

УДК: 532.526.5: 533.69.048

## **Применение струйного насоса для улучшения взлётно-посадочных характеристик крыла\***

**А.В. Воеводин, А.А. Корняков, А.С. Петров, Д.А. Петров, Г.Г. Судаков**

*Центральный аэрогидродинамический институт  
им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл.*

E-mail: a-korniyakov@yandex.ru

Исследуется эффективность применения струйного насоса (эжектора) для управления обтеканием крыла на взлетно-посадочных режимах полета. Это устройство позволяет организовать одновременный отсос пограничного слоя через щель на верхней поверхности крыла и выдув струи газа в окрестности задней кромки крыла через плоский диффузор щелевого типа, что делает возможным эффективно реализовать принцип управления обтеканием крыла с помощью отсоса или выдува струи. Конструкция струйного насоса позволяет получать значения скоростей отсоса и выдува порядка 50–100 м/с. В работе предложена математическая модель обтекания профиля крыла с учетом работы струйного насоса и представлены результаты расчетных исследований аэродинамических характеристик одно- и трехзвенного профиля на режиме посадки. Показано, что одновременное использование отсоса и выдува эффективнее увеличивает несущие свойства механизированного профиля, чем раздельное использование отсоса или выдува.

**Ключевые слова:** струйный насос, эжектор, крыло, отсос, выдув, управление обтеканием, численные и экспериментальные исследования.

### **Введение**

На взлетно-посадочных режимах полета при больших углах атаки возникает отрыв пограничного слоя и образование протяженной отрывной зоны на верхней поверхности крыла. Появление отрыва приводит к деградации аэродинамических характеристик крыла. Для управления обтеканием крыла на больших углах атаки и предотвращения отрыва пограничного слоя в настоящее время широко исследуется несколько механизмов: выдув струи газа из щели на верхней поверхности крыла [1, 2], плазменные актуаторы [3–5], отсос пограничного слоя [6], одновременный отсос и выдув [7–9].

Для управления отрывом потока и устранения явления бафтинга при трансзвуковых скоростях полета в работах [10–11] был предложен и исследован импульсный тепловой актуатор эжекторного типа. В работе [12] изучалась модификация конструкции этого актуатора для однозвенного профиля, которая позволила решить и другую задачу, а именно: улучшить аэродинамические характеристики крыла при больших углах атаки на взлетно-посадочных режимах полета. Модифицированный актуатор работает в стационарном режиме при постоянном избыточном давлении на входном сечении, не использует плазменные разряды (струйный насос) и позволяет организовать отсос пограничного слоя

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России (идентификатор проекта RFMEFI62817X0007).

на верхней поверхности крыла и выдув струи на его нижней поверхности в окрестности задней кромки.

В настоящей работе дано обобщение результатов [12] на случай многозвенного профиля. Расчетные исследования обтекания одно- и трехзвенного профиля дозвуковым потоком газа при условии комбинированного воздействия отсоса и выдува струи, проведенные в рамках уравнений Рейнольдса, показали, что такой подход более эффективен, чем использование этих механизмов в отдельности. В первой части статьи дано описание принципа работы струйного насоса и приведены результаты расчета его характеристик с помощью решения трехмерной стационарной краевой задачи для уравнений Рейнольдса в отсутствие набегающего потока. Сравнение результатов расчета с результатами эксперимента, проведенного авторами, показало вполне удовлетворительное согласование. Во второй части статьи для оценки синергетического эффекта, вызванного одновременным воздействием отсоса пограничного слоя и выдува струи, численно решаются задачи обтекания однозвенного и многозвенного профилей в рамках двумерных стационарных уравнений Рейнольдса. При этом величины скорости отсоса и выдува берутся из найденных характеристик струйного насоса. Влияние набегающего потока на течение во внутренних каналах струйного насоса считается малым и не учитывается.

### 1. Конструкция и принцип действия струйного насоса

Принципиальная конструкция струйного насоса, установленного в сечении крыла, приведена на рис. 1а. Принцип работы струйного насоса следующий. Через подводящий канал 1 в камеру давления 2 от внешнего источника подается газ с избыточным давлением. Через сопло 3 газ истекает в камеру смешения 6 и далее в диффузор эжектора 7 и выходное сопло 8, выполненное в виде щели на нижней поверхности профиля в области задней кромки. При работе данного устройства в камере разрежения 4 создается пониженное давление и начинается отсос пограничного слоя с верхней поверхности профиля через щель 5. Таким образом, управление течением в окрестности профиля производится одновременно двумя способами — с помощью отсоса и выдува струи газа.

### 2. Расчетные и экспериментальные исследования характеристик струйного насоса

В настоящей работе расчетным и экспериментальным путем были исследованы скорости отсоса и выдува, формируемые струйным насосом в процессе работы, а также расходы газа в соответствующих каналах. Полученные данные по скоростям и расходам

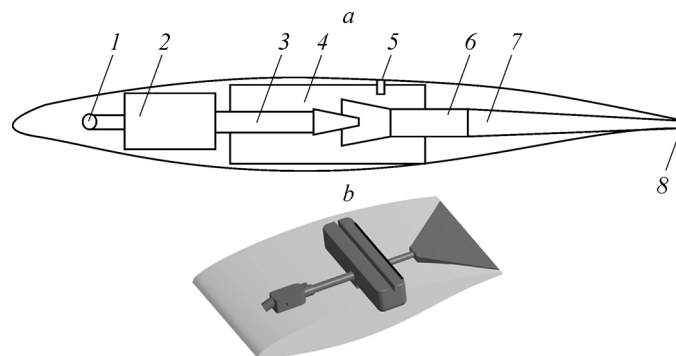


Рис. 1. Принципиальная конструкция актуатора эжекторного типа (а) и трехмерная математическая модель отсека крыла для расчетных исследований (б).

1 — канал подвода высокого давления, 2 — камера давления, 3 — сопло эжектора, 4 — камера разрежения, 5 — щель для отсоса пограничного слоя, 6 — камера смешения, 7 — выходной диффузор, 8 — щелевое сопло диффузора.

использовались для расчета аэродинамических характеристик профиля с учетом работы струйного насоса.

В ходе численных исследований модели струйного насоса был применен подход, основанный на решении уравнений Рейнольдса для трехмерной модели устройства в стационарной постановке (Reynolds-averaged Navier–Stokes — 3D RANS). Математическая модель устройства включала в себя камеру давления, сопло эжектора, камеру смешения, камеру разрежения со щелью для отсоса пограничного слоя, а также расширяющееся выходное щелевое сопло диффузора (рис. 1*b*).

Расчетная область имела прямоугольную форму, ее границы отстояли от поверхности объекта исследований на расстоянии порядка 5 хорд его профиля. Дискретизация расчетной области производилась при помощи неструктурированной тетраэдральной расчетной сетки с описанием области пограничного слоя призматическим подслоем.

В ходе решения задачи было рассмотрено несколько вариантов неструктурированной расчетной сетки с общим количеством элементов от  $9 \cdot 10^6$  до  $35 \cdot 10^6$ . На этих сетках были проведены предварительные параметрические исследования, которые продемонстрировали достаточность расчетных сеток для решения задачи. В качестве критерия достаточности использовался критерий независимости решения от размеров сетки с точностью 5 %. В ходе основных расчетов использовалась сетка с количеством элементов около  $26 \cdot 10^6$ . Граничные условия для расчетных исследований задавались следующим образом: на внешних границах области были установлены неотражающие граничные условия, на внешних и внутренних поверхностях модели струйного насоса ставилось условие прилипания. На входном сечении струйного насоса задавался активный диск с заданной величиной полного давления и температурой газа  $T = 300$  К. В ходе решения задачи использовалась противопотоковая схема второго порядка с применением неявной схемы для ее дискретизации по времени, использовалась двухпараметрическая SST (Shear Stress Transport) модель турбулентности. Расчеты в стационарной постановке задачи были проведены для условий перепада полного давления на входе в тракт струйного насоса в диапазоне от 0,25 до 4 атм. Ширина щели для отсоса пограничного слоя была принята равной 1,8 мм при хорде профиля 0,2 м. В данном разделе расчетные и экспериментальные результаты приведены для случая отсутствия набегающего потока. Давления в области щели и на срезе выходного сопла задавались равными атмосферному давлению.

Экспериментальные исследования характеристик струйного насоса проводились на специальном стенде, укомплектованном аппаратурой измерения скорости выдува и отсоса и позволяющим моделировать работу этого насоса при подаче высоконапорного газа от компрессора непосредственно в камеру давления эжектора в отсутствие набегающего потока. При этом избыточное давление  $\Delta P_0$  высоконапорного газа измерялось непосредственно в камере давления модели. Расход высоконапорного газа контролировался расходомером. Эксперименты проводились при диаметре сопла 2 мм. Основными характеристиками рассматриваемого струйного насоса являлись: расход высоконапорного газа, скорость  $V_s$  в щели отсоса пограничного слоя, определяющая расход эжектируемого газа, и скорость истечения газа из диффузора эжектора. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными показано на рис. 2.

Скорости эжекции, полученные экспериментальным и расчетным путями, удельно совпадали друг с другом (рис. 2*a*). Соответственно совпадали и расходы эжектируемого газа. Анализ результатов расчетов и экспериментальных данных показал, что расходы эжектируемого и высоконапорного газов для данного типа устройств зависят только от конструкции струйного насоса и давления высоконапорного газа и не зависят от площади щели отсоса.

Коэффициент эжекции, равный отношению массовых расходов эжектируемого газа к расходу высоконапорного газа, характеризует эффективность и экономичность работы эжектора. При перепадах давления  $\Delta P_0 = 0,5-2,0$  атм коэффициент эжекции  $K$ , составивший согласно расчетам 1,2–1,6 и согласно экспериментальным данным  $\sim 1,4$ , не зависит от размера щели. В этом же диапазоне давлений скорость эжекции достигает  $\sim 85\%$  от своего максимума, что позволяет считать диапазон рабочих давлений  $\Delta P_0 = 0,5-2,0$  атм оптимальным для данного струйного насоса. Расчетные величины коэффициента эжекции удовлетворительно согласуются с их экспериментальными значениями (рис. 2b).

Сравнение расчетных и экспериментальных значений скорости истечения  $V_{jet}$  в зависимости от расстояния  $r$  (которое отсчитывается в трансверсальном направлении от оси диффузора) при избыточном давлении высоконапорного газа  $\Delta P_0 = 3$  атм приведено на рис. 2c. Следует отметить хорошее согласование расчетных и экспериментальных значений скорости, а также расчет протяженности струи вдоль щелевого сопла диффузора. Максимальные скорости истечения наблюдаются вблизи оси диффузора и достигают 200 м/с. Из данных, приведенных на рис. 2c, видно, что из-за большой величины угла раскрытия выходного сопла по его краям возникают зоны отрыва, которые занимают область  $\sim 25\%$  (справа и слева) от длины щели выходного сопла. Эти зоны характеризуются наличием небольших отрицательных скоростей, направленных внутрь сопла, вызванных подсосом воздуха основной струи из окружающей атмосферы. Следует отметить, что при проведении эксперимента датчик давления фиксировал только положительные скорости.

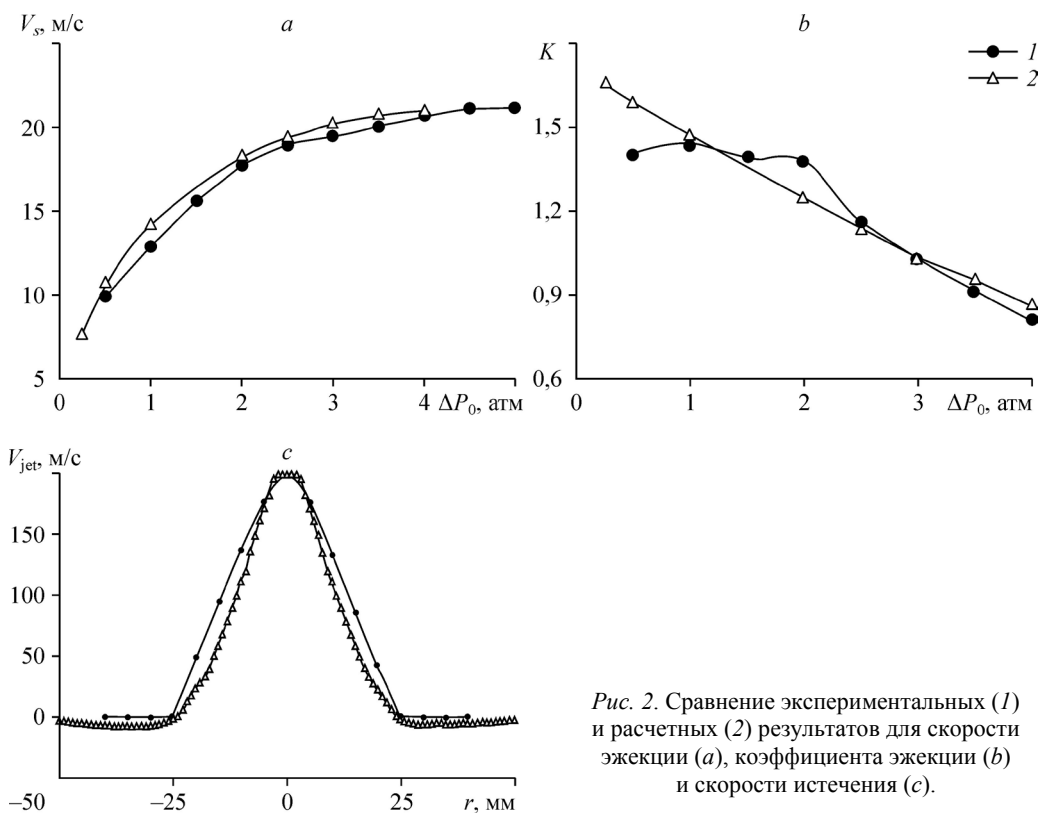


Рис. 2. Сравнение экспериментальных (1) и расчетных (2) результатов для скорости эжекции (a), коэффициента эжекции (b) и скорости истечения (c).

### 3. Расчетные исследования характеристик обтекания профиля с учетом работы струйного насоса

Полученные в результате проведенных исследований характеристики струйного насоса использованы в качестве граничных условий в двумерной стационарной краевой задаче для уравнений Рейнольдса (2D RANS) при расчете аэродинамических характеристик профиля с хордой  $b = 0,2$  м и относительной толщиной 15 %, обтекаемого потоком газа со скоростью  $V_\infty = 70$  м/с. Структурированная расчетная сетка состояла из  $0,19 \cdot 10^6$  ячеек. В качестве модели турбулентности использовалась модель  $k-\omega$  SST. Отсос пограничного слоя производился с верхней поверхности при  $X_1 = 0,14$  м через щель шириной  $h_1 = 1$  мм. При этом на щели задавалась нормальная к поверхности профиля компонента скорости потока. Скорость эжекции принималась равной  $V_s = 40$  м/с. Щелевое сопло диффузора шириной  $h_2 = 1$  мм находилась при  $X_2 = 0,199$  м на нижней поверхности профиля в окрестности задней кромки. Так как скорость истечения газа из сопла струйного насоса оказалась неравномерной по размаху щели (см. раздел 2), ее величина была принята равной средней скорости —  $V_{jet} = 100$  м/с. Для обеспечения равномерности скорости по размаху выходного сопла необходимо дополнительно устанавливать направляющий аппарат внутри выходного сопла струйного насоса. Расчет показал, что коэффициент эжекции при используемых параметрах составил  $K = 1,38$ . Вектор скорости выдува струи был направлен под углом  $\delta = -30^\circ$  к оси  $X$  связанной системы координат. Расчет характеристик обтекания профиля с моделированием работы струйного насоса (без учета реактивных сил) показал принципиальную эффективность предложенного подхода (рис. 3).

Методика оценки коэффициентов дополнительных сил, вызванных наличием отсоса и выдува из щелей, изложенная в работе [12], опирается на теорему импульсов

$$\Delta C_x = -\frac{\int (\Delta p \cdot n_x + \rho V_n u) ds}{\rho_\infty V_\infty^2 b / 2}, \quad \Delta C_y = -\frac{\int (\Delta p \cdot n_y + \rho V_n v) ds}{\rho_\infty V_\infty^2 b / 2},$$

где интегрирование выполняется по поверхностям обеих щелей, здесь  $\rho$  — плотность газа,  $\rho_\infty$  — плотность газа в набегающем потоке,  $V_\infty$  — скорость набегающего потока,  $b$  — хорда профиля,  $\Delta p = p - p_\infty$  — избыточное давление,  $n_x, n_y$  — компоненты нормали

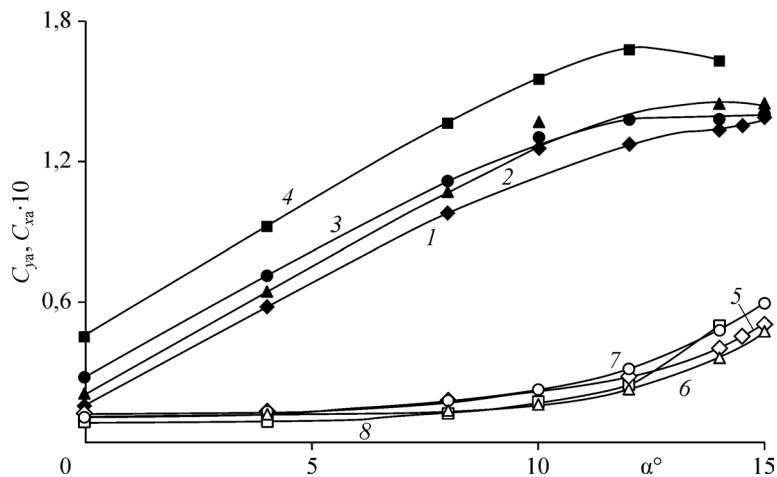


Рис. 3. Зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки.

$C_{ya}$ : 1 — без отсоса и выдува, 2–4 — при наличии отсоса, выдува и отсоса с выдувом соответственно;  
 $C_{xa}$ : 5 — без отсоса и выдува, 6–8 — при наличии отсоса, выдува и отсоса с выдувом соответственно.

к поверхности профиля,  $V_n$  — нормальная к поверхности профиля составляющая скорости потока,  $u$ ,  $v$  — компоненты вектора скорости потока. Эти силы вызваны течением во внутренних каналах струйного насоса. В результате расчета получено, что при нулевом угле атаки в связанной системе координат  $\Delta c_y = -0,002$ ,  $\Delta c_x = -0,009$ . Эти величины слабо изменяются с ростом угла атаки, т.е. имеет место дополнительная тяга от струи, выдуваемой в окрестности задней кромки, и незначительная потеря подъемной силы. Если источником высоконапорного газа является двигатель, то в результате отбора воздуха его тяга уменьшается. Величина потери тяги может трактоваться как дополнительное сопротивление. Это дополнительное сопротивление имеет тот же порядок, что и  $\Delta c_x$ . Оценка данной величины возможна только для задачи в трехмерной постановке и зависит от типа двигателя и места отбора воздуха. Методика ее расчета описана в работе [2] и в настоящей работе не рассматривается.

Выдув струи из задней кромки при наличии и отсутствии отсоса производился при одинаковом расходе высоконапорного газа. Анализ результатов расчета, приведенных на рис. 3, показывает, что использование струйного насоса позволяет повысить коэффициент подъемной силы профиля на  $\Delta c_y \approx 0,4$  без увеличения коэффициента сопротивления.

Улучшение несущих свойств профиля есть следствие двух физических факторов. Во-первых, отсос позволяет ослабить отрыв пограничного слоя и расширить диапазон линейного участка зависимости коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от угла атаки  $\alpha$ . Во-вторых, засасываемый с верхней поверхности воздух позволяет удвоить расход газа из выходного сопла без дополнительного использования высоконапорного газа, который отбирается от внешнего источника (двигателя). Таким образом, суммарный эффект не сводится к сумме прироста коэффициента подъемной силы под влиянием отсоса и выдува по отдельности (при одинаковых расходах высоконапорного газа), но имеет место кооперативный эффект.

Физический механизм этого явления понятен из анализа результатов расчета, приведенных на рис. 4. Отрыв на гладком профиле впервые возникает при угле атаки  $\alpha = 10^\circ$ . При  $\alpha = 12^\circ$  вблизи задней кромки появляется протяженная отрывная зона. При наличии

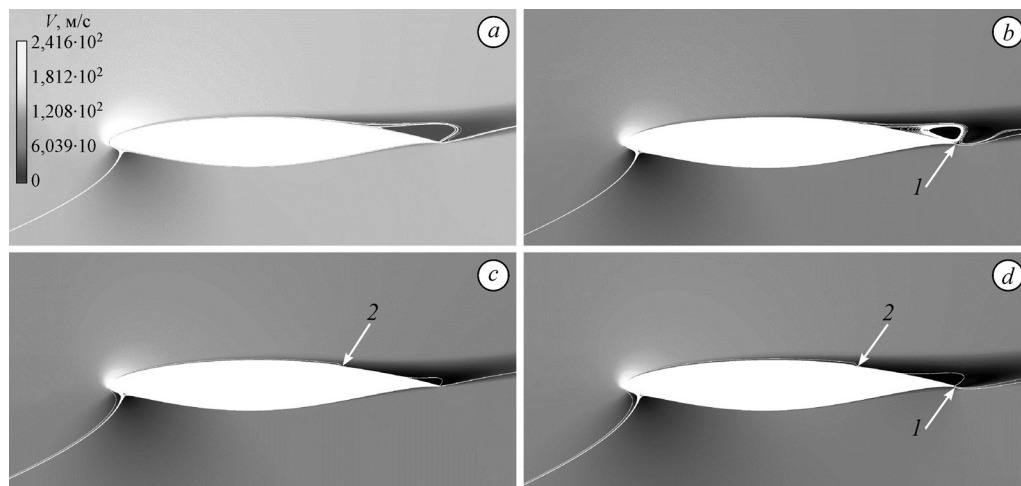


Рис. 4. Линии тока в окрестности профиля при угле атаки  $\alpha = 14^\circ$  в отсутствие струй (a) и при наличии выдува (b), отсоса (c), отсоса с выдувом (d).

1 — положение щели выдува, 2 — положение щели отсоса.

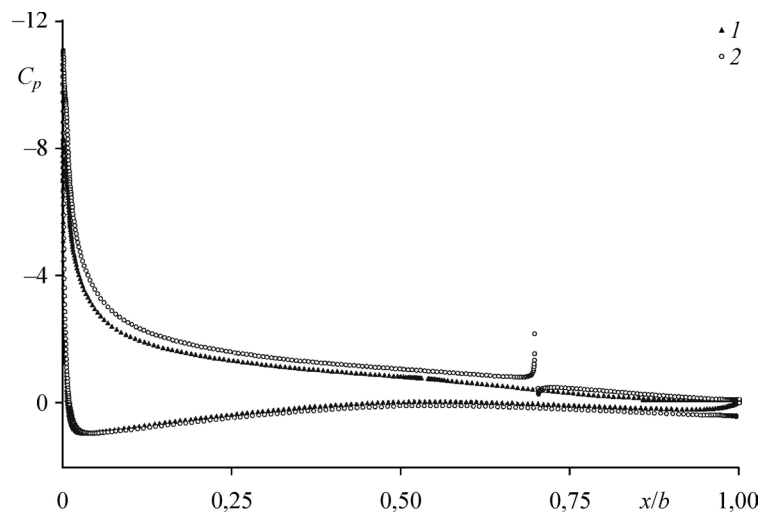


Рис. 5. Коэффициент давления  $C_p$  при  $\alpha = 12^\circ$ .  
Без струй (1) и при наличии отсоса и выдува (2).

отсоса и выдува отрыв пропадает и возникает дополнительный разворот потока на задней кромке (эффект струйного закрылка). При  $\alpha = 14^\circ$  на гладком профиле (рис. 4a) видна обширная отрывная зона, приводящая к падению коэффициента подъемной силы (рис. 3). В отсутствие отсоса при выдуве с задней кромки (рис. 4b) на ней возникает разворот потока, приводящий к увеличению коэффициента подъемной силы (рис. 3), при этом в окрестности этой кромки появляется обширная отрывная зона. Включение отсоса без выдува струи (рис. 4c) приводит к существенному (примерно в два раза) уменьшению размеров отрывной зоны. Если одновременно включены отсос и выдув (рис. 4d), размер отрывной зоны остается малым, а эффект струйного закрылка реализуется полностью. На рис. 5 приведены эпюры коэффициента давления на поверхности профиля. Видно, что имеет место увеличение перепада давления по всей хорде профиля, что приводит к росту подъемной силы профиля.

#### 4. Расчетные исследования характеристик обтекания трехэлементного профиля с учетом работы струйного насоса

Раздел посвящается численному исследованию аэродинамических характеристик трехэлементного профиля MCD (McDonnell Douglas Corporation). Авторами решалась двумерная стационарная задача для уравнений Рейнольдса (2D RANS). Число Рейнольдса вычислялось по хорде профиля  $b = 1$  м для конфигурации с убранной механизацией. Считалось, что профиль включает в себя предкрылок с относительной хордой  $b_s \approx 14,4\%$  и закрылок с  $b_f \approx 26\%$ . Предкрылок отклонен на угол  $\delta_s = -30^\circ$ , имеет относительные выдвигание  $d_s = -2,5\%$  и щель  $h_s = 2,95\%$ . Закрылок отклонен на угол  $\delta_f = -30^\circ$ , имеет относительные выдвигание  $d_f = 0,25\%$  и щель  $h_f = 1,27\%$ . Все расчеты были выполнены при числе  $M = 0,2$  и  $Re = 9 \cdot 10^6$ , что соответствовало экспериментальным условиям [13]. Использовалась структурированная расчетная сетка размером  $0,23 \cdot 10^6$  ячеек.

Результаты расчета аэродинамических характеристик профиля в разных случаях управления обтеканием в сравнении с экспериментальными данными без отсоса и выдува [13] приведены на рис. 6. Видно, что на малых углах атаки имеет место сложение результатов выдува и отсоса. При этом влияние отсоса сводится к возникновению суперциркуляции из-за разгона потока на верхней поверхности профиля перед точкой отсоса, а выдув действует как струйный закрылок. При одновременном применении выдува

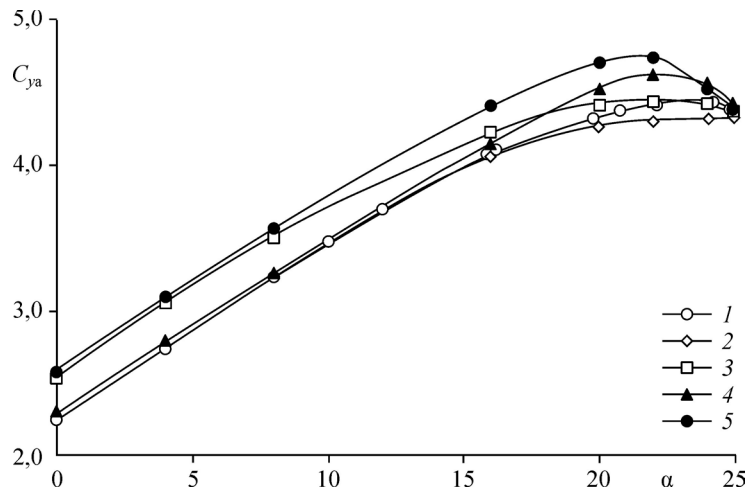


Рис. 6. Коэффициент подъемной силы при использовании системы активного управления обтеканием профиля при  $V_{jet} = 100$  м/с.

1 — эксперимент, 2–5 — расчет для случаев отсутствия струй, при наличии выдува, отсоса с выдувом соответственно.

и отсоса имеет место увеличение коэффициента подъемной силы на  $\Delta c_y \approx 0,5$ . Раздельное использование щелей не обеспечивает такого приращения при больших углах атаки. Последнее обстоятельство объясняется появлением отрыва на закрылке. Этот отрыв отсутствует при отсосе или совместном применении обеих щелей.

На рис. 7 показаны линии тока вблизи поверхности профиля. В отсутствие выдува и отсоса на больших углах атаки над поверхностью закрылка наблюдается «висячий» отрыв (рис. 7a), который приводит к завалу кривой зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки  $\alpha$ . Активное управление обтеканием профиля осуществлялось

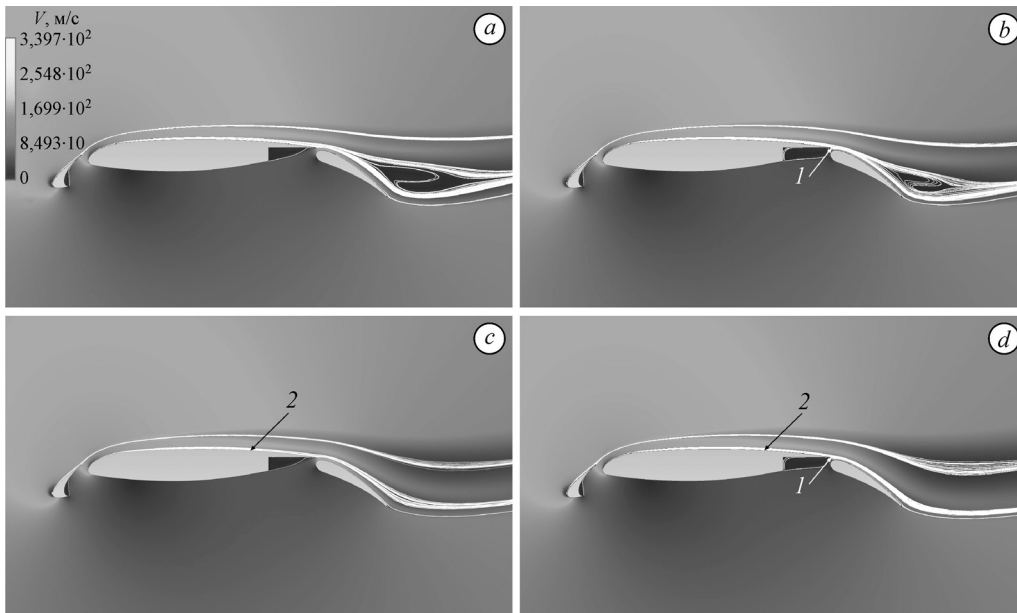


Рис. 7. Линии тока в окрестности профиля при угле атаки  $\alpha = 24^\circ$  в отсутствие струй (a) и при наличии выдува (b), отсоса (c), отсоса с выдувом (d).

1 — положение щели выдува, 2 — положение щели отсоса.



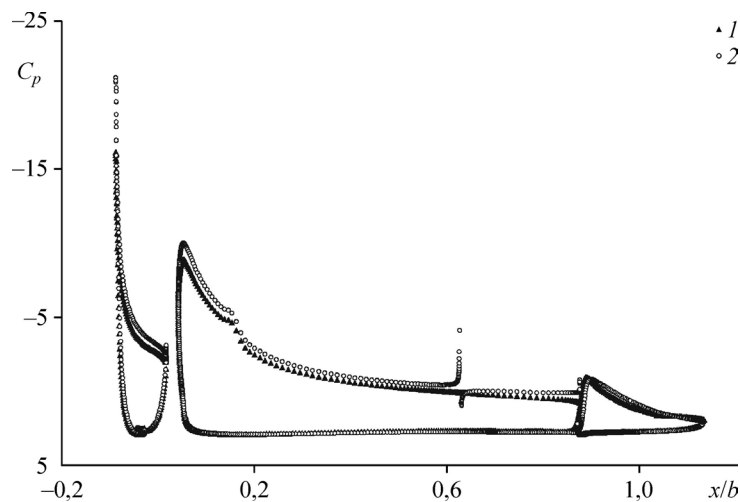


Рис. 8. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля при угле атаки  $\alpha = 20^\circ$ .

путем отсоса пограничного слоя с верхней поверхности профиля и выдува струи в окрестности задней кромки профиля (рис. 7b–7d) через щели шириной 4 мм, что составляло 0,4 % хорды. На линии отсоса задавалась нормальная к поверхности профиля составляющая скорости  $V_s = 50$  м/с, а на нижней поверхности в окрестности задней кромки выдув осуществлялся вниз под углом  $\beta = -60^\circ$  к оси  $X$ . Скорость выдува составляла  $V_{\text{jet}} = 100$  м/с. Расчет показал, что коэффициент эжекции  $K$  при этих параметрах равен 0,84. Видно, что основной прирост подъемной силы при малых углах атаки вызван эффектом струйного закрылка. На больших углах атаки эффект струйного закрылка существенно меньше, чем на малых, что объясняется появлением висячего отрыва на закрылке (рис. 7b), а основной вклад в прирост подъемной силы обеспечивает отсос. Одновременная работа обеих щелей позволяет получить безотрывное обтекание на всех режимах (рис. 7d) и полностью реализовать оба эффекта: эффект суперциркуляции и эффект струйного закрылка. Этот вывод подтверждается результатами расчета распределения давления по поверхности профиля (рис. 8). Видно, что имеет место увеличение перепада давления на поверхностях всех элементов профиля, что приводит к соответствующему росту коэффициента подъемной силы на  $\Delta c_y \approx 0,5$  на всех элементах профиля.

### Заключение

В настоящей работе предложен новый механизм реализации эффекта выдува струи в окрестности задней кромки и отсоса пограничного слоя с верхней поверхности профиля (в том числе механизированного) с помощью струйного насоса, который позволяет повысить несущие свойства профиля в широком диапазоне углов атаки. Математическое моделирование течения внутри этого устройства с помощью методов вычислительной аэродинамики (RANS) и экспериментальные исследования на стенде показывают, что рассмотренный вариант струйного насоса позволяет обеспечить одновременный отсос со скоростями  $\sim 20\text{--}40$  м/с (в зависимости от ширины щели отсоса) и выдув со скоростями  $50\text{--}100$  м/с, что достаточно для эффективного управления обтеканием профиля на режиме взлета и посадки.

Исследованные примеры однозвенного и трехзвенного профилей показывают, что одновременное применение отсоса и выдува более эффективно, чем их раздельное использование. В частности, для трехзвенного профиля прирост максимальной подъемной силы составляет  $\sim 10\%$ . Эффективность одновременных отсоса и выдува объясняется тем,

что отсос пограничного слоя на центральном элементе профиля устраняет висячий отрыв над закрылком и позволяет полностью реализовать эффект струйного закрылка от выдува струи в окрестности задней кромки.

### Список литературы

1. Боксер В.Д., Волков А.В., Петров А.В. Применение тангенциального выдува струй для снижения сопротивления сверхкритических профилей при больших дозвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 2009. Т. XI, № 1. С. 8–16.
2. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъёмной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 402 с.
3. Воеводин А.В., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г. Активные методы управления обтеканием летательного аппарата с помощью плазменных актуаторов различного типа // Тр. ЦАГИ. 2016. Вып. 2756. С. 1–158.
4. Wanga C.-C., Roy S. Energy and force prediction for a nanosecond pulsed dielectric barrier discharge actuator // J. Applied Physics. 2012. Vol. 111, No. 10. P. 103302-1–103302-8.
5. Wang L., Xia Z., Luo Z., Chen J. Three-electrode plasma synthetic jet actuator for high-speed flow control // AIAA J. 2014. Vol. 52, No 4. P. 879–882.
6. Arwatz G., Fono I., Seifert A. Suction and oscillatory blowing actuator modeling and validation // AIAA J. 2008. Vol. 46, No. 5. P. 1107–1117.
7. Radespiel R., Burnazzi M. Active flow control for high lift with steady blowing // Aeronautical J. 2016. Vol. 120, No. 1223. P. 171–200.
8. Burnazzi M., Radespiel R. Synergies between suction and blowing for active high-lift flaps // CEAS Aeronaut J. 2015. Vol. 6. P. 305–318.
9. Пат. 2086468 РФ, МПК<sup>с1</sup> В64С 3/14, В64С 21/04. Аэродинамический профиль / С.В. Овсянников; заявитель и патентнообладатель Овсянников С.В. № 9494012695; заявл. 12.04.1994.
10. Воеводин А.В., Корняков А.А., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г. Импульсный тепловой плазменный актуатор проточного типа // Уч. зап. ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, № 8. С. 1–15.
11. Воеводин А.В., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г. Экспериментальные и расчетные исследования характеристик импульсных тепловых актуаторов // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2018. № 1. С. 107–120.
12. Воеводин А.В., Корняков А.А., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г. Улучшение несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах с помощью системы управления пограничным слоем с использованием актуаторов эжекторного типа // Письма в ЖТФ. 2018. Т. 44, вып. 15. С. 71–79
13. Chin V.D., Peters D.W., Spaid F.W., McGhee R.J. Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers // AIAA Paper. 1993. No. 93-3137.

*Статья поступила в редакцию 9 июля 2018 г.,  
после переработки — 24 сентября 2018 г.,  
принята к публикации 11 декабря 2018 г.*