

УДК 629. 735.33.015.017.2

## УПРАВЛЕНИЕ БАФТИНГОМ КРЫЛА ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ИМПУЛЬСНЫХ ТЕПЛОВЫХ АКТУАТОРОВ ЭЖЕКТОРНОГО ТИПА

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

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского,  
140180 Жуковский, Россия  
E-mails: voevodinav@mail.ru, a-korniyakov@yandex.ru, aspetrov@rambler.ru,  
send2daninow@gmail.com, soudakov@mail.ru

Предложен импульсный тепловой актуатор нового типа с протоком с большой частотой импульсов, предназначенный для управления бафтингом крыла при околозвуковых скоростях полета. Работоспособность импульсных тепловых актуаторов с протоком сохраняется до значений частоты порядка 1 кГц, что достаточно для управления большинством аэродинамических процессов при больших дозвуковых скоростях потока. Поскольку с энергетической точки зрения использование импульсного теплового актуатора в режиме тангенциального выдува струи менее эффективно, чем в режиме отсоса пограничного слоя, для реализации режима отсоса предложен импульсный тепловой актуатор эжекторного типа.

Ключевые слова: актуатор, плазма, математическая модель, эксперимент, расчет, эжектор.

DOI: 10.15372/PMTF20180406

**Введение.** В настоящей работе предложена технология управления бафтингом на крыле магистрального самолета. При околозвуковых скоростях потока взаимодействие скачка уплотнения, замыкающего местную сверхзвуковую зону, с пограничным слоем на верхней поверхности крыла при больших дозвуковых числах Маха и углах атаки приводит к отрыву потока в окрестности линии примыкания скачка уплотнения к поверхности крыла и возникновению бафтинга. Этого можно избежать, используя пассивные или активные методы управления обтеканием. Термин “бафтинг” используется для описания аэродинамических нестационарных эффектов, вызванных колебанием скачка уплотнения, но не связанных с упругостью крыла, в предположении, что форма крыла является жестко фиксированной.

В настоящее время большое внимание уделяется исследованию плазменных актуаторов на основе диэлектрического барьерного разряда (ДБР-актуаторы) [1], которые используются для активного управления обтеканием летательного аппарата. Актуаторы этого типа имеют следующие недостатки.

---

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (код проекта 16-19-10407).

© Воеводин А. В., Корняков А. А., Петров А. С., Петров Д. А., Судаков Г. Г., 2018

1. Малая мощность формируемой актуатором струи, что является препятствием для использования актуаторов данного типа для высокоскоростных летательных аппаратов. Область их эффективного применения ограничена скоростями полета  $V_\infty = 10 \div 30$  м/с.

2. Предельно низкий КПД преобразования электроэнергии в механическую энергию струи газа. КПД актуаторов этих групп составляет доли процента, так как основная часть энергии разряда преобразуется в тепло, которое рассеивается в пространстве.

3. Необходимость использования достаточно высокого напряжения питания  $20 \div 30$  кВ, что создает дополнительные конструктивные сложности.

В отличие от ДБР-актуаторов в импульсных тепловых актуаторах (ИТ-актуаторы) для формирования управляющей воздушной струи используется тепло, выделяющееся при высоковольтном электрическом разряде. Устройство простейшего осесимметричного ИТ-актуатора с управлением разрядом описано в работе [2]. Управляемый ИТ-актуатор состоит из корпуса с полостью, в которой размещены три иглообразных электрода. Полость актуатора закрыта крышкой с соплом (отверстием). Первый и второй электроды подсоединены к конденсатору, заряжаемому от источника питания постоянного тока до значения напряжения несколько меньше пробойного при заданном искровом промежутке между электродами. На третий электрод в заданный момент времени подается высоковольтный импульс, создающий искру между ним и вторым электродом, что приводит к ионизации воздуха в полости. При ионизации пробойное напряжение между первыми двумя электродами уменьшается, и конденсатор разряжается с выделением тепла. Выделение тепла приводит к повышению в полости давления и истечению газа через сопло. После окончания истечения полость вновь заполняется газом, и процесс можно начинать сначала. В случае отсутствия третьего управляющего электрода блок питания должен обеспечивать заряд конденсатора до значения напряжения, превышающего пробойное. После разряда процесс повторяется. Особенностью ИТ-актуаторов является импульсный режим работы с частотой, зависящей от геометрических размеров и характеристик системы питания. Согласно работе [2] ИТ-актуатор с объемом полости порядка  $1 \text{ см}^3$ , емкостью конденсатора порядка  $1 \text{ мФ}$ , напряжением на конденсаторе приблизительно  $1,5 \text{ кВ}$  может работать с частотой порядка  $1 \text{ кГц}$ , что достаточно для управления большинством аэродинамических процессов. Особенности работы актуаторов различного типа подробно исследованы в [3]. Показано, что ИТ-актуаторы обеспечивают необходимую скорость и импульс управляющей струи. В работе [2] экспериментально показана возможность создания при одиночном импульсе сверхзвуковых струй газа. Это позволяет использовать ИТ-актуаторы для управления обтеканием высокоскоростных летательных аппаратов.

В настоящей работе на основе данных стендовых экспериментальных исследований полей давления и скорости осесимметричного ИТ-актуатора созданы математические модели их работы. Расчеты, проведенные при непрерывной работе актуатора, позволили выявить недостатки простейшего ИТ-актуатора и предложить новые варианты его конструкции, чтобы использовать для решения задачи о задержке бафтинга. Анализ результатов расчетов обтекания профиля крыла с работающим актуатором показывает, что использование ИТ-актуатора в режиме тангенциального выдува струи из вертикальной щели для подавления бафтинга требует реализации скоростей в щели порядка скорости звука. Такие значения скорости струи являются предельными для ИТ-актуаторов. Поэтому исследовался механизм отсоса пограничного слоя из области отрыва потока за скачком уплотнения. С помощью отсоса пограничного слоя через щель фиксируется положение скачка над щелью и устраняются его колебания. Установлено, что необходимые скорости отсоса ( $V_{jet} \approx 20 \div 40$  м/с) легко реализуются с помощью ИТ-актуатора эжекторного типа, предложенного в настоящей работе.

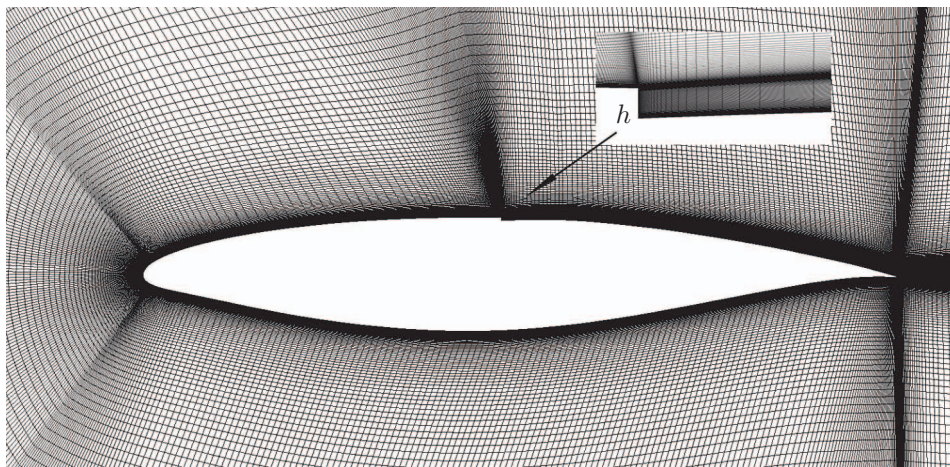


Рис. 1. Расчетная сетка вблизи профиля для случая  $h = 0,8$  мм

**1. Расчет обтекания профиля при наличии ИТ-актуатора.** Для исследования влияния плазменного ИТ-актуатора на характеристики профиля крыла при околозвуковых скоростях набегающего потока проведены расчеты обтекания суперкритического профиля П-184-15-СР в режиме выдува управляющей струи. При обтекании этого профиля с околозвуковыми скоростями при углах атаки  $\alpha \approx 4^\circ$  возникает явление бафтинга, при этом период колебаний скачка уплотнения составляет приблизительно  $\Delta t \approx 0,01$  с. Воздействие актуатора на обтекание профиля моделировалось путем выдува струй из вертикальной щели с поверхности профиля. Расчеты проводились при значениях числа Маха и Рейнольдса  $M_\infty = 0,735$ ,  $Re = 2,6 \cdot 10^6$ . Длина хорды профиля составляла  $b = 200$  мм, расчетная область имела размеры  $10 \times 10$  м.

Для обеспечения тангенциального выдува на верхней поверхности профиля необходимо создать вертикальную щель. Как показывают результаты расчетов, перемещение скачка при бафтинге происходит в окрестности половины длины хорды профиля. Поэтому щель устанавливалась на расстоянии от носка  $X = 95$  мм. Высота вертикальной щели  $h$  составляла 0,8 и 0,15 мм (два варианта). Расчетная сетка с количеством ячеек  $N = 190\,000$  вблизи профиля для случая  $h = 0,8$  мм показана на рис. 1.

Результаты расчетов в стационарной постановке в отсутствие выдува струи показаны на рис. 2, на котором для сравнения приведена соответствующая зависимость, полученная для исходного профиля ( $h = 0$ ) в нестационарной постановке. Видно, что на исходном профиле бафтинг возникает при значениях  $\alpha > 4^\circ$ . На рис. 2 показаны максимальные и минимальные значения коэффициента  $C_{ya}$  при наличии бафтинга. При модифицированной геометрии профиля при  $h = 0,15$  мм без учета наличия струи при  $\alpha = 4,2^\circ$  наблюдался бафтинг, при  $h = 0,8$  мм получено решение без колебаний. Однако из рис. 2 следует, что при  $h = 0,8$  мм существенно ухудшаются несущие свойства профиля и его аэродинамическое качество, поэтому использование тангенциального выдува из щели большой высоты ( $h > 0,15$  мм) неэффективно. Для эффективного использования тангенциального выдува струи необходимо использовать щели высотой  $h \leq 0,15$  мм. Определим коэффициент импульса струи  $C_\mu = I / (\rho_\infty V_\infty^2 / (2S_{wing}))$  ( $I$  — импульс струи), необходимый для задержки или устранения явления бафтинга, при тангенциальном выдуве из щели малой высоты. Проведенные исследования (см. [4]) показывают, что при слабом выдуве ( $C_\mu \approx 0,001$ ) характер зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  не меняется, однако величина  $\alpha$ , при которой возникает бафтинг, увеличивается на  $0,5^\circ$ ; при критическом значении коэффициента импульса струи ( $C_\mu \approx 0,005$ ) зависимость  $C_{ya}(\alpha)$  становится более существенной и бафтинг устраняется.

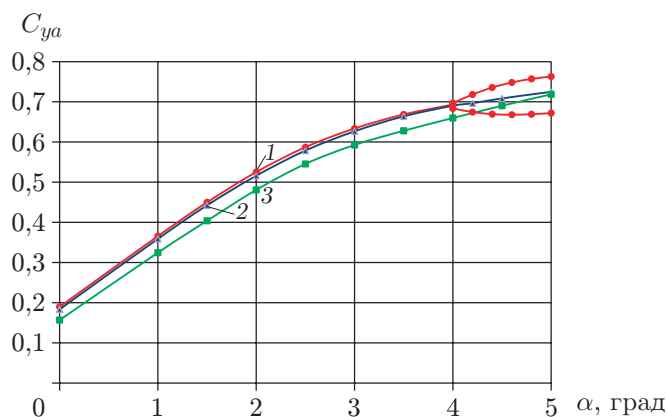


Рис. 2. Зависимость коэффициента  $C_{ya}$  от угла атаки при различных значениях высоты вертикальной щели:

1 —  $h = 0$ , 2 —  $h = 0,15$  мм, 3 —  $h = 0,8$  мм

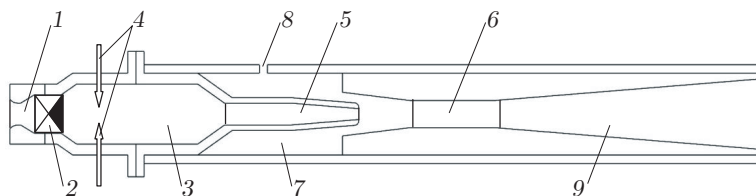


Рис. 3. Схема плазменного ИТ-актуатора эжекторного типа:

1 — воздухозаборник, 2 — обратный клапан, 3 — разрядная камера, 4 — встроенные игольчатые электроды, 5 — сопло эжектора, 6 — камера смешения, 7 — полость разрезания, 8 — щель, 9 — выходной диффузор

Оценки показывают, что при  $h \approx 0,15$  мм,  $C_{\mu} > 0,001$  значение скорости потока в щели должно быть порядка скорости набегающего потока  $V_{\infty} > 250$  м/с. Поэтому использование ДБР-актуаторов для создания горизонтальной струи с целью устранения бафтинга не представляется возможным. В отличие от них ИТ-актуаторы позволяют генерировать струи со скоростями порядка скорости звука. Однако результаты расчетов [3] показывают, что эффективное подавление бафтинга в режиме тангенциального выдува струи осуществляется при использовании ИТ-актуатора на пределе его возможностей, поэтому разработана новая конструкция ИТ-актуатора — актуатор эжекторного типа.

**2. Конструкция, принцип действия и характеристики плазменного актуатора эжекторного типа.** Основной задачей ИТ-актуатора эжекторного типа является обеспечение возможности работы с высокой частотой импульсов без перегрева, а также отсоса газа через щель со скоростью  $V_{jet} \approx 20 \div 40$  м/с. Принципиальная схема конструкции такого актуатора приведена на рис. 3.

Актуатор состоит из воздухозаборника с обратным клапаном, разрядной камеры со встроенными игольчатыми электродами, присоединенными к конденсаторной батарее, сопла эжектора, камеры смешения, полости разрезания со щелью, выходного диффузора. Входное отверстие воздухозаборника должно находиться в зоне течения с избыточным давлением в области торможения внешнего потока, например в области критической точки на профиле крыла.

Актуатор работает следующим образом. На каждом цикле при подключении источника питания к конденсаторной батарее последняя постепенно заряжается. При некотором

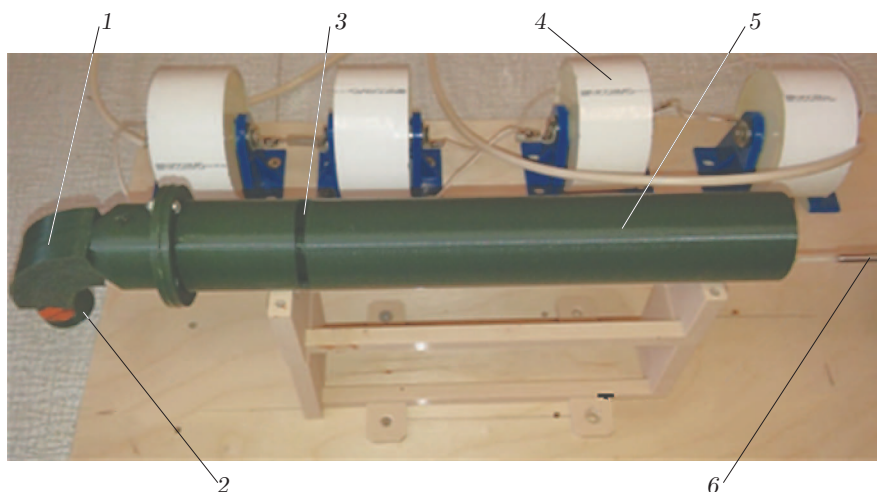


Рис. 4. Действующая осесимметричная модель актуатора:

1 — воздухозаборник, 2 — клапан, 3 — щель, 4 — конденсатор, 5 — сопло, 6 — термоанемометр

значении напряжения на конденсаторах происходят искровой пробой между электродами и разряд конденсаторов. Величина напряжения пробоя зависит от расстояния между электродами. При пробое образуется низкотемпературная плазма и выделяется тепло, нагревающее воздух в разрядной камере. Обратный клапан при разряде закрыт. Подведение тепла вызывает увеличение температуры и давления в разрядной камере, вследствие чего начинается истечение газа из эжекторного сопла. При этом в полости разрежения понижается давление, вызывающее эжектирование (отсос) газа через щель. Из камеры смешения газ свободно истекает через диффузор в окружающую среду. На выходе из диффузора струя газа имеет избыточное давление и ее также можно использовать для управления обтеканием, например в качестве струйного закрывка.

По окончании каждого цикла вследствие избыточного давления от набегающего потока на входе в воздухозаборник клапан открывается в сторону разрядной камеры, которая наполняется холодным газом. Далее происходит следующий искровой разряд, и весь цикл повторяется. Таким образом формируется импульсная струя газа, вытекающая из диффузора, и осуществляется отсос газа через щель на поверхности камеры разрежения, которая может быть конструктивно совмещена, например, с верхней поверхностью крыла.

Актуатор может быть выполнен как в осесимметричном варианте, так и в варианте, непосредственно предназначенном для работы в системе крыла. Действующая осесимметричная модель актуатора показана на рис. 4. Общая длина модели составляет 350 мм. Для данной осесимметричной модели актуатора проводились экспериментальные исследования зависимости скорости отсоса от времени. Измерения скорости проводились с помощью термоанемометра Mini STA 54T42 производства фирмы Dantec Dynamics, способного регистрировать кратковременные процессы в течениях со скоростью до 50 м/с и частотой до 10 кГц. Суммарная емкость батареи конденсаторов составляла  $C = 0,11$  мкФ, расстояние между электродами равно 9 мм, начальное напряжение пробоя на конденсаторах составляло  $U_{\text{нач}} \approx 15,3$  кВ, конечное напряжение на конденсаторах после разряда —  $U_{\text{кон}} \approx 5,1$  кВ. В данной серии экспериментов электростатическая энергия конденсаторов, затрачиваемая при разряде непосредственно на нагрев газа, составляла приблизительно 1,0 Дж на импульс. Проводились экспериментальные исследования характеристик одиночных импульсов, так как для работы актуатора с заданной частотой необходимо создание специальной системы управления разрядом.

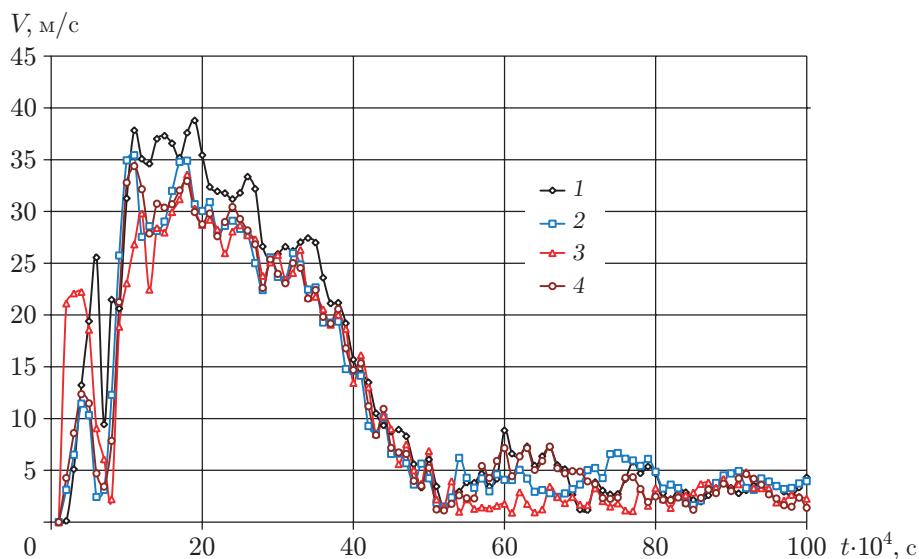


Рис. 5. Зависимость скорости отсоса от времени для четырех (1–4) серий испытаний

На рис. 5 приведена зависимость от времени скорости отсоса для одиночного импульса в четырех сериях испытаний при одних и тех же параметрах. Видно, что максимальная скорость отсоса составляет  $V_{jet} \approx 30 \div 35$  м/с, а полный цикл отсоса длится приблизительно 0,005 с. Таким образом, характерная частота работы данного актуатора составляет порядка 200 Гц. Актуатор может работать с большей частотой импульсов, однако при этом необходимо контролировать температуру в разрядной камере, которая увеличивается с увеличением частоты.

Полученные экспериментальные данные о скорости отсоса подтверждаются результатами расчетов. Математическая модель работы ИТ-актуатора, созданная на основе методов вычислительной аэродинамики, состоит в следующем. Расчетная область включает внешнюю зону, а также весь внутренний канал актуатора от воздухозаборника до выходного сопла диффузора.

Задача ставилась следующим образом. Пусть внутри разрядной камеры в течение промежутка времени  $\Delta t_1$  происходит выделение тепла с общим количеством энергии  $J$ . Решалась краевая задача для нестационарных уравнений Рейнольдса с  $(k-\omega)$ -SST-моделью турбулентности. Для расчетов выбирались следующие значения параметров: энергия каждого импульса  $J = 1,5$  Дж при линейном законе подведения энергии в течение времени  $\Delta t_1 = 0,0001$  с. Частота подведения импульсов составляла  $f = 450$  Гц, т. е. импульсы повторялись с периодом  $\Delta t_2 \approx 0,0022$  с. Ширина щели отсоса составляла 2 мм, длина по окружности цилиндрической части — 40 мм. Работа обратного клапана моделировалась с помощью соответствующего граничного условия на входе в разрядную камеру, зависящего от времени.

Результаты расчетов скорости отсоса в щели в непрерывном режиме для двух последовательных импульсов приведены на рис. 6. Видно, что характерное значение скорости отсоса составляет примерно  $V_{jet} \approx 20$  м/с и сохраняется в течение промежутка времени  $\Delta t \approx 0,0015$ . Согласно расчетам при выбранных параметрах температура в разрядной камере не превышала 500 К.

Полученные расчетные зависимости имеют ряд особенностей. Характерное время, при котором сохраняется высокая скорость отсоса, более чем на порядок превышает длительность импульса подведения энергии. Это объясняется наличием в конструкции актуатора

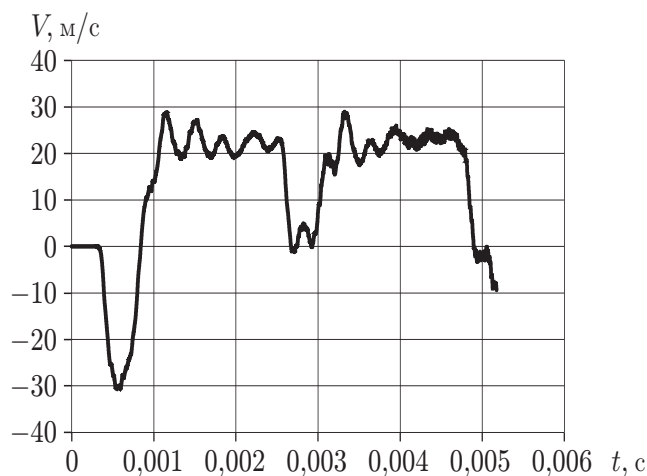


Рис. 6. Зависимость скорости газа в щели от времени

достаточно большой по объему камеры разрежения, вследствие чего существенно демпфируются изменения скорости потока в щели эжектора. Поэтому на рис. 6 форма импульса для скорости отсоса существенно более гладкая, чем форма импульса для энергии выделения тепла в разрядной камере. Однако возможности демпфирования ограничены, поэтому на заключительной стадии действия импульса скорость отсоса значительно уменьшается. Высокочастотные колебания скорости отсоса обусловлены акустическими возмущениями и резонансными явлениями в полости актуатора.

Таким образом, проведенные экспериментальные и расчетные исследования показывают, что рассматриваемая конструкция импульсного теплового актуатора позволяет без перегрева активной зоны получить скорости отсоса порядка  $20 \div 40$  м/с, необходимые для управления обтеканием несущих тел при околосзвуковых скоростях.

С целью проверки эффективности подавления бафтинга с помощью предлагаемой конструкции актуатора проведены расчетные исследования несущих свойств профиля П-184-15-СР при околосзвуковых скоростях в широком диапазоне значений угла атаки.

В математической модели обтекания профиля с учетом работы эжекторного актуатора для обеспечения отсоса на верхней поверхности была создана площадка шириной  $0,01b = 2$  мм ( $b$  — длина хорды профиля) на расстоянии от носка профиля по оси  $X$ , равном 105 мм. На площадке задавалась постоянная вертикальная скорость. Истечение газа через диффузор в данных расчетах не моделировалось. Расчетная сетка вблизи профиля для этого случая такая же, как в рассмотренном выше случае, а количество ячеек равно  $N = 193\,000$ .

Результаты расчетов, проведенных для постоянной вертикальной скорости отсоса  $V_{jet}$  в щели в нестационарной постановке при числе Маха  $M_\infty = 0,735$ , показывают, что при значениях скорости отсоса  $V_{jet} \approx 20 \div 40$  м/с происходит полное подавление бафтинга и сохраняется стационарность течения (рис. 7). При этом колебания скачка уплотнения вдоль поверхности прекращаются, и его положение фиксируется непосредственно над щелью отсоса (рис. 8). Следует отметить, что в данном случае необходимые для подавления бафтинга скорости отсоса существенно меньше, чем при использовании режима тангенциального выдува струи.

В соответствии с постановкой задачи обтекания профиля скорость отсоса не меняется со временем. В то же время в предлагаемой конструкции актуатора используется импульсный режим работы. Поэтому в расчетах постоянную скорость отсоса следует интерпретировать как необходимую среднюю скорость отсоса. Для того чтобы определить

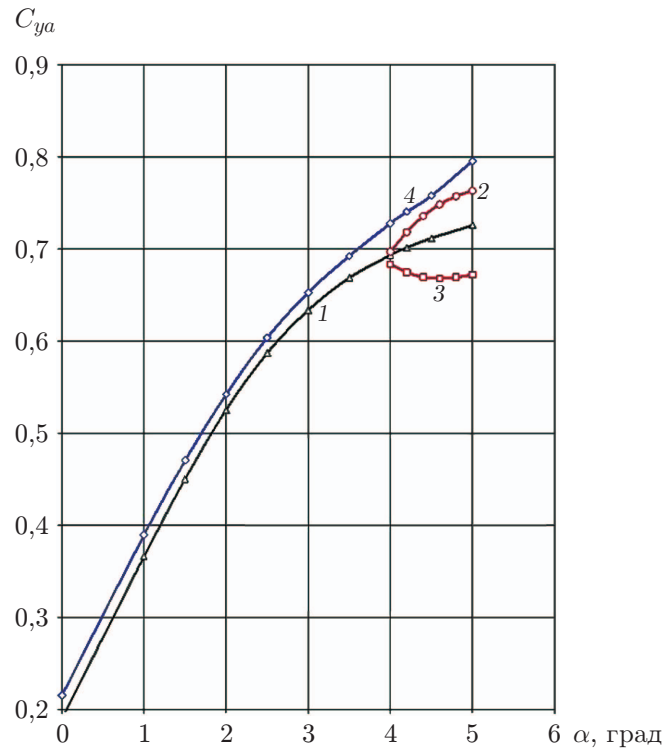


Рис. 7. Зависимость коэффициента  $C_{ya}$  от угла атаки при различных режимах обтекания профиля:

1 — стационарный режим, 2, 3 — нестационарный режим (2 — максимальные значения  $C_{ya}$ , 3 — минимальные значения  $C_{ya}$ ), 4 — режим с отсосом пограничного слоя с помощью актуатора эжекторного типа

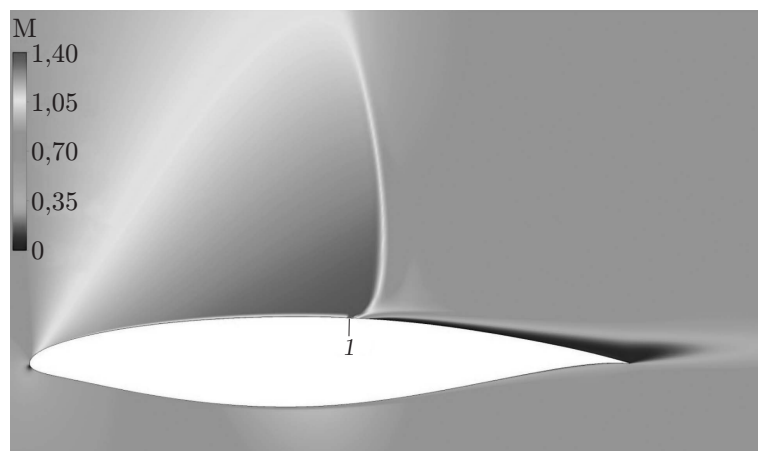


Рис. 8. Поле значений числа Маха при отсосе пограничного слоя со скоростью  $V = 40$  м/с (1 — щель)



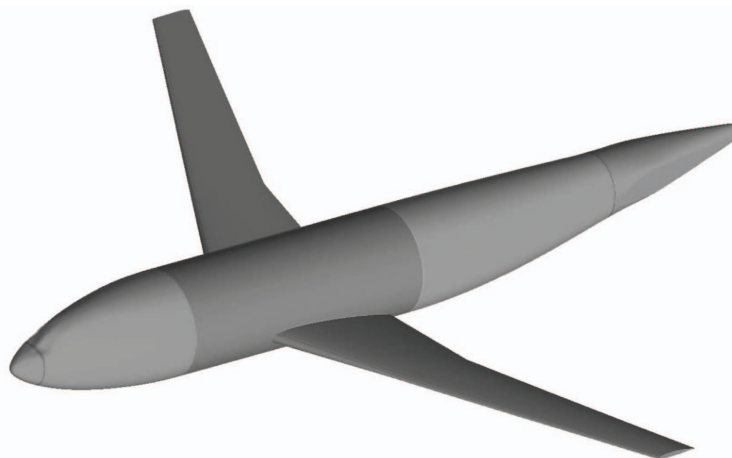


Рис. 9. Модель крыло — фюзеляж DLR-F6

максимально возможные амплитуды пульсаций скорости отсоса, проведены дополнительные расчеты обтекания профиля с пульсирующими скоростями отсоса. Установлено, что максимально допустимая амплитуда пульсаций составляет 20 % средней скорости отсоса, при этом амплитуда колебаний  $C_{ya}$  не превышает 0,3 % соответствующих средних значений.

**3. Расчет обтекания летательного аппарата с использованием плазменных ИТ-актуаторов эжекторного типа.** Результаты расчетов, показывающие возможность подавления бафтинга на профиле, приведенные в п. 2, необходимо подтвердить расчетами обтекания реального летательного аппарата. Для проведения таких исследований выбрана модель крыло — фюзеляж DLR-F6, широко используемая для тестирования и верификации численных программ расчета трансзвукового обтекания самолета [5] (рис. 9). Модель имеет следующие размеры: полуразмах крыла 0,585 м, средняя аэродинамическая длина хорды  $b = 0,1412$  м, длина фюзеляжа — 1,292 м. Исследования проводились для значений числа Маха  $M = 0,75$  и числа Рейнольдса  $Re = 3 \cdot 10^6$ .

Для моделирования работы актуатора на верхней поверхности крыла располагалась щель, на которой задавалась постоянная скорость отсоса газа. С учетом результатов, полученных в п. 1, значение этой скорости полагалось равным  $V_{jet} = 20$  м/с, ширина щели — 2 мм, протяженность по оси  $Z$  —  $92,5 \div 350,0$  мм. Коэффициент расхода составлял  $C_q = Q/(\rho_\infty V_\infty S_{wing}) = 3 \cdot 10^{-4}$ , где  $Q$  — расход газа через щель;  $\rho_\infty$  — плотность набегающего потока;  $V_\infty$  — скорость набегающего потока;  $S_{wing}$  — характерная площадь крыла. Рассмотрены два варианта расположения щели по хорде крыла (в случае, показанном на рис. 10, в, щель смещена к передней кромке крыла). Для расчетов построена структурированная многоблочная сетка для области течения протяженностью по оси  $X$   $-20 \div 30$  м, по оси  $Y$   $-10 \div 10$  м, по оси  $Z$   $0 \div 20$  м. Для того чтобы выполнялось условие  $Y^+ \sim 1$ , высота пристенных ячеек выбрана равной  $10^{-6}$  м. Общее количество ячеек для полумодели составляло порядка  $12 \cdot 10^6$ .

Решалась система уравнений Рейнольдса RANS с моделью турбулентности SST, при этом на площадке, моделирующей щель, задавалась скорость отсоса  $V_{jet} = 20$  м/с. Зависимость  $C_{ya}(\alpha)$  приведена на рис. 11. Также на рис. 11 приведены данные эксперимента [5]. Видно, что при значениях угла атаки  $\alpha \leq 2^\circ$  зависимость  $C_{ya}(\alpha)$  является практически линейной, а при больших значениях  $\alpha$  происходит отрыв потока на верхней поверхности крыла (в [5] экспериментальные данные приводятся только для значений угла атаки  $\alpha \leq 2^\circ$ ). Для данной модели отрыв зарождается вблизи задней кромки и по мере увеличения угла атаки продвигается вверх по потоку. При  $\alpha > 3,5^\circ$  происходит отрыв в

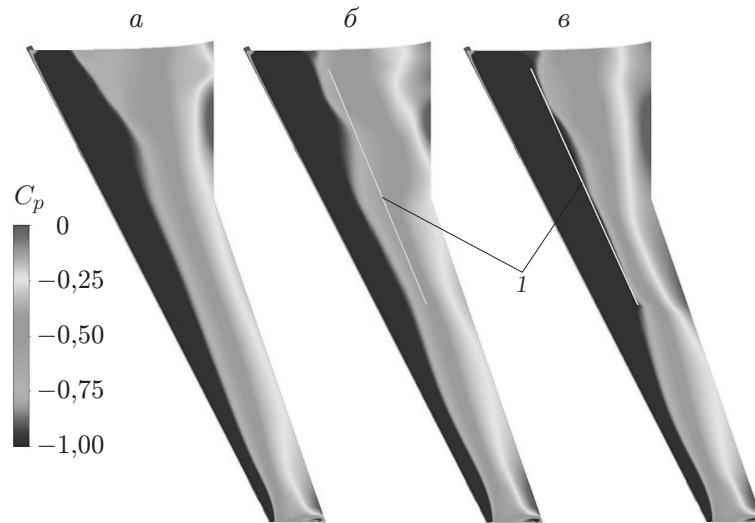


Рис. 10. Распределение коэффициента давления на верхней поверхности крыла при  $\alpha = 4,5^\circ$  в отсутствие щели (*a*) и при ее различных положениях (*б* — положение 1, *в* — положение 2):

1 — щель

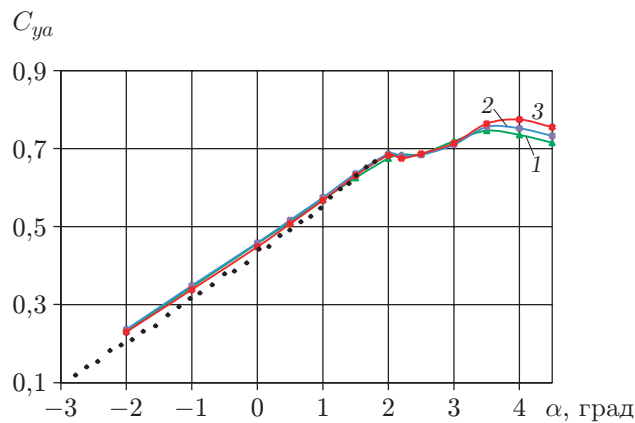


Рис. 11. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от угла атаки  $\alpha$ : точки — эксперимент [5], линии — расчет; 1 — в отсутствие щели, 2, 3 — при ее различных положениях (2 — положение 1, 3 — положение 2)

окрестности линии примыкания скачка уплотнения к поверхности крыла. Отсос газа начинает оказывать влияние на коэффициент подъемной силы при  $\alpha > 3,5^\circ$ , когда имеет место развитый отрыв в окрестности линии примыкания скачка уплотнения к поверхности крыла. Коэффициент сопротивления слабо зависит от наличия отсоса и положения щели.

Рассмотрим полученные в расчетах картины течения. На рис. 10 показано распределение коэффициента давления на верхней поверхности крыла при значении угла атаки  $\alpha = 4,5^\circ$  (отрывной режим). Шкала  $C_p$  выбрана таким образом, чтобы область разрежения соответствовала положению сверхзвуковой зоны. В отсутствие щели (см. рис. 10, *a*) скачок при заданном значении числа Маха набегающего потока фиксируется на некотором расстоянии от передней кромки крыла. Если щель (при заданном расходе) расположена на большом расстоянии от этого положения скачка (см. рис. 10, *б*), то она слабо влияет на течение. Поэтому необходимо либо увеличивать расход воздуха в щели, либо оптими-

зирать положение щели путем сдвига ее вверх по потоку (см. рис. 10, в). В этом случае положение скачка фиксируется над щелью, скачок сдвигается вниз по потоку, интенсивность отрыва уменьшается, а бафтинг возникает при больших углах атаки. Результаты расчетов показывают, что при использовании отсоса с небольшим коэффициентом расхода  $C_q \approx 3 \cdot 10^{-4}$  можно управлять положением скачка и интенсивностью отрыва. Изменяя положение скачка, можно подавить его колебания (положение скачка фиксируется над щелью) и одновременно улучшить несущие свойства летательного аппарата и его аэродинамическое качество на  $\Delta K_{\max} \approx 0,5$  за счет уменьшения интенсивности отрыва.

**Заключение.** Для управления бафтингом разработан клапанный импульсный тепловой плазменный актуатор эжекторного типа, позволяющий осуществлять одновременно выдув газа в одной области течения и его отсос в другой. Это существенно расширяет возможности применения подобного актуатора для управления обтеканием летательного аппарата при больших дозвуковых скоростях потока. Результаты проведенных стендовых (в отсутствие набегающего потока) экспериментальных исследований скорости отсоса для подобных актуаторов позволяют утверждать, что актуаторы эжекторного типа могут обеспечивать скорость отсоса порядка  $25 \div 35$  м/с и работать с частотой 200 Гц при небольших энергетических затратах. Результаты расчетов характеристик внутреннего течения в актуаторе свидетельствуют об отсутствии перегрева активной зоны актуатора при указанных значениях параметров.

Результаты расчетов, проведенных при постоянной вертикальной скорости отсоса  $V_{jet}$  в щели в нестационарной постановке при значении числа Маха  $M_\infty = 0,735$ , показывают, что при скоростях отсоса  $V_{jet} \approx 20 \div 40$  м/с происходит полное подавление бафтинга на профиле П-184-15-СР и сохраняется стационарность течения. При этом колебания скачка уплотнения вдоль поверхности профиля полностью прекращаются, и его положение фиксируется непосредственно над щелью отсоса.

Аналогичные расчетные исследования, подтверждающие справедливость предложенной методики подавления бафтинга с помощью ИТ-актуатора эжекторного типа, проведены для реальной модели крыло — фюзеляж DLR-F6.

При использовании метода подавления бафтинга путем отсоса пограничного слоя через щель на верхней поверхности профиля требуются скорости отсоса, на порядок меньшие, чем в случае тангенциального выдува струи. Такие скорости можно получить с помощью разработанного актуатора эжекторного типа.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Artana G., Adamo J., Leger L., et al. Flow control with electrohydrodynamic actuators // AIAA J. 2002. V. 40, N 9. P. 1773–1779.
2. Lin Wang, Zhi-xun Xia, Zhen-bing Luo, Jun Chen. Three-electrode plasma synthetic jet actuator for high-speed flow control // AIAA J. 2014. V. 52, N 4. P. 879–882.
3. Петров А. С., Судаков Г. Г., Воеводин А. В., Петров Д. А. Активные методы управления обтеканием летательного аппарата с помощью плазменных актуаторов различного типа // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2016. Вып. 2756. С. 1–270.
4. Боксер В. Д., Волков А. В., Петров А. В. Применение тангенциального выдува струй для снижения сопротивления сверхкритических профилей при больших дозвуковых скоростях // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2009. Т. 11, № 1. С. 8–16.
5. Laffin K. Data summary and comparison // Materials of the 2nd AIAA CFD drag prediction workshop, Orlando (USA), 21–22 Jun. 2003. S. 1., 2003. P. 1–49.