



Общероссийский математический портал

В. А. Битюрин, А. В. Ефимов, П. Н. Казанский, А. И. Климов, И. А. Моралев,
Управление аэродинамическим качеством модели крылового профиля НАСА
23012 с помощью поверхностного высокочастотного разряда, *TBT*, 2014, том 52,
выпуск 4, 504–511

DOI: 10.7868/S0040364414040048

Использование Общероссийского математического портала Math-Net.Ru подразумевает, что вы прочитали и
согласны с пользовательским соглашением
<http://www.mathnet.ru/rus/agreement>

Параметры загрузки:

IP: 18.97.9.173

12 декабря 2024 г., 17:32:52



УДК 533.6.011.32

УПРАВЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ МОДЕЛИ КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ НАСА 23012 С ПОМОЩЬЮ ПОВЕРХНОСТНОГО ВЫСОКОЧАСТОТНОГО РАЗРЯДА

© 2014 г. В. А. Битюрин, А. В. Ефимов, П. Н. Казанский, А. И. Климов, И. А. Моралев

*Объединенный институт высоких температур РАН, Москва**E-mail: bityurin@ihed.ras.ru*

Поступила в редакцию 19.09.2013 г.

В настоящей работе изучено влияние поверхностного емкостного ВЧ-разряда на обтекание модели крылового профиля при скорости набегающего потока 20 м/с и числах Рейнольдса $Re = 10^5$. Подводимая в разряд мощность модулировалась с частотой $3 \times 10^2 - 2 \times 10^4$ Гц, что соответствует числу Струхала $St = 1.2 - 80$, средняя электрическая мощность W_{cp} составляла 50–400 Вт. Показано, что на критических и закритических углах атаки при включении высокочастотного диэлектрического барьерного разряда происходили снижение аэродинамического сопротивления и увеличение подъемной силы соответственно. При критическом угле атаки в диапазоне чисел Струхала $St = 4 - 10$ при недостаточной мощности ($W_{cp} \approx 100$ Вт) разряда наблюдалось нестационарное стохастическое изменение аэродинамических характеристик C_x и C_y .

DOI: 10.7868/S0040364414040048

ВВЕДЕНИЕ

Исследования в области управления потоком вблизи аэродинамических тел проводились достаточно давно [1–5]. Использование диэлектрического барьерного разряда (ДБР) в решении технических задач магнитоплазменной аэродинамики приблизило внедрение плазменных технологий на реальных промышленных транспортных и энергетических аппаратах. Экспериментальное исследование управления потоком с помощью барьерного разряда при атмосферном давлении впервые было проведено в работах [6, 7]. В работах [8, 9] представлено численное моделирование процессов, проходящих при зажигании ДБР, и описаны наиболее вероятные механизмы воздействия плазменных образований на поток.

Управление отрывом с передней кромки крылового профиля при небольших числах Рейнольдса реализовано с помощью различных типов ДБР в ряде работ [10–16]. Предполагается, что в данной конфигурации разряд может выступать и как источник импульса в пограничном слое, и как турбулизатор.

В работе [10] с помощью плазменного актуатора исследовалось управление обтеканием крылового профиля НАСА0015 в турбулентном следе за цилиндром при скорости 32 м/с, что соответствовало числу Рейнольдса $Re = 1.5 \times 10^5$. Вверх по потоку крылового профиля располагалась модель цилиндра, которая турбулизовала поток. В случае отсутствия турбулизующего потока цилиндра авторы продемонстрировали возможность смещения

критического угла атаки модели с 15° до 21° при включении актуатора. Коэффициент подъемной силы крыла при соответствующих углах атаки увеличился на 12%. При внесении турбулизующего потока цилиндра авторы показывают, что критический угол атаки крыла становится более 24° . Коэффициент подъемной силы крыла при этом увеличивается на 15%. При комбинировании двух факторов – наличия турбулизующего цилиндра и включенного актуатора – коэффициент подъемной силы увеличивается на 16%, т.е. включение актуатора очень незначительно влияет на улучшение аэродинамических свойств крыла в турбулизированном потоке и результат, по-видимому, находится в пределах ошибки измерения.

Влияние импульсно-периодического нагрева на передней кромке крылового профиля приводится в работе [17]. В ходе эксперимента было установлено, что лазерный луч, расположенный вблизи передней кромки модели, приводит к турбулизации набегающего потока ($v_\infty = 23$ м/с, $Re = 2 \times 10^5$), увеличению подъемной силы модели до 5.9%. Методом Particle Image Velocimetry (PIV) было установлено, что при воздействии лазера на поток происходит увеличение силы аэродинамического сопротивления в сдвиговом слое на 520% по сравнению с невозмущенным состоянием.

В работе [13] для управления потоком на аэродинамическом профиле использовался ДБР с продолжительностью импульса 12 нс. При среднем энергокладе 25 Вт/м авторам удалось продемонстрировать увеличение подъемной силы и

аэродинамического сопротивления на 15%. Изменение аэродинамического качества было незначительным. При этом существенно увеличивалось распределение давления вблизи передней кромки крыла. Эксперименты были проведены на скоростях 10–110 м/с. В рамках работы удалось изменить подъемную силу, лобовое сопротивление, давление на поверхности крыла только при углах атаки модели выше критического. По мнению авторов статьи, результаты эксперимента хорошо согласуются с предположением, что турбулизация пограничного слоя аэродинамической модели является основным механизмом воздействия разряда на поток.

Данная работа является продолжением предыдущих исследований, опубликованных в [13–16]. При визуализации потока методом PIV было показано, что при зажигании разряда происходит присоединение потока к модели за 14 мс, были описаны и проиллюстрированы стадии развития перестройки потока из невозмущенного состояния в возмущенное с шагом 0.5 мс. Точка отрыва потока смещалась с передней кромки вниз на 1/3 длины хорды крыла. Давление в спутном следе за моделью увеличивалось. Измерения трубок Пито согласовывались с данными визуализации об уменьшении размеров отрывного пузыря вблизи модели. Влияние ударных волн на турбулентный пограничный слой показано в работе [19]. Измерения интегральных характеристик, отсутствовавшие в предыдущих работах, были выполнены в настоящем исследовании.

Данная статья посвящена изучению воздействия плазменного ДБР ВЧ-актуатора, установленного на передней кромке модели крылового профиля NASA23012. В рамках эксперимента необходимо было выявить параметрическую зависимость подъемной силы и аэродинамического сопротивления модели от частоты модуляции разряда при различных углах атаки крылового профиля и энерговыкладах разряда.

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Модель элемента лопасти винта вертолета (NASA 23012, масштаб 1 : 3), используемая в эксперименте, имела длину хорды 80 мм и размах 100 мм. Схема модели и размещение электродов показаны на рис. 1. Поверхностный поперечный емкостной ВЧ-разряд создавался между двумя электродами 2, наклеенными на поверхность модели 3, и электродом, закрытым слоем диэлектрического материала 1 (нитрид бора). Аэродинамическая модель закреплялась на весах 5 через диэлектрические держатели. В спутном следе за моделью крылового профиля устанавливалась гребенка из трубок Пито 4.

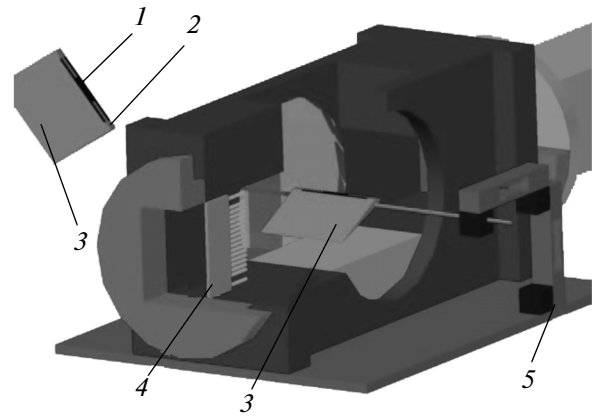


Рис. 1. Схема модели NASA23012, размещение ее в рабочей секции аэродинамической трубы и фотография ВЧ-разряда на поверхности модели: 1 – диэлектрическая вставка, 2 – ВЧ-электроды, 3 – модель крылового профиля, 4 – набор трубок Пито, 5 – тензорезисторные веса.

Аэродинамические веса состояли из четырех тензорезисторных датчиков марки T24A-0.01-C3, динамического преобразователя ПД-004 и адаптера интерфейса и питания АИП-012. Использовались по два датчика для измерения горизонтальной (подъемная сила модели) и вертикальной (аэродинамическое сопротивление) составляющих нагрузки на модель. Аналоговый сигнал с четырех измерительных датчиков поступал на динамический преобразователь. Цифровой сигнал с преобразователя шел на компьютер по линии связи интерфейса RS-485. Обработка цифрового сигнала осуществлялась в программе LabVIEW.

Динамическое давление в следе измерялось с помощью гребенки, состоящей из 16 отдельных трубок Пито. Диаметр трубок составлял 0.7 мм, длина – 4 см. Трубки Пито были соединены резиновыми шлангами длиной 40 см с датчиками давления NetScannerModel 9116, преобразующими сигнал давления в сигнал напряжения, с временной разрешающей способностью ≈ 2 мс. Разре-

ние датчиков давления составляло $\Delta P < 25$ Па. Итоговое распределение давления получалось путем осреднения измеренных значений давления в течение не менее 3 с.

Для создания и стационарного поддержания плазмы в разряде использовался модифицированный ВЧ-генератор марки ППВЧ-3-440 ГР, который имел следующие параметры: колебательная мощность — 1.5 кВт, выходное напряжение — 5 кВ, рабочая частота — 0.44 МГц. Резонансный трансформатор Теслы применяется для того, чтобы увеличить амплитуду выходного напряжения до 30 кВ на выводах плазмогенератора. Мощность, вкладываемая в разряд, модулировалась широтно-импульсным методом с частотой от 0.1 до 20 кГц. Модуляция осуществлялась с помощью генераторов импульсов Г5-82 и генератора сигналов Актacom 1001.

Для измерения тока разряда в экспериментах применялся токовый зонд Tektronix P6021 (относительная погрешность измерения тока $\delta < 3\%$, задержка измерения — 5.8 нс). Для измерения напряжений использовался высоковольтный делитель Tektronix P6015A (погрешность измерения напряжения $\delta < 5\%$, задержка измерения — 14.7 нс). Осциллограммы тока и напряжения регистрировались осциллографом TDS 2014В. Мощность, вложенная в разряд, определялась методом прямого перемножения осциллограмм тока и напряжения за несколько периодов.

Электрическая мощность, вложенная в разряд, измерялась также по кривым Лиссажу. Для этого ток разряда пропускался через дополнительную емкость 0.51 нФ, подключенную последовательно с разрядником. С помощью осциллографа фиксировалось напряжение на емкости, а также напряжение на высоковольтном электроде, далее вычерчивалась кривая $U-Q$. Область, ограниченная этой кривой, соответствует энергии, выделившейся в разряде за период. После этого проводилось интегрирование в координатах $U-Q$, которое позволяло получать мощность, выделившуюся в разряде за исследуемый период времени.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Параметрические исследования коэффициента аэродинамического сопротивления и подъемной силы крылового профиля НАСА23012 при зажигании высокочастотного разряда емкостного типа показали существенное влияние частоты модуляции разряда f_{mod} . Крыловой профиль предполагался при углах атаки от 10 до 30°.

Было обнаружено, что отсутствует влияние ВЧ-разряда на коэффициенты аэродинамического сопротивления C_x и подъемной силы C_y модели

аэродинамического крыла на углах атаки меньше критического $\alpha < 13^\circ$ (рис. 2д, 2е).

При расположении модели на критическом угле атаки $\alpha = 13^\circ$ C_x снижается на 40% по мере увеличения частоты модуляции (рис. 3а). При частоте модуляции $f_{\text{mod}} > 1000$ Гц влияние разряда на C_x выходит в насыщение — дальнейшего уменьшения сопротивления с ростом частоты не происходит.

Коэффициент C_y несколько увеличивается во всем диапазоне частот модуляции разряда (рис. 3в). Максимум приходится на $100 < f_{\text{mod}} < 500$ Гц, когда C_y увеличивается на 10%. По мере увеличения частоты модуляции коэффициент C_y модели с включенным разрядом снижается до невозмущенного состояния (при $f_{\text{mod}} > 1000$ Гц). Обобщение параметрических зависимостей C_x и C_y позволяет рассчитать аэродинамическое качество исследуемой модели крылового профиля. Из графиков (рис. 4а) видно, что при критическом угле атаки $\alpha = 13^\circ$ аэродинамическое качество увеличивается при росте f_{mod} и выходит в насыщение при $f_{\text{mod}} > 400$ Гц. Достигается увеличение C_y/C_x до 62%.

Следует отметить, что при снижении импульсной мощности разряда происходит снижение влияния на поток при всех исследованных углах атаки модели. При критическом угле атаки модели было обнаружено, что в диапазоне частот модуляции $1000 < f_{\text{mod}} < 1500$ Гц при импульсной мощности $W = 100$ Вт наблюдается стохастический процесс присоединения потока (рис. 3а, 3в и рис. 4а, 4в). На временных развертках рис. 5а видно, что во время включения разряда при частоте модуляции 1040 Гц присоединение потока происходит лишь на две секунды, а затем, несмотря на то, что разряд все еще включен, происходит отрыв потока, при котором сила сопротивления и подъемная сила возвращаются к значениям невозмущенного состояния. В связи с этим коэффициенты C_x и C_y изменяются при данных частотах модуляции и импульсных мощностях в достаточно широком диапазоне.

При расположении модели под углом атаки $\alpha = 20^\circ$ разряд не оказывает существенного влияния на C_x (рис. 3б). Незначительное снижение аэродинамического сопротивления (до 2%) происходит при частоте модуляции $f_{\text{mod}} = 2000$ Гц. В то же время коэффициент подъемной силы крыла увеличивается при закритических режимах $\alpha = 20^\circ$ (рис. 3г). Стоит отметить, что максимальное увеличение подъемной силы крыла происходит в низкочастотном диапазоне модуляции разряда $130 < f_{\text{mod}} < 200$ Гц и составляет 10%. Данный частотный диапазон гораздо уже, чем в случае расположения модели под критическим углом атаки 13° .

Влияние ВЧ-разряда на обтекание аэродинамической модели крылового профиля при боль-

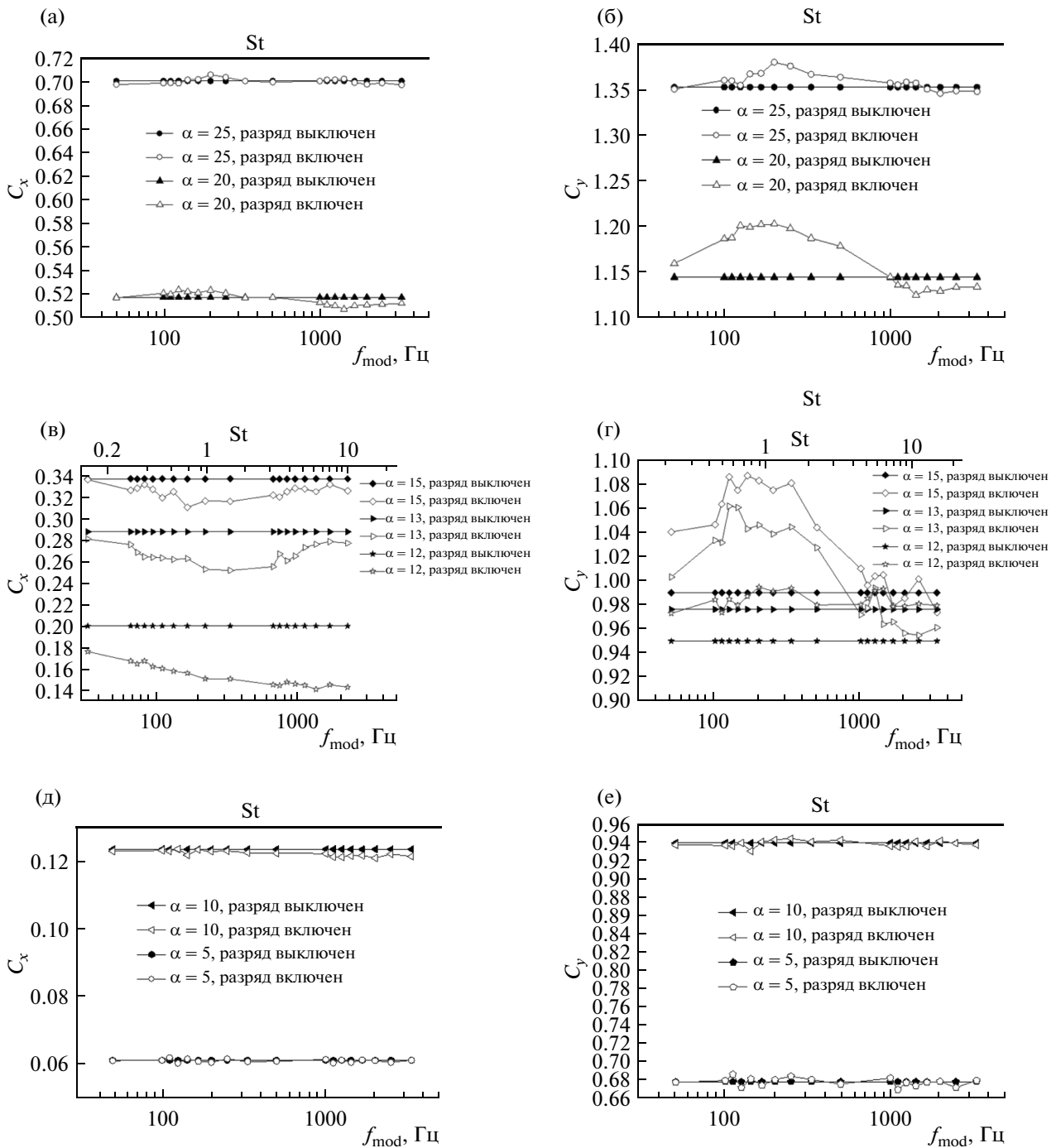


Рис. 2. Зависимость C_x и C_y для модели крылового профиля при включенном ВЧ-разряде и без него от частоты модуляции. Угол атаки $\alpha = 5-25^\circ$.

ших критических углах атаки, по-видимому, близко к результатам, полученным на других плохо обтекаемых телах, например на модели цилиндра [13]. По мере увеличения частоты модуляции происходит снижение влияния разряда на C_y , причем при частоте модуляции $f_{mod} > 1000$ Гц коэффициент подъемной силы модели снижается на 2%. Аэроди-

намическое качество в возбужденном состоянии увеличивается на 9% при частоте модуляции 250 Гц, главным образом благодаря увеличению подъемной силы модели крыла (рис. 4б).

Среднее давление P_{cp} в следе за моделью изменяется при зажигании поверхностного разряда. Частотные зависимости $P_{cp}(f_{mod})$ и $C_x(f_{mod})$ корре-

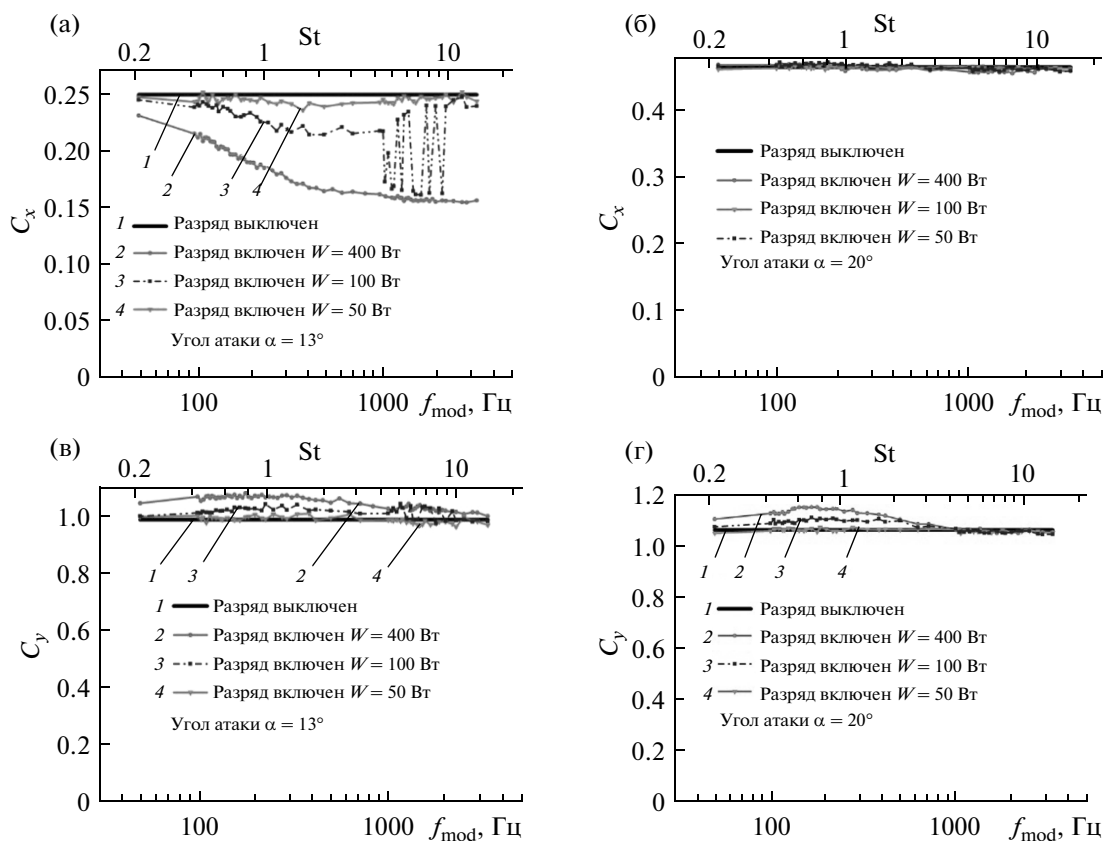


Рис. 3. Зависимость аэродинамического сопротивления C_x (а), (б) и подъемной силы C_y (в), (г) от частоты модуляции ВЧ-разряда: (а), (в) – $\alpha = 13^\circ$; (б), (г) – $\alpha = 20^\circ$.

лируют друг с другом (рис. 3а, 3б и рис. 4в, 4г). Стоит отметить, что на всем модуляционном частотном диапазоне зажигание разряда ведет к увеличению среднего по сечению полного давления в следе за моделью. Смещение точки отрыва в работе [15] приводит к уменьшению отрывного пузыря [14, 15].

ОБСУЖДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Приведенные в предыдущем разделе результаты экспериментальных исследований позволяют сделать предварительные выводы о влиянии поверхностного импульсно-периодического ВЧ-разряда на аэродинамические характеристики (C_x , C_y), отрыв потока на модели крылового профиля NASA23012 при соответственных числах Рейнольдса, числах Струхалия и углах атаки модели.

Снижение аэродинамического сопротивления происходит при смещении точки отрыва потока вниз по поверхности модели. В работе [16] показано, что происходит сдвиг точки отрыва потока на $1/3$ длины хорды крыла при частоте модуляции в 130 Гц и мощности $W = 400$ Вт за время порядка

14 мс. Параметрические исследования влияния частоты модуляции на аэродинамические характеристики модели крылового профиля подтверждают эти данные. Видно, что в отсутствие отрыва потока при $\alpha < 12^\circ$ не происходит изменение C_x , C_y , P_{cp} вне зависимости от мощности энергоподвода и частоты модуляции разряда. Наиболее сильное влияние разряда на поток оказывается при расположении модели на критическом угле атаки, но возможность управления потоком сохраняется и на больших углах атаки модели.

Анализ зависимости обтекания модели крыла от параметров разряда позволяет сделать уточнение возможных механизмов взаимодействия разряда с пограничным слоем. В рамках серии экспериментов в диэлектрическом барьерном ВЧ-разряде удерживалась постоянная мощность в импульсе. По мере увеличения частоты модуляции растет средний энерговыход в разряд. Из параметрических графиков видно, что увеличение энерговыхода в ВЧ ДБР за счет увеличения частоты модуляции приводит к росту воздействия разряда на поток лишь при низкочастотном взаимодействии. Далее по мере увеличения энерговыхода (частоты модуляции) эффект изменения C_x , C_y , P_{cp} выходит

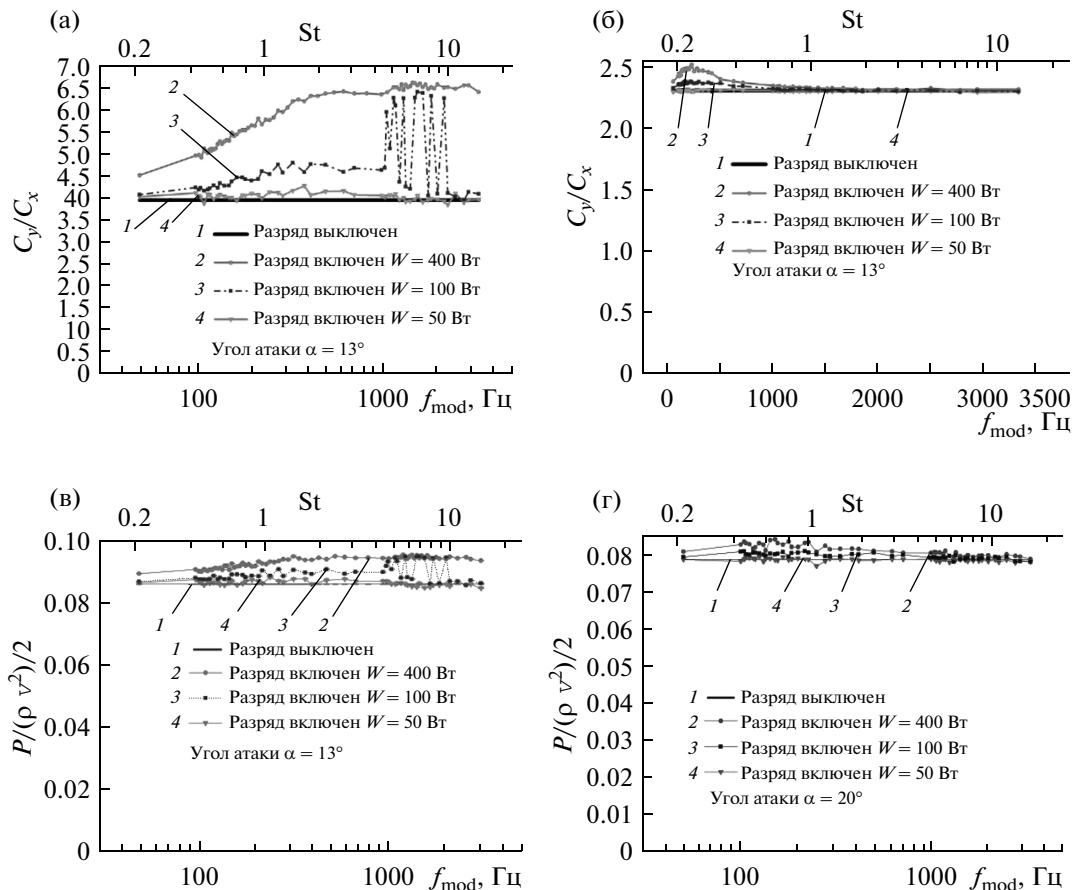


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества C_y/C_x (а), (б) и среднего давления (в), (г) в следе за моделью: (а), (в) — $\alpha = 13^\circ$, (б), (г) — $\alpha = 20^\circ$.

либо в насыщение ($C_x(f_{mod})$, $P_{cp}(f_{mod})$ при $\alpha = 13^\circ$), либо снижается ($C_y(f_{mod})$ при $\alpha = 13, 20^\circ$), причем при определенных углах атаки ($\alpha = 15, 20^\circ$) наблюдается уменьшение подъемной силы и увеличение аэродинамического сопротивления модели. Отметим, что при больших углах атаки воздействие разряда на аэродинамические характеристики модели крылового профиля становится близко к воздействию на соответствующие характеристики плохо обтекаемых тел (цилиндр, конус, пластина, перпендикулярная потоку). Тем не менее не было выявлено частотных диапазонов модуляции ВЧ-разряда на модели крылового профиля, при котором происходило бы значительное увеличение аэродинамического сопротивления, как это показано для модели цилиндра [16, 18].

Стоит обратить внимание на режим работы актуатора при среднем энергокладе в импульсе порядка 100 Вт. Воздействие разряда на поток приводит к стохастическому нестационарному присоединению потока к модели крыла. Отчетливо видно, что имеется порог по частоте, когда на-

блюдается этот режим обтекания ($f_{mod} > 1000$ Гц, $St > 5$). Коэффициенты C_x , C_y , P_{cp} осциллируют в диапазоне возбужденных значений соответствующих величин при среднем энергокладе 50 либо 400 Вт.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Показано, что существует возможность влияния емкостного ВЧ-разряда на характеристики ближнего следа и аэродинамические характеристики C_x , C_y за моделью крылового профиля NASA23012 на скорости набегающего потока 20 м/с при критическом и закритических углах атаки $\alpha > 12^\circ$. Управление потоком на докритических углах атаки при выбранном типе актуатора и параметрах ВЧ-разряда, по-видимому, не происходит.

Получены максимальное снижение C_x для аэродинамической модели крыла на 40% (при $\alpha = 13^\circ$, $f_{mod} > 1000$ Гц, рис. 3а) и максимальное увеличение C_y на 10% (при $\alpha = 13^\circ$, $f_{mod} > 200$ Гц, рис. 3в). Мак-

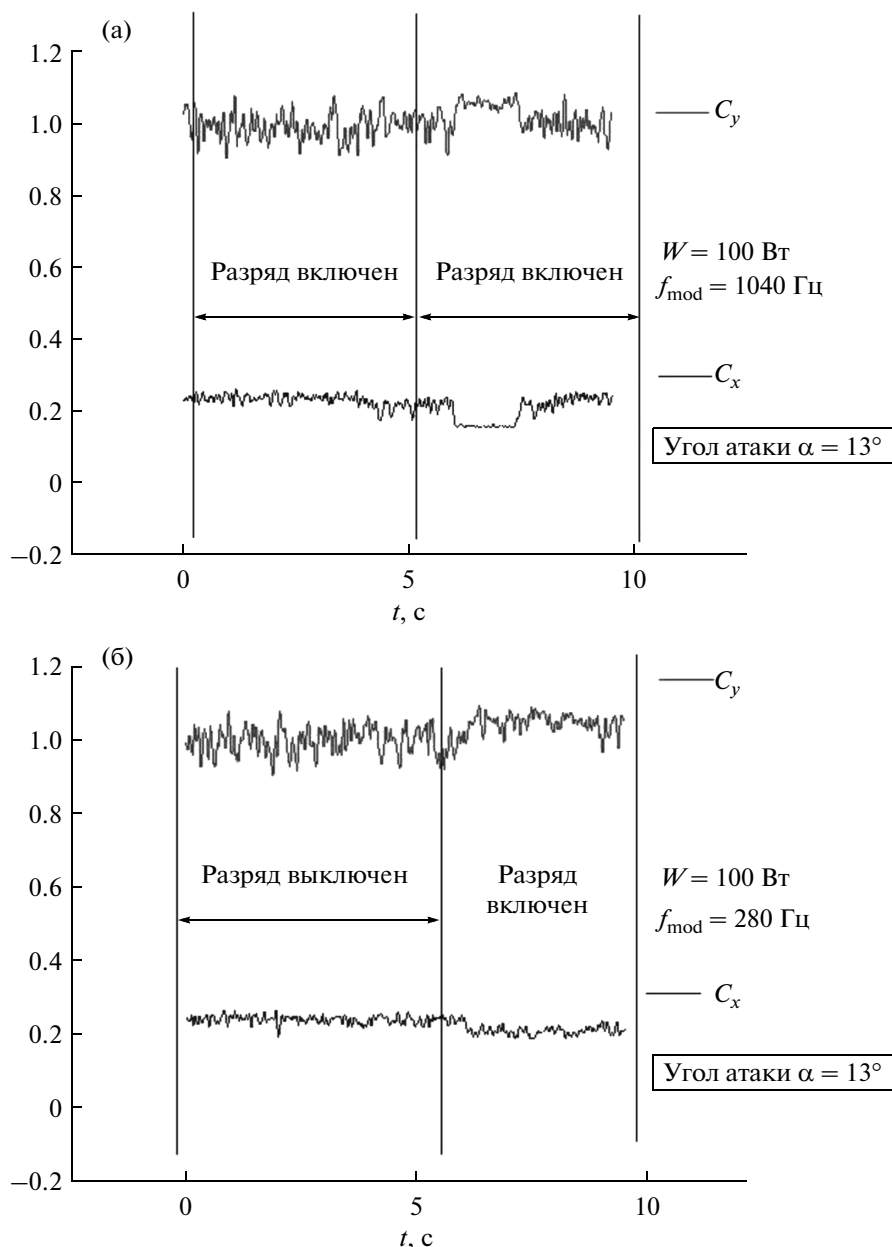


Рис. 5. Осциллограмма подъемной силы и силы аэродинамического сопротивления в момент включения ВЧ-разряда при $W_{cp} = 100$ Вт, $\alpha = 13^\circ$ и различных частотах модуляции: (а) — $f_{mod} = 1040$ Гц, (б) — 280 Гц.

симум влияния ВЧ-разряда на аэродинамические характеристики C_x и C_y происходит в разных частотных диапазонах модуляции разряда.

Существует режим работы актуатора при расположении модели на критическом угле атаки, при котором наблюдается нестационарное стохастическое изменение аэродинамических характеристик C_x и C_y ($St = 4-10$, $W_{cp} \approx 100$ Вт, $\alpha = 13^\circ$).

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 12-02-31347 мол_а, № 12-08-00995-а), а также Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Знаменская И.А., Андреев С.И., Степанец И.В. Ударная волна в возбужденном газе // Хим. физика. 1994. Т. 12. № 3. С. 551.
2. Артемов В.И., Левитан Ю.С., Синкевич О.А. Неустойчивость и турбулентность в низкотемпературной плазме. М.: МЭИ, 1994. 412 с.
3. Витковский В.В., Грачев Л.П., Грицов Н.Н. и др. Исследования нестационарного обтекания тела в сверхзвуковом потоке, нагретом продольным электрическим разрядом // ТВТ. 1990. Т. 28. № 6. С. 1156.

4. Мишин Г.И., Серов Ю.Л., Явор И.П. Обтекание сферы движущейся со сверхзвуковой скоростью в плазме газового разряда // Письма в ЖТФ. 1991. Т. 17. Вып. 11. С. 65.
5. Третьяков П.К., Грачев Г.Н., Иванченко А.И. и др. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с помощью использования мощного оптического импульсно-периодического разряда // Докл. РАН. 1997. Т. 351. № 3. С. 54.
6. Roth J.R., Sherman D.M., Wilkinson S.P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma // AIAA 98-0328. 1998.
7. Roth J.R. Electrohydrodynamically Induced Airflow in a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma // 25th IEEE Int. Conf. Plasma Science. 1998. P. 28.
8. Golub V., Son E., Saveliev A., Sechenov V., Tereshonok D. Investigation of Vortex Structure Near the Surface of DBD-Actuator // AIAA Paper 2011-154. 2011.
9. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Valery G., Gromov V.G., Kuriachy A.P. Mechanisms of Flow Control by near Surface Electrical Discharge Generation // AIAA Paper 2005-780. 2005.
10. Rasool Erfani, Craig Haleyand, Konstantinos Kontisz. Flow Control of a NACA0015 Airfoil in a Turbulent Wake Using Plasma Actuators // AIAA 2012-0187.
11. Kazunori Mitsuo, Shigeya Watanabe, Takashi Atobe, Hiroyuki Kato, Uchida Tatsuro, Motofumi Tanaka. Lift Enhancement of a Pitching Airfoil in Dynamic Stall by DBD Plasma Actuators // AIAA 2013-1119.
12. Roupasov D.V., Nikipelov A.A., Nudnova M.M., Starikovskii A.Yu. Flow Separation Control by Plasma Actuator with Nanosecond Pulsed-Periodic Discharge // AIAA J. 2009. V. 47. № 1. P. 168.
13. Klimov A.I., Moralev I.A., Bityurin V.A., Kazansky P.N., Boichov C.J. Lift and Drag Control of Circular Cylinder by Surface hf Plasma Actuator // AIAA 2013-0753.
14. Казанский П.Н., Моралев И.А., Климов А.И. Влияние параметров емкостного ВЧ-разряда на аэродинамическое сопротивление крылового профиля // VXIII Междунар. науч.-техн. конф. студентов и аспирантов "Радиоэлектроника, электротехника и энергетика". М., 2012. С. 37.
15. Klimov A.I., Moralev I.A., Bityurin V.A., Kazansky P.N. Flow Control over NACA 23012 Airfoil Model by Surface HF Plasma Actuator // AIAA 2012-1031.
16. Казанский П.Н. Управление потоком вблизи аэродинамических тел с помощью плазменного высокочастотного актуатора. Дис. ... канд. техн. наук. М.: МЭИ, 2013. 160 с.
17. Tichenor N., Bright A., Kremeyer K., Lenzner M., Yeak J., Wlezien R. Experimental Investigation of Laser-Based Flow Modification over a Low Speed Airfoil // AIAA 2013-0903.
18. Казанский П.Н., Климов А.И., Моралев И.А. Управление воздушным потоком вблизи кругового цилиндра с помощью ВЧ-актуатора. Влияние параметров разряда на аэродинамическое сопротивление цилиндра // ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 346.
19. Глушнев А.В., Савельев А.С., Сон Э.Е. Взаимодействие скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на нагретой поверхности // ТВТ. 2013. Т. 51. № 6. С. 810.