

УДК 629. 735.33.015.017.2

## УПРАВЛЕНИЕ БАФТИНГОМ КРЫЛА С ПОМОЩЬЮ УСТРОЙСТВА 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: vovodina@mail.ru, a-korniyakov@yandex.ru, aspetrov@rambler.ru,  
send2daninow@gmail.com, soudakov@mail.ru

Численно и экспериментально исследована задача об обтекании прямоугольного крыла в аэродинамической трубе в режиме трансзвукового бафтинга. Показано, что вместо течения, близкого к двумерному, реализуется трехмерное течение с грибовидной структурой предельных линий тока на поверхности крыла при наличии автоколебаний скачка уплотнения вдоль продольной координаты (бафтинг). Для управления бафтингом предложено использовать эжектор, с помощью которого осуществляются отсос пограничного слоя на верхней поверхности крыла и выдув струи в окрестности задней кромки. С помощью спектрального анализа результатов измерений пульсаций давления на верхней поверхности крыла показано, что предложенное устройство эффективно подавляет колебания пульсаций давления на частоте бафтинга.

**Ключевые слова:** прямоугольное крыло, трансзвуковой бафтинг, отрывное обтекание, эжектор, спектральный анализ.

DOI: 10.15372/PMTF20210215

**Введение.** Бафтинг крыла при его околозвуковом обтекании представляет собой колебания потока, вызванные взаимодействием скачка уплотнения с отрывной зоной течения, возникающей за скачком уплотнения. При трехмерном обтекании прямоугольного крыла бесконечного удлинения безграничным потоком в этом режиме вместо плоского течения предельные линии тока принимают вид грибовидных периодических (по боковой координате) структур. Аналогичные структуры впервые обнаружены экспериментально [1, 2] при дозвуковом отрывном обтекании крыла, а затем получены путем численного моделирования [3]. Трансзвуковой бафтинг в случае обтекания профиля крыла исследовался экспериментально [4, 5] и численно [6–8]. В случае самолетной компоновки режим бафтинга имеет значительно более сложный характер колебаний [9]. В указанных работах исследовались основные характеристики течения в этом режиме: частоты и амплитуды пульсаций давления на поверхности крыла. Структура течения при наличии автоколебаний скачка уплотнения для прямоугольного крыла рассмотрена в работе [10], в которой численно получены грибовидные ячеистые структуры течения на поверхности крыла, а также приведены результаты расчета характеристик течения в этом режиме с помощью теории устойчивости [11, 12], связывающей появление грибовидных периодических

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., 2021

структур с неустойчивостью течения при отрывном обтекании крыла. Таким образом, явление бафтинга характеризуется наличием сложной трехмерной структуры течения даже в случае простой прямоугольной в плане формы крыла, в силу чего усложняется анализ течения и предъявляются особые требования к устройствам для управления бафтингом.

Для активного управления бафтингом используются различные устройства (актуаторы), воздействующие на поток. Актуаторы можно разделить на два типа: импульсные (нестационарные) и стационарные. К импульсным актуаторам относятся актуаторы, в которых используется диэлектрический барьерный разряд, в том числе наносекундные и плазменные актуаторы, в которых используется коронный разряд [13]. Принципиальным недостатком этих устройств является невозможность получения достаточно большого импульса струи, что препятствует использованию актуаторов этих типов на высокоскоростных летательных аппаратах. Область их эффективного применения ограничена скоростями полета  $V = 10 \div 70$  м/с. Исключение составляют наносекундные актуаторы, в которых применяется диэлектрический барьерный разряд (плазменные вихрегенераторы) [14]. Эти актуаторы более эффективны и активно используются в настоящее время.

К стационарным актуаторам относится, прежде всего, устройство для выдува струи высоконапорного газа вдоль поверхности крыла (см., например, [8]). Этот способ управления отрывом потока является наиболее эффективным, однако требует значительного расхода высоконапорного газа, который забирается от двигателя самолета и уменьшает силу тяги. Созданные в последнее время актуаторы эжекторного типа [15], обеспечивающие одновременный отсос пограничного слоя и выдув высокоскоростной струи, более экономично расходуют высоконапорный газ и позволяют реализовать как стационарный, так и импульсный режим работы. Их использование может быть эффективным как на этапах взлета и посадки, так и в крейсерском режиме, в том числе для решения задачи подавления бафтинга. Актуаторы этого типа исследуются в настоящей работе.

Рассматривается обтекание потоком воздуха прямоугольного крыла при его установке в перфорированной рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) Т-112 Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ). С использованием экспериментальных данных, полученных в АДТ, проведена настройка численного метода, что дало возможность удовлетворительно описать течение вблизи крыла в режиме бафтинга. Анализ результатов расчета позволил выявить некоторые дополнительные, ранее не известные особенности обтекания крыла, помещенного в рабочую часть АДТ: отрыв имеет место только внутри грибовидных структур, область между грибовидными структурами обтекает безотрывно, амплитуда колебаний скачка уплотнения зависит от боковой координаты, вследствие наличия стенок трубы существенно деформируются грибовидные структуры и уменьшается частота бафтинга.

Использование валидированного численного метода позволило создать достаточно надежную математическую модель обтекания более сложного объекта — крыла в режиме бафтинга с установленными на нем работающими актуаторами эжекторного типа. Предложенное устройство позволяет организовать одновременный отсос пограничного слоя на верхней поверхности крыла и выдув струи в окрестности его задней кромки.

**1. Постановка задачи.** Численно моделировалось течение в окрестности крыла, помещенного в рабочую часть АДТ, с учетом перфорации верхней и нижней поверхностей АДТ, а также с учетом течения во внутренних каналах актуаторов. Таким образом, математическая модель течения полностью соответствовала условиям эксперимента.

Математическая модель крыла с двумя установленными актуаторами представлена на рис. 1. Актуаторы состоят из следующих основных элементов (рис. 2): канала подвода высокого давления, сопла эжектора, щели для отсоса пограничного слоя, камеры смешения, выходного диффузора, щелевого сопла диффузора. Размах прямоугольного крыла состав-

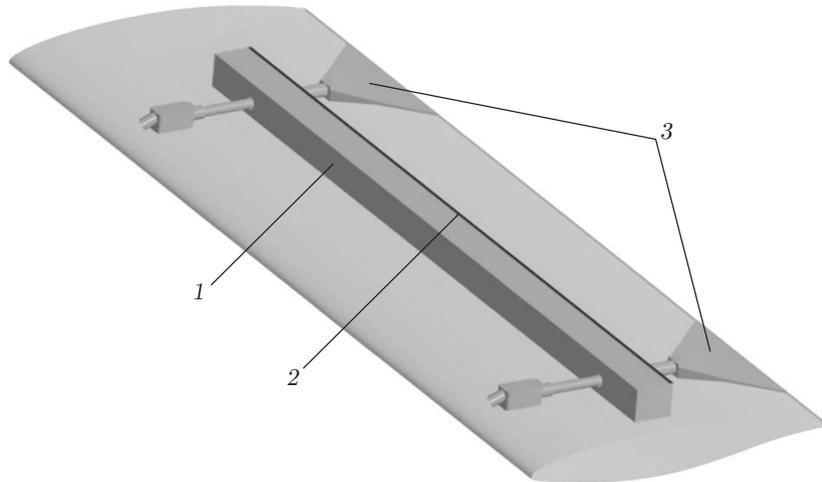


Рис. 1. Модель крыла с установленными актуаторами:  
1 — камера смешения, 2 — щель, 3 — диффузоры эжекторов

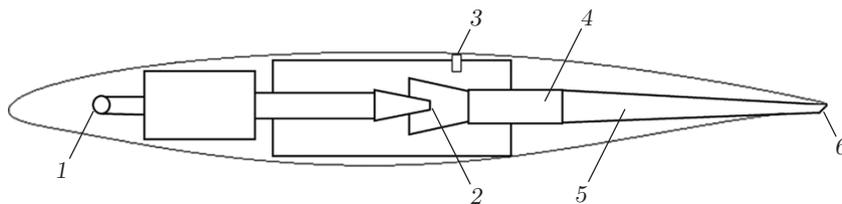


Рис. 2. Сечение модели крыла в плоскости  $X = 0,175$  м:  
1 — канал подвода высокого давления, 2 — сопло эжектора, 3 — щель для отсоса пограничного слоя, 4 — камера смешения, 5 — выходной диффузор, 6 — щелевое сопло диффузора

лял  $L = 0,6$  м, длина хорды  $b = 0,2$  м. Крыло имело суперкритический профиль П-184-15. Геометрические характеристики эжектора следующие: диаметр сопла — 3 мм, входной диаметр камеры смешения — 9 мм. Щель длиной 440 мм, шириной 1 мм для отсоса пограничного слоя на верхней поверхности крыла располагалась на расстоянии  $X_{slot}/b = 0,55$  от его передней кромки.

Модель крыла помещалась в рабочую часть АДТ с размерами  $-1,45 \text{ м} < X < 1,11 \text{ м}$ ,  $-0,32 \text{ м} < Y < 0,32 \text{ м}$ ,  $-0,30 \text{ м} < Z < 0,30 \text{ м}$ . Передняя кромка крыла имела координату  $X = 0$  при величине угла атаки  $\alpha = 0$ . Ось вращения крыла проходила через точку  $X = 0,1 \text{ м}$ ,  $Y = 0$ .

Верхняя и нижняя стенки рабочей части трубы были перфорированы, коэффициент перфорации составлял 23 %. Для учета перфорации стенок АДТ на нижней и верхней гранях задавались условия Дарси

$$\frac{v}{U_\infty} = R_{1,2} \frac{p_p - p_w}{\rho_\infty U_\infty},$$

где  $v$  — вертикальная компонента скорости на перфорированной грани;  $\rho_\infty$ ,  $U_\infty$  — плотность и скорость набегающего потока;  $p_p$ ,  $p_w$  — давление в камере и на стенке;  $R_{1,2}$  — коэффициенты проницаемости для вдува и отсоса соответственно. В качестве  $p_p$  использовалось значение статического давления в камере давления АДТ  $p_p = p_\infty$ . Коэффициент проницаемости принимался равным  $R_1 = R_2 = R$ , в случае сплошных стенок (в отсутствие перфорации)  $R = 0$ , при наличии перфорации  $R = 0,18$ . Это значение подбиралось

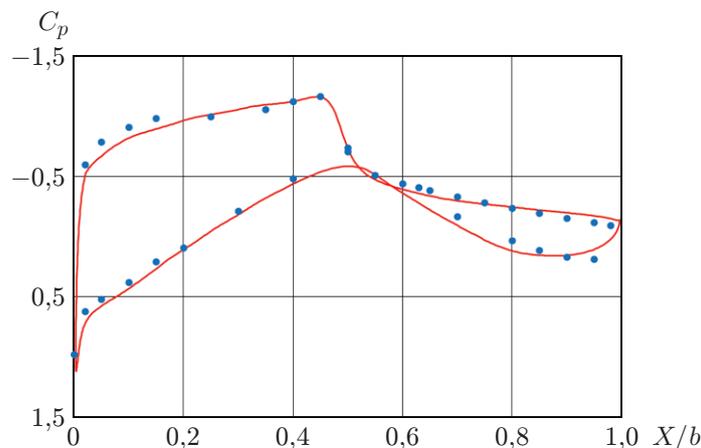


Рис. 3. Распределение коэффициента давления в центральном сечении крыла при  $M = 0,77$ ,  $\alpha = 6^\circ$ :

точки — эксперимент, линии — расчет

в соответствии с условием наилучшего совпадения расчетного и экспериментального распределений давления на поверхности профиля и на нижней поверхности рабочей части трубы.

На входной (левой) границе расчетной области, размеры которой соответствуют размерам рабочей части АДТ Т-112, ставились следующие граничные условия для полного давления и температуры:  $101 \text{ кПа} < p_{0\infty} < 105 \text{ кПа}$  ( $0,73 < M < 0,78$ ),  $T_{0\infty} = 25^\circ \text{C}$ . На выходной (правой) границе задавалось статическое давление  $p_\infty = 70340 \text{ Па}$ . Исследования проводились при значениях числа Маха  $M = 0,73 \div 0,78$ , числа Рейнольдса  $Re \approx 3 \cdot 10^6$ .

На входе в актуатор (см. рис. 2) ставились граничные условия для полного давления  $p_{0in}$  и температуры:  $0 \leq \Delta p_{0in} < 400 \text{ кПа}$ ,  $T_{0in} = T_{0\infty}$ ,  $\Delta p_{0in} = p_{0in} - p_\infty$ .

Для случая крыла бесконечного удлинения в безграничном потоке расчеты проводились с использованием условий симметрии на боковых гранях вместо условия прилипания. На верхней и нижней гранях расчетной области ставились условия, соответствующие набегающему потоку.

С помощью решения краевой задачи для уравнений Рейнольдса моделировались следующие режимы обтекания модели крыла: 1) нестационарное течение в рабочей части АДТ с неработающими (с заклеенной щелью отсоса) актуаторами (моделирование бафтинга проводилось для половины расчетной области с использованием расчетной сетки, состоящей из  $24 \cdot 10^6$  узлов); 2) нестационарное течение в безграничном потоке с неработающими актуаторами (моделирование бафтинга проводилось для всей расчетной области с использованием расчетной сетки, состоящей из  $48 \cdot 10^6$  узлов); 3) стационарное течение в рабочей части АДТ при наличии работающих актуаторов (моделирование бафтинга проводилось для половины расчетной области с использованием расчетной сетки, состоящей из  $42 \cdot 10^6$  узлов). Для решения краевой задачи для уравнений Рейнольдса, описывающих течение сжимаемого газа, использовался метод конечных объемов второго порядка точности с однопараметрической моделью турбулентности для вихревой вязкости [16].

**2. Валидация численного метода.** Валидация численного метода проводилась для случая гладкого крыла с использованием экспериментальных данных, полученных в работе [8] для аналогичного крыла в АДТ Т-112 ЦАГИ. Осредненное по времени распределение коэффициента давления  $C_p$  на поверхности крыла в центральном сечении для условий АДТ при  $M = 0,77$ ,  $\alpha = 6^\circ$  и отрывном режиме обтекания показано на рис. 3. Возникновение отрыва подтверждается наличием отрицательных значений коэффициента давления

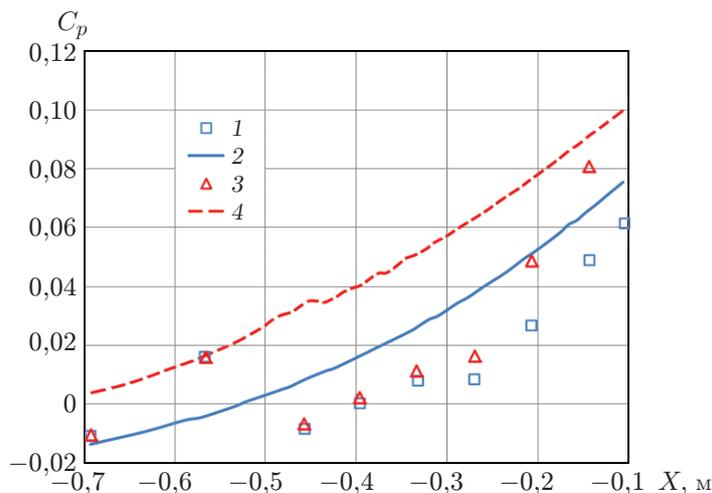


Рис. 4. Распределение коэффициента давления вдоль центральной линии на нижней поверхности рабочей части АДТ Т-112:

1, 2 —  $M = 0,73$ ,  $\alpha = 4^\circ$ , 3, 4 —  $M = 0,77$ ,  $\alpha = 6^\circ$ ; 1, 3 — эксперимент, 2, 4 — расчет

в окрестности задней кромки крыла. Также в [8] измерялся коэффициент давления вдоль центральной линии на нижней поверхности рабочей части трубы Т-112. Результаты сравнения расчетных и экспериментальных значений этой характеристики свидетельствуют о точности выполнения граничных условий при использовании численного метода. Заметим, что для учета перфорации стенок АДТ на нижней и верхней гранях ставились условия Дарси (см. п. 1), которые в случае течения в окрестности перфорированной стенки справедливы в приближении теории малых возмущений. Результаты сравнения приведены на рис. 4 при  $M = 0,73$ ,  $\alpha = 4^\circ$  (безотрывный режим) и  $M = 0,77$ ,  $\alpha = 6^\circ$  (отрывной режим). Видно, что в случае безотрывного режима течения расчетные и экспериментальные данные согласуются удовлетворительно, в случае отрывного режима — значительно хуже, что обусловлено ограничением применимости условия Дарси. Заметим, что коэффициент Дарси подбирался с учетом условия наилучшего согласования расчетных и экспериментальных данных для коэффициента давления как на поверхности профиля, так и на нижней поверхности рабочей части АДТ.

**3. Экспериментальные исследования воздействия актуаторов на обтекание крыла в режиме бафтинга.** Эксперименты проводились в АДТ Т-112 с целью исследования возможности подавления с помощью актуаторов эжекторного типа бафтинга при обтекании прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda = 3$  при околосвуковых скоростях.

Разработанная модель имеет поперечное сечение со сверхкритическим профилем П-184-15СР ЦАГИ с максимальной относительной толщиной 15 %. Общий вид модели со снятыми верхними крышками показан на рис. 5. Модель крыла позволяет провести испытания при наличии отсоса пограничного слоя на верхней поверхности с одновременным измерением статического давления в 19 точках на верхней поверхности и в восьми точках на нижней поверхности, а также давления и его пульсаций на верхней поверхности в центральном сечении в одной точке при  $X/b = 0,75$ . Расположение датчика на удалении обусловлено конструктивными особенностями внутренней компоновки крыла. Дренажные отверстия для измерения статического давления расположены на линии, проходящей через среднюю точку центрального сечения под углом  $45^\circ$  к оси  $Z$ . Такое расположение дренажных отверстий выбрано для исключения влияния на процесс измерений турбулизации потока, обусловленной наличием отверстий для датчиков давления на поверхности крыла.

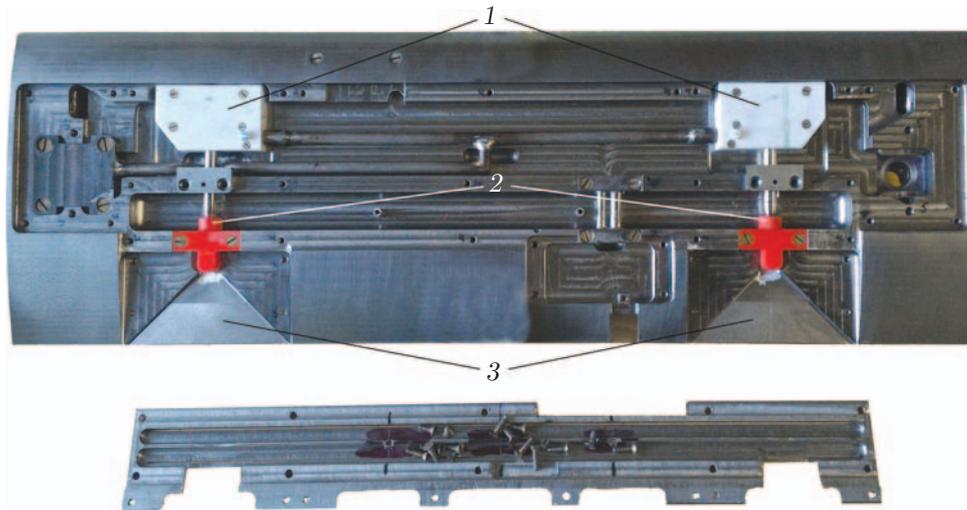


Рис. 5. Вид модели со снятыми верхними крышками:  
1 — камера высокого давления, 2 — сопло, 3 — диффузор

Выбранная длина хорды не позволяет получить интегральные аэродинамические характеристики модели, соответствующие условиям безграничного обтекания при околозвуковых скоростях, однако дает возможность моделировать и изучать физическую картину взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем, являющегося основной причиной возникновения бафтинга, а также исследовать способы воздействия на него. Подавление бафтинга осуществлялось с помощью отсоса пограничного слоя за скачком уплотнения, для чего на модели устанавливались два актуатора эжекторного типа.

**4. Анализ результатов расчета и эксперимента.** Валидированный численный метод позволяет анализировать не только количественные, но и качественные характеристики течения (распределение давления на поверхности крыла, положение скачка уплотнения, поверхностные линии тока и т. д.). Результаты проведенных расчетов показывают, что картины течения как в АДТ, так и в безграничном потоке являются существенно трехмерными и значительно различаются (рис. 6). На рис. 6 в обоих случаях хорошо видны периодические грибовидные ячеистые структуры. В АДТ отрыв из-под скачка уплотнения возникает в окрестности центров “грибов” и отсутствует в сечениях между “грибами”. В этом случае амплитуда колебаний скачка уплотнения неравномерна по размаху крыла: велика в центральном сечении крыла ( $\Delta X/b = 0,15$ ) и уменьшается в средних сечениях ( $\Delta X/b = 0,05$ ). Вследствие наличия стенки АДТ отрыв стабилизируется в ее окрестности и возникает существенная деформация трехмерной структуры течения. Частота бафтинга для случая АДТ при  $M = 0,76$ ,  $\alpha = 6^\circ$  равна  $f = 83$  Гц (расчет) и  $f = 95$  Гц (эксперимент).

Рассмотрим течение вблизи крыла в АДТ Т-112 при наличии работающего актуатора. На рис. 7 при  $\Delta p_{0in} = 400$  кПа показаны расчетные распределения давления и предельные линии тока при наличии актуатора. Видно, что при наличии работающего актуатора положение основания скачка стабилизируется и фиксируется в окрестности щели отсоса. При этом течение становится стационарным. Картина течения является существенно трехмерной.

Рассмотрим результаты экспериментов, свидетельствующие об эффективности технологии подавления бафтинга крыла с помощью актуатора. На рис. 8 приведено экспериментальное распределение коэффициента давления в центральном сечении крыла при отсутствии и наличии работающего актуатора. Видно, что при работе актуатора происходит благоприятное изменение распределения коэффициента давления на верхней поверх-

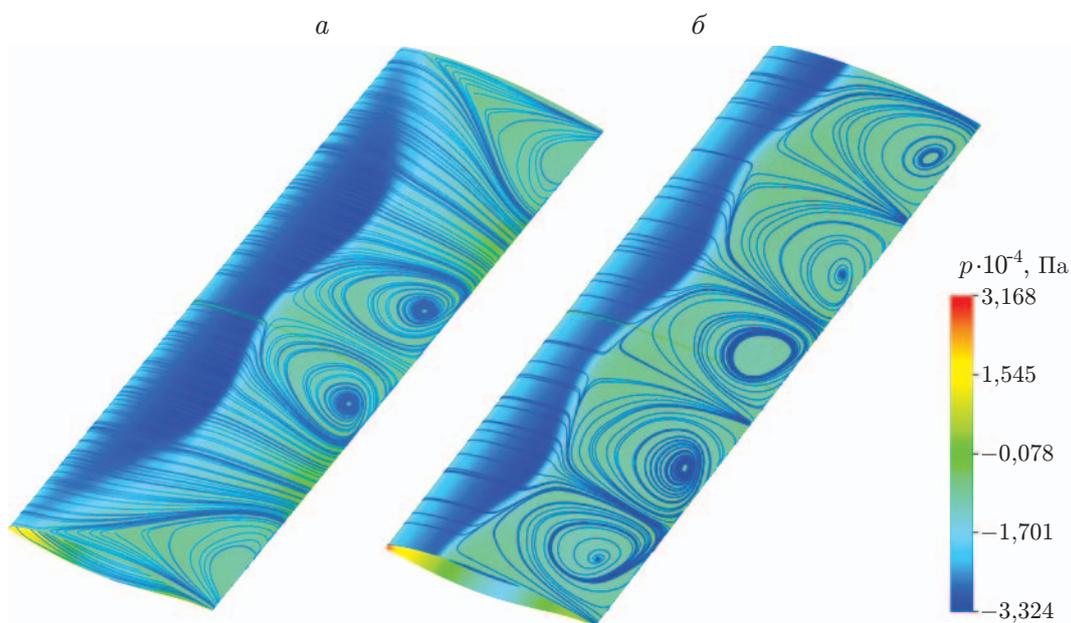


Рис. 6. Расчетное распределение давления и предельные линии тока на верхней поверхности модели крыла при  $M = 0,76$ ,  $\alpha = 6^\circ$  в АДТ (а) и в безграничном потоке (б) для крыла бесконечного удлинения

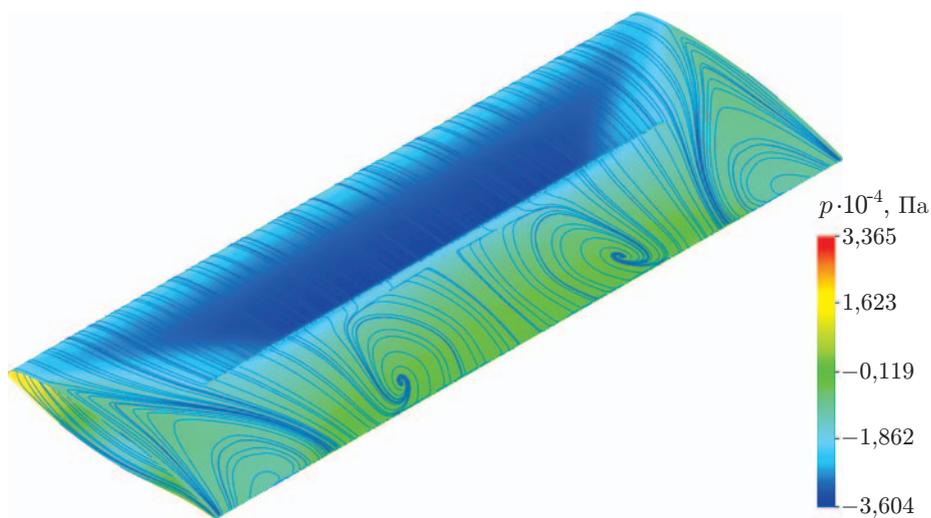


Рис. 7. Расчетное распределение давления и предельные линии тока на верхней поверхности крыла при  $M = 0,78$ ,  $\alpha = 6^\circ$  в АДТ при наличии актуатора ( $\Delta p_{0in} = 400$  кПа)

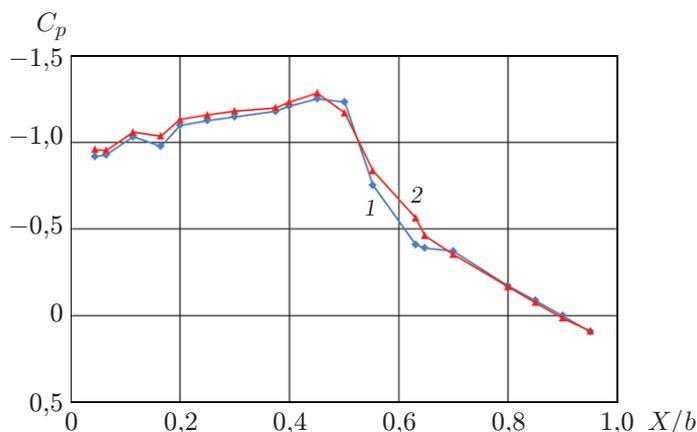


Рис. 8. Экспериментальное распределение коэффициента давления на верхней поверхности крыла при  $M = 0,76$ ,  $\alpha = 5^\circ$ :

1 — в отсутствие актуатора, 2 — при наличии актуатора ( $\Delta p_{0in} = 300$  кПа)

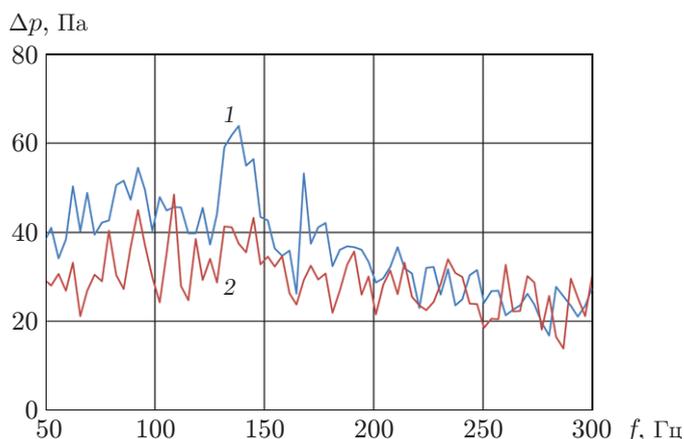


Рис. 9. Спектр пульсаций давления в точке  $X/b = 0,75$  при  $M = 0,77$ ,  $\alpha = 5^\circ$ :

1 — в отсутствие актуатора, 2 — при наличии актуатора ( $\Delta p_{0in} = 300$  кПа)

ности крыла. Весовые характеристики в эксперименте не измерялись, однако результаты расчета показывают, что при работе актуатора имеет место увеличение коэффициента подъемной силы крыла:  $C_{ya} = 0,526$  — в отсутствие актуатора,  $C_{ya} = 0,561$  — при наличии работающего актуатора.

На рис. 9 представлены экспериментальные спектры пульсаций давления в точке  $X/b = 0,75$  при наличии работающего актуатора и для гладкого крыла в режиме течения с параметрами  $\alpha = 5^\circ$ ,  $M = 0,77$ . Видно, что при частоте бафтинга  $f \approx 100$  Гц и близких частотах  $50 \text{ Гц} < f < 200 \text{ Гц}$  наблюдается существенное уменьшение уровня пульсаций.

**Заключение.** В работе проведены расчетные исследования и выявлены существенные особенности околзвучового режима течения вблизи прямоугольного крыла при отсутствии актуатора в режиме бафтинга в АДТ и безграничном потоке. Установлено, что в обоих случаях картины течения являются существенно трехмерными и значительно различаются. Показано, что поверхностные линии тока в обоих случаях свидетельствуют о наличии периодических (по боковой оси) грибовидных ячеистых структур. Автоколебания скачка уплотнения в сечениях между “грибами” имеют существенно меньшую ампли-

туду, чем в середине “грибов”. Наличие стенки АДТ приводит к стабилизации отрыва в ее окрестности и существенной деформации трехмерной структуры течения.

Вследствие работы актуатора происходит некоторое увеличение коэффициента подъемной силы крыла.

Результаты расчетных и экспериментальных исследований подтверждают эффективность предложенной технологии подавления бафтинга крыла: уровень пульсаций давления в диапазоне частот  $50 \text{ Гц} < f < 200 \text{ Гц}$ , характерных для частоты бафтинга  $f \approx 100 \text{ Гц}$ , уменьшается до значений, соответствующих более высоким частотам спектра ( $f > 200 \text{ Гц}$ ), при которых уровень пульсаций является практически постоянным.

Результаты расчетов показали, что предложенные актуаторы эффективно подавляют бафтинг. Экспериментальные исследования, проведенные в АДТ Т-112 ЦАГИ, подтвердили вывод об эффективности применения актуаторов предложенного типа для решения задачи подавления бафтинга.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Moss G. F., Murdin P. M.** Two-dimensional low-speed tunnel tests on the NASA 0012 section including measurements made during pitching oscillations at the stall: Tech. rep. C. P. / Aeronaut. Res. Council. N 1145. L., 1971.
2. **Gregory N., Quincey V. G., O'Reilly C. L., Hall D. J.** Progress report on observations of three-dimensional flow patterns obtained during stall development on aerofoils, and on the problem of measuring two-dimensional characteristics: Tech. rep. C. P. / Aeronaut. Res. Council. N 1146. L., 1971.
3. **Manni L., Nishino T., Delafin P.-L.** Numerical study of airfoil stall cells using a very wide computational domain // *Comput. Fluids*. 2016. V. 140. P. 260–269.
4. **Brion V., Dandois J., Abart J.-C., Paillart P.** Experimental analysis of the shock dynamics on a transonic laminar airfoil // *Progr. Flight Phys.* 2017. V. 9. P. 365–386.
5. **Jacquin L., Molton P., Deck S., et al.** Experimental study of shock oscillation over a transonic supercritical profile // *AIAA J.* 2009. V. 47, N 9. P. 1985–1994.
6. **Deck S.** Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil // *AIAA J.* 2005. V. 43, N 7. P. 1556–1566.
7. **Grossi F., Braza M., Hoarau Y.** Prediction of transonic buffet by delayed detached-eddy simulation // *AIAA J.* 2014. V. 52, N 10. P. 2300–2312.
8. **Petrov A. V., Potapchik A. V., Soudakov V. G.** Investigation of flow control over the supercritical airfoil by tangential jet blowing at transonic speeds // *Proc. of the 30th Congress of the Intern. council of the aeronautical sci. (ICAS 2016)*, Daejeon (Korea), 25–30 Sept. 2016. [Electron. resource]. Режим доступа: [www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2016/data/preview/2016\\_0173.htm](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/preview/2016_0173.htm).
9. **Sartor F., Timme S.** Delayed detached-eddy simulation of shock buffet on half wing-body // *AIAA J.* 2017. V. 55, N 4. P. 1230–1240.
10. **Plante F., Dandois J., Beneddine S., et al.** Numerical simulations and global stability analyses of transonic buffet and subsonic stall // *Proc. of the 54th 3AF Intern. conf. on appl. aerodynamics*, Paris (France), 25–27 Mar. 2019. [Electron. resource]. Режим доступа: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02127307/document>.
11. **Crouch J. D., Garbaruk A., Magidov D., Travin A.** Origin of transonic buffet on aerofoils // *J. Fluid Mech.* 2009. V. 628. P. 357–369.
12. **Crouch J. D., Garbaruk A., Strelets M.** Global instability analysis of unswept and swept-wing transonic buffet onset. Atlanta, 2018. (Paper / AIAA; N 2018-3229).

13. **Moreau E.** Airflow control by non-thermal plasma actuators // J. Phys. D. Appl. Phys. 2007. V. 40. P. 605–636.
14. **Сидоренко А. А., Будовский А. Д., Поливанов П. А. и др.** Подавление трансзвукового бафтинга с помощью плазменных вихрегенераторов // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 4. С. 503–519.
15. **Воеводин А. В., Корняков А. А., Петров А. С. и др.** Управление бафтингом крыла при околозвуковых скоростях полета с помощью импульсных тепловых актуаторов эжекторного типа // ПМТФ. 2018. Т. 59, № 4. С. 39–49.
16. **Menter F. R.** Eddy viscosity transport equations and their relation to the model // ASME J. Fluids Engng. 1997. V. 119. P. 876–884.

*Поступила в редакцию 8/IV 2020 г.,  
после доработки — 17/VI 2020 г.  
Принята к публикации 29/VI 2020 г.*

---