

УДК 533.694.72

## УПРАВЛЕНИЕ БАФТИНГОМ С ПОМОЩЬЮ ДВИЖУЩЕЙСЯ ПОВЕРХНОСТИ

А. М. Гайфуллин, К. Г. Хайруллин

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского,  
140180 Жуковский, Россия  
E-mails: gaifullin@tsagi.ru, kamil.khayrullin@tsagi.ru

Представлены результаты численного моделирования управления трансзвуковым пограничным слоем на сверхкритическом профиле крыла гражданского самолета с помощью движущегося участка поверхности профиля. Показана эффективность управления в режиме трансзвукового бафтинга.

Ключевые слова: трансзвуковой бафтинг, численное моделирование, аэродинамика, управление обтеканием.

DOI: 10.15372/PMTF20200612

**Введение.** Полет на околозвуковых скоростях характеризуется наличием местных сверхзвуковых областей на верхней поверхности крыла, замыкающихся скачком уплотнения. Возникновение скачка приводит к потерям полного давления и как следствие к появлению дополнительного, волнового, сопротивления. Волновое сопротивление относительно мало в крейсерских режимах полета самолета. При увеличении угла атаки или числа Маха существенно увеличивается волновое сопротивление, что значительно ухудшает характеристики летательного аппарата.

В то же время полет на околозвуковых скоростях при больших значениях числа Маха или угла атаки может сопровождаться колебаниями скачка уплотнения, известными как бафтинг крыла — явление, обусловленное взаимодействием скачка и зоны отрыва пограничного слоя из-под скачка на верхней поверхности крыла. Требования безопасности учитывают возникновение трансзвукового бафтинга и предполагают 30 %-й “запас” по значению коэффициента  $C_{ya}$  подъемной силы крейсерского полета в связанной системе координат относительно значения этого коэффициента, при котором появляются колебания скачка уплотнения. Трансзвуковой бафтинг исследовался экспериментально [1] и численно [2]. Согласно гипотезам о возникновении бафтинга данное явление обусловлено глобальной двумерной неустойчивостью в области взаимодействия скачка уплотнения и пограничного слоя [3] или взаимодействием акустических волн, индуцированных скачком уплотнения и отраженных от задней кромки [4].

Для управления течением вблизи крыла разработаны такие методы, как отсос пограничного слоя, выдув струй, а также созданы различные типы вихрегенераторов. Основная задача, решаемая с помощью таких способов управления, — затягивание момента отрыва пограничного слоя от поверхности. Альтернативным способом решения этой задачи

---

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

© Гайфуллин А. М., Хайруллин К. Г., 2020

является использование движущейся поверхности: внесение дополнительного импульса в пограничный слой или предотвращение нарастания пограничного слоя путем уменьшения скорости движения свободного потока относительно движущейся поверхности.

Первыми исследованиями воздействия движущейся поверхности на обтекание тела считаются наблюдения И. Ньютона за траекторией движения закрученного мяча, однако он не описал наблюдаемый эффект. В работе [5] при изучении обтекания вращающегося цилиндра, расположенного в потоке, обнаружено наличие подъемной силы. В [6] описан принцип управления пограничным слоем с помощью вращающегося цилиндра, расположенного на передней кромке плоской пластины. Течение вблизи пластины с поверхностью, движущейся против набегающего потока, исследовалось в работах [7–10]. Способ управления пограничным слоем с помощью подвижной поверхности наиболее успешно применил на практике автор работы [11]. Заменяв часть верхней поверхности непрерывно движущейся лентой, он увеличил диапазон значений угла атаки, при которых обтекание крыла является безотрывным. Способ управления течением в пограничном слое при дозвуковых скоростях набегающего потока путем установки вращающихся цилиндров на поверхности обтекаемого тела применяется для уменьшения сопротивления и увеличения подъемной силы [12, 13].

В настоящей работе движущийся участок профиля крыла используется для управления пограничным слоем при трансзвуковых скоростях набегающего потока. Изучается влияние управления на стационарные аэродинамические характеристики профиля крыла и характеристики трансзвукового бафтинга.

**1. Постановка задачи.** Исследуется управление течением с помощью движущегося участка поверхности сверхкритического профиля крыла ЦАГИ П-184-15СР, длина хорды которого составляет  $c = 0,2$  м, относительная толщина — 15 %. Число Маха набегающего потока равно  $M_\infty = 0,73$ , число Рейнольдса, определенное по длине хорды профиля и скорости набегающего потока,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ .

Численное моделирование проводилось с помощью двумерных уравнений Рейнольдса

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{F}(\mathbf{U}, \mathbf{F}) = 0, \quad (1)$$

где  $\mathbf{U} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$  — вектор консервативных переменных;  $\mathbf{F} = \mathbf{F}(\mathbf{U}, \mathbf{G})$  — тензор потоков. Система уравнений Рейнольдса замыкается моделью турбулентности Спалара — Аллмараса

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \tilde{v}) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_{\tilde{v}}.$$

Расчеты проводились для совершенного сжимаемого газа с показателем адиабаты  $c_p/c_v = 1,4$  и значением ламинарного числа Прандтля  $Pr = 0,72$ . Зависимость вязкости от температуры определялась по закону Сазерленда. На внешней границе задавались инварианты Римана и параметры набегающего потока; на поверхности профиля — условия прилипания и постоянной температуры. Пограничный слой полагался полностью турбулентным со значением турбулентного числа Прандтля  $Pr_t = 0,85$ . Движущийся участок моделировался как поверхность с условием прилипания и заданным законом движения: вектор скорости движения поверхности  $\mathbf{V}_w$  направлен по касательной к поверхности, при этом скорость  $V_w = |\mathbf{V}_w|$  постоянна.

Расчеты проводились с помощью неявного метода конечного объема. Для пространственной дискретизации конвективных потоков использовалась противопотоковая схема второго порядка, для диффузионных потоков — центрально-разностная схема. Для временной дискретизации использовалась схема двойного шага по времени с относительной сходимостью внутренних итераций по невязкам до  $10^{-6}$ .

Для уменьшения влияния границы расчетной области располагались на расстоянии от профиля крыла, равном 50 длинам его хорды. Расчетная сетка состояла из 300 000 ячеек. Для разрешения пограничного слоя сетка сгущалась по нормали к поверхности профиля, так чтобы выполнялось условие  $Y_1^+ \approx 0,5$ . Сеточная сходимость проверялась на вложенной сетке с увеличенным в два раза числом узлов в каждом направлении. Сравнение решений показало незначительное изменение распределения давления, а разность значений коэффициента сопротивления составила  $\Delta C_{xa} < 2 \cdot 10^{-5}$ .

**2. Моделирование бафтинга.** В работе [14] проведено численное исследование начала бафтинга для профиля ЦАГИ П-184-15СР в отсутствие управления в диапазоне режимов течения со значениями числа Маха  $M_\infty = 0,720 \div 0,745$  и значениями угла атаки, достаточными для определения границы режимов начала бафтинга. Подробное исследование режима начала бафтинга проведено для  $M_\infty = 0,730$ .

На рис. 1 приведены значения угла атаки для  $M_\infty = 0,73$ , при которых начинается бафтинг и которые предсказываются с помощью различных критериев, используемых при проектировании гражданских самолетов. Следует отметить, что нестационарный режим (и бафтинг) для этого профиля возникает при величине угла атаки  $\alpha = 4,2^\circ$ , а все используемые на практике критерии предсказывают значительно меньшее значение.

Одна из гипотез объясняет начало бафтинга возникновением отрыва пограничного слоя из-под скачка уплотнения и распространением этого отрыва до задней кромки профиля, однако в стационарных расчетах для исследуемого профиля глобальный отрыв наблюдается начиная со значения угла атаки  $\alpha \approx 3,6^\circ$  (рис. 2), что также ниже реальной границы режима начала бафтинга. Вместе с тем для исследуемого профиля с указанным значением угла атаки хорошо коррелирует условие изменения знака коэффициента давления на задней кромке (см. рис. 1, в). Таким образом, это условие может быть использовано в качестве критерия начала бафтинга при стационарном моделировании.

**3. Стационарное моделирование.** По результатам моделирования бафтинга на профиле ЦАГИ П-184-15СР в отсутствие управления предложены три варианта расположения движущейся поверхности для воздействия на пограничный слой с целью улучшения средних аэродинамических характеристик и подавления бафтинга:

1) вблизи передней кромки профиля — для препятствования увеличению толщины пограничного слоя и затягиванию момента отрыва;

2) под скачком уплотнения — для непосредственного воздействия на область взаимодействия отсоединенного пограничного слоя со скачком уплотнения, затягивания момента отрыва и уменьшения интенсивности взаимодействия;

3) вблизи задней кромки профиля — для воздействия на зону отрыва и акустические волны, приводящие к потере устойчивости области взаимодействия и осцилляциям скачка уплотнения.

Для параметрического исследования эффективности в каждом из указанных вариантов расположения движущейся поверхности рассмотрены конфигурации различной протяженности:

— вблизи задней кромки: 1) участок поверхности профиля  $0,95c \div 1,00c$  длиной, равной 5 % длины хорды; 2) участок  $0,90c \div 1,00c$  длиной, равной 10 % длины хорды; 3) участок  $0,85c \div 1,00c$  длиной, равной 15 % длины хорды;

— под скачком уплотнения: 1) участок  $0,45c \div 0,55c$  длиной, равной 10 % длины хорды; 2) участок  $0,45c \div 0,50c$  длиной, равной 5 % длины хорды; 3) участок  $0,50c \div 0,55c$  длиной, равной 5 % длины хорды;

— вблизи передней кромки: 1) участок  $0,10c \div 0,15c$  длиной, равной 5 % длины хорды; 2) участок  $0,10c \div 0,20c$  длиной, равной 10 % длины хорды; 3) участок  $0,10c \div 0,25c$  длиной, равной 15 % длины хорды.

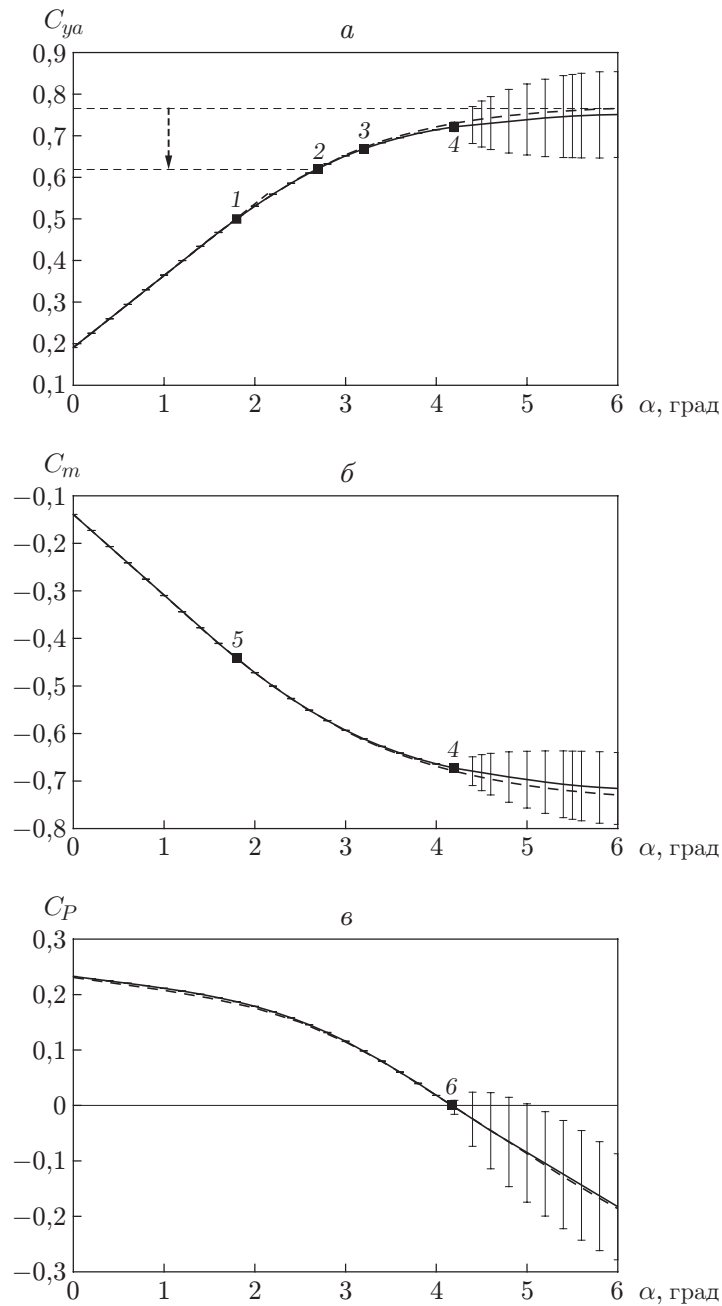


Рис. 1. Зависимости коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  (а), момента тангажа  $C_m$  (б) и коэффициента давления  $C_p$  на задней кромке профиля (в) от угла атаки  $\alpha$  при  $M_\infty = 0,73$ :

1 — конец линейного участка зависимости  $C_{ya}(\alpha)$ , 2 — 30 %-й “запас” относительно  $C_{ya}^{\max}$ , 3 — точка максимальной кривизны зависимости  $C_{ya}(\alpha)$ , 4 — начало осцилляций интегральных характеристик в нестационарных расчетах, 5 — конец линейного участка зависимости  $C_m(\alpha)$ , 6 — точка, в которой  $C_p = 0$ ; штриховые линии — стационарное решение, сплошные — нестационарное решение; вертикальные отрезки — среднеквадратичные отклонения осцилляций величин при нестационарном моделировании

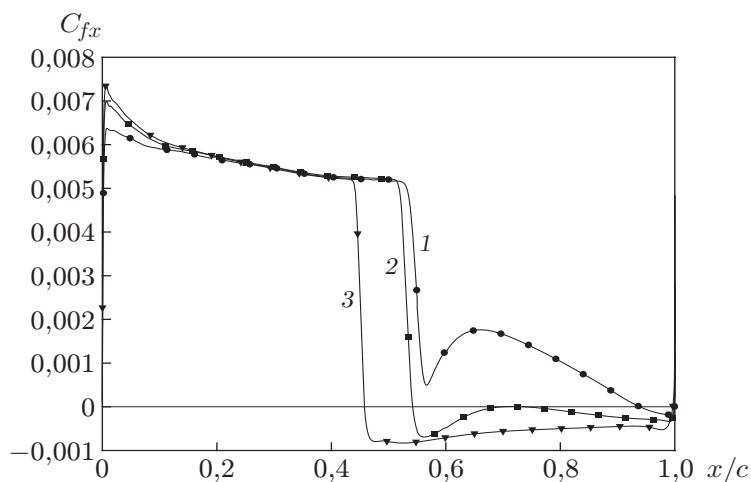


Рис. 2. Распределение продольной компоненты коэффициента трения  $C_{fx}$  при  $M_\infty = 0,73$  и различных значениях угла атаки:  
 1 —  $\alpha = 2,0^\circ$ , 2 —  $\alpha = 3,5^\circ$ , 3 —  $\alpha = 5,0^\circ$

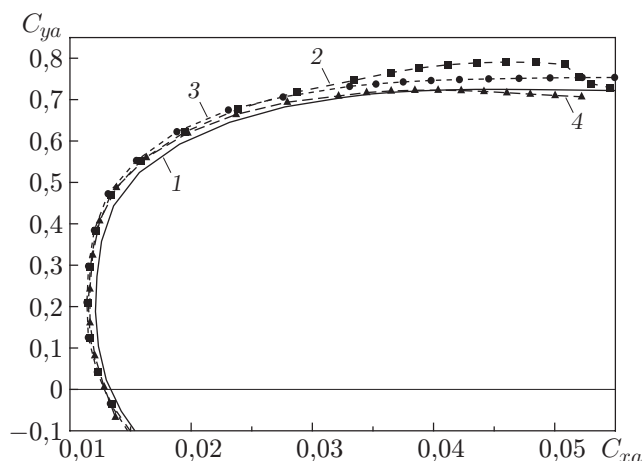


Рис. 3. Поляры профиля в отсутствие (1) и при наличии (2–4) управления при  $V_w = 150$  м/с и различном расположении движущейся поверхности:  
 2 — управление под скачком (длина участка равна  $45 \div 55$  % длины хорды профиля),  
 3 — управление вблизи передней кромки (длина участка равна  $10 \div 20$  % длины хорды),  
 4 — управление вблизи задней кромки (длина участка равна  $85 \div 100$  % длины хорды)

Скорость движения поверхности  $V_w$  менялась в диапазоне  $-150 \div 150$  м/с. Положительные значения скорости соответствуют движению поверхности в направлении набегающего потока, скорость которого равна  $V_\infty \approx 240$  м/с.

При движении поверхности в направлении набегающего потока средние аэродинамические характеристики профиля не ухудшаются (рис. 3). Улучшение несущих характеристик в каждой конфигурации тем значительнее, чем длиннее движущийся участок профиля и чем больше скорость движения поверхности.

Управление вблизи задней кромки неэффективно, поскольку при больших значениях угла атаки движущаяся поверхность оказывается полностью внутри зоны отрыва и импульса, передаваемого движущейся поверхностью, недостаточно для преодоления возвратного течения.

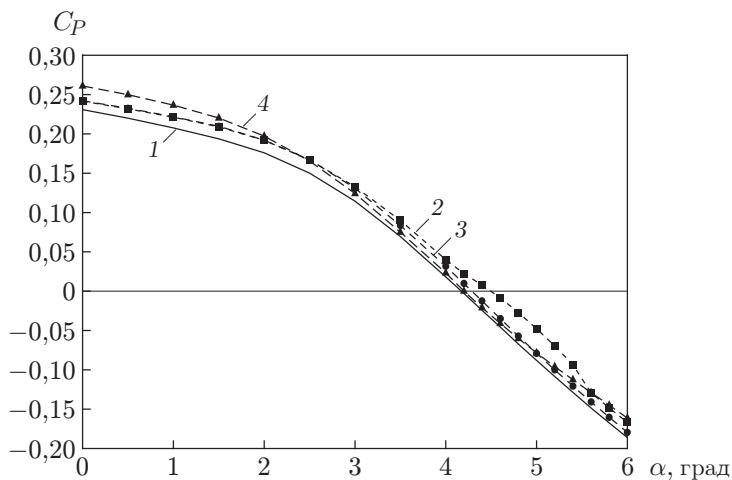


Рис. 4. Зависимость коэффициента давления  $C_P$  на задней кромке профиля от угла атаки при  $V_w = 150$  м/с и различных способах управления бафтингом (2–4): 1 — в отсутствие управления, 2 — управление под скачком, 3 — управление вблизи передней кромки, 4 — управление вблизи задней кромки

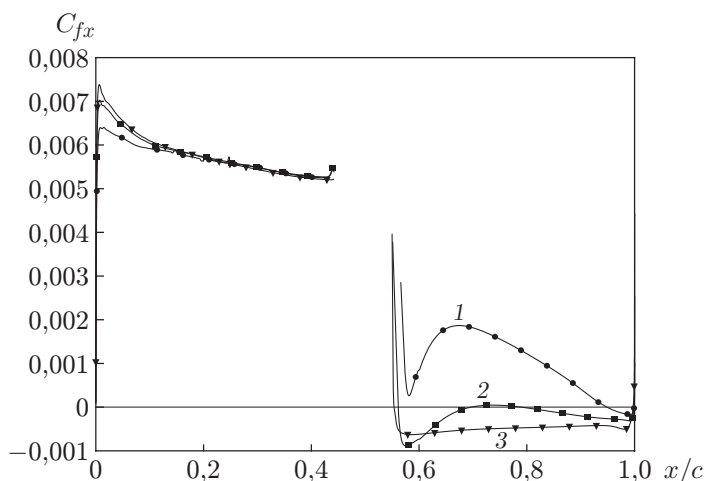


Рис. 5. Распределение продольной компоненты коэффициента поверхностного трения  $C_{fx}$  в случае управления под скачком уплотнения при  $V_w = 150$  м/с, длине участка поверхности, равной  $45 \div 55$  % длины хорды профиля, и различных значениях угла атаки:

1 —  $\alpha = 2,0^\circ$ , 2 —  $\alpha = 3,5^\circ$ , 3 —  $\alpha = 5,0^\circ$

Согласно результатам моделирования в стационарной постановке критерий начала бафтинга, связанный с равенством нулю коэффициента давления на задней кромке ( $C_P = 0$ ), показывает, что наиболее эффективно затягивает момент начала бафтинга управление под скачком уплотнения (рис. 4). Такое управление пограничным слоем фиксирует положение отрыва (рис. 5) при различных углах атаки, а также может привести к подавлению нестационарности взаимодействия скачка уплотнения с зоной отрыва.

**4. Нестационарное моделирование.** Для моделирования управления бафтингом в нестационарной постановке была выбрана конфигурация поверхности под скачком уплотнения, расположенной на участке длиной, равной  $45 \div 55$  % длины хорды профиля, и движущейся со скоростью  $V_w = 150$  м/с. Рассмотрено два угла атаки:  $\alpha = 4,0^\circ$  — чтобы

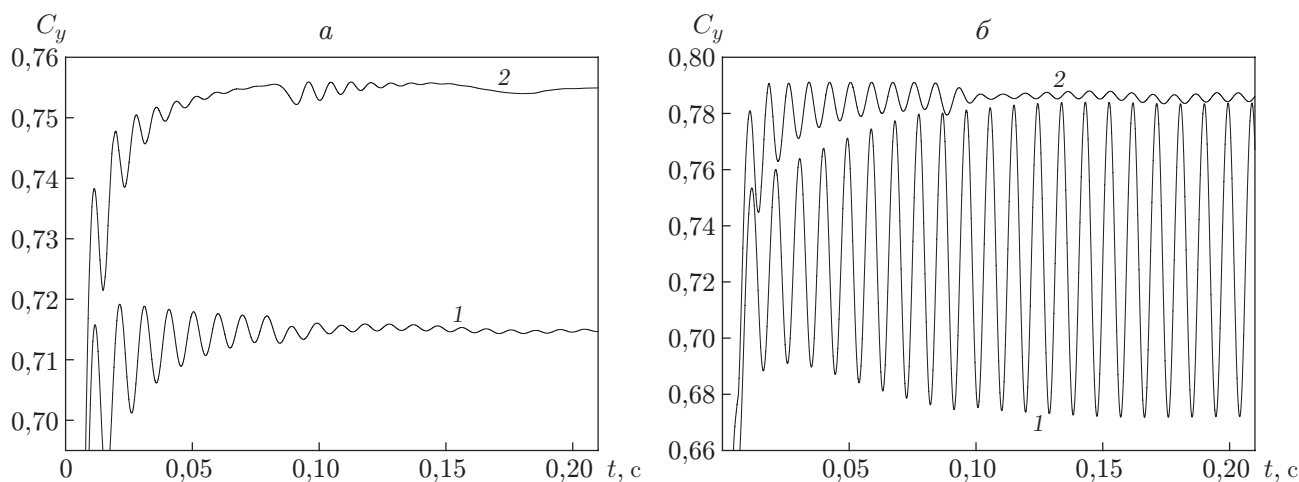


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от времени при различных значениях угла атаки:  
 а —  $\alpha = 4,0^\circ$ , б —  $\alpha = 4,5^\circ$ ; 1 — в отсутствие управления, 2 — в случае управления под скачком уплотнения при  $V_w = 150$  м/с

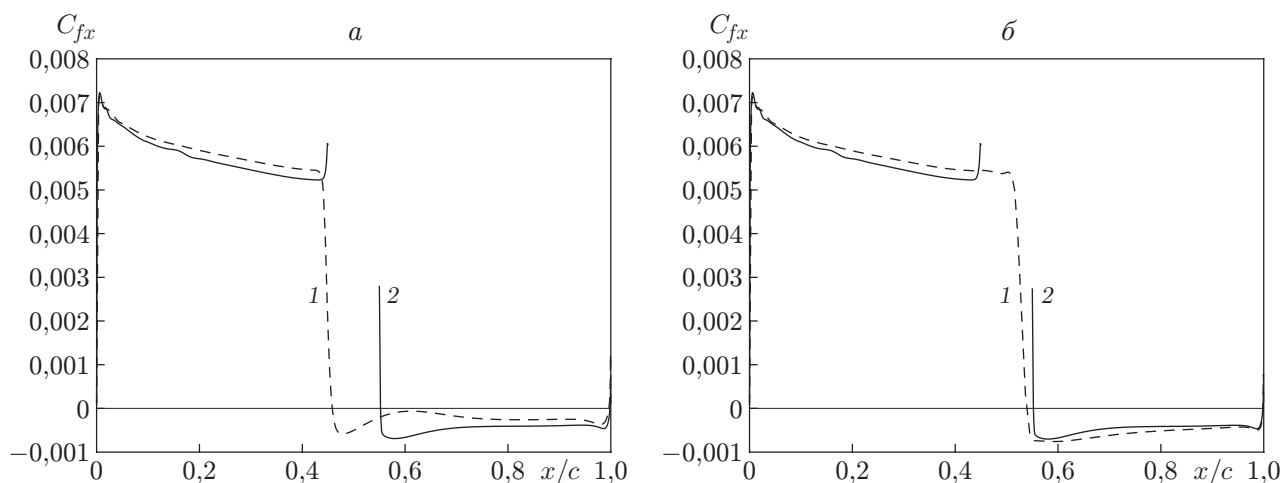


Рис. 7. Распределение продольной компоненты коэффициента поверхностного трения  $C_{fx}$  в моменты времени, когда  $C_y = C_{y,\min}$  (а) и  $C_y = C_{y,\max}$  (б):  
 1 — в отсутствие управления, 2 — в случае управления под скачком уплотнения при  $V_w = 150$  м/с

показать, что исследуемое управление обтеканием не приводит к дополнительной нестационарности течения в стационарном режиме;  $\alpha = 4,5^\circ$  — для исследования эффективности управления в режиме установившегося бафтинга.

Действительно, управление с помощью движущейся поверхности не вызывает нестационарности течения (рис. 6, а) и при скорости движения поверхности  $V_w = 150$  м/с способствует уменьшению амплитуды осцилляций коэффициентов интегральных сил (рис. 6, б). Такой способ управления препятствует самоподдерживающемуся процессу колебательного движения скачка уплотнения, что приводит к подавлению осцилляций и фиксации положения точки отрыва (рис. 7). Влияние способа управления на нестационарные характеристики бафтинга представлено в таблице.

Средние по периоду значения коэффициента подъемной силы  $\langle C_y \rangle$ , амплитуда его изменения  $\Delta C_y$  и частота колебаний  $f$  в отсутствие управления и при управлении под скачком уплотнения при различных значениях скорости движущейся поверхности

Способ управления	$\langle C_y \rangle$	$\Delta C_y$	$f$ , Гц
Без управления	0,728 927	0,111 589	106,58
Управление под скачком уплотнения:			
$V_w = 50$ м/с	0,737 389	0,120 069	112,96
$V_w = 100$ м/с	0,760 409	0,092 253	114,14
$V_w = 150$ м/с	0,785 777	0,002 141	150,25

Управление пограничным слоем с помощью движущейся поверхности приводит к увеличению частоты осцилляций скачка уплотнения, причем управление со скоростью  $V_w = 50$  м/с увеличивает также амплитуду колебаний коэффициента подъемной силы. Наиболее эффективно подавляет нестационарность течения управление с максимальной исследованной скоростью  $V_w = 150$  м/с, при таком воздействии амплитуда изменения коэффициента подъемной силы уменьшается в 55 раз.

**Заключение.** Исследована эффективность управления пограничным слоем с помощью участка движущейся поверхности на профиле крыла при трансзвуковых режимах обтекания.

Показано, что способ управления, при котором поверхность движется в направлении набегающего потока, не ухудшает несущие свойства профиля крыла, а расположение управляющей поверхности перед скачком уплотнения приводит к затягиванию момента отрыва пограничного слоя и улучшению средних аэродинамических характеристик профиля.

В стационарной постановке исследована возможность применения данного способа управления для затягивания момента начала бафтинга при больших углах атаки. Показано, что наиболее эффективным является управление вблизи области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем, вследствие того что при наличии движущейся поверхности момент отрыва затягивается и точка отрыва пограничного слоя смещается вниз по течению.

Эффективность затягивания начала бафтинга подтверждена при нестационарном моделировании. Показано, что воздействие на течение поверхности профиля, движущейся со скоростью  $V_w = 150$  м/с в направлении внешнего течения и расположенной на участке  $x = 0,45c \div 0,55c$  приводит к уменьшению осцилляций коэффициента подъемной силы приблизительно в 55 раз.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **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.
2. **Thiery M., Coustols E.** Numerical prediction of shock induced oscillations over a 2D airfoil: Influence of turbulence modelling and test section walls // Intern. J. Heat Fluid Flow. 2006. V. 27, N 4. P. 661–670.
3. **Crouch J. D., Garbaruk A., Magidov D., Travin A.** Origin of transonic buffet on aerofoils // J. Fluid Mech. 2009. V. 628. P. 357–369.
4. **Lee B. H. K.** Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds // Progr. Aerospace Sci. 2001. V. 37. P. 147–196.



5. **Magnus G.** Über die Verdichtung der Gase an der oberfläche glatter Körper // Poggendorfs Annal. Phys. Chem. 1853. Bd 88. S. 604–610.
6. **Goldstein S.** The modern developments in fluid mechanics. Oxford: Clarendon Press, 1938.
7. **Klemp J. B., Acrivos A.** A method for integrating the boundary-layer equations through a region of reverse flow // J. Fluid Mech. 1972. V. 53, pt 1. P. 177–191.
8. **Черный Г. Г.** Пограничный слой на движущейся поверхности // Избранные проблемы прикладной механики: Сб. работ, посвящ. 60-летию акад. В. Н. Челомея. М.: Наука, 1974. С. 709–719.
9. **Гайфуллин А. М.** Обтекание пластины с движущейся против потока поверхностью // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 3. С. 60–66.
10. **Гайфуллин А. М., Зубцов А. В.** Обтекание пластины с подвижной поверхностью // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2009. № 4. С. 73–78.
11. **Favre M. A.** Un nouveau procede hypersustentateur: L'aile a'parol d'extrados mobile // Mechanique Experimentale Des Fluids: Comptes Rendus. 1934. P. 634.
12. **Modi V. J.** Moving surface boundary-layer control: A review // J. Fluids Structures. 1997. V. 11. P. 627–663.
13. **Du X., Lee T., Mokhtarian F., Kafyeke F.** Flow past an airfoil with a leading-edge rotation cylinder // J. Aircraft. 2002. V. 39, N 6. P. 1079–1084.
14. **Абрамова К. А., Рыжов А. А., Судаков В. Г., Хайруллин К. Г.** Численное моделирование трансзвукового бафтинга и управления им с помощью выдува тангенциальной струи // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2017. № 2. С. 173–180.

*Поступила в редакцию 30/I 2020 г.,  
после доработки — 2/III 2020 г.  
Принята к публикации 30/III 2020 г.*

---