

На правах рукописи

Будовский Алексей Дмитриевич



**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ
ОТРЫВНЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ
С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ**

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск – 2011

Работа выполнена в Институте теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук (г. Новосибирск)

Научный руководитель:

кандидат физико-математических наук
Сидоренко Андрей Анатольевич

Официальные оппоненты:

доктор физико-математических наук
Бойко Андрей Владиславович

доктор технических наук, профессор
Ярыгин Вячеслав Николаевич

Ведущая организация:

Объединенный институт высоких температур
РАН (ОИВТ РАН)

Защита состоится « 21 » октября 2011 г. в 14 часов на заседании диссертационного совета Д003.035.02 в Институте теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН по адресу: 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения, просим высылать по адресу: Ученому секретарю диссертационного совета Д003.035.02, ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1.

Автореферат разослан «20» сентября 2011 г.

Ученый секретарь
Диссертационного совета,
д.т.н.



И.М. Засыпкин

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Отрыву потока от поверхностей, возникающему при движении тела в жидкости или газе, уделялось особое внимание на протяжении всей истории развития аэрогидродинамики. В большинстве случаев отрыв – явление нежелательное, приводящее к вредным последствиям (увеличение сопротивления движению тела, ухудшение его аэродинамических характеристик, возникновение нестационарных нагрузок и т.п.). Отрывные течения изучаются на протяжении многих лет с целью совершенствования методов их прогнозирования и разработки способов целенаправленного воздействия на них, то есть управления отрывом потока.

На сегодняшний день известно множество устройств пассивного (вихрегенераторы и т.п.) и активного (вдвух/отсос газа, синтетические струи и т.п.) управления отрывными течениями, многие из которых доказали свою эффективность и с успехом применяются на реальных летательных аппаратах (ЛА). Устройства активного управления потоком, основанные на применении механических или струйных систем, зачастую достаточно сложны в изготовлении, добавляют дополнительный вес к конструкции ЛА, требуют существенных дополнительных объемов и могут становиться источниками шума и вибраций.

В настоящее время среди существующих методов активного управления потоком выделяется применение электрического разряда, в том числе низкотемпературной (слабоионизованной) поверхностной плазмы (диэлектрический барьерный разряд). Конструкция разрядников позволяет производить их поверхностный монтаж, не искажая формы обтекаемого тела, и осуществлять воздействие (ионным ветром и т.д.) внутри пограничного слоя, что позволяет управлять основным течением при небольшой мощности воздействия. К основным преимуществам данного подхода можно отнести: простую конструкцию устройства управления и прямое преобразование энергии в кинетическую энергию газа без использования сложных механических систем. Кроме того, время образования разряда много меньше всех характерных временных масштабов газодинамического течения, что позволяет осуществлять воздействие в широком диапазоне частот.

В работе исследуется возможность применения различных типов электрических разрядов для управления тремя классическими видами отрывных течений:

- отрыв на конических телах под углом атаки;
- отрыв потока на прямоугольном крыле;
- отрывное течение на стреловидном крыле.

Перечисленные случаи отрывных течений реализуются при обтекании реальных ЛА и существенно влияют на изменение их аэродинамических характеристик.

Целью диссертационной работы является экспериментальное исследование возможности применения электрических разрядов для управления отрывом потока газа на примере классических отрывных течений на конусе, прямоугольном и скользящем крыле при дозвуковых скоростях потока.

Задачи диссертационной работы:

1. проектирование, изготовление и оснащение измерительным оборудованием экспериментальных моделей и разработка методов проведения измерений;
2. проведение модельных физических экспериментов в аэродинамической трубе для исследования эволюции течения около моделей без внешнего воздействия и при воздействии на него электрических разрядов;
3. численное моделирование задачи управления отрывом потока путем локального подвода энергии;
4. исследование механизмов воздействия электрических разрядов на отрывное течение.

Научная новизна

1. Результаты модельных физических экспериментов и численного моделирования задачи по управлению вихревым отрывным течением на конусе под углом атаки в дозвуковом потоке путем локального воздействия электрическим разрядом (подвода энергии) вблизи носика обтекаемого тела получены впервые.
2. Показано, что локальное воздействие вблизи носика приводит к перестройке вихревой конфигурации по всей длине конуса, при этом величина и направление аэродинамической силы изменяются пропорционально величине воздействия.
3. Результаты, демонстрирующие возможность подавления отрыва на крыловых профилях, в том числе на стреловидном крыле, с помощью ДБР получены при достаточно высоких числах Рейнольдса ($Re = (0,3 \div 1,3) \times 10^6$).
4. Исследованы различные механизмы воздействия ДБР на отрывное течение, в том числе акустический. Показано, что акустический механизм подавления отрыва существует, но является весьма слабым и может рассматриваться как дополнительный.
5. Показано, что отрывное течение на крыле избирательно к частоте возбуждения разряда. Выделены диапазоны эффективных частот, при которых наблюдается максимальное подавление области отрывного течения.
6. Экспериментально обнаружен режим обтекания крыла, при котором низкочастотное возбуждение отрывного течения с помощью ДБР приводит к большим значениям подъемной силы крыла по сравнению со случаем безотрывного течения, присоединенного непрерывно работающим разрядом.

Научная и практическая ценность работы

1. Выполнено комплексное экспериментальное исследование применения электрических разрядов для управления отрывными течениями газа, кото-

рые реализуются при обтекании осесимметричных тел и крыловых профилей под углом атаки при дозвуковых скоростях потока.

2. Получены результаты, расширяющие представления о механизмах воздействия электрических разрядов на отрывные течения и о возможностях исследуемого метода управления.

3. Результаты демонстрируют возможность осуществления управления при значениях чисел Рейнольдса, близких к натурным, что, наряду с возросшим в последние годы интересом к развитию малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, может способствовать их практическому применению.

Достоверность полученных результатов обеспечивается применением широко апробированных экспериментальных методов исследования. Результаты количественных измерений дополнены поверхностной и пространственной визуализацией течения. Экспериментальные данные подтверждаются результатами численного моделирования. Полученные результаты согласуются с выводами, полученными другими авторами.

На защиту выносятся следующие научные положения диссертации:

- результаты экспериментального и численного исследования управления вихревым отрывным течением на конусе под углом атаки с помощью электрического разряда в дозвуковом потоке;
- результаты экспериментального исследования управления отрывным течением на модели прямоугольного крыла с помощью диэлектрического барьерного разряда;
- результаты экспериментального исследования управления отрывным течением на модели скользящего крыла с помощью диэлектрического барьерного разряда.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на международной конференции по методам аэрофизических исследований ISMAR (Новосибирск 2007, 2008 гг.), на конференциях AIAA (2005, 2007, 2008, 2009 гг.), на всероссийской школе-конференции молодых ученых “Проблемы механики теория, эксперимент и новые технологии” (Новосибирск 2007, 2009 гг.), на молодежной конференции “Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей” (Новосибирск 2005, 2008 гг.), на школе-семинаре СибНИА “Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов” (Новосибирск 2007, 2008 гг.), на всероссийской научной конференции студентов-физиков ВНКСФ (Ростов-на-Дону, Таганрог, 2007 г.), на семинарах ИТПМ СО РАН по аэрогазодинамике и на научной сессии НГТУ.

Личный вклад автора

Автор участвовал в постановке задач экспериментальных исследований, планировании и проведении экспериментов. Им созданы алгоритмы и программы обработки данных, выполнена обработка результатов экспериментов. Выполнено численное моделирование обтекания экспериментальных моделей и

проведено сравнение экспериментальных данных с результатами расчетов. Представление изложенных в диссертации и выносимых на защиту результатов, полученных в совместных исследованиях, согласовано с соавторами.

Публикации

Результаты исследований автора опубликованы в 12 научных работах, в том числе в российских журналах (Письма в Журнал технической физики, 2010; Прикладная механика и техническая физика, 2010 г.). Результаты вошли в отчетный доклад председателя СО РАН о деятельности Сибирского отделения Российской академии наук в 2003 году.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы. Объем диссертации составляет 142 страницы, включая 120 иллюстраций и 123 наименования цитируемой литературы.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность исследований, сформулированы цели работы, отмечена научная новизна и практическая значимость работы, приведены основные положения, выносимые на защиту, кратко описана структура диссертации.

В главе 1 Проведен обзор исследований по использованию электрических разрядов для управления отрывными течениями газа и рассмотрены подходы и результаты выполненных ранее теоретических и экспериментальных исследований по теме диссертационной работы.

Выполненный в диссертации анализ работ по рассматриваемой проблеме, представленных на крупнейших международных конференциях и опубликованных в ведущих российских и зарубежных журналах, определяет вектор направления необходимых исследований. Несмотря на обширный объем исследований в данной области, существует ограниченное понимание основных физических процессов, происходящих при отрыве потока на телах вращения. В частности, плохо изучен механизм перехода вихревого отрывного течения от режима симметричных вихрей к режиму несимметричного обтекания. Применение электрического разряда как метода управления вихревой конфигурацией является экспериментально неисследованным. При исследовании применения диэлектрического барьерного разряда (ДБР) на пластине основные эффекты были достигнуты за счет модификации пограничного слоя с помощью ионного ветра. Выделить же основные причины модификации обтекания крылового профиля является более сложной задачей. Представляется вероятным, что использование ДБР для непосредственного разгона потока по направлению течения не является перспективным методом управления из-за ограниченного диапазона скоростей и небольшой энергетической эффективности. Способы воздействия, при которых разрядники будут использоваться для временной турбу-

лизации течения, введения периодических возмущений, создания вихревых структур и т.п. являются более перспективными. Изложенные положения требуют постановки новых модельных физических и численных экспериментов.

В главе 2 описаны экспериментальное оборудование и методы диагностики течения. В экспериментах использовалось три типа электрического разряда: дуговой разряд, искровой разряд, диэлектрический барьерный разряд (ДБР). Для зажигания дугового разряда использовался источник выпрямленного напряжения сетевой частоты. Для генерации искрового разряда использовался генератор построенный на тиратроне с рабочей частотой до 1 кГц. Для питания ДБР применялись периодические высоковольтные генераторы, а также генераторы импульсов микросекундной и наносекундной длительности. Разрядник ДБР представляет собой две полоски алюминиевой фольги, разделенные диэлектриком и расположенные относительно друг друга со смещением.

Все эксперименты были проведены в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН в диапазоне скоростей набегающего потока $5 \div 50$ м/с. Для получения информации об особенностях поверхностного течения в экспериментах применялись классические способы поверхностной визуализации. Также проводилась дымовая визуализация течения методом лазерного ножа. Основной объем количественных данных о характере обтекания моделей был получен путем измерения поверхностного давления. Для получения полей скорости, спектров пульсаций скорости и параметров пограничного слоя проводились измерения с помощью термоанемометра.

В главе 3 приведены результаты исследования возможности применения электрических разрядов для управления вихревым течением на конусе под углом атаки, а также представлены результаты численного моделирования.

В разделе 3.1 дается описание экспериментальной модели. Экспериментальная модель представляет собой круговой конус длиной $L = 1$ м с половинным углом раствора $\theta = 5^\circ$. Конус имеет составную конструкцию, включающую разрядную секцию (рис. 1). Электроды вмонтированы заподлицо с поверхностью и расположены диаметрально противоположно в области носика.

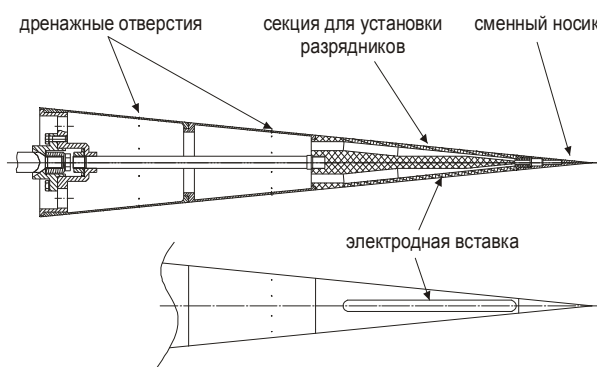


Рис. 1. Эскиз экспериментальной модели

В разделе 3.2 приводятся результаты исследования структуры невозмущенного течения. Пункт 3.2.1 посвящен исследованию режимов течения и определению положения линий отрыва потока. Исследование выполнено как для естественных условий ламинарного отрыва, так и для случая искусственной турбулизации течения. Турбулизация пограничного слоя осуществлялась путем

установки линейных турбулизаторов вдоль образующих конуса. В обоих случаях линия отрыва является практически прямой и находится в положении $\varphi = \pm 85 \div 90^\circ$ для ламинарного и $\varphi = \pm 95 \div 105^\circ$ для турбулентного отрыва.

Результаты дымовой визуализации течения методом лазерного ножа показали, что с увеличением параметра α/θ течение поэтапно переходит от безотрывного ($\alpha/\theta \leq 1$) к режиму симметричных вихрей ($1 < \alpha/\theta \leq 3$) и далее, при достижении критического значения $\alpha/\theta > 3$, происходит нарушение симметрии вихревой картины. При этом асимметрия течения может спонтанно менять свое направление при дальнейшем увеличении α/θ (рис. 2).

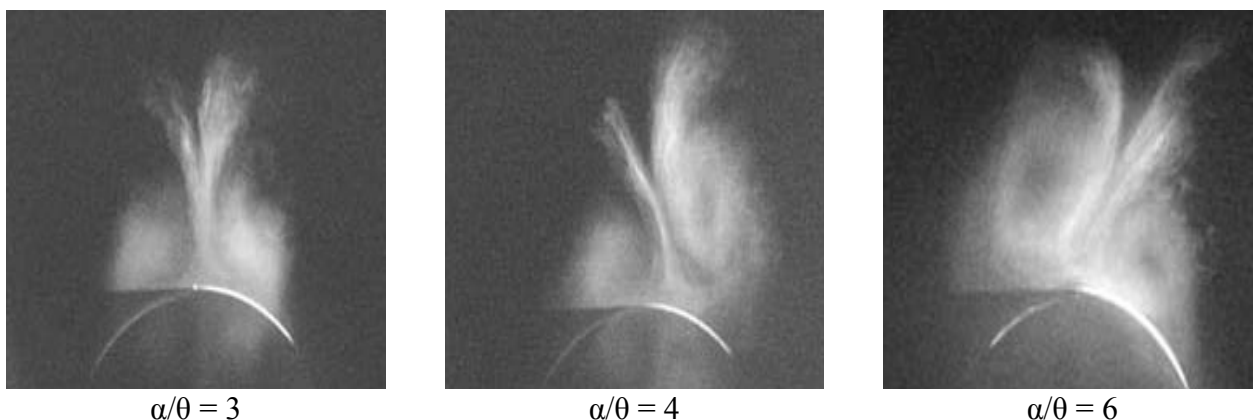


Рис. 2. Эволюция вихревого течения с изменением угла атаки (поток на встречу, $U_\infty = 10$ м/с)

Пункт 3.2.2 посвящен исследованию влияния формы носика на формирование и развитие вихревого течения. Результаты дымовой визуализации показали, что наиболее неустойчивой с точки зрения возникновения асимметрии вихревого течения является острая коническая конфигурация. Поэтому акцент в экспериментах с разрядом был сделан на исследовании течения на модели с острым носиком, что обуславливается широким диапазоном углов атаки существования несимметричного вихревого течения, где высока вероятность осуществления управления этим явлением.

В пункте 3.2.3 приведены результаты исследований, направленных на поиск оптимального расположения зоны подвода энергии по длине конуса. Воздействие разряда моделировалось с помощью вихрегенераторов. Их геометрические параметры (высота, длина) и положение относительно вершины конуса варьировались в эксперименте. Было показано, что с помощью таких устройств незначительных размеров, расположенных вблизи носика конуса, возможно получение симметричной вихревой конфигурации.

Результаты применения электрических разрядов для управления вихревым течением изложены в разделе 3.3. Эксперименты с использованием дугового разряда (пункт 3.3.1) показали, что для остроконечной конфигурации мощность разряда (или его протяженность) была недостаточна для управления вихревой структурой. Использование сферического носика позволило сократить расстояние между вершиной конуса и зоной энергоподвода и осуществить управление. В такой конфигурации были получены первые данные о возможности пропорционального управления вихревой картиной, а, следовательно, направлением и

величиной боковой силы (рис. 3). Последовательное увеличение мощности разряда справа приводит к постепенному отходу вихря от поверхности с этой стороны, что сопровождается пропорциональным перераспределением давления.

Результаты применения искрового электрического разряда изложены в пункте 3.3.2 и представлены на рис. 4 и 5. Раздел 3.4 посвящен численному моделированию задачи по управлению вихревым течением на конусе путем локального подвода энергии. Здесь изложены полученные в расчетах данные и проведено сравнение с результатами, полученными в экспериментах с искровым разрядом. Моделирование выполнялось с помощью коммерческого CFD пакета FLUENT 6.3.26. Использовался решатель стационарных уравнений Навье-Стокса осредненных по Рейнольдсу (метод RANS). Электрический разряд моделировался объемным энергоисточником. Длина зон подвода энергии и их положение соответствуют длине и расположению разрядных линеек искрового разряда в эксперименте. Значение мощности источников соответствует экспериментальным значениям электрической мощности разряда (11,2 Вт; 25,2 Вт; 44,8 Вт).

Расчеты производились в последовательности проведения экспериментов с разрядом в аэродинамической трубе. Сравнение результатов расчета с результатами, полученными в физическом эксперименте, продемонстрировали хорошее качественное соответствие. Постепенное увеличение мощности источника справа приводит к пропорциональному оттеснению вихря от поверхности конуса с этой стороны и приближению к поверхности вихря с противоположной стороны. При поддержании максимальной мощности источника справа и постепенном увеличении мощности источника слева вихревая конфигурация переходит в изначальное симметричное состояние, которое достигается при равнозначном уровне мощности источников с двух сторон. Переход к несимметрии противоположного направления достигается путем постепенного снижения мощности источника справа и поддержания максимальной мощности источника слева. Для количественного сравнения результатов были рассчитаны распределения поверхностного давления в сечении, соответствующем положению дренажных точек в эксперименте (рис. 4). По индуцированным пикам разрежения на поверхности можно проследить положение вихрей, полученное в эксперименте и расчете.

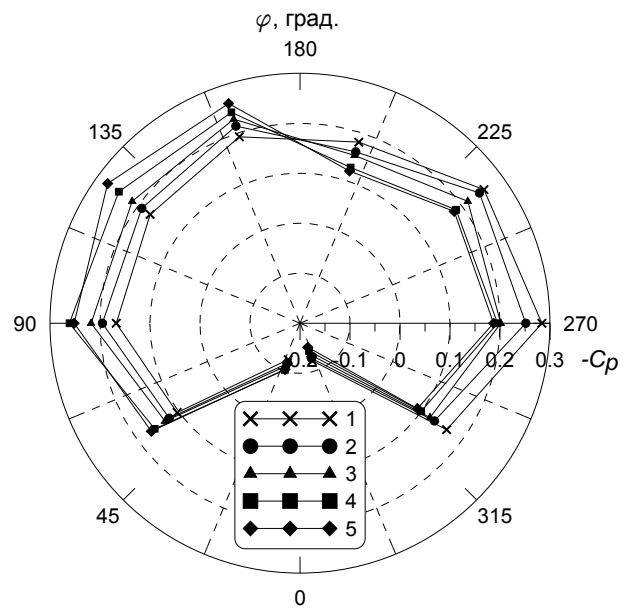


Рис. 3. Изменение распределения коэффициента давления C_p при варьировании мощности разряда ($\alpha = 30^\circ$, $U_\infty = 15$ м/с)
1 – без разряда, 2 – W_1 , 3 – W_2 , 4 – W_3 , 5 – W_4
($W_1 < W_2 < W_3 < W_4 = 256$ Вт)

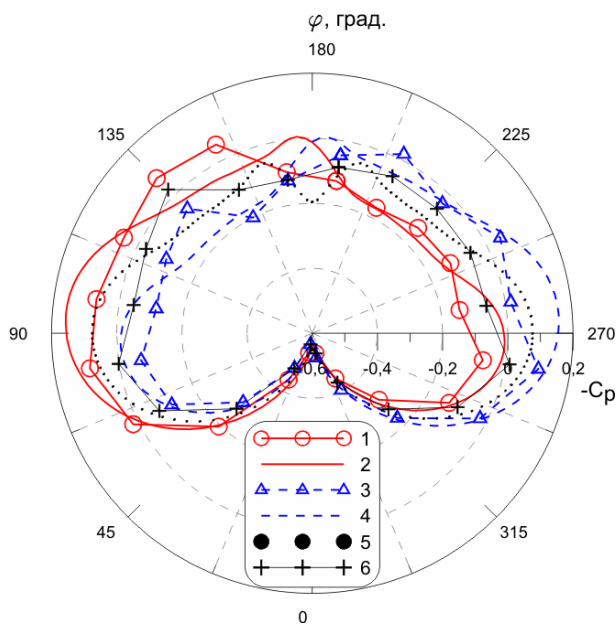


Рис. 4. Распределение поверхностного давления при различных вариантах воздействия.
($\alpha = 22,5^\circ$, $U_\infty = 10$ м/с)

- 1 – $W_1 = 44,8$ Вт, $W_2 = 11,2$ Вт (эксперимент);
- 2 – $W_1 = 500$ МВт/м³ (расчет);
- 3 – $W_1 = 11,2$ Вт, $W_2 = 44,8$ Вт (эксперимент);
- 4 – $W_2 = 500$ МВт/м³ (расчет);
- 5 – $W_1 = W_2 = 0$ МВт/м³ (расчет);
- 6 – $W_1 = W_2 = 0$ Вт (эксперимент);

Сравнение расчетных и экспериментальных данных показывает хорошее совпадение картин распределения давления при миграции вихрей, вызванных зажиганием разряда. Отличия в положениях пиков $|C_p|$, а, следовательно, и ядер вихрей вызваны незначительными расхождениями в предсказании положения линии отрыва в расчете по сравнению с экспериментом. Использование турбулизатора в эксперименте сказывается на состоянии предотрывного пограничного слоя и приводит к смещению линии отрыва отличающемуся от расчетного значения. Сравнительный анализ изменения C_z , полученного путем интегрирования кривых C_p , демонстрирует хорошее количественное соответствие (рис. 5). Тем не менее, на начальном участке кривой C_z наблюдается расхождение экспериментальных и расчетных данных. Это обусловлено тем, что в эксперименте разряд при низком уровне мощности приводит сначала к усилению асимметрии вихревого течения. Этот эффект вызван турбулизацией предотрывного пограничного слоя разрядом, что приводит к усилению начальной асимметрии. Дальнейшее увеличение мощности приводит к превалированию теплового механизма воздействия.

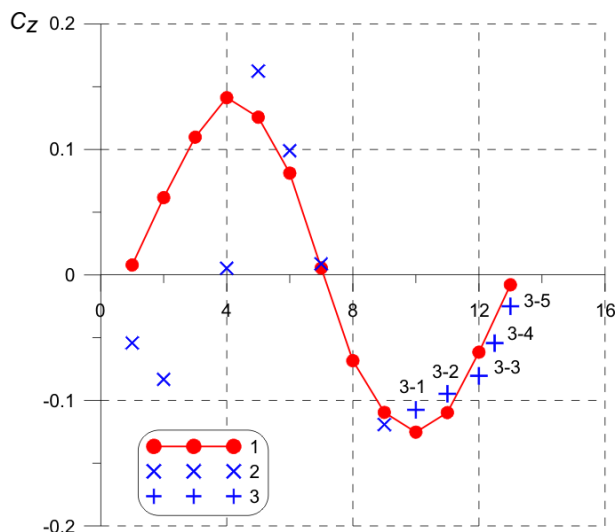


Рис. 5. Изменение боковой нагрузки при различных вариантах воздействия

- 1 – расчет;
- 2 – эксперимент №1;
- 3 – эксперимент №2;
- 3-1 – $W_2 = 44,8$ Вт;
- 3-2 – $W_2 = 22,5$ Вт;
- 3-3 – $W_2 = 11,2$ Вт;
- 3-4 – $W_2 = 2,8$ Вт;
- 3-5 – $W_2 = 0$ Вт;

Расчетные данные об окружном распределении коэффициента трения показывают, что при изменении мощности теплового источника происходит пропорциональное смещение линии первичного отрыва вверх по потоку со стороны активного источника и смещение этой линии ниже по течению на противоположной стороне.

Данные о положении вихревой линии, построенной на основании координат центров ядер вихрей в нескольких сечениях по длине конуса для разной мощности источников, показывают, что локальное воздействие вблизи носика приводит к соответствующей перестройке вихревого течения по всей длине обтекаемого тела.

Перекрестный анализ результатов расчета и физического эксперимента подтверждает механизм воздействия разряда на вихревое течение, связанный с отеснением линий тока за счет тепловыделения в плазменном канале разряда.

В главе 4 изложены результаты экспериментов по управлению отрывным течением на модели прямоугольного крыла с помощью ДБР. Экспериментальная модель представляет собой крыло прямоугольной формы с размахом $l = 1$ м и хордой $b = 0,5$ м (раздел 4.1). В среднем сечении крыла выполнен дренаж для измерения поверхностного давления (рис. 6).

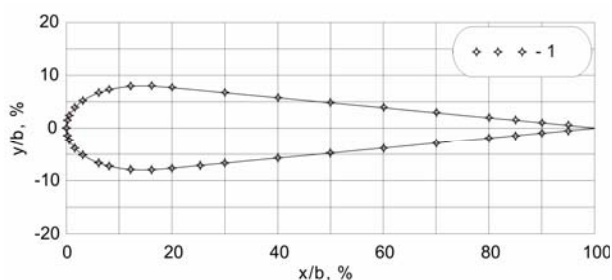


Рис. 6. Профиль крыла С-16 (точками показаны дренажные отверстия)

Раздел 4.2 посвящен описанию и обсуждению полученных экспериментальных результатов. Результаты поверхностной визуализации (пункт 4.2.1) показали, что даже при малых значениях α во всем диапазоне реализуемых в экспериментах скоростей набегающего потока вблизи передней кромки профиля формируется ламинарный отрывной пузырь. По мере

увеличения α , отрывной пузырь смещается вверх по потоку, и в определенный момент времени начинает развиваться отрыв потока с задней кромки, формируя, тем самым, обширную зону турбулентного отрыва, в конечном счете, переходящую в глобальный срыв потока с передней кромки.

Результаты измерений с помощью термоанемометра (пункт 4.2.2) в следе за моделью показали, что в спектрах пульсаций скорости выделяется частота $f = 1$ кГц, соответствующая вихрям, образующимся в следе при безотрывном обтекании профиля. В случае отрывного течения можно выделить два частотных диапазона пульсаций присутствующих в следе. Прежде всего, это низкочастотные пульсации отрывного течения и слоя сдвига ($f < 0,1$ кГц) и пульсации в диапазоне $f = 0,3 \div 1,5$ кГц, связанные с вихрями, сходящими с задней кромки модели.

Результаты экспериментов с разрядом представлены в пункте 4.2.3. Разрядники размещались на поверхности модели параллельно передней кромке вдоль размаха на различном расстоянии от нее.

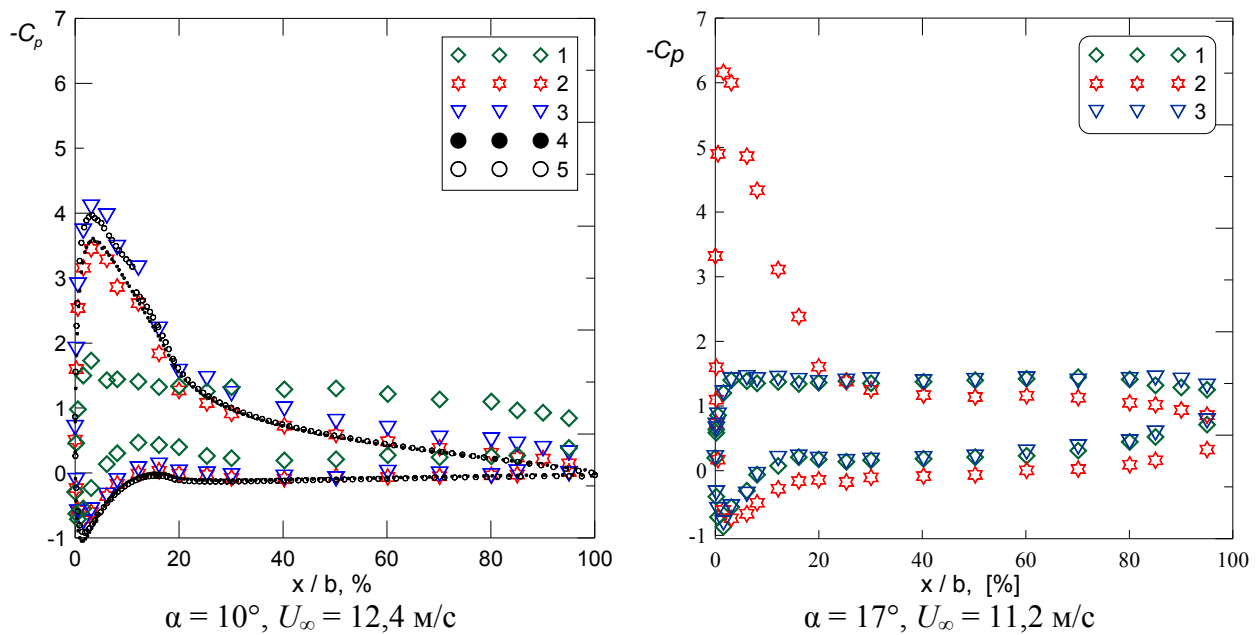


Рис. 7. Изменение распределения давления с увеличением угла атаки при воздействии ДБР
 1 – до включения разряда; 2 – разряд включен, $f = 2$ кГц; 3 – после выключения разряда;
 4 – расчет, турбулентное течение; 5 – расчет, ламинарно-турбулентный переход на 12 %;

Следует отметить, что эксперименты проведены при наличии гистерезиса отрыва. Наличие гистерезиса означает возможность существования как отрывного, так и безотрывного течения в зависимости от предыстории установления скорости в трубе и угла атаки, что особенно ярко проявляется при малой скорости набегающего потока. Результаты экспериментов при расположении разрядника перед линией отрыва показывают, что при малых углах атаки ($\alpha \leq 15^\circ$) наблюдается необратимое присоединение течения. При $\alpha > 15^\circ$ изначальный отрыв потока устраняется при включении разряда и снова возникает при его отключении (рис. 7). Было замечено, что кривые C_p , соответствующие включенному разряду, лежат несколько ниже, чем кривые, соответствующие моменту, когда разряд отключен после присоединения потока. Эти экспериментальные данные согласуются с результатами, полученными путем численного моделирования обтекания профиля С-16 с использованием пакета FLUENT. Получено, что при включенном разряде кривые C_p близки к расчетным кривым турбулентного пограничного слоя, начинающегося с передней кромки, а при выключенном соответствуют расчетному случаю, когда моделировалось наличие ламинарного отрывного пузыря, а точка ламинарно-турбулентного перехода задвалась над ним.

Кривая $C_y(\alpha)$, рассчитанная путем интегрирования кривых C_p , показывает, что применение ДБР, расположенного перед линией отрыва потока, позволяет значительно расширить диапазон углов атаки безотрывного обтекания крыла и увеличить максимальное значение подъемной силы (рис. 8).

При том же расположении разрядника были проведены эксперименты, направленные на исследование влияния частоты возбуждения разряда на отрывное течение.

Эксперименты были проведены при более высоких значениях U_∞ , поэтому отрывное течение в диапазоне $\alpha \geq 18^\circ$ не имеет характера глобального отрыва, а на кривых распределения давления наблюдается небольшой пик разрежения, указывающий на существование области присоединенного течения вблизи передней кромки. Применение разряда на этих режимах позволило значительно расширить эту область и увеличить максимальное значение пика разрежения. Разряд в данном случае возбуждался в двух режимах: непрерывно с частотой f (режим 1) и пакетами импульсов с частотой F (режим 2). Отличие двух режимов состоит в том, что в первом случае мощность разряда увеличивается с частотой, а во втором сохраняет постоянное значение. Эксперименты показали существование двух эффективных, с точки зрения максимального размера области присоединенного течения, диапазонов частот возбуждения разряда $100 \div 200$ Гц ($Sh = 2,6 \div 5,2$) и $1 \div 2$ кГц ($Sh = 26 \div 52$) (рис. 9, а). Вместе с тем с увеличением угла атаки механизм воздействия разряда на отрывное течение связанный с низкими частотами пропадает, и присоединение потока наблюдается лишь при $f = 1$ кГц ($Sh = 30$) (рис. 9, б).

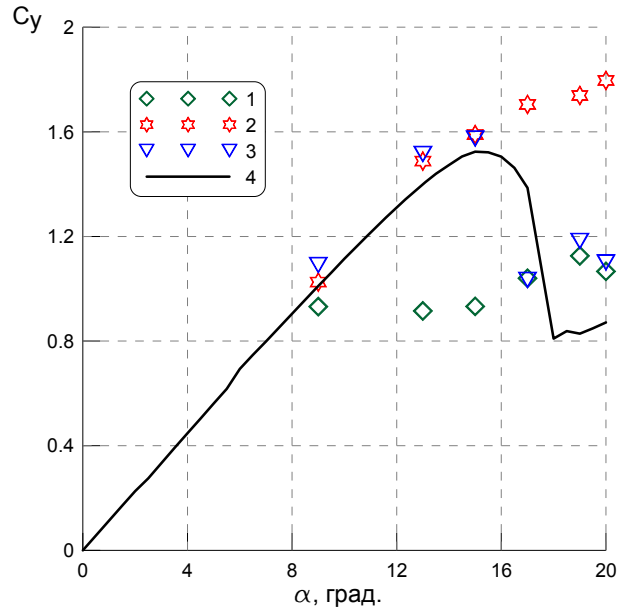


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки
1 – до включения ДБР; 2 – ДБР включен; 3 – после выключения ДБР; 4 – расчет

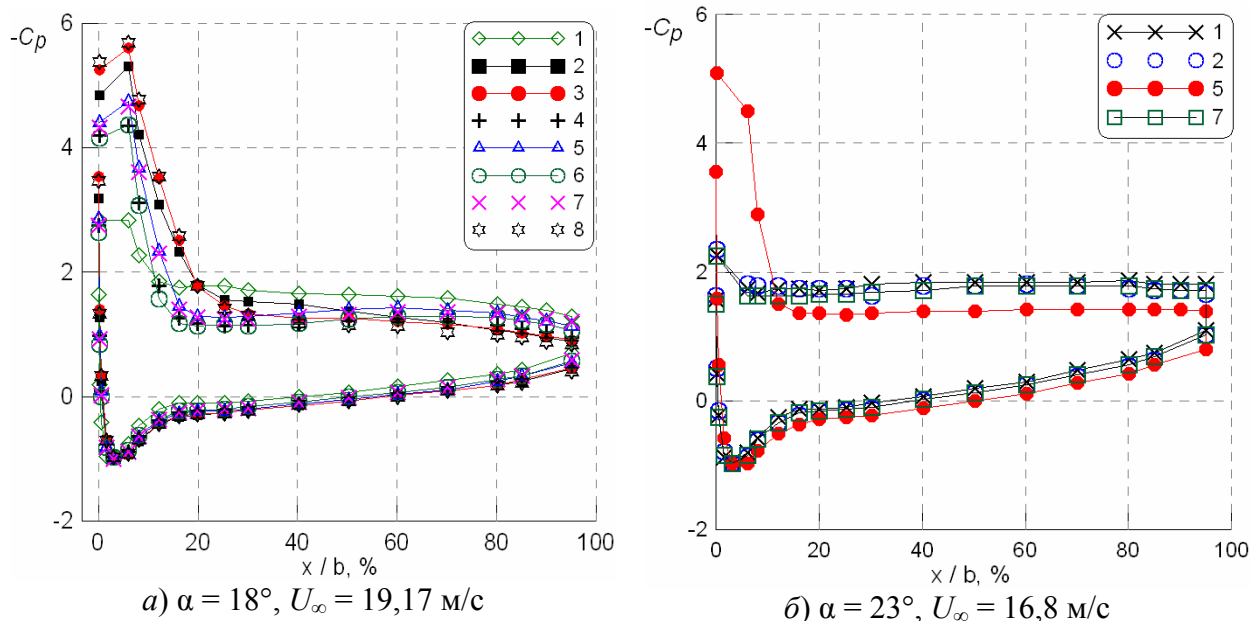


Рис. 9. Влияние частоты и режима возбуждения разряда на распределение давления
1 – без разряда; режим 1: $f = 0,1$ (2), $0,2$ (3), $0,5$ (4), 1 (5), 2 (6), 5 (7) кГц;
режим 2: $F = 0,1$ (8) кГц, $n = 10$ импульсов;

Эксперименты, направленные на исследование акустического воздействия разряда были проведены при расположении разрядника в отрывной области. Конструкция разрядника обеспечивает преимущественное направление распространения фронта акустических волн в направлении передней кромки. Сколь угодно заметное влияние акустического излучения разряда было получено лишь при $\alpha \leq 9^\circ$. При этом была замечена избирательность отрывного течения к частоте возбуждения разряда f , которая варьировалась в эксперименте. Получено, что присоединение течения достигается в диапазоне $f = 0,9 \div 2$ кГц ($Sh = 35 \div 78$) (рис. 10).

В главе 5 описано исследование применения ДБР для управления отрывным течением на модели скользящего крыла. Экспериментальная модель представляет собой крыло с размахом $l = 1$ м, с хордой по потоку $b = 0,331$ м и углом стреловидности $\chi = 25^\circ$ (раздел 5.1). В среднем сечении крыла выполнен дренаж для измерения ~~поверхностного~~ ~~давления~~ (рис. 11).

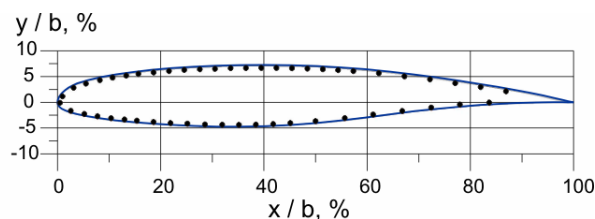


Рис. 11. Профиль скользящего крыла RAE5212

В разделе 5.2 представлены результаты экспериментальных исследований. Результаты поверхностной визуализации (пункт 5.2.1) показали, что ламинарный отрывной пузырь присутствует вблизи передней кромки на верхней поверхности крыла во всем исследуемом диапазоне скоростей набегающего потока ($U_\infty = 12 \div 50$ м/с). По мере увеличения α в области концевой хорды зарождается отрыв. Зона отрыва увеличивается с ростом α и постепенно распространяется к корню крыла. Отрыв имеет форму срыва с передней кромки. При $\alpha \approx 18^\circ$ отрывная зона охватывает всю поверхность крыла.

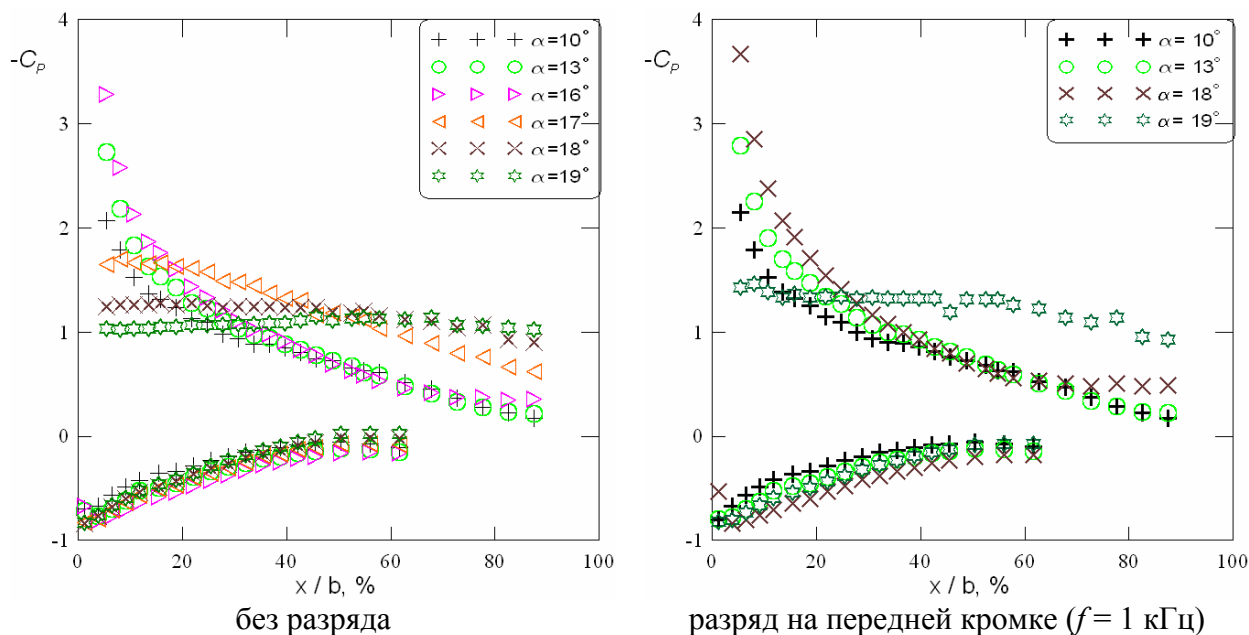


Рис. 12. Изменение распределения давления с увеличением угла атаки ($U_\infty = 43$ м/с)

Результаты экспериментов по управлению отрывом потока представлены в пункте 5.2.2. Эксперименты показывают, что применение разряда перед линией отрыва потока, как и в случае прямоугольного крыла, способствует подавлению отрыва на большей его части (рис. 12). Увеличение пика разрежения вблизи передней кромки в случае выключенного разряда наблюдается до $\alpha = 16^\circ$ и постепенно падает при дальнейшем росте α . То есть, отрыв возникает в области концевой хорды крыла и постепенно распространяется к корню по мере увеличения α . При включенном разряде течение сопротивляется отрыву до $\alpha = 19^\circ$ и затем внезапно отрывается на всем крыле.

Варьирование частоты разряда позволило выделить диапазон эффективных частот. Получено, что при $f < 1$ кГц эффект незначителен и отрыв потока наблюдается, как минимум, на половине размаха крыла. В диапазоне $f = 1 \div 2$ кГц ($Sh = 7,7 \div 15,4$) на большей части крыла достигается режим присоединенного течения. Увеличение частоты от 2,2 до 3 кГц приводит к снижению эффективности управления (рис. 13).

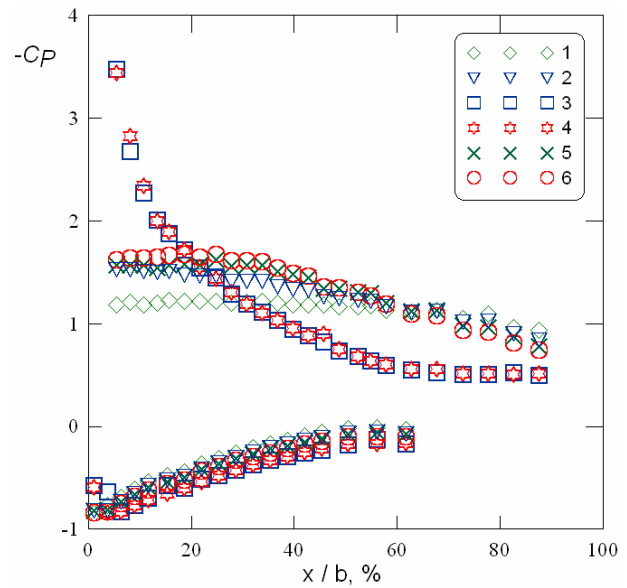
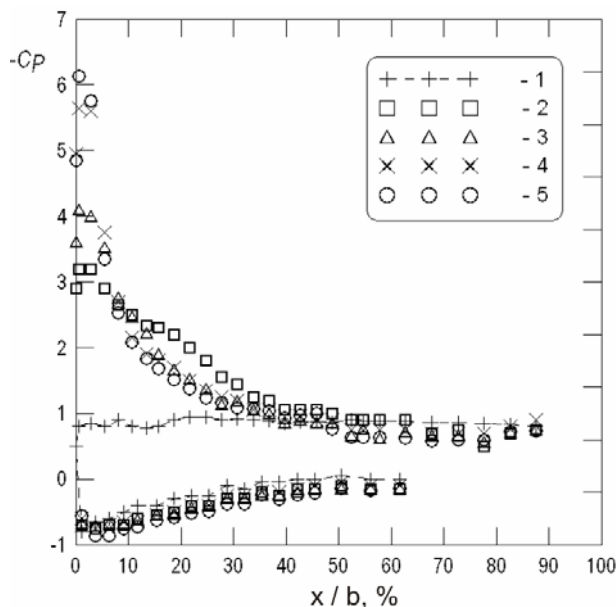
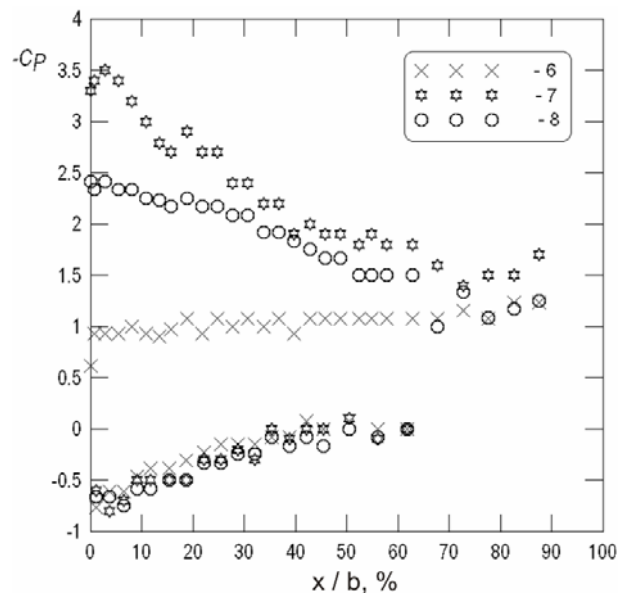


Рис. 13. Влияние частоты разряда на распределение давления по хорде ($U_\infty = 43$ м/с, $\alpha = 17^\circ$)
1 – без разряда;
 $f = 0,8$ (2), 1 (3), 2 (4); 2,2 (5), 3 (6) кГц.



а) $\alpha = 16,5^\circ$, $U_\infty = 14,9$ м/с,



б) $\alpha = 17,5^\circ$, $U_\infty = 11,7$ м/с, $f = 1,6$ кГц

Рис. 14. Влияние частоты разряда в пакетном режиме на распределение давления
1 – разряд выключен; $F = 0,02$ (2), 0,04 (3), 0,1 (4) кГц; 5 – непрерывно, $f = 1,6$ кГц;
6 – разряд выключен; 7 – $F = 0,1$ кГц; 8 – непрерывно, $f = 1,6$ кГц.

Для рассмотрения влияния частоты разряда при неизменной мощности были проведены эксперименты, в которых использовался пакетный режим работы генератора. Частота следования пакетов изменилась в диапазоне $F = 0,005 \div 0,1$ кГц. Получено, что с увеличением F размер зоны присоединенного течения монотонно увеличивается, и при $F = 0,1$ кГц ($Sh=2,8$) становится сравним с тем, что получается при возбуждении разряда в непрерывном режиме (рис. 14, а, кривые 4, 5). В определенной ситуации пакетный режим возбуждения разряда приводит к более высоким значениям $-C_p$ (рис. 14, б).

Для лучшего понимания полученного результата проведены термоанемометрические измерения. Результаты измерений показывают, что чем больше значение F , тем более тонкий пограничный слой и меньший уровень среднеквадратичных пульсаций скорости вблизи стенки (рис. 15). Анализ осциллограмм мгновенной скорости показал, что в режиме пакетного возбуждения разряда на верхней поверхности крыла реализуется режим нестационарного обтекания. При этом величина локальной скорости колеблется около среднего значения (штриховая линия), стремясь в нижнем пределе к значению скорости оторвавшегося потока, а в верхнем – значительно превышает среднее значение скорости присоединенного течения. Это приводит к тому, что при превышении определенной частоты разряда, среднее по времени значение $-C_p$ превышает значение для присоединенного течения. Таким образом, возбуждение разряда в пакетном режиме интегрально приводит к большим значениям $-C_p$ и, следовательно, к увеличению подъемной силы крыла при фиксированном угле атаки.

Эксперименты с расположением разрядника за линией отрыва, показали, что, как и в случае прямого крыла, акустический механизм воздействия является слабым. Частичного присоединения потока удастся достичь лишь при малых углах атаки и невысоких значениях скорости набегающего потока ($\alpha \leq 10^\circ$, $U_\infty = 10$ м/с).

В заключении сформулированы основные результаты работы.

Выполнено экспериментальное исследование применения электрических разрядов для управления отрывными течениями на примере трех классических дозвуковых течений: отрыв потока на коническом теле, прямоугольном и скользящем крыльях, обтекаемых под большим углом атаки. Исследованы различные механизмы воздействия электрического разряда на течение газа: тепло-

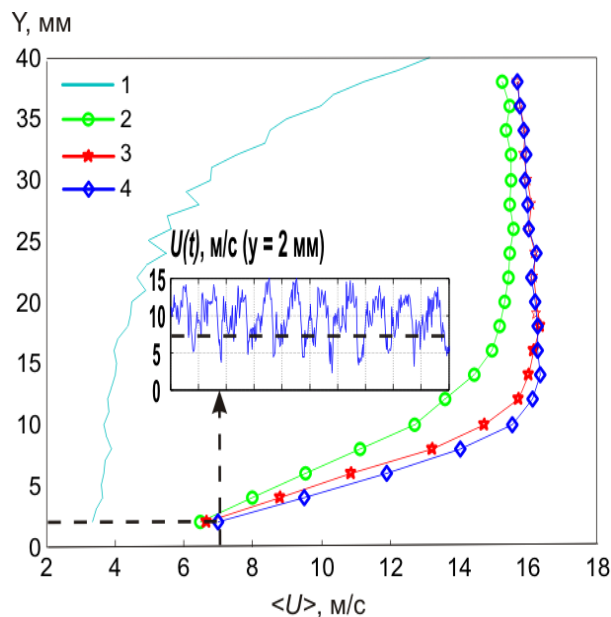


Рис. 15. Профили средней скорости ($U_\infty = 11,7$ м/с, $\alpha = 17,5^\circ$)
1 – разряд выключен;
 $F = 0,05$ (2), $0,08$ (3), $0,1$ (4) кГц;

выделение, разгон ионизованного газа в пристеночной области, турбулизация пограничного слоя и акустическое излучение разряда.

Показано, что применение электрического разряда в районе носика конуса позволяет гибко управлять вихревой структурой течения. Обнаружено, что направление и величина аэродинамической силы зависят от интенсивности воздействия. Результаты экспериментов и численного моделирования подтверждают тепловой механизм управления и показывают, что локальное воздействие вблизи носика приводит к перестройке течения по всей длине конуса.

Показано, что максимально эффективным для управления отрывным течением на крыле является расположение разрядника ДБР вдоль передней кромки выше по потоку от линии отрыва. Экспериментально обнаружено два частотных диапазона 100 ÷ 200 Гц ($Sh = 2 \div 6$ для прямого крыла и $Sh = 2,2$ для скользящего крыла) и 1 ÷ 2 кГц ($Sh = 29 \div 58$ для прямого крыла и $Sh = 7,7 \div 15,4$ для скользящего крыла), в которых воздействие разряда приводит к наибольшему подавлению отрыва. Показано, что существует акустический механизм воздействия, который может рассматриваться в качестве дополнительного.

Обнаружено, что возбуждение течения разрядом с низкой частотой может не только способствовать подавлению отрыва на скользящем крыле, но и приводить к возникновению нестационарных режимов обтекания крыла, при которых величина подъемной силы превосходит соответствующее значение для безотрывного обтекания.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах

Публикации в рецензируемых изданиях, рекомендуемых ВАК:

1. Сидоренко А.А., Будовский А.Д., Постников Б.В., Зверков И.Д., Занин Б.Ю., Козлов В.В., Маслов А.А. Управление отрывным течением на скользящем крыле с помощью электрического разряда // Письма в Журнал Технической Физики. 2010. Т.36, вып. 7. С. 22-30.
2. Маслов А.А., Сидоренко А.А., Будовский А.Д., Занин Б.Ю., Козлов В.В., Постников Б.В., Фомичев В.П. Управление вихревым обтеканием конуса с помощью электрического искрового разряда // Прикладная механика и техническая физика. 2010. Т. 51, № 2. С. 211-217

Другие публикации:

1. Будовский А.Д., Сидоренко А.А., Занин Б.Ю., Постников Б.В. Управление вихревым обтеканием конуса при помощи электрического разряда / Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей: сборник докладов, Вып. X. Новосибирск, 2005. С. 39-42.
2. Maslov A.A., Zanin B.Y., Sidorenko A.A., Postnikov B.V., Fomichev V.P., A.D. Budovsky. Two-Channel Spark Discharge for Flow Control On a Body of Revolution. Reno, NV, 2005: AIAA Paper, No. 2005-400.
3. Будовский А.Д., Сидоренко А.А., Маслов А.А. и др., Применение барьерного электрического разряда для управления отрывным течением на прямом

- крыле / Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Тез. докладов. / Под ред. В.М. Фомина Новосибирск, 2007. С. 13-14.
4. Budovsky A.D., Sidorenko A.A., Maslov A.A et al., Application of dielectric barrier discharge for flow separation control on rectangular wing // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Proc. Pt III / Ed. V.M. Fomin. – Novosibirsk: Publ. House “Parallel”, 2007. С. 57-62.
 5. Будовский А.Д. и др., Применение барьерного электрического разряда для управления отрывным течением на прямом крыле / V школа-семинар СибНИА Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: Тез. докладов. Новосибирск, Седова заимка, 2007. С. 20-23.
 6. Пушкарев А.В., Будовский А.Д., Сидоренко А.А., Применение барьерного электрического разряда для управления отрывным течением на крыле / Тринадцатая всероссийская научная конференция студентов-физиков (ВНКСФ-13): Материалы конференции, тез. докладов: В 1 т.Т.1 – Екатеринбург – Ростов-на-Дону – Таганрог: изд. АСФ России, 2007. С. 600-602.
 7. Sidorenko A.A., Zanin B.Yu., Postnikov B.V., Budovsky A.D., Pulsed Discharge Actuators for Rectangular Wing Separation Control. Reno, NV, 2007: AIAA Paper, No. 2007-941.
 8. Maslov A.A., Sidorenko A.A., Zanin B.Yu., Postnikov B.V., Budovsky A.D. et al., Plasma Control of Flow Separation on Swept Wing at High Angles of Attack. Reno, NV, 2008: AIAA Paper, № 2008-540.
 9. Будовский А.Д., Постников Б.В., Сидоренко А.А., Применение диэлектрического барьерного разряда для управления отрывными течениями на несущих поверхностях летательного аппарата / Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей: сборник докладов, Вып. XI. Новосибирск, 2008. С. 75-78.
 10. Budovsky A.D et al., Plasma Control of Flow Separation on Swept Wing at High Angles of Attack / International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Novosibirsk, 2008. Режим доступа: <http://www.itam.nsc.ru/tmp/Test/2/Budovsky.pdf> (10.09.2011).

Ответственный за выпуск А.Д. Будовский

Подписано в печать 16.09.2011
Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 1.0,
Уч.-изд. Л. 1.0, Тираж 100 экз., Заказ № 15

Отпечатано в ЗАО «ДокументСервис»
630090, Новосибирск, Институтская, 4/1