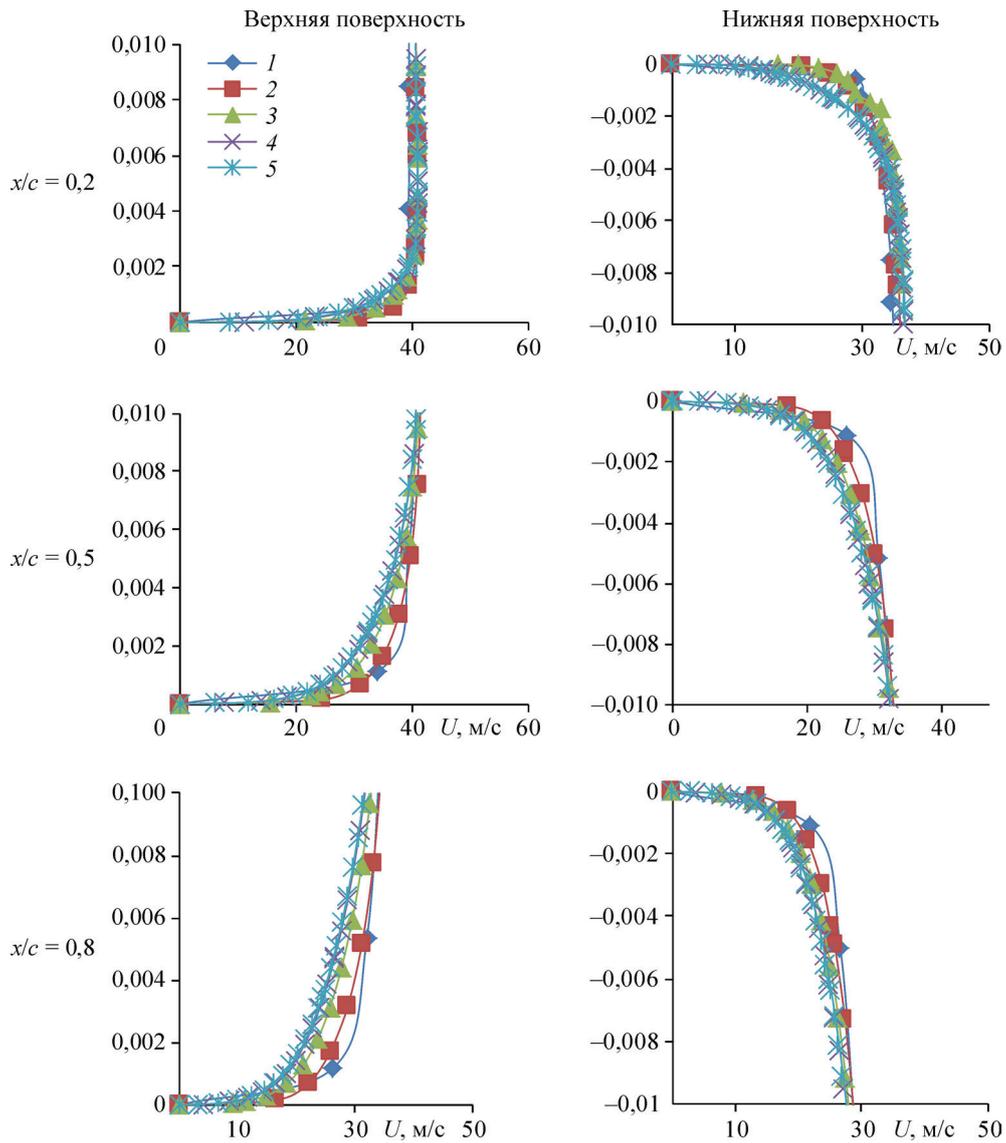


Рис. 5. Изменение профиля скорости вблизи крылового профиля в зависимости от числа ячеек при нулевом угле атаки.
 Количество ячеек: 3747 (1), 23597 (2), 52726 (3), 146322 (4), 209807 (5).

3. Верификация численной модели

В работе численно моделируется обтекание базового крылового профиля NASA 23012C с использованием различных моделей турбулентности, полученные результаты сравниваются с экспериментальными данными [17]. На рис. 6 представлено сравнение результатов численного моделирования для различных моделей турбулентности с экспериментально полученными данными по изменению аэродинамических характеристик в зависимости от угла атаки. На рис. 7 представлены среднеквадратичные ошибки для различных моделей турбулентности. Наилучшее согласование с результатами экспериментов

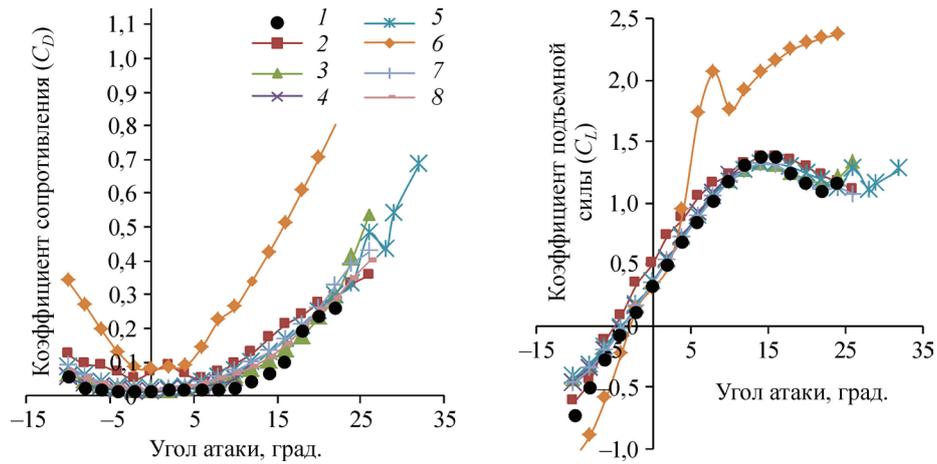


Рис. 6. Характеристики крылового профиля в зависимости от углов атаки для различных моделей турбулентности.

1 — экспериментальные данные [17], расчеты по модели постоянной турбулентной вязкости (2), по $k-\varepsilon$ модели Като–Лаундера (3), по $k-\varepsilon$ RNG модели (4), по $k-\varepsilon$ (5) и $k-\omega$ (6) моделям, по моделям Чена для малых чисел Рейнольдса (7) и Спаларта–Аллмараса (8).

было получено для моделей Спаларта–Аллмараса и $k-\varepsilon$ моделей Като–Лаундера, за которыми следует RNG $k-\varepsilon$ модель, и наихудший результат представлен моделью $k-\omega$.

4. Параметрические исследования

Для параметрического исследования был выбран угол атаки 16° . Численное исследование было проведено для пяти положений струи на стороне подсоса: $L_{\text{jet}} = 6, 12, 24, 30, 43\%$ хорды. Рассматривалось влияние изменения угла истечения струи ($\alpha_{\text{jet}} = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$) при каждом положении ее источника. На рис. 8 представлены линии тока, на рис. 9 — аэродинамические характеристики крылового профиля для различных значений L_{jet} и α_{jet} .

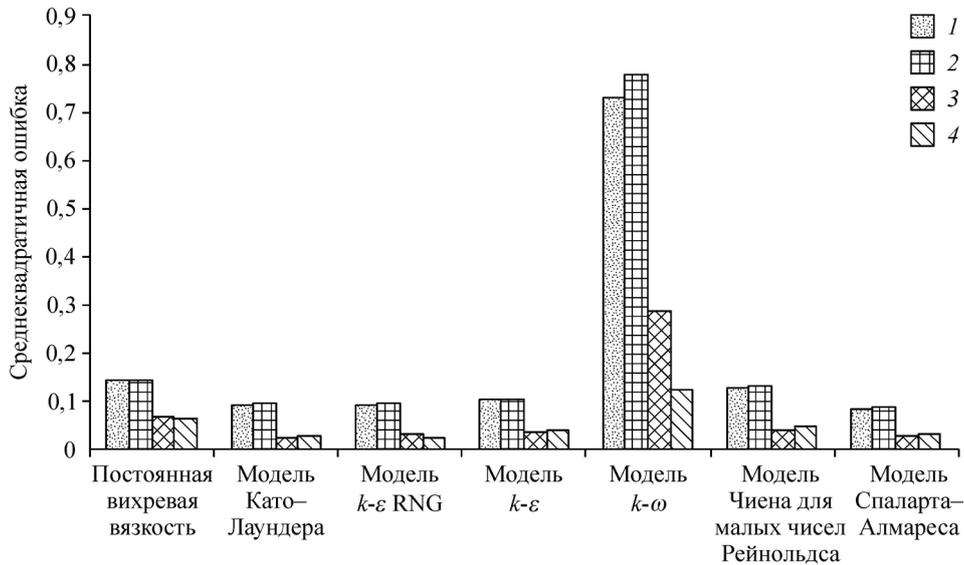


Рис. 7. Среднеквадратичные ошибки для различных моделей турбулентности. Коэффициенты подъемной (1) и нормальной (2) сил, коэффициент сопротивления (3), коэффициент осевой силы (4).

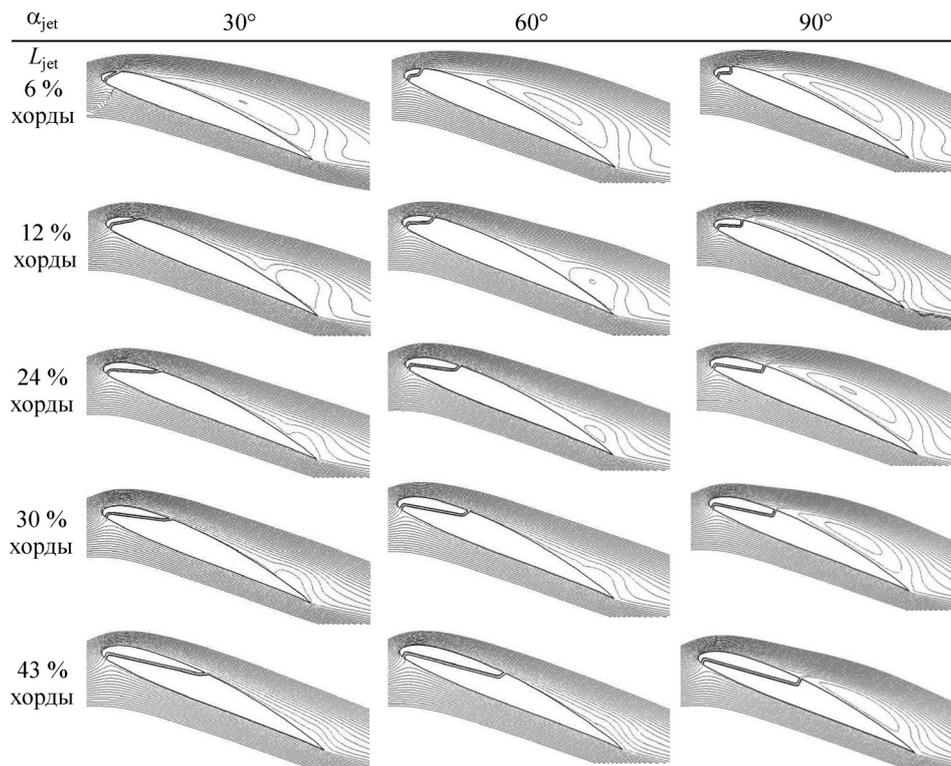


Рис. 8. Сравнение линий тока крылового профиля NACA 23012C при различных положениях струи шириной в размере 1 % длины хорды и при ее различных углах на стороне всасывания.

4.1. Влияние положения источника струи на аэродинамические характеристики

При сдвиге положения струи за точку отрыва на базовом профиле ($L_{jet} = 43\%$ длины хорды) при различных направлениях струи наблюдалось затягивание отрыва потока. Коэффициент подъемной силы также достигал своего максимума при таком положении струи (см. рис. 9с). Однако коэффициент сопротивления не был минимальным при $L_{jet} = 43\%$ по сравнению с другими положениями струи. Он продемонстрировал чувствительность к положению струи (см. рис. 9d) и достигал минимального значения при $L_{jet} = 24\%$. В соответствии с требованиями к аэродинамическому качеству наилучшее положение источника струи имеет место при $L_{jet} = 43\%$ длины хорды (см. рис. 9е).

4.2. Влияние направления струи на аэродинамические характеристики

С точки зрения управления отрывом потока наилучшим углом истечения струи при $L_{jet} = 43\%$ длины хорды является угол 30°, при котором течение на стороне подсосывания остается без отрыва почти до задней кромки при угле струи 60°. Хотя коэффициент подъемной силы максимален при угле струи 90°, коэффициент сопротивления является при нем умеренным. Минимальное сопротивление достигается при $L_{jet} = 24\%$ и угле струи 30°. В соответствии с требованиями к аэродинамическому качеству наилучшим углом истечения струи является угол 60° при ее расположении $L_{jet} = 43\%$ длины хорды (см. рис. 9е).

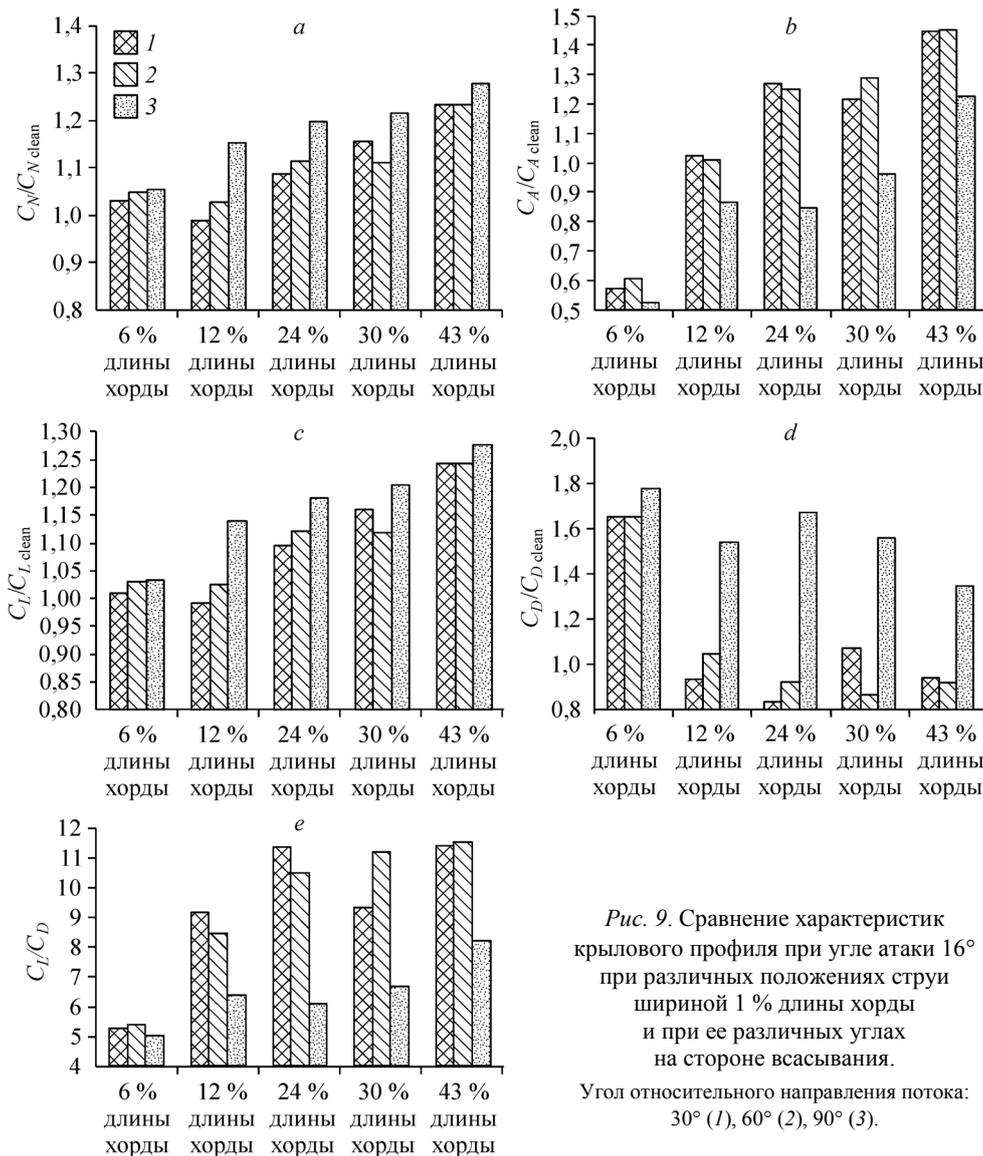


Рис. 9. Сравнение характеристик крылового профиля при угле атаки 16° при различных положениях струи шириной 1 % длины хорды и при ее различных углах на стороне всасывания. Угол относительного направления потока: 30° (1), 60° (2), 90° (3).

4.3. Влияние ширины щели на аэродинамические характеристики

На рис. 10 представлено влияние изменения ширины щели для выдува струи на стороне подсосывания крылового профиля при отрыве потока. Для крылового профиля с шириной щели 0,5 % длины хорды количества потока, отведенного со стороны повышенного давления, является недостаточным для предотвращения отрыва. Величина отведенного потока увеличивается с ростом ширины щели. Однако это увеличение отведенного потока ведет к снижению скорости струи. Увеличение ширины щели до 1,5 % длины хорды не способствовало предотвращению или уменьшению отрыва потока. На рис. 11 показаны характеристики крылового профиля при различных величинах ширины щели. Видно, что подъемная сила и аэродинамическое качество увеличиваются с ростом ширины щели до 1,5 % длины хорды, но сопротивление, напротив, убывает.

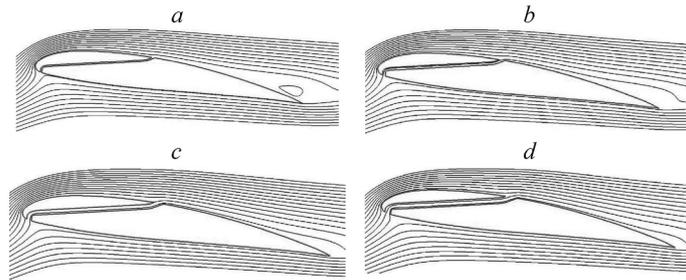


Рис. 10. Сравнение линий тока вблизи крылового профиля NACA 23012C при угле атаки 16° со струей, расположенной на 43 % длины хорды при угле истечения струи 30° при различных размерах щели.
 $W_{jet} = 0,5\%$ длины хорды (a), 1% длины хорды (b), $1,5\%$ длины хорды (c), 2% длины хорды (d).

4.4. Влияние угла атаки на характеристики обтекания крылового профиля NACA 23012C с синтетической струей при различных положениях струи и ее направлениях

Влияние угла ддува струи исследовалось для различных углов атаки при расположении струи на $L_{jet} = 43\%$ длины хорды. На рис. 12 показано, что ддув под углом 30° затягивает срыв потока при $\Delta\alpha = 7^\circ$. Ддув под углом 60° затягивает срыв потока также при $\Delta\alpha = 7^\circ$. Хотя $\Delta\alpha$ имеет одинаковое значение, однако с точки зрения падения коэффициента подъемной силы ддув под углом 30° эффективнее для значений C_L/C_D в широком диапазоне углов атаки ($3^\circ \leq \alpha \leq 13^\circ$). Ддув под углом 90° приводит к большему коэффициенту сопротивления, меньшему значению C_L/C_D и меньшему $\Delta\alpha$ ($\Delta\alpha = 3^\circ$), чем в случае угла ддува струи 30° . Крыловой профиль с расположением струи при $L_{jet} = 12\%$ длины хорды обеспечивает затягивание падения коэффициента подъемной силы, хотя он минимизирует его и ухудшает аэродинамическое качество в малом диапазоне

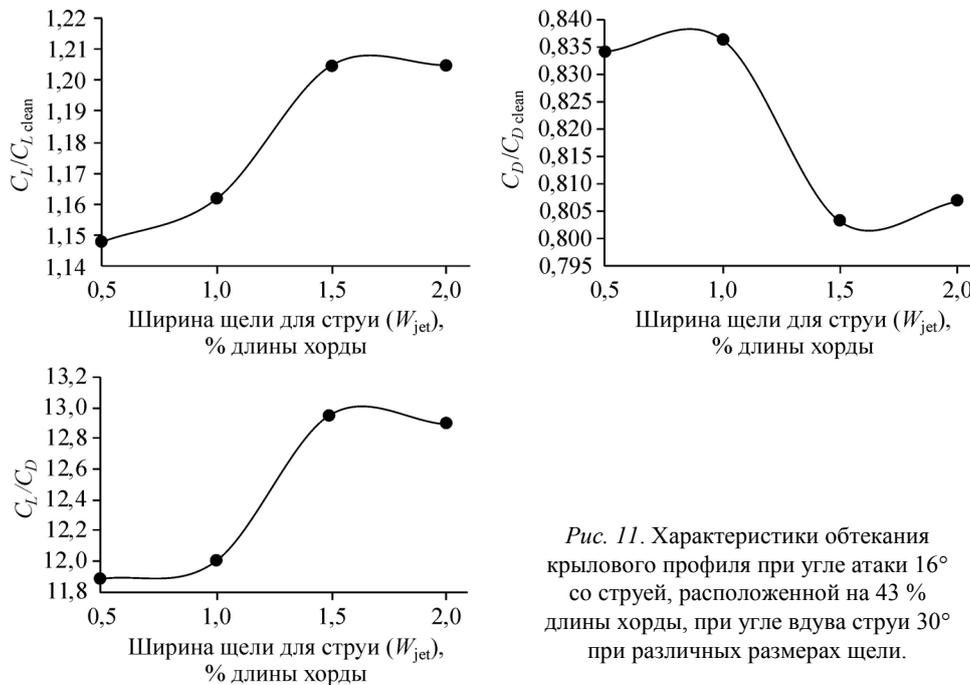


Рис. 11. Характеристики обтекания крылового профиля при угле атаки 16° со струей, расположенной на 43 % длины хорды, при угле ддува струи 30° при различных размерах щели.

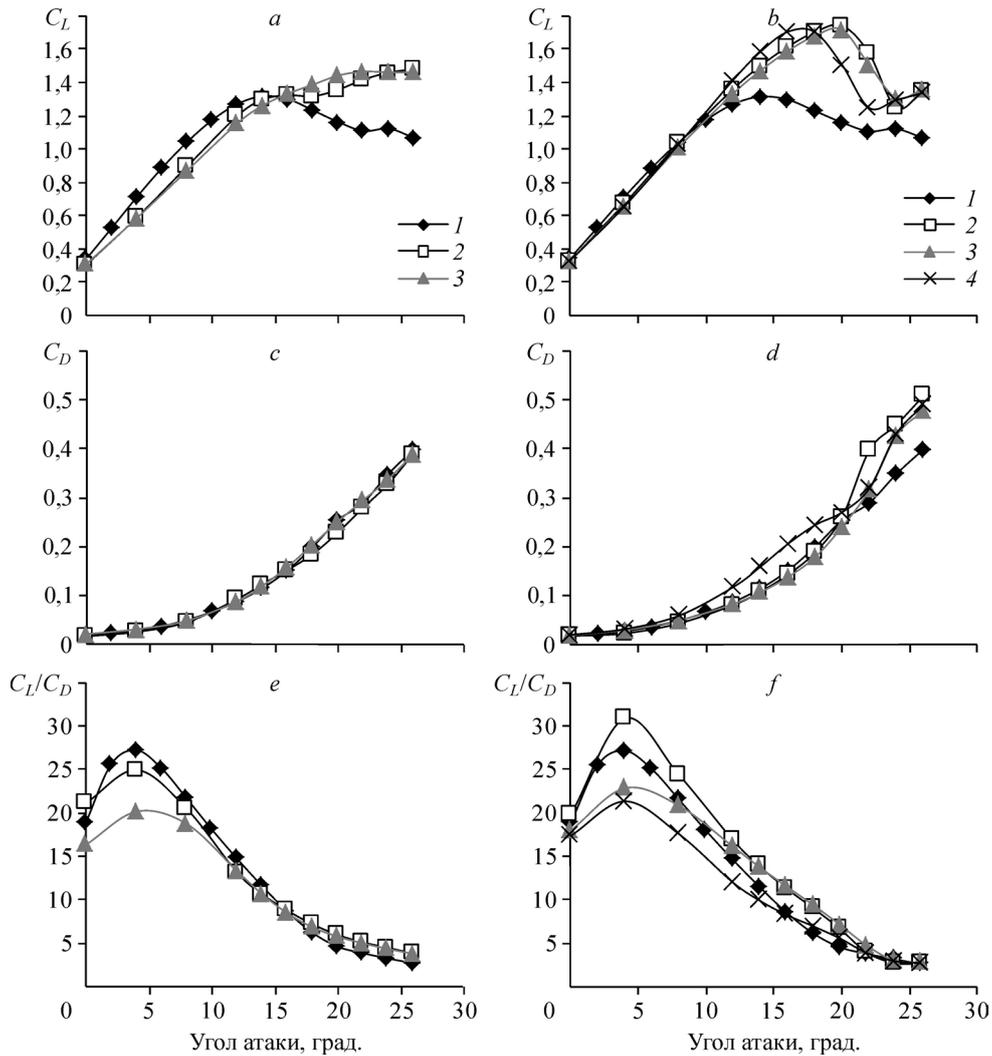


Рис. 12. Сравнение характеристик крылового профиля при изменении угла атаки и при различных положениях и разных углах вдува струи.

$L_{jet} = 12\%$ от длины хорды (a, c, e), $L_{jet} = 43\%$ от длины хорды (b, d, f);
 a, c, e: отсутствие вдува (1), угол струи вдува 30° (2) и 60° (3);
 b, d, f: отсутствие вдува (1), угол струи вдува 30° (2), 60° (3), 90° (4).

при углах атаки $3^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$ с углами вдува струи 30° и 60°. На рис. 13 приведены линии тока крылового профиля NACA 23012C со струей, расположенной на расстоянии 43 % длины хорды, при различных углах вдува струи и при различных углах атаки.

5. Оптимизация формы струи

5.1. Симплекс-метод оптимизации

Оптимальная форма струи для крылового профиля NACA 23012C со струйной системой была получена в настоящей работе с использованием симплекс-алгоритма. Этот алгоритм является простым алгоритмом оптимизации, в котором осуществляется поиск вектора параметров, соответствующего глобальному экстремуму (максимуму или минимуму) любой n -мерной функции $F(x_1, x_2, \dots, x_n)$, по пространству параметров (области поиска). Функцией стоимости, которая оптимизируется в настоящем исследовании, является аэродинамическое качество C_L/C_D .

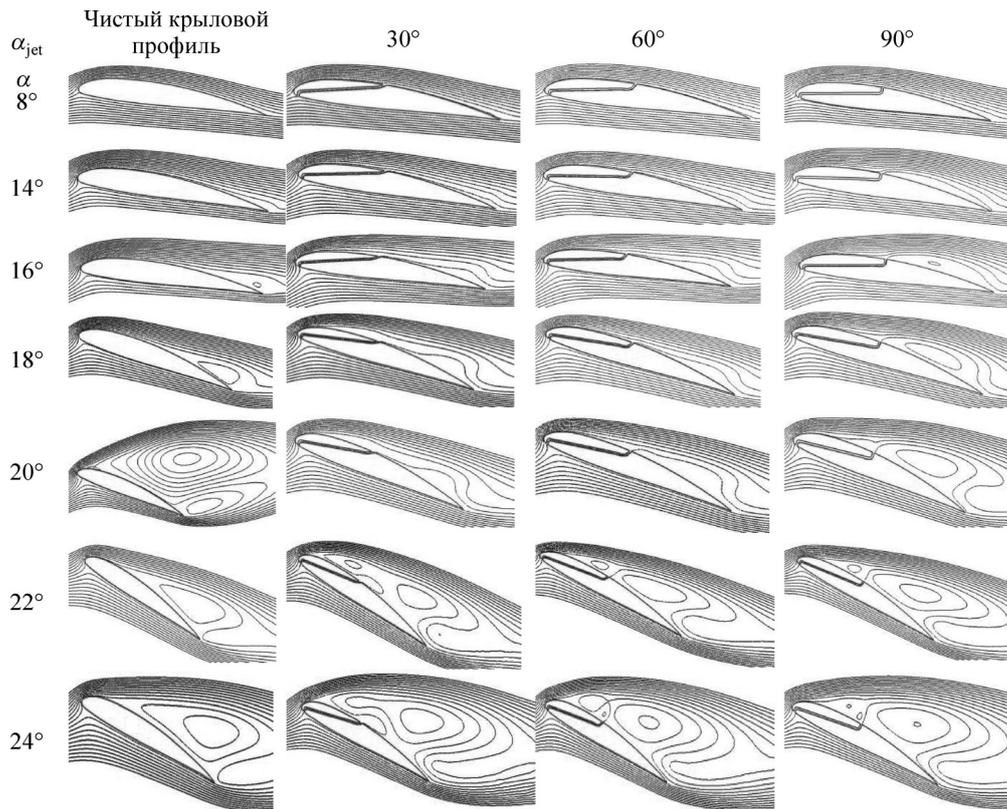


Рис. 13. Сравнение линий тока околокрылового профиля NACA 23012C при расположении струи на стороне подсасывания на расстоянии 43 % от длины хорды с шириной щели для струи в размере 1 % от длины хорды при различных углах струи и различных углах атаки.

Работа двумерного симплекс-алгоритма строится, начиная с трех наблюдений ответа системы, полученных заданием трех различных наборов параметров (приближений). Эти три наблюдения соответствуют вершинам треугольника, который определяет первый симплекс. В трехмерном пространстве требуются четыре начальных наблюдения, определяющих тетраэдр. Для пространств, имеющих более трех измерений, процедура остается справедливой, однако ее становится трудно визуализировать. Процедуры симплекс-алгоритма описываются ниже.

1. Задается размер первого шага (значение дельта) для оптимизатора с целью построения первого симплекса, используемого для начала оптимизационного процесса. Дельта и начальные значения двух переменных используются для создания первых трех точек: V , NB , W (см. левый фрагмент на рис. 14).

2. Вычисляется положение центроида CEN , который находится между наилучшей точкой V и ближайшей к ней точкой NB .

3. Выполняется отражение через CEN наихудшей точки W и вычисляется отклик RR в отраженной точке.

4. Если точка R лежит внутри области поиска и ее отклик RR лучше, чем RW , но не лучше, чем RB , то формируется новый симплекс путем замены W на R . Процесс повторяется, начиная с шага 1, с новым симплексом.

5. Если отклики точек R , RR еще лучше, то есть лучше, чем RB , это свидетельствует о том, что выбрана правильная ветка алгоритма. Следовательно, направление движения до точки E является верным (точка E находится на расстоянии, которое в два раза больше, чем расстояние от CEN до R в том же направлении).

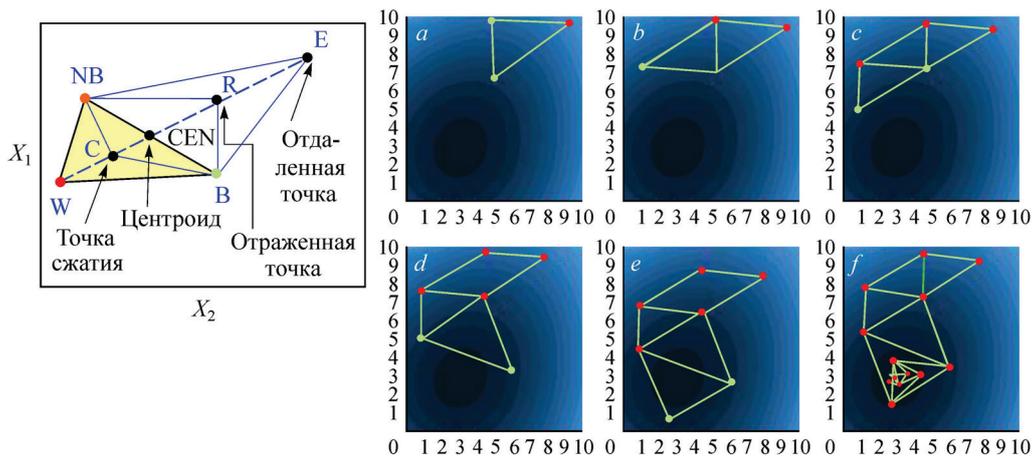


Рис. 14. Операции отражения, расширения или сужения в области поиска на двумерном симплексе.

6. Если точка E находится внутри области поиска и ее отклик RE лучше, чем RR, то W заменяется на E, иначе W заменяется на R. Процесс повторяется от шага 1 с новым симплексом.

7. Если начальное отражение оказывается неудачным, т.е. RR хуже, чем RW, или R находится вне области поиска, то выполняется сжатие. Точка сжатия C (находится в середине отрезка, соединяющего точки W и CEN) заменяет точку W. Процесс повторяется от шага 1 с новым симплексом и т.д.

На примере двумерного симплекс-алгоритма показано выполнение процедуры оптимизации, которая начинается с построения первого треугольника (рис. 14a), за ним следует построение треугольника отражения, расширения или сжатия внутри области поиска до тех пор, пока не будет достигнуто максимальное значение функции стоимости, что изображено на рис. 14f.

Оптимизационные процедуры были реализованы путем создания трех программ на языке программирования PYTHON (файл геометрии, файл решателя, файл оптимизации или управления). На рис. 15 представлены процедуры оптимизации, которые начинаются с определения следующих переменных в контрольном файле:

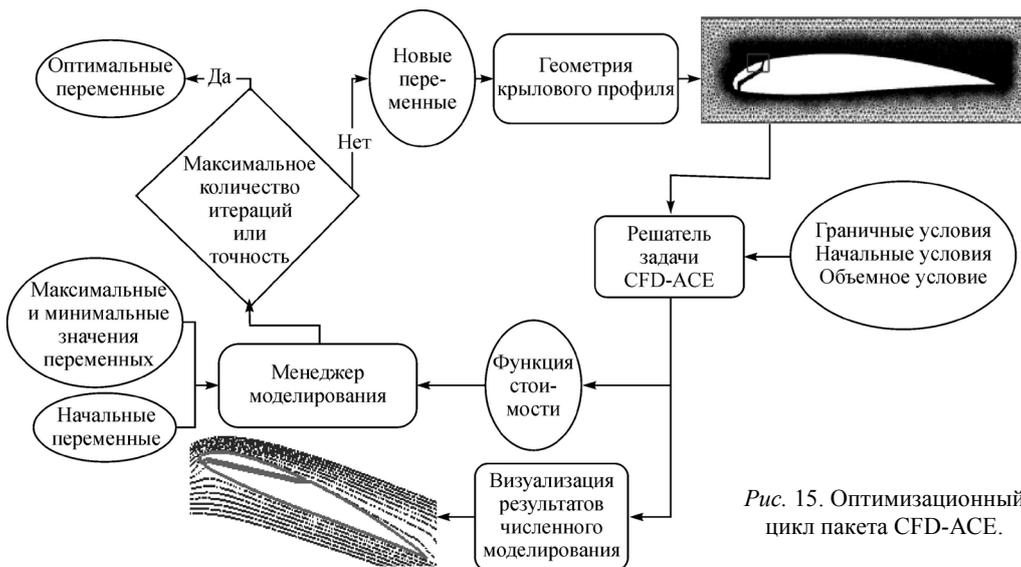


Рис. 15. Оптимизационный цикл пакета CFD-ACE.

Таблица 1

Начальное значение и пределы каждой переменной, определяющей струю

Переменная	Начальное значение	Минимум	Максимум
L_{jet}	43 % от длины хорды	40 % от длины хорды	50 % от длины хорды
α_{jet}	30°	20°	40°
W_{jet}	1,5 % от длины хорды	1 % от длины хорды	2 % от длины хорды



Рис. 16. Сравнение оптимальной формы пассивных струй, полученных с помощью параметрического исследования и с помощью симплекс-алгоритма.

- начальные переменные,
- пределы переменных (их максимальные и минимальные значения),
- максимальное число итераций для оптимизационного цикла (1000 итераций в настоящем исследовании),
- точность (10^{-4} в настоящем исследовании),
- размер шага каждой переменной (определяется разностью между максимальными и минимальными значениями каждой переменной, в настоящей работе составлял 20 %).

5.2. Результаты оптимизации, полученные с помощью симплекс-метода

Оптимальная форма струи, полученная из предыдущего параметрического исследования, является начальным приближением для выполнения процедуры оптимизации по симплекс-методу с целью минимизации области поиска. В табл. 1 представлены начальное значение и пределы каждой переменной, определяющей характеристики струи.

Результаты оптимизации крылового профиля NACA 23012C со струей при ее направлении под углом 16° представлены в табл. 2. Эти результаты показывают, что оптимальное значение величины C_L/C_D равно 13,113 для струи, расположенной на 44,24 % длины хорды с размером ширины щели для струи 1,83 % длины хорды и с выходом потока струи с углом струи 27,9° на 81-й итерации после 72 часов машинного времени. Полученная с использованием симплекса оптимальная струя сравнивается на рис. 16 с формой струи, полученной при использовании параметрического исследования.

Таблица 2

Результаты оптимизации крылового профиля NACA 23012C с пассивной струей

Номер итерации	L_{jet} , в % от длины хорды	α_{jet}	W_{jet} , в % от длины хорды	C_L/C_D
Чистый крыловой профиль	—	—	—	9,5
Начальное значение (0)	43,0	30	1,5	12,89
Оптимальные значения (на 81-й итерации)	44,24	27,9°	1,83	13,113

Заключение

В настоящей работе численно исследована оптимизация формы пассивной струи крылового профиля NASA 23012C со струйной системой. Проведено параметрическое исследование для определения оптимальных начальных значений для симплекс-оптимизации с целью минимизации области поиска. Численное моделирование крылового профиля NASA 23012C со струйной системой выполнено с использованием пакета CFDRC в комбинации с оптимизационным алгоритмом «симплекс» с целью максимизации C_L/C_D . Для решения стационарных двумерных уравнений Навье–Стокса сжимаемой жидкости использован метод конечного объема на неструктурированной сетке. Выполнен анализ чувствительности сетки для рассматриваемого крылового профиля и проведено сравнение результатов для различных моделей турбулентности с опубликованными экспериментальными данными для базового крылового профиля. Получено хорошее согласование результатов с имеющимися литературными данными. Результаты параметрического исследования указывают на то, что максимальная подъемная сила достигается с помощью струйного течения по нормали к стороне отсасывания, но это происходит за счет высокого сопротивления. Было максимизировано аэродинамическое качество при наличии синтетической струи, расположенной на 43 % длины хорды и угле вдува струи 30° , и затем 60° . Кроме того, вдув при этих углах в этом положении ведет к запаздыванию срыва потока при $\Delta\alpha = 7^\circ$. Увеличение ширины щели для струи до 1,5 % длины хорды затягивает отрыв и этим увеличивает отношение C_L/C_D . Результаты оптимизации по симплекс-методу указывают на то, что оптимальная геометрия со струей, расположенной при 44,24 % длины хорды, со щелью для струи шириной 1,83 % длины хорды и выходом струи под углом $27,9^\circ$ увеличивает отношение C_L/C_D на 32,0 % по сравнению с начальной моделью без применения управления течением с помощью пассивной струи.

Обозначения

C_L — коэффициент подъемной силы,	W_{jet} — ширина щели для струи,
C_D — коэффициент сопротивления,	L_{jet} — положение струи на стороне подсосывания,
C_N — коэффициент силы по нормали,	Re — число Рейнольдса,
C_A — коэффициент осевой силы,	y^+ — пристеночная функция.

Греческие символы

α — угол атаки потока (град.),	α_{jet} — угол течения струи на стороне подсосывания (град.)
---------------------------------------	--

Список литературы

1. Gilarranz J., Traub L., Rediniotis O. Characterization of a compact, high-power synthetic jet actuator for flow separation control // 40th AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit, 14–17 January 2002. AIAA Paper. 2002. No. 2002–0127.
2. Bauer M., Peltzer I., Nitsche W., Gölling B. Active flow control on an industry-relevant civil aircraft half model // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. 2010. Vol. 108. P. 95–107.
3. Bons J.P., Sondergarrrd R., Rivir R.B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets // J. Turbomachinery. 2001. Vol. 123. P. 198–206.
4. Shan H., Jiang L., Liu C., Love M., Maines B. Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA 0012 airfoil // Computers Fluids. 2008. Vol. 37, No. 8. P. 975–992.
5. Pehlivanoglu Y.V., Yagiz B. Optimization of active/passive flow control parameters on airfoils at transonic speeds // J. Aircraft. 2011. Vol. 48, No. 1. P. 212–219.
6. Asli M., Gholamali B.M., Tousei A.M. Numerical analysis of wind turbine airfoil aerodynamic performance with leading edge bump // Mathematical Problems in Engng. 2015. P. 1–8.
7. Tebbiche H., Boutoudj M.S. Passive control on the NACA 4412 airfoil and effects on the lift // Design and Modeling of Mechanical Systems. II. Lecture Notes in Mechanical Engineering. 2015. P. 775–781.

8. **Yousefi K., Saleh R.** Three-dimensional suction flow control and suction jet length optimization of NACA 0012 Wing // *Meccanica*. 2015. Vol. 50, No. 6. P. 1481–1494.
9. **Jansen D.P.** Passive flow separation control on an airfoil-flap model: Master of Sci. Thesis. Delft University of Technology, 2012.
10. **Alam M., Sandham N.D.** Direct numerical simulation of «short» laminar separation bubbles with turbulent reattachment // *J. Fluid Mech.* 2000. Vol. 410. P. 1–28.
11. **Gad-el-Hak M.** Flow control, passive, active, and reactive flow management. Cambridge University Press, 2000. 421 p.
12. **Lauder B.E., Spalding, D.B.** The numerical computation of turbulent flows // *Computer Methods Applied Mechanics Engng.* 1974. Vol. 3. P. 269–289.
13. **Yakhot V., Orszag S.A.** Renormalization group analysis of turbulence // *J. Scientific Computing.* 1986. Vol. 1. P. 3–51.
14. **Chen H.C., Patel V.C.** Near-wall turbulence models for complex flows including separation // *AIAA J.* 1988. Vol. 26. P. 641–648.
15. **Wilcox D.C.** Turbulence Modeling for CFD. La Canada, California: DCW Industries, 1993. 460 p.
16. **Spalart P.R., Allmaras S.R.** A one-equation model for aerodynamic flows // *AIAA Paper.* 1992. No. 92–439.
17. **Prince S.A., Khodagolian V., Sing C., Kokkalis T.** Aerodynamic stall suppression on airfoil sections using passive air-jet vortex generators // *AIAA J.* 2009. Vol. 47, No. 9. P. 2232–2242.

*Статья поступила в редакцию 7 сентября 2015 г.,
после доработки — 13 июля 2017 г.,
принята к публикации 2 ноября 2017 г.*