

УДК 532.526.5

## УПРАВЛЕНИЕ ВИХРЕВЫМ ОБТЕКАНИЕМ КОНУСА С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ИСКРОВОГО РАЗРЯДА

А. А. Маслов<sup>\*,\*\*</sup>, А. А. Сидоренко<sup>\*</sup>, А. Д. Будовский<sup>\*</sup>,  
Б. Ю. Занин<sup>\*</sup>, В. В. Козлов<sup>\*,\*\*</sup>, Б. В. Постников<sup>\*</sup>, В. П. Фомичев<sup>\*</sup>

\* Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск

\*\* Новосибирский государственный университет, 630090 Новосибирск  
E-mails: maslov@itam.nsc.ru, sindr@itam.nsc.ru, budovsky@itam.nsc.ru,  
zanin@itam.nsc.ru, kozlov@itam.nsc.ru, boris@itam.nsc.ru, fomichev@itam.nsc.ru

Рассматривается обтекание конуса дозвуковым потоком под углом атаки. На конусе реализуется отрывное течение с образованием пары крупномасштабных продольных вихрей, расположенных симметрично или несимметрично в зависимости от параметров обтекания. Экспериментально исследуется возможность управления вихревым обтеканием путем воздействия на поток электрическим разрядом. Показано, что применение электрического разряда позволяет как симметризовать первоначально несимметричное течение, так и создать направленную асимметрию. Управление асимметрией течения, в свою очередь, позволяет контролировать направление боковой силы.

**Ключевые слова:** обтекание конуса, дозвуковой поток, отрывное течение, управление вихревым обтеканием, электрический разряд.

**Введение.** Данная работа является продолжением исследований возможности управления вихревыми структурами, образующимися при обтекании тел вращения под углом атаки. Управление осуществляется с помощью электрического разряда.

Особенностью обтекания осесимметричных тел под большим углом атаки является формирование конусообразного вихревого течения, доминирующую роль в котором играет пара первичных вихрей (рис. 1). Возникающие вихри индуцируют область пониженного давления на подветренной стороне тела, способствуя возникновению подъемной силы, вектор которой может иметь как постоянное, так и переменное направление в зависимости от характера вихревого течения. Вследствие перехода симметричной вихревой конфигурации в асимметричную (см. рис. 1) возникает боковая нагрузка, являющаяся проекцией вектора подъемной силы на горизонтальную плоскость. Более того, возможны случаи, когда асимметрия вихрей имеет нестационарный характер, что приводит к появлению знакопеременной боковой силы.

В работах [1–3] процесс перехода симметричного режима обтекания в несимметричный объясняется потерей устойчивости вихревого течения при превышении критического значения отношения угла атаки  $\alpha$  к полууглу раствора конуса  $\theta$ . В этом случае симметричная вихревая конфигурация способна спонтанно переходить в несимметричную под

---

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 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.

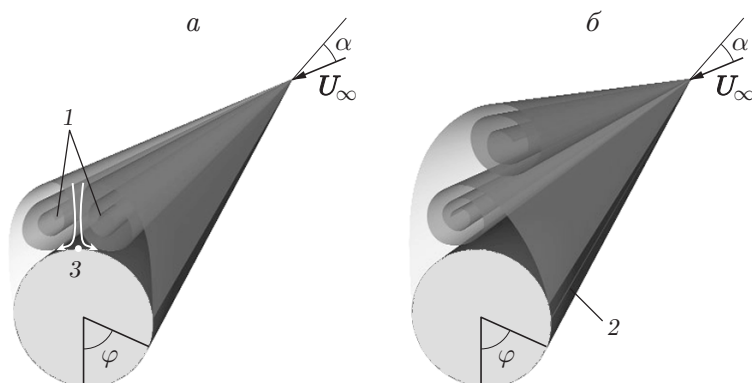


Рис. 1. Схема обтекания осесимметричного конуса под большим углом атаки в случае симметричной (а) и асимметричной (б) конфигурации вихрей:

1 — первичный вихрь, 2 — линия отрыва, 3 — седловая точка

воздействием малых возмущений. Роль начальных возмущений могут выполнять незначительная асимметрия носовой части, шероховатость, неравномерность внешнего течения. Кроме того, момент возникновения асимметрии обтекания зависит от состояния пограничного слоя в предотрывной области течения [4, 5].

Системы управления, основанные на применении электрического разряда, в отличие от механических [6–8] или струйных [9] систем, обладают возможностью адаптации к быстроизменяющимся параметрам полета летательного аппарата. Простота реализации, незначительная масса, сохранение формы обтекаемого тела и отсутствие добавочного сопротивления позволяют применять эти системы на реальных летательных аппаратах. Кроме того, данный метод не предусматривает использования механических или пневматических устройств. Это позволяет легко масштабировать электроразрядные активаторы и интегрировать их в общую систему управления летательным аппаратом. Путем быстрого изменения частоты разряда и его мощности можно легко и быстро регулировать интенсивность воздействия в системах управления течением с обратной связью. Преимуществом таких систем управления является возможность их применения при больших перегрузках, что обусловлено отсутствием подвижных управляющих поверхностей.

Результаты первых экспериментов с использованием дугового разряда изложены в работах [10, 11]. Исследования воздействия разряда на течение воздуха вблизи поверхности, проведенные на модельной установке, показали, что дуговой разряд создает область интенсивного тепловыделения и оттесняет линии тока течения от стенки [10]. Эти результаты согласуются с данными, приведенными в работе [12]. Таким образом, механизм управления течением изначально предполагал, что посредством электрического разряда можно изменить положение линий отрыва потока на обеих сторонах конуса. В этом случае разряд можно рассматривать либо как источник искусственных периодических колебаний, либо как локальный источник тепла, либо как стационарный выступ на поверхности конуса. Во всех вариантах роль разряда заключается в том, чтобы внести дополнительные возмущения в первоначальное течение и в конечном счете сместить зону отрыва вверх по потоку относительно седловой точки (см. рис. 1) поперечного течения. В результате вихри удалятся на большее расстояние от поверхности, при этом расстояние между их центрами увеличится. Седловая точка поперечного течения сместится ближе к поверхности модели, что обусловит более стабильное состояние, препятствующее появлению асимметрии.

Полученные ранее данные свидетельствуют о том, что применение электрического разряда позволяет не только симметризовать течение, но и создать направленную асим-

метрию [10]. Показано, что воздействие электрического разряда приводит к таким же изменениям вихревой картины, как и при установке вблизи линии первичного отрыва линейных вихрегенераторов в виде ребер, предназначенных для фиксации линии отрыва потока на острых кромках этих ребер. Результаты исследования обтекания аналогичных выступов изложены, например, в работе [13]. Эффективность вихрегенераторов возрастала при увеличении их протяженности. Вместе с тем показано, что даже при использовании выступов незначительного размера возможно получение симметричного течения, в случае если выступы находятся вблизи носика модели. При этом ядра вихрей расположены более плотно, но течение остается симметричным. Данный результат соответствует выводам работ [9, 14], в которых экспериментально показано, что даже малое воздействие вблизи носика модели может привести к изменению картины течения ниже по потоку. Эксперименты показали, что необходимая для эффективного управления мощность разряда также уменьшается по мере приближения его к носику модели, т. е. к области формирования вихрей [10]. Это обусловило неэффективность управления вихревым течением при использовании конуса с острым носиком, когда минимальное расстояние от носика модели до первого разрядного промежутка составляло 15 % длины модели. Желаемого результата удалось достичь лишь при затуплении носика [10], что позволило уменьшить расстояние от области зарождения вихрей до электроразрядных промежутков, которое в результате составило 6 % длины конуса.

Экспериментальным путем выявлен ряд недостатков применявшейся ранее системы управления [10]. Основной недочет заключался в том, что схема питания разрядников не позволяла плавно варьировать мощность правого и левого разрядов независимо друг от друга. Кроме того, конструкция разрядников не давала возможности варьировать длину зоны воздействия, которая была ограничена расстоянием между двумя соседними электродами (10 мм). Малое время “жизни” разрядника, вызванное эрозией электродов и диэлектрической вставки, обусловило необходимость поиска новых путей решения поставленной задачи.

Таким образом, основной целью данной работы является исследование эффективности метода управления вихревыми структурами при уменьшении энергозатрат в разряд. Это предполагает изучение физики трехмерного течения вблизи носика модели, а также оптимизацию электрической схемы питания разрядников. Поскольку течение на модели с острым носиком является более простым модельным случаем по сравнению со случаем затупленного тела и свободно от нестационарности, вызываемой отрывом потока на носике, исследования проводились именно на заостренной модели. В связи с этим выявлена необходимость изменения конструкции разрядников, так чтобы она позволяла подводить разряд на минимальном расстоянии от носика и варьировать длину зоны энергоподвода.

**1. Экспериментальное оборудование.** Эксперименты проводились в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН в диапазоне скоростей  $5 \div 20$  м/с. Аэродинамическая труба с рабочей частью квадратного сечения ( $1 \times 1 \times 4$  м) обеспечивает высокую равномерность потока (степень турбулентности  $Tu = 0,04$  %).

Экспериментальная модель, представляющая собой осесимметричный остроконечный конус длиной 1 м с полууглом раствора  $\theta = 5^\circ$  (рис. 2), устанавливалась в рабочей части трубы на пилоне, что позволяло изменять угол атаки в диапазоне значений  $\alpha = 0 \div 45^\circ$ .

Для контроля состояния вихревой конфигурации в ходе экспериментов проводилась дымовая визуализация течения методом лазерного ножа и измерялось давление на поверхности модели. Плоскость ножа была ориентирована перпендикулярно оси модели. Дым вводился в поток через отверстия на поверхности конуса, к которым были подведены пневмотрассы, проложенные внутри корпуса модели. Отверстия располагались диамет-

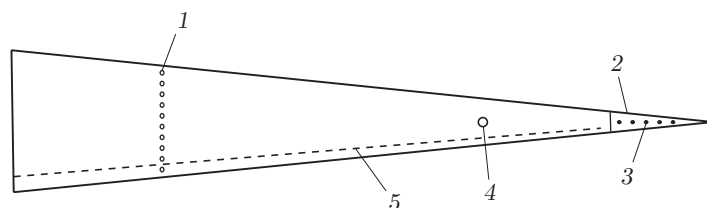


Рис. 2. Схема экспериментальной модели:

1 — дренажные отверстия, 2 — сменный носик, 3 — электроды, 4 — отверстие для ввода дыма, 5 — турбулизатор

рально противоположно под углом  $\varphi = \pm 90^\circ$  относительно линии растекания (см. рис. 2). При этом расход воздуха через отверстия был подобран таким образом, чтобы в вихревое течение не были внесены возмущения. Такой подход обеспечил большую концентрацию трассеров в вихре, что позволило повысить качество получаемых картин. Траектории подсвеченных частиц в плоскости лазерного ножа фиксировались видеокамерой, расположенной на пилоне ниже по потоку от донного среза модели.

Поверхностное давление на модели измерялось в 20 точках, равномерно распределенных по окружности в сечении  $x = 0,576$  м относительно носика (см. рис. 2). Сначала измерения проводились с помощью тензометрических датчиков давления, которые соединялись пневмотрассами с дренажными отверстиями на конусе. Сигнал с датчиков оцифровывался с помощью модуля для сбора данных Agilent 34970A. Такой метод обеспечивает высокую точность измерений, но обладает недостаточной помехоустойчивостью. При достижении определенного уровня мощности электрические наводки, генерируемые разрядом, значительно превышали величину полезного сигнала. Возникновение наводок обусловлено периодичностью сигнала, питающего искровой разряд (см. п. 2). Для решения этой проблемы была использована классическая методика измерения давления с помощью многоканального жидкостного манометра. Показания манометра фиксировались цифровой фотокамерой. Полученные фотографии анализировались с помощью специальной программы, вычислявшей значения коэффициента давления  $C_p$ .

**2. Методика создания разряда. Электрическая схема.** Для защиты поверхности от эрозии, возникающей в экспериментах с дуговым разрядом, часть модели, подвергающаяся воздействию высокотемпературного разряда, изготавливалась из нефрита. Эта часть модели представляет собой сменный носик (см. рис. 2), в который заподлицо с поверхностью вмонтированы электроды. Такая конструкция позволяет создавать поверхностный искровой разряд, который предполагалось использовать в этой серии экспериментов. Две линейки электродов располагались диаметрально противоположно вблизи линий первичного отрыва потока вдоль образующих конуса под углом  $\varphi = \pm 90^\circ$  относительно линии растекания. Каждая линейка включает 12 электродов, расстояние между соседними электродами  $h = 5$  мм. Расстояние от носика модели до первого электрода равно 40 мм. Для осуществления экспериментов с искровым линейным разрядом специально разработана и собрана новая электрическая схема питания (рис. 3).

Сигнал с задающего генератора поступает на тиратрон Th, обеспечивающий разряд конденсатора  $C_0$ , который заряжается через балластное сопротивление  $R = 41,5$  кОм. Для зарядки емкости  $C_0$  использовался высоковольтный (до 10 кВ) источник выпрямленного напряжения сетевой частоты. С помощью повышающего импульсного трансформатора Т конденсаторы разрядной линейки С заряжаются до значения, равного 20 кВ. Частота импульсов на линейке определяется задающей частотой генератора. В экспериментах использовался тиратрон с рабочей частотой до 1 кГц. Схема питания (см. рис. 3) была опублико-

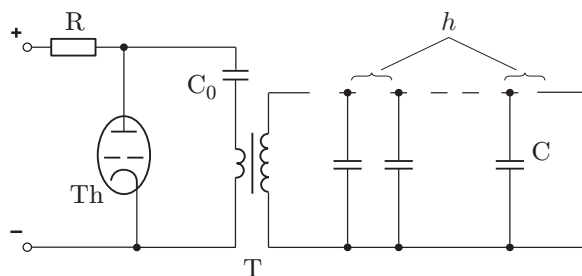


Рис. 3. Электрическая схема питания искрового разряда

рована, что позволило обеспечить независимый энергоподвод к каждой разрядной линейке. Описанная схема питания позволяет настраивать рабочие параметры разрядников независимо друг от друга. В зависимости от числа используемых электродов протяженность области энерговклада может составлять  $5 \div 60$  мм.

**3. Результаты экспериментов.** Проведены исследования обтекания конуса в случае отрыва турбулентного пограничного слоя, что позволило избежать проблем, обусловленных различным положением ламинарно-турбулентного перехода, и обеспечить эквивалентные условия отрыва пограничного слоя по всей длине модели. К тому же при обтекании реальных летательных аппаратов в таких течениях происходит именно турбулентный отрыв. Для искусственной турбуликации пограничного слоя на модель наклеивались турбулизаторы из абразивной бумаги вдоль образующих конуса под углом  $\varphi = \pm 35^\circ$  относительно линии растекания. Турбулизаторы располагались на расстоянии 120 мм от носика модели, что вызвано неэффективностью их применения в носовой области вследствие малых местных чисел Рейнольдса. Состояние пограничного слоя контролировалось с помощью термоанемометра. Как показали предварительные эксперименты, реализация турбулентного отрыва обеспечивает расположение линии первичного отрыва течения ниже по потоку от зоны разряда, что позволяет воздействовать на положение этой линии.

Исследования выполнены при скорости набегающего потока  $U_\infty = 10$  м/с в диапазоне углов атаки  $\alpha = 15 \div 30^\circ$ . Выбор указанной скорости потока обусловлен необходимостью обеспечения относительно высокой концентрации дыма для визуализации течения при сохранении низкой скорости его вдува. В экспериментах мощность искрового разряда на каждом канале варьировалась в диапазоне от 5,5 Вт до максимального значения порядка 50 Вт. При использовании восьми электродов на каждой линейке общая длина разряда составляла 40 мм.

О воздействии разряда на вихревую конфигурацию можно судить по результатам дымовой визуализации. На рис. 4 представлены данные, соответствующие характерным состояниям вихревого течения при воздействии на него электрического разряда.

Согласно работам [1, 3] появления асимметрии на картине обтекания следует ожидать при значении  $\alpha/\theta > 3,5$ . Результаты, представленные на рис. 4, получены при  $\alpha/\theta = 4,5$ , что обуславливает первоначальную асимметрию вихревой картины (см. рис. 4,а). В данном случае сначала загорался правый разряд, причем его мощность  $W_1$  увеличивалась постепенно от значения 5,5 Вт до значения 44,8 Вт. Затем в той же последовательности повышалась мощность левого разряда  $W_2$ , после чего мощность правого разряда постепенно понижалась. Видно, что первоначально наблюдавшаяся асимметрия слева (на рис. 4,а левый вихрь выше, чем правый) была переведена в асимметрию справа (см. рис. 4,б) при постепенном выводе мощности правого разряда на максимальное значение. При плавном увеличении мощности левого разряда вихревая картина постепенно стала симметричной (см. рис. 4,в). Плавное понижение мощности правого разряда и поддержание максимальной мощности левого разряда привело к переходу в первоначальное состояние (см. рис. 4,г).

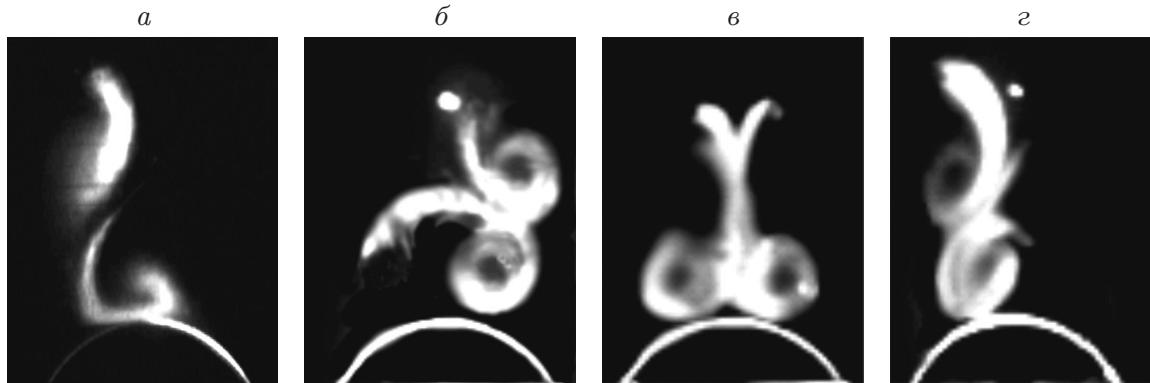


Рис. 4. Эволюция вихревой картины при варьировании мощности разрядов с двух сторон конуса ( $U_\infty = 10$  м/с,  $\alpha = 22,5^\circ$ ):

*a* —  $W_1 = 0$ ,  $W_2 = 0$ ; *б* —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 11,2$  Вт; *в* —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт;  
*г* —  $W_1 = 11,2$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт

Следует отметить, что приведенные результаты соответствуют отдельным кадрам одного пуска и описывают поведение вихрей, характерное для всех последующих пусков в экспериментах этой серии.

На рис. 5 показаны распределения коэффициента давления  $C_p = (P - P_n)/q_\infty$  по поверхности модели в контрольном сечении ( $P$  — статическое давление в свободном потоке;  $P_n$  — давление на поверхности;  $q_\infty$  — скоростной напор, вычисленный по параметрам свободного потока). Приведенные на рис. 5 распределения  $C_p$  соответствуют результатам, представленным на рис. 4. Видно, что появление асимметрии на картине обтекания приводит к росту давления на одной стороне конуса и к уменьшению его на другой стороне. Увеличение давления обусловлено удалением вихря от поверхности модели, а уменьшение — его приближением.

На основе полученных данных о распределении поверхностного давления вычислены местные коэффициенты боковой силы  $C_z = \frac{1}{d} \oint_l C_{pz} dl$  в контрольном сечении ( $d$  — местный диаметр;  $l$  — местная длина окружности;  $C_{pz}$  — проекция вектора силы давления на горизонтальную плоскость).

Зависимость  $C_z(T)$ , приведенная на рис. 6, соответствует результатам, представленным на рис. 5, с той лишь разницей, что включает промежуточные значения мощностей разрядов. Положительные значения  $C_z$  на рис. 6 соответствуют расположению правого вихря выше левого (асимметрия справа), отрицательные значения  $C_z$  — асимметрии слева.

На рис. 7 приведены результаты эксперимента, проведенного при значении угла атаки  $\alpha = 17,5^\circ$ . В эксперименте варьировалась мощность левого разряда (правый разрядник не использовался).

Сравнение вихревых картин, представленных на рис. 4, 7, а также соответствующих зависимостей коэффициента боковой силы от подаваемой на разряды мощности (см. рис. 6, 7) показывает, что поведение вихрей в двух экспериментах идентично. Следует отметить, что в обоих случаях активация разряда малой мощности ( $W = 11,2$  Вт) приводит либо к усилению асимметрии, если разряд зажигается со стороны ближайшего к поверхности вихря (см. рис. 6), либо к изменению ее на противоположную при активации разряда со стороны вихря, удаленного от поверхности модели (см. рис. 7). Этот результат объясняется тем, что при малой мощности разряд выполняет функцию турбулизатора, что

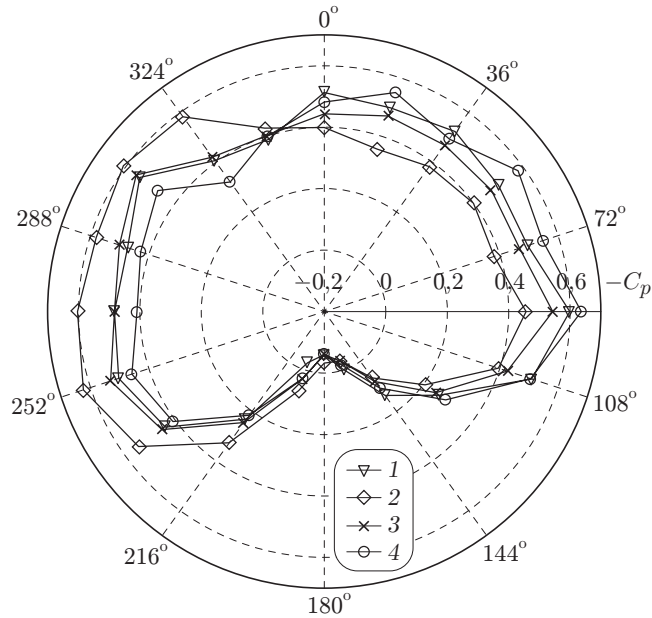


Рис. 5. Распределение коэффициента давления при различных значениях мощности разрядов с двух сторон конуса ( $U_\infty = 10$  м/с,  $\alpha = 22,5^\circ$ ):  
 1 —  $W_1 = 0, W_2 = 0$ ; 2 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 11,2$  Вт; 3 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт;  
 4 —  $W_1 = 11,2$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт

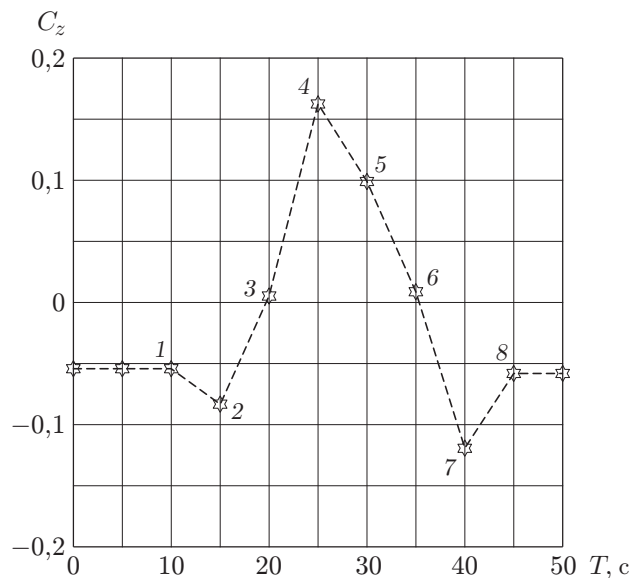


Рис. 6. Зависимость коэффициента боковой силы от времени при воздействии на вихревое течение электрических разрядов ( $U_\infty = 10$  м/с,  $\alpha = 22,5^\circ$ ):  
 1 —  $W_1 = 0, W_2 = 0$ ; 2 —  $W_1 = 11,2$  Вт,  $W_2 = 0$ ; 3 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 0$ ; 4 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 11,2$  Вт; 5 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 25,2$  Вт; 6 —  $W_1 = 44,8$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт; 7 —  $W_1 = 11,2$  Вт,  $W_2 = 44,8$  Вт; 8 —  $W_1 = 0, W_2 = 0$

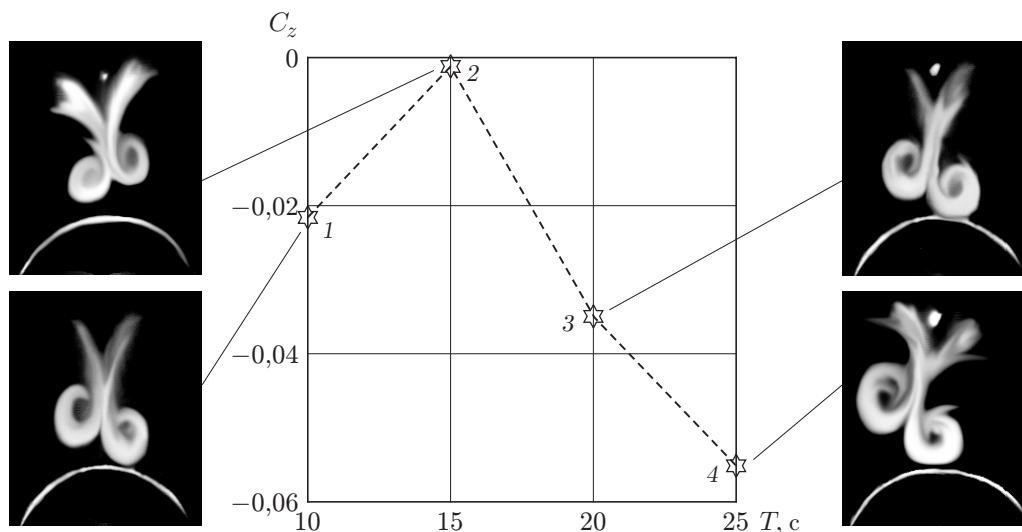


Рис. 7. Изменение во времени величины боковой нагрузки в зависимости от мощности левого разряда и соответствующие вихревые конфигурации ( $U_\infty = 10$  м/с,  $\alpha = 17,5^\circ$ ):

1 —  $W_2 = 0$ ; 2 —  $W_2 = 11,2$  Вт; 3 —  $W_2 = 44,8$  Вт; 4 —  $W_2 = 49,4$  Вт

приводит к более позднему отрыву потока со стороны разряда и, следовательно, обуславливает приближение вихря к поверхности. Дальнейшее увеличение мощности приводит к изменению механизма воздействия. В этом случае разряд можно рассматривать как геометрический выступ. При этом воздействие на течение проявляется в оттеснении линий тока и, следовательно, в удалении вихря от поверхности обтекаемого тела.

**Закключение.** Экспериментально показано, что применение электрического разряда в окрестности носика конуса, обтекаемого под углом атаки, является эффективным способом управления течением. Эксперименты проведены в широком диапазоне дозвуковых параметров обтекания. Удалось обеспечить как симметризацию первоначально несимметричного течения, так и направленную асимметрию в вихревой конфигурации. Управление асимметрией течения, в свою очередь, позволяет контролировать направление боковой силы. Кроме того, установлено, что зависимость аэродинамической силы от интенсивности воздействия является монотонной. Применение периодического искрового разряда позволило значительно снизить необходимую для эффективного управления мощность по сравнению с мощностью дугового разряда. Полученные данные свидетельствуют о том, что электрический разряд можно использовать в качестве активного элемента систем управления перспективными летательными аппаратами. Показано, что разряд может применяться не только для уменьшения боковых нагрузок, но и для создания управляющих моментов.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Skow A. M., Peake D. J. High angle of attack aerodynamics // AGARD Lecture Ser. 1982. N 121. P. 10-1–10-22.
2. Hunt B. L. Asymmetric vortex forces and wakes on slender bodies. Reno (NV), 1982. (Paper / AIAA; N 82-1336).
3. Ericsson L. E., Reding J. P. Aerodynamic effects of asymmetric vortex shedding from slender bodies. Reno (NV), 1985. (Paper / AIAA; N 85-1797).
4. Lamont P. J. Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional, or turbulent separation // AIAA J. 1982. V. 20, N 11. P. 1492–1499.



5. **Fisher D. F., Cobleigh B. R.** Controlling forebody asymmetries in flight-experience with boundary layer transition strips: Tech. memorandum / NASA; N 4595. Washington, 1994.
6. **Cobleigh B. R.** High-angle-of-attack yawing moment asymmetry of the X-31 aircraft from flight test: Report / NASA; N 186030. Washington, 1994.
7. **Kumar R., Viswanath P. R.** Nose bluntness for side control of circular cones at high incidence. Reno (NV), 2004. (Paper / AIAA; N 2004-37).
8. **Moskovits C. A., Hall R. M., De Jarnette F. R.** New device for controlling asymmetric flowfields on forebodies at large alpha // J. Aircraft. 1991. V. 28, N 7. P. 456–462.
9. **Bernhardt J. E., Williams D. R.** Close-loop control of forebody flow asymmetry // J. Aircraft. 2000. V. 37, N 3. P. 491–498.
10. **Фомин В. М., Маслов А. А., Занин Б. Ю. и др.** Управление вихревым обтеканием конуса при помощи электрического разряда // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 4. С. 46–52.
11. **Фомин В. М., Маслов А. А., Сидоренко А. А. и др.** Управление вихревым обтеканием тел вращения при помощи электрического разряда // Докл. АН. 2004. Т. 396, № 5. С. 1–4.
12. **Shalaev V., Fedorov A., Malmuth N., et al.** Plasma control of forebody nose symmetry breaking. Reno (NV), 2003. (Paper / AIAA; N 2003-34).
13. **Терехов В. И., Ярыгина Н. И., Смульский Я. И.** Тепловые и динамические характеристики отрывного течения за плоским ребром с различной ориентацией к потоку // ПМТФ. 2007. Т. 48, № 1. С. 103–109.
14. **Hall R. M.** Forebody and missile side forces and the time analogy. Reno (NV), 1987. (Paper / AIAA; N 87-0327).

*Поступила в редакцию 8/IV 2009 г.*

---