

УДК 532.526.5

А. А. Сидоренко^{1,2}, Б. Ю. Занин¹, Б. В. Постников¹, А. Д. Будовский^{1,2}

¹ Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: budovsky@itam.nsc.ru

УПРАВЛЕНИЕ ОТРЫВОМ ПОТОКА НА КРЫЛЕ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАЗРЯДА *

Выполнено экспериментальное исследование возможности управления отрывным течением на модели прямого крыла с помощью поверхностного диэлектрического барьерного разряда. Исследование проведено при дозвуковых скоростях потока в диапазоне чисел Рейнольдса $0,35 \div 1 \cdot 10^6$. Результаты измерений давления на поверхности крыла и визуализация течения показывают, что применение разряда приводит к уменьшению размера отрывной области или к полному подавлению отрыва. Эксперименты выполнены в широком диапазоне углов атаки крыла, а также параметров работы электрического разряда. Исследованы различные механизмы воздействия разряда на отрывное течение, включая акустический.

Ключевые слова: дозвуковое обтекание крыла, отрыв потока, управление отрывным течением, электрический разряд.

Введение

Работа посвящена применению электрического разряда для управления течением газа, в частности отрывом потока на крыловых профилях, обтекаемых под большим углом атаки. Отрыв потока на несущих поверхностях летательных аппаратов может приводить к значительному изменению аэродинамических характеристик, а также к возникновению нежелательных нестационарных нагрузок. Возникновение отрыва потока при превышении критического угла атаки в большой мере сказывается на управляемости летательных аппаратов и ограничивает диапазон эксплуатационных скоростей. Поэтому применение различных методов управления отрывом потока явля-

ется выгодным с точки зрения улучшения летных характеристик и повышения уровня безопасности эксплуатации летательных аппаратов.

Отрыв потока на несущих поверхностях возникает вследствие наличия значительно неблагоприятного градиента давления в направлении течения. В практической аэродинамике обычно выделяют несколько типов отрыва на крыловых профилях [1], два из которых будут рассмотрены в данной работе: глобальный отрыв или срыв потока с передней кромки и отрыв турбулентного пограничного слоя, возникающий на средней части профиля или вблизи задней кромки. В обоих случаях поток впоследствии не присоединяется к поверхности крыла, что ведет к значительной потере его несущей

* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 09-08-00834-а), а также в рамках интеграционного проекта СО РАН № 80-2009 и аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы» № 2.1.1/3963.

способности и к росту аэродинамического сопротивления.

Существующие методы управления отрывом потока, как правило, основаны на повышении импульса газа в пристеночной области течения. Это может быть реализовано за счет отсоса низкоэнергетической части пограничного слоя или, наоборот, за счет вдува высокоэнергетического газа в пограничный слой [2]. Наиболее распространенный метод подавления отрыва потока основан на применении вихрегенераторов различных типов [3]. Установка таких устройств на поверхности крыла способствует увеличению обмена импульсом в пограничном слое за счет создания продольных вихревых структур.

В последнее время предпринимаются попытки использования методов управления отрывом, основанных на восприимчивости отрывных течений к внешним возмущениям определенного частотного диапазона. В этом случае используется тот факт, что отрыв одновременно подвержен двум механизмам неустойчивости, а именно локальной неустойчивости сдвигового слоя и глобальной неустойчивости следа, что приводит к формированию в нем крупномасштабных вихревых структур [4].

Проблема управления отрывом пограничного слоя может быть решена методами быстро развивающейся в настоящее время плазменной аэродинамики [5; 6]. Электрические разрядники могут продемонстрировать заметные преимущества по сравнению с другими перспективными технологиями управления течениями – такими, как синтетические струи или МЭМС. Наиболее перспективным представляется использование активаторов потока, основанных на применении диэлектрического барьерного разряда (ДБР), поскольку они имеют простую конструкцию, незначительный вес и не влияют на поток в выключенном состоянии [7–9]. Кроме того, применение барьерного разряда позволяет изменять частоту и мощность воздействия на поток в широких пределах, что делает возможным интеграцию активаторов в системы управления с обратной связью. В последнее время наблюдается возрастающий интерес к применению ДБР активаторов для управления течением газа. Возможности метода для управления отрывом потока на крыле при относительно малых числах Рейнольдса были продемонст-

рированы, например, в работах [10; 11]. Вместе с тем вопрос масштабирования этого метода управления для применения на реальных летательных аппаратах остается открытым. Настоящая работа посвящена исследованию возможности управления отрывом потока при числах Re , приближающихся к условиям эксплуатации реальных летательных аппаратов.

Экспериментальное оборудование

Эксперименты были выполнены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ в диапазоне скоростей 3–30 м/с. Размер рабочей части установки составляет $1 \times 1 \times 4$ м, что позволяет устанавливать большие модели при приемлемой степени загромождения потока. Уровень турбулентности в аэродинамической трубе является низким, что важно для исследования нестационарных отрывных течений и позволяет экстраполировать данные эксперимента на условия реального полета.

В качестве экспериментальной модели в работе было выбрано прямое крыло с профилем С-16 [12]. Относительная толщина профиля равна 16 %, хорда крыла $b = 0,5$ м, размах крыла $l = 1$ м. Профиль С-16 разработан для применения на маневренных пилотажных самолетах и имеет острую зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y(\alpha)$ на срывных режимах. Модель оборудована 39-ю дренажными отверстиями для измерения поверхностного давления, симметрично расположенными на обеих сторонах крыла в сечении $l/2$ (рис. 1). В некоторых экспериментах одно или два дренажных отверстия перекрывались электродами разрядника, поэтому измерения в этих точках не выполнялись. Модель располагалась в рабочей части аэродинамической трубы горизонтально и крепилась к поворотному механизму для изменения угла атаки (рис. 2). Ниже по течению от модели была установлена видеокамера, фиксирующая картины визуализации течения на крыле.

ДБР активатор представляет собой два электрода, разделенных слоем диэлектрика. Принцип работы активатора описан, например, в работе [13] и основан на разгоне ионизированного газа в переменном электрическом поле. Открытый и закрытый электроды расположены со смещением и частично перекрываются, что позволяет

уменьшить локальный нагрев диэлектрика в окрестности кромки открытого электрода. В экспериментах закрытый электрод был заземлен, а на открытый подавалось переменное напряжение.

Выбор материала для диэлектрического слоя разрядника осуществлялся исходя из удобства монтажа, достаточного напряжения пробоя и некоторых других параметров. Подробнее о перспективах использования различных материалов в качестве диэлектрического слоя ДБР см., например, в работе [14]. Высокое значение напряжения электрического пробоя является необходимым условием обеспечения достаточной величины напряженности электрического поля над разрядником. В ходе предварительных экспериментов были протестированы пленки, изготовленные из тефлона, лавсана, полиэстера, поливинилхлорида и полиимиды с толщинами 40÷100 мкм. Несмотря на то что такие материалы, как тефлон и полиимид, обеспечивают большее значение напряжения пробоя, предпочтение было отдано адгезивной ПВХ пленке. Наклеенная в несколько слоев, она обеспечивает время работы разряда, достаточное для выполнения эксперимента, а удобство работы с ней позволило исследовать множество конфигураций и вариантов расположения разрядников без больших затрат на изготовление дополнительных моделей.

Эскиз типичного разрядника, использовавшегося в аэродинамических экспериментах, представлен на рис. 3.

Электроды разрядника были изготовлены из адгезивной алюминиевой фольги толщиной 50 мкм. В экспериментах закрытый или инкапсулированный электрод разрядника заземлялся. Открытый электрод имел ширину 10 мм и наклеивался с перекрытием 2 мм для уменьшения тепловой нагрузки на диэлектрический барьер на кромке открытого электрода. Диэлектрический барьер состоял из трех слоев ПВХ пленки общей толщиной 240 мкм. Общая длина разрядника составляла 900 мм. Емкость такого разрядника – около 370 пФ.

Поверхностное давление измерялось с помощью многоканального жидкостного манометра. Показания манометра фотографировались цифровой фотокамерой. Цифровой снимок показаний манометра размером 2 048 × 1 536 пикселей обрабатывался

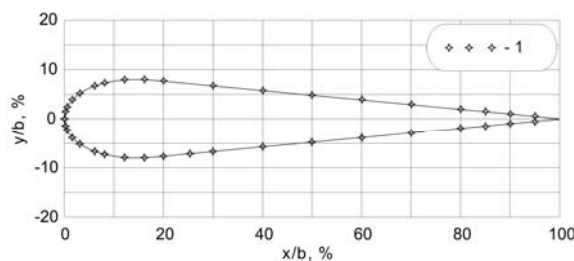


Рис. 1. Крыловой профиль (1 – дренажные отверстия)

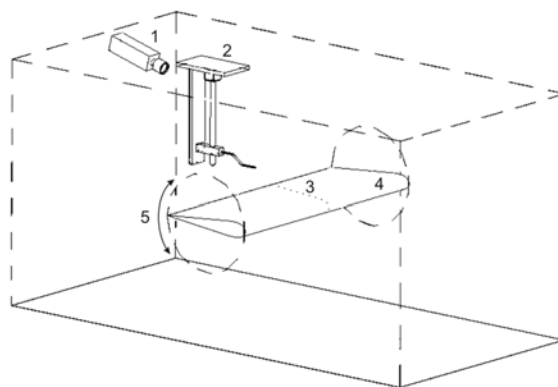


Рис. 2. Схема эксперимента: 1 – видеокамера; 2 – координатник датчика термоанемометра; 3 – дренажные отверстия; 4 – крыло; 5 – α -механизм

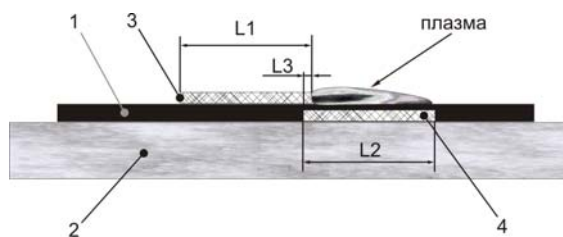


Рис. 3. Электродный узел: 1 – диэлектрический барьер; 2 – поверхность модели; 3 – внешний электрод; 4 – закрытый электрод

программой распознавания изображений. Разрешающая способность такой системы составляет 10 Па, а время установления уровня жидкости для условий данного эксперимента 3÷4 с. Специально разработанная для данного эксперимента программа РAМIР способна обрабатывать цифровой снимок показаний многоканального жидкостного манометра и сохранять данные в виде распределения коэффициента давления C_p .

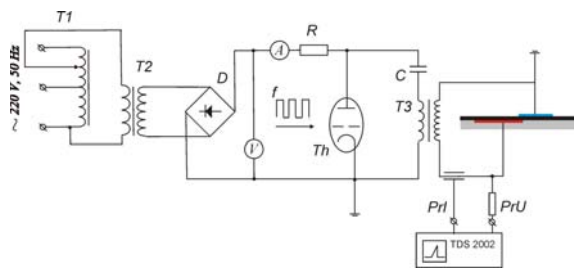


Рис. 4. Схема высоковольтного генератора

Для питания электрических разрядников был использован высоковольтный генератор, разработанный в ИТПМ (рис. 4.) Высоковольтный трансформатор $T2$ подключен к сети промышленной частоты через автотрансформатор $T1$ и обеспечивает усиление напряжения до 40 раз. Далее через диодный мост и сопротивление $R = 0,8$ кОм происходит зарядка высоковольтного конденсатора C номиналом 10 нФ. Задающий генератор выдает прямоугольные управляющие импульсы с напряжением 100 В на частоте f до 10 кГц, которые приводят к срабатыванию тиратрона Th . В результате конденсатор C разряжается через первичную обмотку импульсного трансформатора $T3$. На вторичной обмотке трансформатора $T3$ и на разрядном промежутке формируется высоковольтный импульс продолжительностью несколько микросекунд, амплитудой до 10 кВ, током в импульсе до 15 А. Частота импульсов высокого напряжения на разрядном промежутке определяется частотой задающего генератора и модулирована частотой 100 Гц.

Результаты экспериментов

Профиль С-16 имеет относительную толщину 16% и значительный радиус передней кромки. Поэтому замкнутый короткий ламинарный отрывной пузырь формируется в районе передней кромки даже при малых углах атаки α во всем исследованном диапазоне скоростей (10÷30 м/с). Несмотря на свою малую толщину, отрывной пузырь оказывает значительное влияние на обтекание профиля. Течение над ним является неустойчивым, в силу чего происходит переход пограничного слоя в турбулентное состояние. Поэтому пограничный слой ниже по течению является турбулентным и при-

соединенным при малых углах атаки. По мере увеличения угла атаки отрывной пузырь смещается вверх по потоку, и при достижении критического значения угла атаки течение отрывается. При этом отрыв начинает развиваться на задней кромке и мгновенно распространяется вплоть до передней кромки, формируя так называемую зону глобального отрыва. В случае искусственной турбуликации пограничного слоя вблизи передней кромки отрыв развивается по схожему сценарию при несколько больших значениях $\alpha_{кр}$.

Механизм управления отрывом потока за счет его предварительной турбуликации является широко исследованным как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях [15]. Кроме того, этот механизм, по-видимому, является ответственным за задержку отрыва, полученную в большинстве экспериментальных работ [16] с помощью ДБР. Этот эффект, достигаемый возбуждением ДБР вблизи передней кромки крыла, несомненно, очень важен с практической точки зрения. Однако более интересной является возможность управления отрывным течением путем внесения в него возмущений с помощью разряда.

Для того чтобы исследовать нестационарные процессы, происходящие в отрывном течении на модели прямого крыла, были выполнены эксперименты по измерению пульсаций скорости в следе с помощью термоанемометра (см. рис. 2). В случае обтекания крыла бесконечного размаха можно выделить три характерные частоты пульсаций течения, возникающих при отрыве потока [17]. Эти частоты соответствуют вихревым структурам, образующимся в следе, в ламинарном отрывном пузыре и в сдвиговом слое развитого отрывного течения. Для экспериментов по управлению отрывным течением на крыле с помощью ДБР наиболее интересной представляется частота колебаний, характерная для сдвигового слоя, распространяющегося с передней кромки. Можно ожидать, что периодические возмущения, вводимые ДБР вблизи линии отрыва, позволят повлиять на процессы, происходящие в сдвиговом слое.

Термоанемометрические измерения были выполнены в следе модели. Однониточный датчик термоанемометра постоянного сопротивления перемещался вертикально и проходил через след по всей его высоте.

Благодаря явлению гистерезиса [18], для одних и тех же параметров потока были реализованы присоединенный и отрывной режимы течения за счет различной предыстории установления угла атаки и скорости в аэродинамической трубе. Распределение скорости и среднеквадратичного значения пульсаций скорости в следе представлены на рис. 5. Видно, что в случае присоединенного течения ширина следа составляет ≈ 35 мм, профиль скорости соответствует пограничному слою на подветренной и наветренной поверхностях крыла, а максимум пульсаций наблюдается в середине следа. Рис. 5, б демонстрирует наличие острого пика на кривой распределения пульсаций, соответствующего сдвиговому слою сразу после задней кромки крыла. Из кривых, соответствующих отрывному режиму обтекания, можно видеть наличие широкой отрывной зоны на подветренной поверхности крыла. Градиент скорости на задней кромке в данном случае значительно выше, чем в случае присоединенного течения, ввиду чего слой смешения на задней кромке генерирует более интенсивный пик на кривой распределения пульсаций при отрывном режиме обтекания.

Соответствующие спектры пульсаций скорости представлены на рис. 6 (по три кривых, соответствующих различным рас-

стояниям датчика относительно задней кромки крыла в вертикальном направлении). Можно видеть, что спектры пульсаций, полученные в случае присоединенного течения, не содержат каких-либо выделенных частот за исключением одного пика на спектре, измеренном вблизи задней кромки ($Y = 0$ мм). Этот пик соответствует вихрям, образующимся в следе при безотрывном обтекании профиля. Более высокий уровень пульсаций, полученный для низких частот в точках $Y = 0$ мм и $Y = 13$ мм, объясняется турбулентным пограничным слоем на поверхности модели.

В случае отрывного течения можно выделить два частотных диапазона пульсаций, присутствующих в следе. Прежде всего, это низкочастотные ($f < 100$ Гц) колебания сдвигового слоя, хорошо заметные на спектре, измеренном при $Y = 180$ мм. Кроме того, выделяются пульсации в частотном диапазоне $300 \div 1500$ Гц ($Y = 0$ мм), связанные с вихрями, сходящими с задней кромки модели.

Электроды разрядника ДБР размещались на поверхности модели вдоль ее размаха на различном расстоянии от передней кромки (см. таблицу). Параметр ε – это расстояние по поверхности от передней кромки крыла до передней кромки открытого электрода, находящегося выше по потоку относительно закрытого.

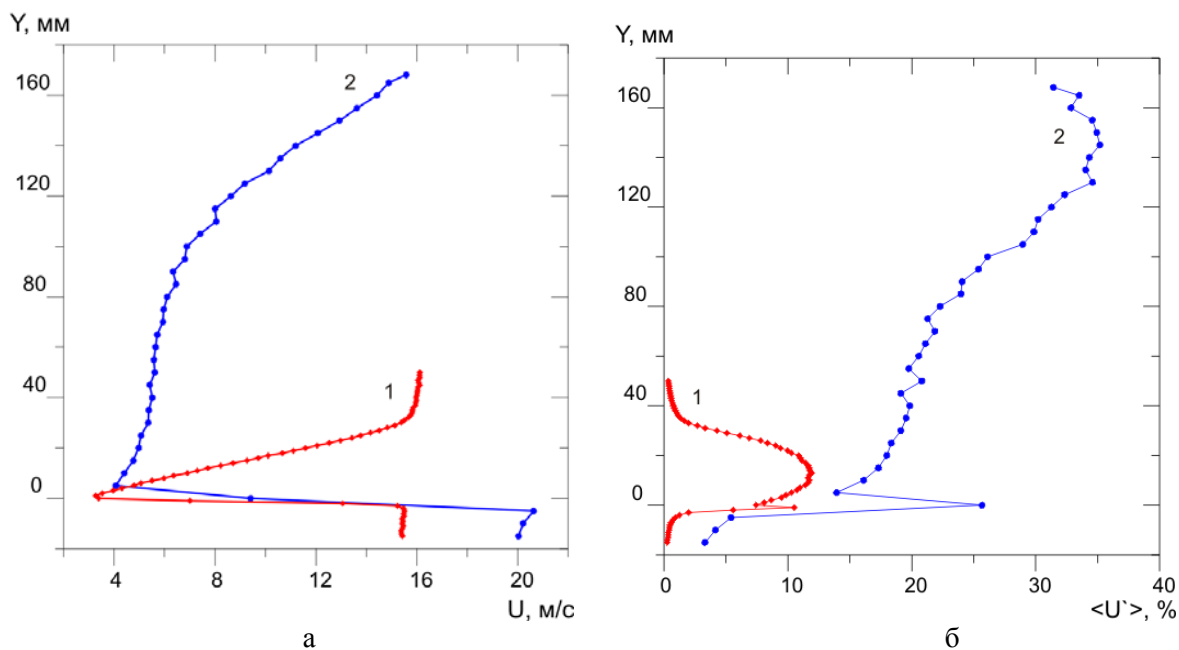


Рис. 5. Распределение (а) средней скорости в следе за крылом и (б) пульсаций скорости ($U_\infty = 15$ м/с, $\alpha = 10^\circ$; 1 – режим присоединенного течения; 2 – отрывной режим обтекания)

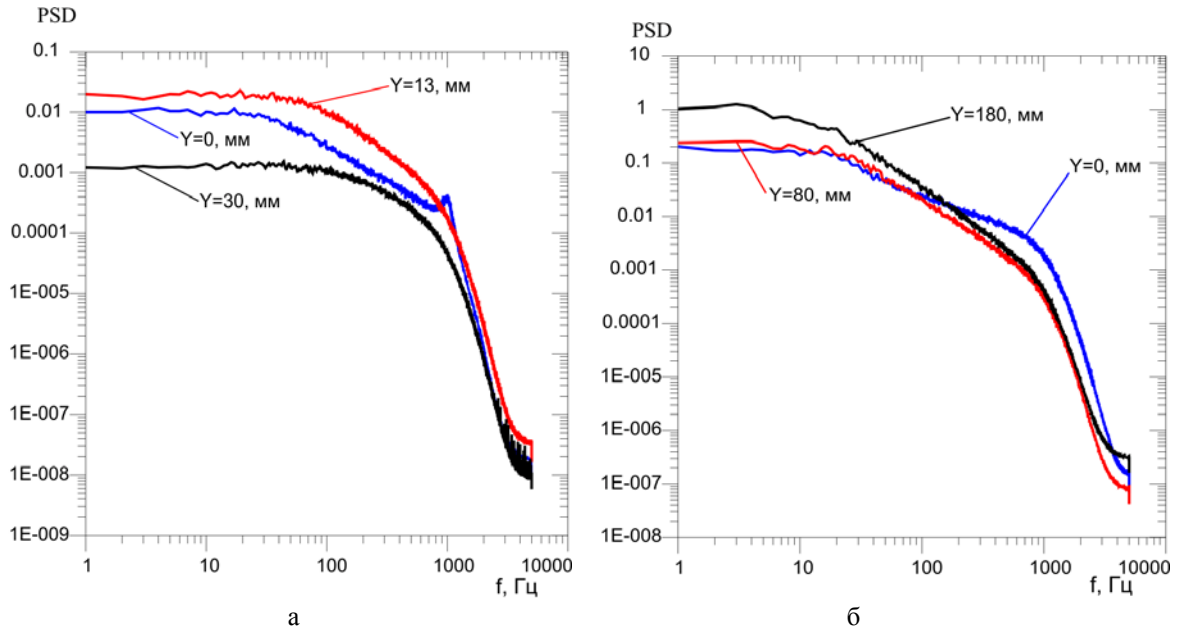


Рис. 6. Спектры пульсаций скорости в следе ($U_\infty = 15$ м/с, $\alpha = 10^\circ$):
 а – присоединенное течение; б – отрывное течение

Конфигурация электродов разрядника в экспериментах с прямоугольным крылом

№	ε , [мм]	L_1 , [мм]	L_2 , [мм]	L_3 , [мм]	Примечания
1	7	10	15	2	разряд перед отрывным пузырем
2	45	10	15	2	разряд в зоне ламинарного пузыря
3	77	10	15	2	разряд в зоне турбулентного течения

Переходя к обсуждению полученных результатов, отметим, что эта серия экспериментов проводилась в режиме скоростного гистерезиса. Порядок проведения экспериментов был таков, что изначально выставлялся угол атаки модели, после чего производился запуск трубы. Эксперимент выполнялся при постоянной скорости вращения вентилятора аэродинамической трубы, поэтому скорость потока незначительно зависит от угла атаки модели вследствие различной степени загромождения потока. Диапазон скоростей потока в данных экспериментах лежал в пределах $10,4 \div 12,5$ м/с.

Наличие гистерезиса отрыва обуславливает возможность существования как отрывного, так и присоединенного течения при одних и тех же значениях α и U_∞ . При постепенном разгоне потока в аэродинамической трубе отрыв, возникший при малых скоростях, может сохраняться до достаточ-

но больших значений U_∞ . Поэтому срыв потока с передней кромки крыла наблюдается даже при сравнительно малых углах атаки и присутствует при дальнейшем увеличении α . Кривые рис. 7, а–в показывают, что срыв потока с передней кромки, который на кривых $-C_p$ определяется отсутствием пика разрежения, устраняется при включении разряда и поток остается присоединенным после отключения разряда вплоть до $\alpha = 15^\circ$. Необратимость присоединения течения на малых углах атаки обуславливается, в том числе, разгоном потока в трубе после устранения отрыва на крыле.

Кривые, представленные на рис. 7, г, демонстрируют обратимое присоединение отрывного течения, которое наблюдается при углах атаки $\alpha > 15^\circ$. В этом режиме изначальный срыв потока устраняется при включении разряда и снова возникает при его отключении.

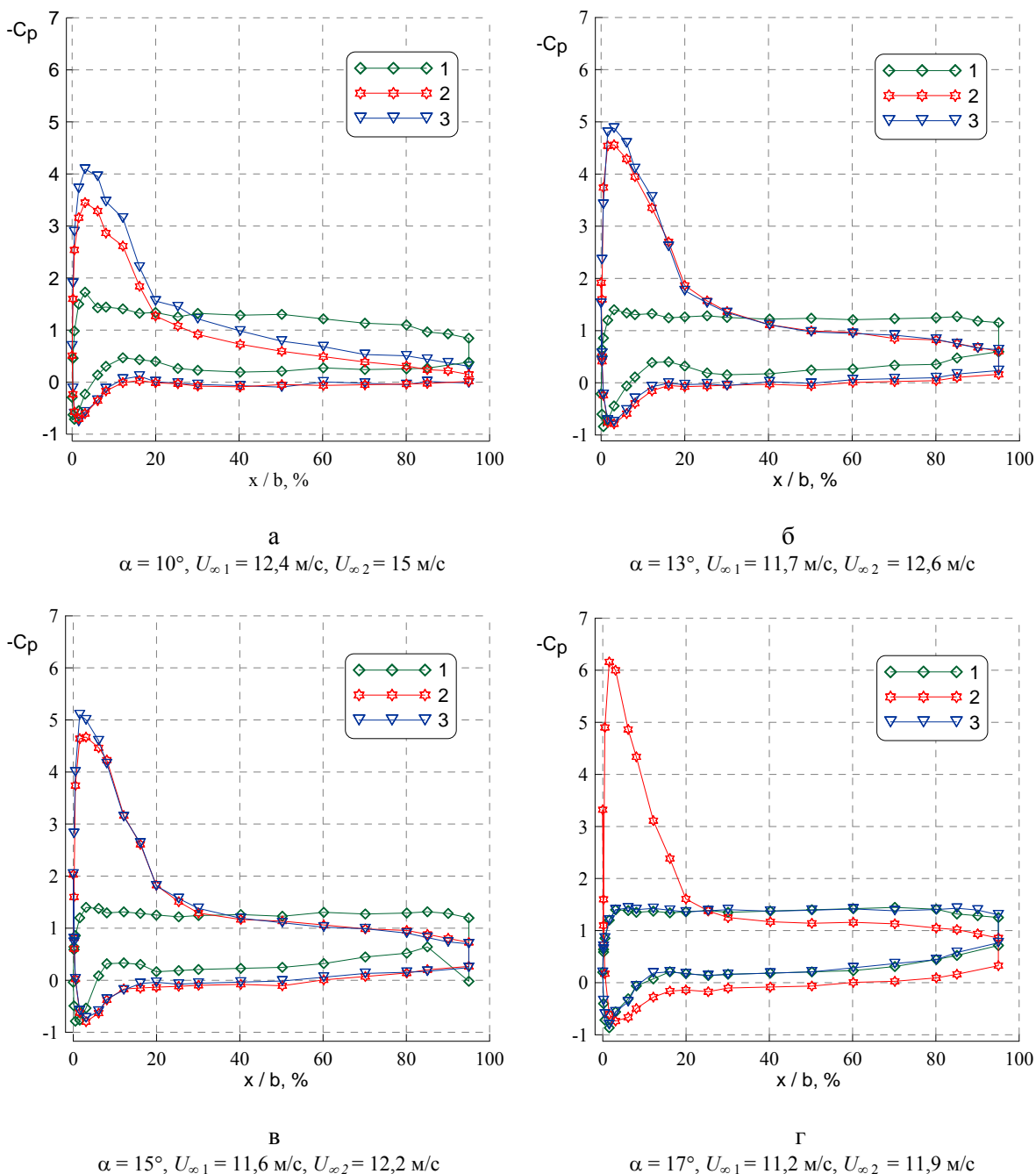


Рис. 7. Распределение коэффициента давления вдоль хорды для различных углов атаки модели (конфигурация разряда № 1): 1 – до включения разряда; 2 – разряд включен, $f = 2 \text{ кГц}$; 3 – после выключения разряда

Заметим, что кривые $-C_p$, представленные на рис. 7, а–в, соответствующие включенному разряду, лежат несколько ниже, чем кривые, соответствующие моменту, когда разряд отключен после включения. Эти экспериментальные данные согласуются с результатами, полученными путем численного моделирования обтекания профиля

С-16. В расчете моделировались два случая: ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя в месте расположения разрядника и полностью турбулентное течение (рис. 8). Из рисунка видно, что кривые, полученные при включенном разряде, близки к расчетным кривым турбулентного пограничного слоя, начинающегося с передней

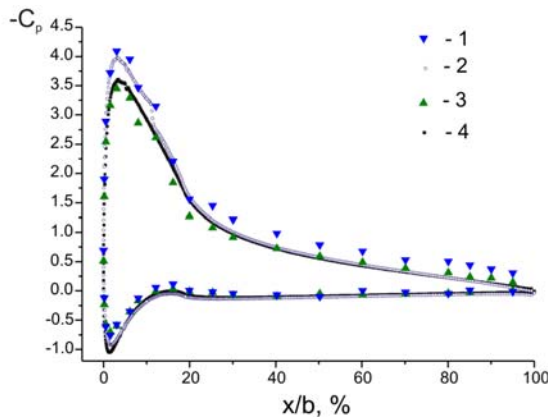
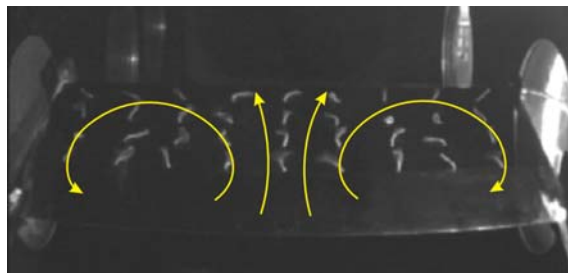
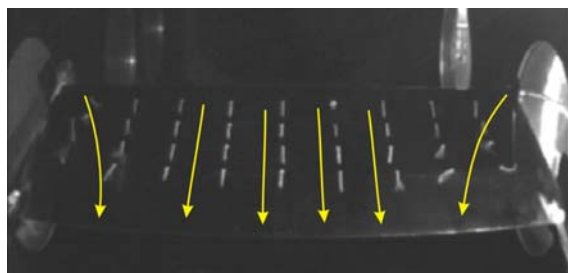


Рис. 8. Распределение давления вдоль хорды ($U_\infty = 12$ м/с, $\alpha = 10^\circ$): 1 – эксперимент, без разряда; 2 – расчет, ламинарно-турбулентный переход на 12 %; 3 – эксперимент, разряд $f = 2$ кГц; 4 – расчет, турбулентное течение



а

отрыв потока (разряд выключен)



б

присоединенное течение
(при включении и после выключения разряда)

Рис. 9. Визуализация поверхностного течения методом шелковинок (вид со стороны задней кромки, $U_\infty = 12,5$ м/с, $\alpha = 10^\circ$)

кромки. Кривые же, полученные при выключении разряда, соответствуют расчетному случаю, когда моделировалось наличие ламинарного отрывного пузыря, а точка ламинарно-турбулентного перехода задавалась над ним. Таким образом, можно сде-

лать вывод о том, что механизм воздействия разряда на течение в случае расположения его перед линией отрыва заключается, главным образом, в турбулизации предотрывного течения вблизи передней кромки крыла, что способствует присоединению потока без образования локальной отрывной зоны в виде ламинарного отрывного пузыря.

Увидеть отклик отрывного течения на воздействие разрядом на всей подветренной поверхности крыла позволяют результаты визуализации течения методом шелковинок. Данные представлены для случаев необратимого ($\alpha = 10^\circ$, рис. 9) и обратимого ($\alpha = 17^\circ$, рис. 10) присоединения.

Фотографии показывают, что при малых углах атаки срыв потока был устранен при включении разряда и поток остается присоединенным после его отключения (см. рис. 9). При этом присоединенное течение охватывает всю подветренную поверхность крыла, за исключением небольших зон в местах сопряжения крыла и стенок рабочей части трубы, что вызвано диффузорным эффектом.

В случае больших углов атаки и обратимого присоединения включение разряда приводит к присоединению потока в центральной части крыла, а около стенок трубы остаются два вихря (см. рис. 10), обусловленные все тем же диффузорным эффектом, который при данном значении α имеет большую интенсивность. После выключения разряда поток снова полностью отрывается.

Путем интегрирования зависимостей коэффициента распределения давления были вычислены местные интегральные характеристики профиля, т. е. коэффициенты подъемной силы C_y и сопротивления C_x , которые представлены на рис. 11. Кривые 4 были получены путем двумерного расчета обтекания профиля С-16 с помощью свободно распространяющейся программы для расчета профилей XFOIL. Полученные данные $C_y(\alpha)$ показывают, что применение разряда приводит к монотонному росту подъемной силы с изменением α вплоть до значения $\alpha = 20^\circ$, в то время как при выключенном разряде характеристика заваливается уже при $\alpha_{\text{срыва}} \geq 15^\circ$. Положительное влияние разряда наблюдается и на графике коэффициента сопротивления (рис. 11, б). В совокупности представленные данные демон-

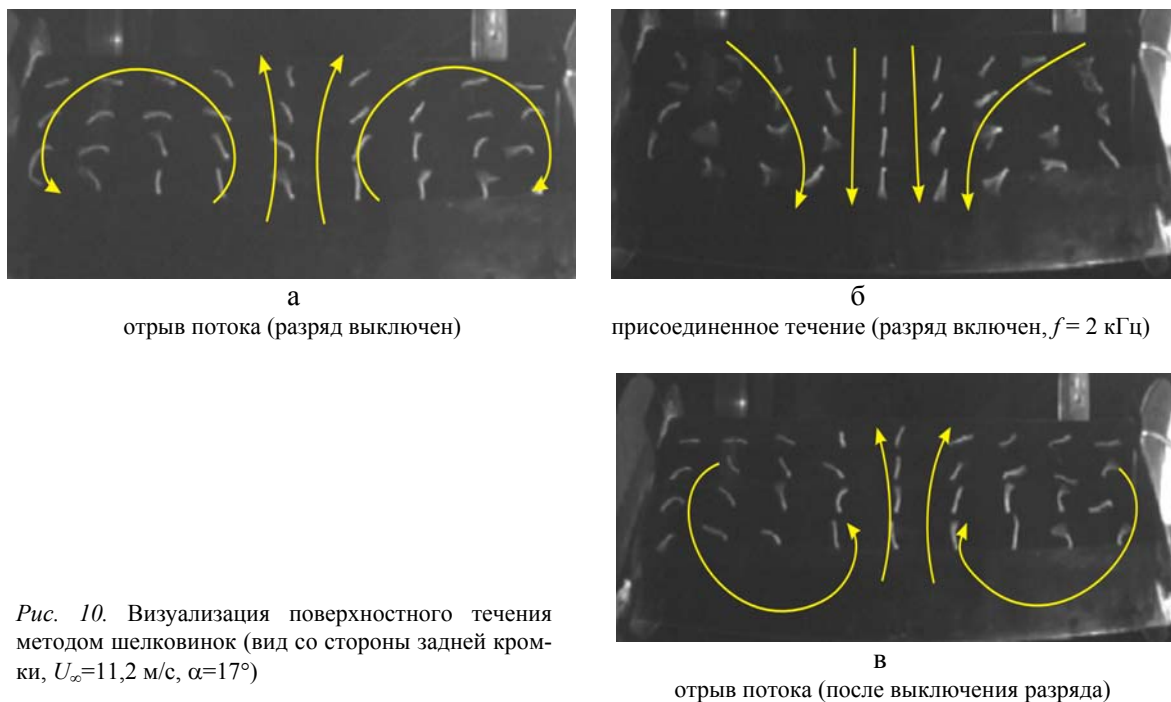


Рис. 10. Визуализация поверхностного течения методом шелковинок (вид со стороны задней кромки, $U_\infty = 11,2$ м/с, $\alpha = 17^\circ$)

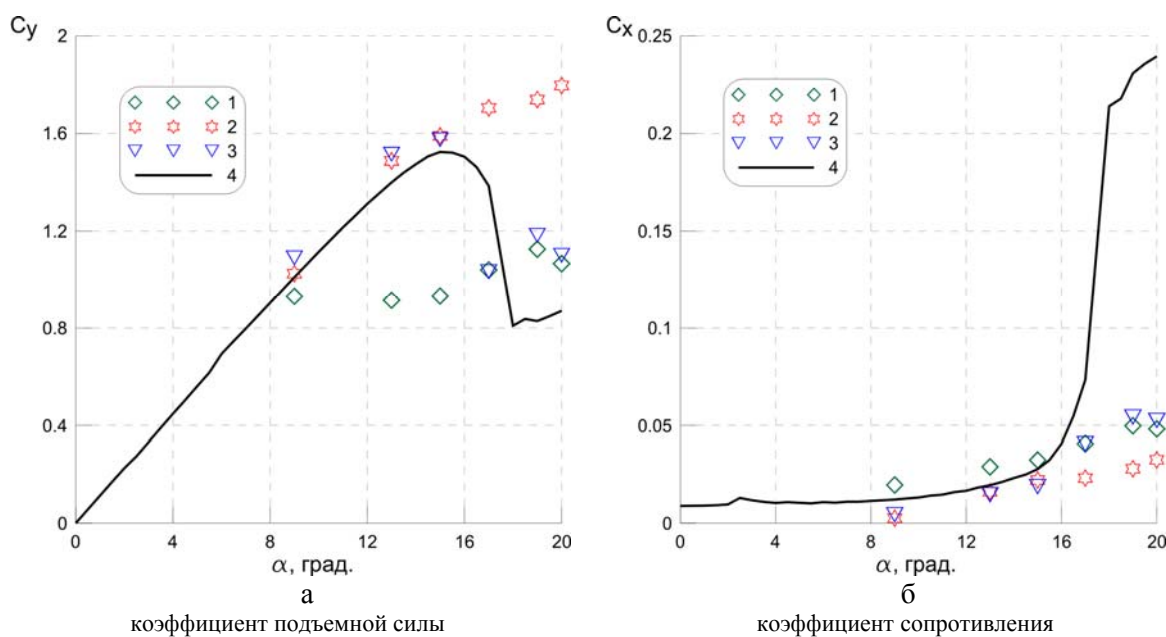


Рис. 11. Интегральные характеристики профиля ($n = 110$, конфигурация разряда № 1):
1 – до включения разряда; 2 – разряд включен; 3 – после выключения разряда; 4 – расчет в XFOIL

стрируют, что применение ДБР вблизи передней кромки перед линией естественного отрыва способствует расширению диапазона углов атаки безотрывного обтекания крыла и улучшению его аэродинамических характеристик.

Эксперименты были проведены также и для больших значений скорости набегающего потока ($U_\infty \approx 20$ м/с). Мощность разряда была постоянной для всех углов атаки и составляла 65 Вт. В этих экспериментах также проявлялся гистерезис по скорости.

В целом распределения давления демонстрируют поведение, схожее с полученным при меньших значениях скорости, за исключением того, что при малых углах атаки течение является изначально присоединенным, и включение разряда не влияет на распределение коэффициента давления, поэтому на рис. 12 представлены распределения только для двух углов атаки.

На основании результатов измерения поверхностного давления были рассчитаны интегральные аэродинамические характеристики профиля. Видно, что применение разряда увеличивает значение критического угла атаки до $\alpha_{\text{срыва}} \geq 17^\circ$, в то время как без его применения $\alpha_{\text{срыва}} \geq 13^\circ$ (рис. 13, а). Из рис. 13, б видно, что сопротивление в случае применения разряда в целом меньше на всех углах атаки. В общем же результат воздействия ДБР в случае больших скоростей несколько меньше. Данный факт обусловлен влиянием концевых эффектов, заключающихся в формировании вихревых структур по краям на верхней поверхности крыла, которые на этих режимах имеют большую интенсивность и значительно влияют на течение в целом.

Эксперименты, направленные на исследование акустического воздействия разряда на поток, были проведены в конфигурации электродов № 2. Данная конфигурация исключает непосредственный контакт плазмы

с предотвратившим пограничным слоем, так как разрядник располагается в области, ограниченной линией отрыва и линией конца застойной зоны (область ламинарного отрывного пузыря в случае присоединенного течения). При этом относительное расположение внешнего и внутреннего электродов обеспечивает направление пробоя плазмы вверх по потоку. Это обуславливает распространение фронта акустических волн в направлении сдвигового слоя, сходящего с передней кромки в случае отрыва потока. Изначально было найдено минимальное значение амплитуды напряжения питающего разрядника сигнала, при котором происходит присоединение потока, — 7,5 кВ (рис. 14, а). Отметим, что при меньших значениях амплитуды присоединения потока не наблюдалось. Таким образом, значение амплитуды питающего сигнала во время эксперимента выдерживалось постоянным, а частота сигнала f варьировалась в широком диапазоне значений.

Видно, что в диапазоне частот $0,18 \pm 0,8$ кГц разряд оказывает слабое влияние. Тем не менее нетрудно заметить прирост пика разрежения на передней кромке и изменение характера восстановления давления ниже по потоку с ростом частоты (рис. 14, б). Это говорит хотя и о незначительном, но увеличении размера зоны безотрывного обтекания вблизи передней кромки. В диапазоне

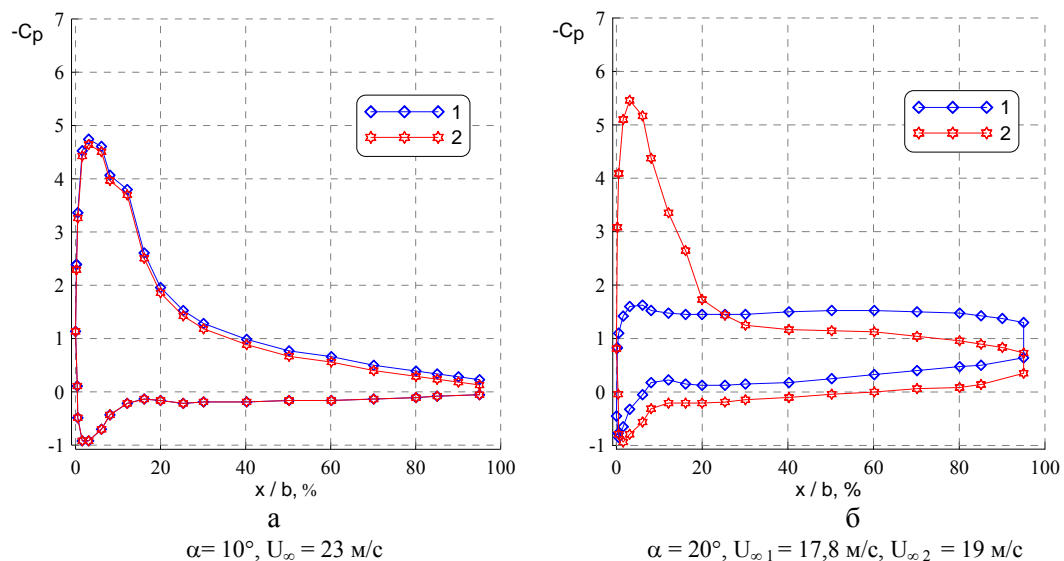


Рис. 12. Распределение коэффициента давления (позиция разряда № 1):
1 – разряд выключен; 2 – разряд включен

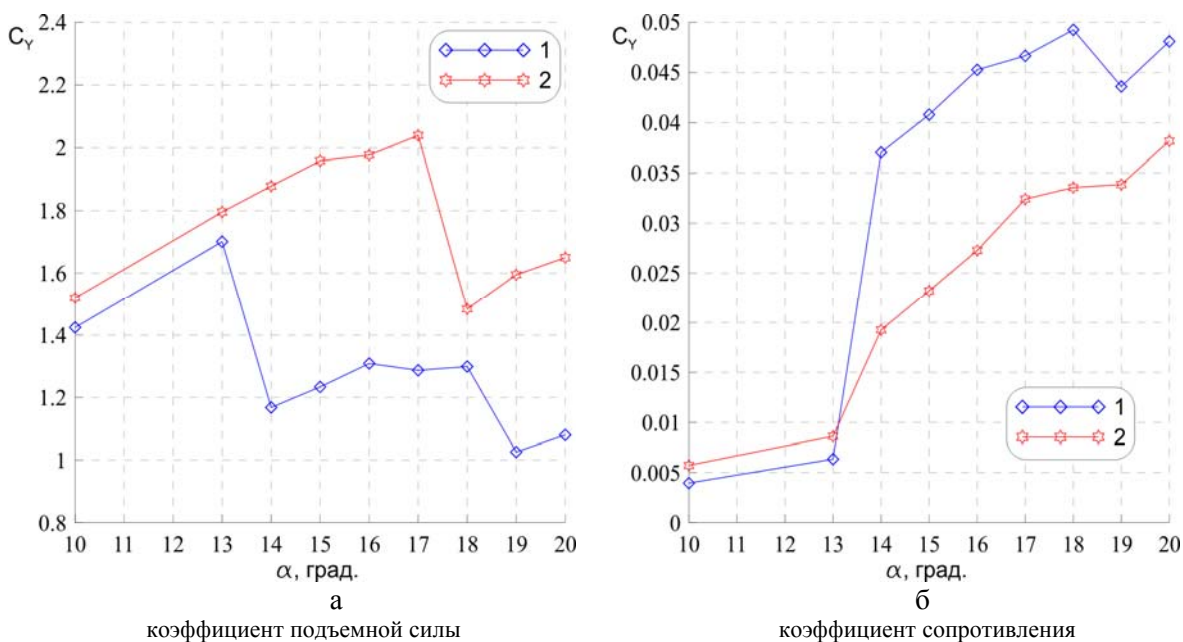


Рис. 13. Интегральные характеристики профиля (конфигурация разряда № 1):
1 – разряд выключен; 2 – разряд включен

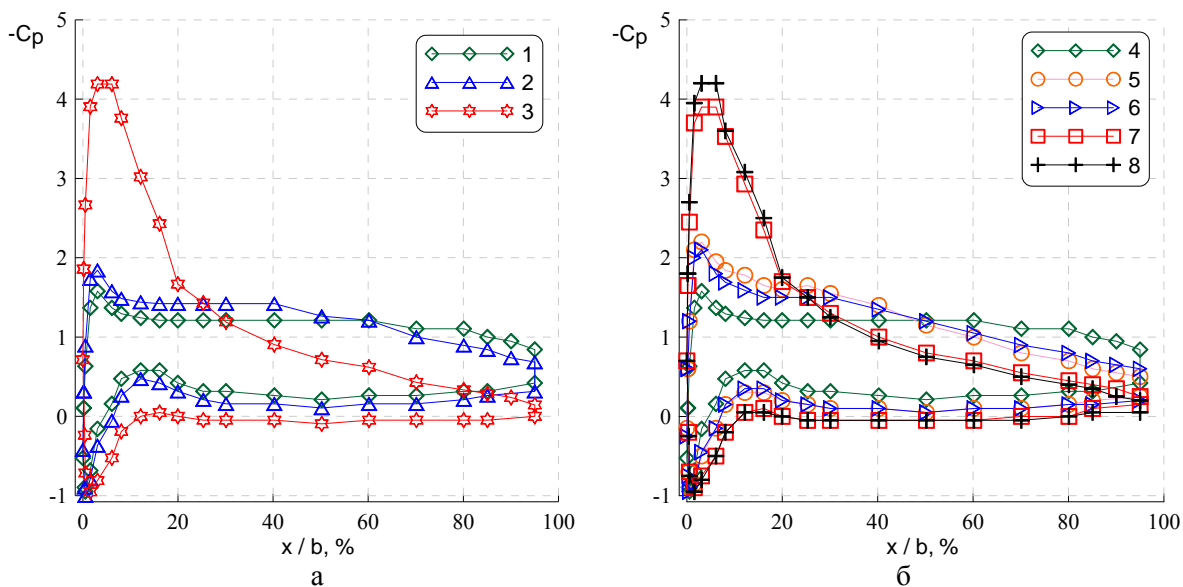


Рис. 14. Распределение коэффициента давления при различной частоте разряда ($\alpha = 9^\circ$, $U_\infty = 12,8$ м/с):
1 – разряд выключен; 2 – $f = 1,3$ кГц; $V = 5$ кВ; 3 – $f = 1,3$ кГц; $V = 7,5$ кВ;
4 – разряд выключен; 5 – $f = 0,18$ кГц; 6 – $f = 0,8$ кГц; 7 – $f = 0,9$ кГц; 8 – $f = 2$ кГц

частот $0,9 \div 2$ кГц присоединение потока происходит на всей поверхности крыла, что на кривых $-C_p$ выражается в резком увеличении пика разрежения на носике крыла и практически полном восстановлении давления на задней кромке.

В дополнение к этим экспериментам были выполнены исследования для случая, когда разряд располагался далеко от линии отрыва за область отрывного пузыря в зоне турбулентного течения (позиция № 3). В этих условиях присоединение потока бы-

ло достигнуто лишь при малых значениях (U_∞ , α), как и в случае конфигурации № 2, но при максимальной мощности разряда.

Отметим, что полученные данные качественно согласуются с результатами работ [15; 19–21], где управление отрывом потока на крыле осуществлялось уединенным источником акустических возмущений, расположенным в рабочей части установки ниже по потоку относительно задней кромки модели.

Основываясь на полученных данных, приходим к следующим выводам. Наиболее эффективным является расположение разрядника вблизи передней кромки перед линией отрыва потока. В этом случае достигается наибольшее расширение диапазона углов атаки безотрывного обтекания модели крыла и, как следствие, увеличение максимального значения подъемной силы. Акустические возмущения, порождаемые разрядником ДБР, приводят к присоединению потока лишь в узком диапазоне значений (U_∞ , α), поэтому акустический механизм воздействия ДБР на отрывное течение может рассматриваться как второстепенный.

Список литературы

1. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 272 с.
2. Gad-el-Hak M. Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2009.
3. Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Калугин В. Т. Аэродинамика отрывных течений: Учеб. пособие для втузов / Под ред. Н. Ф. Краснова. М.: Высш. шк., 1988. 351 с.
4. Довгаль А. В., Козлов В. В., Сорочкин А. М. Локальные и глобальные свойства неустойчивости течения с отрывом ламинарного потока // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2007. Т. 2, № 4. С. 32–37.
5. Магнитоплазменная аэродинамика в аэрокосмических приложениях: Тр. междунар. рабочего совещания. М.: ИВТАН, 1999–2003. № 1–5.
6. Fomin V., Tretyakov P., Taran J.-P. Flow Control Using Various Plasma and Aerodynamic Approaches (Short Review) // Aerospace Science and Technology. 2004. Vol. 8. P. 411–421.
7. Roth J. R., Sherman D. M., Wilkinson S. P. Boundary Layer Flow Control with One Atmospheric Uniform Glow Discharge Surface Plasma. Reno (NV), 1998. Paper / AIAA; No. 98-0328.
8. Post M. L., Corke T. C. Overview of Plasma Flow Control: Concepts, Optimization and Applications. Reno (NV), 2005. Paper / AIAA; No. 2005-0563.
9. Sidorenko A. A., Budovsky A. D., Pushkarev A. V., Maslov A. A. Flight Testing of DBD Plasma Separation Control System. Reno (NV), 2008. Paper / AIAA; No. 2008-373.
10. Corke T. C., Jumper E. J., Post M. L., Orlov D., McLaughlin T. E. Applications of Weakly-Ionized Plasmas as Wing Flow-Control Devices // AIAA Meeting. Reno (NV), 2002. Paper No. 2002-0350.
11. Moreau E. Airflow Control by Non-Thermal Plasma Actuators // J. Phys. D: Appl. Phys. 2007. Vol. 40. P. 605–636.
12. Кауафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. Новосибирск, 1994.
13. Enloe C. L., McLaughlin T. E., Dyken R. D. van, Kachner K. D., Jumper E. J., Corke T. C., Post M., Haddad O. Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Geometric Effect // AIAA J. 2004. Vol. 42. No. 3. P. 595–604.
14. Roth J. R., Xin Dai. Optimization of the Aerodynamic Plasma Actuator as an Electrohydrodynamic (EHD) Electrical Device. Reno (NV), 2006. Paper No. 2006-1203.
15. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
16. Post M. L., Corke T. C. Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators. Reno (NV), 2003. Paper No. 2003-1024.
17. Mittal R., Kotapati R. B. et al. Numerical Study of Resonant Interactions and Flow Control in a Canonical Separated Flow. Reno (NV), 2005. Paper No. 2005-1261.
18. Zanin B. Yu. Hysteresis of a Separated Variable-Velocity Flow about a Straight-Wing Model // J. of Appl. Mech. and Tech. Phys. 2007. Vol. 38. No. 5. P. 724–727. DOI: 10.1007/BF02467884.
19. Collins F. G., Zelenevitz J. Influence of Sound upon Separated Flow over Wings // AIAA J. 1975. Vol. 13. No. 3. P. 408–410.
20. Козлов В. В. Отрыв потока от передней кромки и влияние на него внешних воз-

мущений // ПМТФ. 1985. № 2. С. 112–115.

21. *Zaman K. B. M. Q., McKinzie D. J.* Control of Laminar Separation over Airfoils by

Acoustic Excitation. Reno (NV), 1989. Paper No. 89-0565.

Материал поступил в редколлегию 29.07.2011

A. A. Sidorenko, B. Yu. Zanin, B. V. Postnikov, A. D. Budovskiy

CONTROL OF FLOW SEPARATION ON A WING USING ELECTRICAL DISCHARGE

Separation control experiments on a rectangular wing were carried out using dielectric barrier discharge plasma at subsonic speed for chord Reynolds numbers between 0,35 and $1 \cdot 10^6$. Surface pressure measurements and flow visualization show that global flow separation on the wing can be mitigated or eliminated with the plasma actuators. The data were obtained for a wide range of angle of attack, flow speed, plasma excitation frequency and power. Various means of discharge influence on separated flow were investigated, including acoustic one.

Keywords: subsonic flow, flow separation, rectangular wing, control of separated flow, electrical discharge.