

03

Управление отрывным течением на скользящем крыле с помощью электрического разряда

© А.А. Сидоренко, А.Д. Будовский, Б.В. Постников, И.Д. Зверков, Б.Ю. Занин, В.В. Козлов, А.А. Маслов

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск
E-mail: sindr@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 10 ноября 2009 г.

Представлены результаты экспериментального исследования по управлению отрывным течением на скользящем крыле с помощью диэлектрического барьерного разряда. Эксперименты проведены при дозвуковой скорости потока в широком диапазоне углов атаки. Результаты измерения полей скорости, поверхностного давления, а также визуализация течения показали, что применение электрического разряда позволяет значительно расширить диапазон углов атаки безотрывного обтекания крыла. Исследовались различные режимы работы разряда, включая непрерывный режим активации одиночными импульсами напряжения с частотой 500 Hz–5 kHz и режим активации пакетами импульсов с частотой следования 1–100 Hz. Была исследована эффективность управления отрывным течением в зависимости от электрических и частотных характеристик разряда и его положения относительно линии отрыва потока.

Управление отрывными течениями на несущих поверхностях летательного аппарата во многих случаях основывается на их восприимчивости к внешним периодическим воздействиям [1]. При этом задача управления отрывом пограничного слоя может быть решена методами плазменной аэродинамики. Большое внимание в настоящее время уделяется использованию для этих целей так называемого диэлектрического барьерного разряда (ДБР). Данный тип электрического разряда исследуется на протяжении более 70 лет и впервые нашел свое применение для целей управления течениями газа сравнительно недавно.

Впервые для управления отрывом пограничного слоя на крыловых профилях барьерный разряд был применен авторами работы [2], которая

вызвала большой резонанс и спровоцировала обширные исследования по данной теме, описанные, например, в статьях [3,4]. Было показано, что периодическое возбуждение пограничного слоя при помощи ДБР позволило значительно увеличить максимальное значение подъемной силы и расширить диапазон углов атаки безотрывного обтекания моделей. Данный эффект объясняется способностью ДБР создавать значительную добавку к скорости в пристенном слое, а также выполнять функцию источника периодических возмущений. Добавка к скорости в пограничном слое крыла составляет, как правило, 3–7 м/с, что достаточно для затягивания отрыва потока при числах $Re < 5 \cdot 10^5$. При более высоких числах Рейнольдса на первый план выходит механизм, связанный с созданием возмущений в предотрывном пограничном слое. Множественный механизм воздействия ДБР делает выгодным его применение для решения широкого круга задач, связанных с управлением течениями. Экспериментальные работы в настоящее время посвящены в основном попыткам подавления отрыва за счет дополнительного разгона потока в разряде. Тем не менее пока не известны работы, в которых удалось бы получить добавочную скорость более 10 м/с. Поэтому с точки зрения практических приложений наиболее интересно исследование управления отрывом потока при помощи введения возмущений электрическим разрядом в предотрывную область течения.

Эксперименты были проведены в аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ в диапазоне скоростей 3–50 мс. Аэродинамическая труба имеет рабочую часть квадратного сечения ($1 \times 1 \times 4$ м) и низкую степень турбулентности, что позволяет экстраполировать полученные данные на условия реального полета. Модель представляет собой скользящее крыло с постоянным по размаху профилем RAЕ5212 толщиной 12% хорды. Угол стреловидности крыла $\chi = 25^\circ$, хорда $c = 0.331$ м, размах $l = 1$ м. В статье используется терминология, принятая для скользящего крыла прямой стреловидности, где корнем крыла называется сечение, располагающееся выше по потоку.

В экспериментах выполнялись поверхностная визуализация течения методом шелковинок, измерение поверхностного давления, а также были выполнены термоанемометрические измерения распределения скорости около модели. Результаты визуализации течения фиксировались видеокамерой, установленной ниже по потоку от модели. Большинство измерений давления были проведены в сечении $z = i/2$, плоскость

расположения дренажных точек перпендикулярна кромке крыла. Давление измерялось многоканальным жидкостным манометром, показания которого фотографировались цифровой фотокамерой. Фотографии анализировались с помощью специальной программы, вычисляющей коэффициент давления с точностью ± 5 Па. Для измерения полей скорости и спектров пульсаций скорости использовалась термоанемометрическая система постоянного сопротивления AN-1003.

Электроды ДБР представляют собой две полоски алюминиевой фольги толщиной $50 \mu\text{m}$, разделенные диэлектрическим барьером из нескольких слоев ПВХ-пленки суммарной толщиной $240 \mu\text{m}$. Электроды располагались вдоль передней кромки крыла таким образом, что разряд организовывался перед линией глобального отрыва. При этом плазма распространялась в направлении внешнего потока, создавая дополнительный периодический разгон газа в пристенной области в том же направлении. Более подробную информацию о данном типе разряда можно найти, например, в работах [3,4].

Для питания ДБР был разработан высоковольтный генератор, способный выдавать импульсы напряжения до 10 kV . Диапазон частот генератора составляет $f = 20 \text{ Hz} - 100 \text{ kHz}$ в режиме активации разряда одиночными импульсами (непрерывный режим). Кроме того, генератор способен работать в пакетном режиме с регулируемой длиной пакета. В данном режиме генератор выдает сигнал на несущей частоте f , в то время как электронный затвор отпирается модулирующим сигналом с частотой F . В эксперименте несущая частота оставалась постоянной $f = 1.6 \text{ kHz}$, а скважность модулирующего сигнала составляла 0.4 независимо от $F = 1 - 100 \text{ Hz}$. Таким образом, средняя мощность разряда, при неизменной амплитуде напряжения, сохранялась постоянной с точностью 5% и составляла $\approx 30 \text{ W}$ во всем указанном диапазоне F .

По результатам поверхностной визуализации было обнаружено, что ламинарный отрывной пузырь присутствует вблизи передней кромки на верхней поверхности крыла во всем исследуемом диапазоне скоростей набегающего потока ($U_\infty = 12 - 50 \text{ m/s}$). Это дает основание утверждать, что пограничный слой за отрывным пузырем является турбулентным. По мере роста угла атаки α поток начинает отрываться в области концевой хорды, формируя отрывную зону. Зона отрыва увеличивается с ростом α и постепенно распространяется к корню крыла. В данном случае отрыв имеет форму срыва с передней кромки

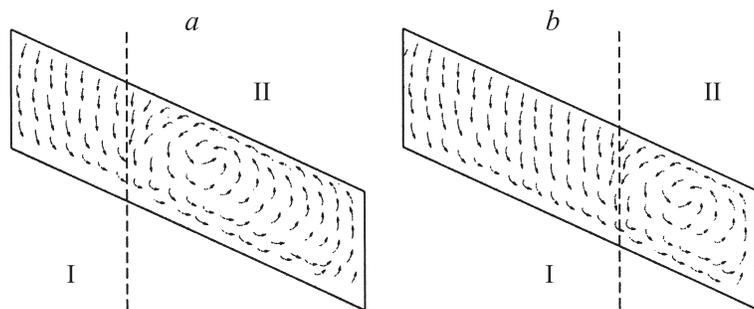


Рис. 1. Направление предельных линий тока на подветренной поверхности крыла: I — область присоединенного течения; II — область отрывного течения.

(глобальный отрыв) ввиду отсутствия линии вторичного присоединения. В конечном счете, при достижении критического значения $\alpha \approx 18^\circ$ отрывная зона охватывает всю поверхность крыла.

На рис. 1 представлены предельные линии тока, полученные на основании результатов визуализации течения методом шелковинок. Данные получены при $U_\infty = 43 \text{ m/s}$ и $\alpha = 17^\circ$ для режимов выключенного и включенного разряда. Соответствующие распределения коэффициента давления C_p приведены на рис. 2 (кривые 1 и б). Коэффициент давления определялся как $C_p = (P_s - P_{st}) / (P_0 - P_{st})$ (P_s — давление в точке на поверхности крыла, P_{st} — статическое давление в рабочей части, P_0 — полное давление в рабочей части). Можно видеть, что при выключенном разряде отрывная зона занимает 3/4 поверхности крыла (рис. 1, а). В данном случае все дренажные точки находятся в отрывной области. Поэтому кривая распределения давления для этого режима имеет вид плато, типичного для режима глобального отрыва на крыле (рис. 2, кривая 1). Активация разряда приводит к присоединению потока на большей части крыла, за исключением области концевой хорды, где наблюдается интерференция модели и стенки рабочей части (рис. 1, б). Распределение давления для случая включенного разряда соответствует присоединенному течению и имеет характерный пик разряжения вблизи носка профиля (кривая б).

На рис. 2, а, б также показано влияние частоты разряда на распределение давления по хорде крыла. Видно, что при активации разряда

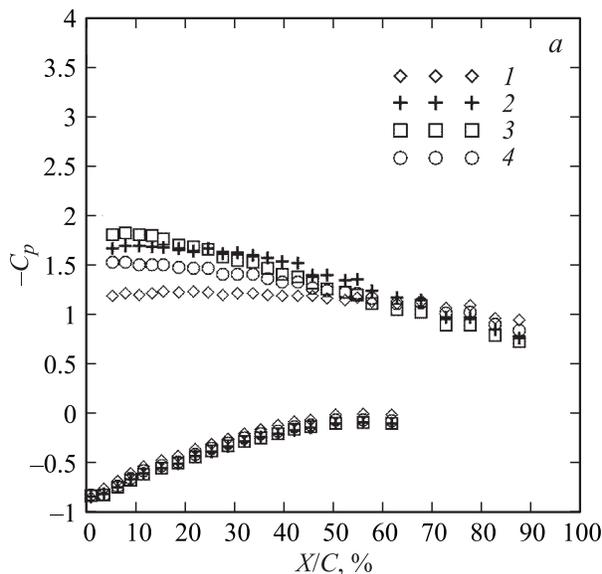


Рис. 2. Влияние частоты разряда на распределение давления по хорде ($U_\infty = 43$ м/с, $\alpha = 17^\circ$): 1 — разряд выключен; 2 — $f = 50$ Hz; 3 — $f = 200$ Hz; 4 — $f = 800$ Hz; 5 — разряд выключен; 6 — $f = 1$ kHz; 7 — $f = 2$ kHz; 8 — $f = 2.2$ kHz; 9 — $f = 3$ kHz.

на частотах $f < 1000$ Hz эффект незначителен и отрыв потока наблюдается, как минимум, на половине размаха крыла (рис. 2, *a*). Небольшое повышение $-C_p$ с ростом частоты объясняется постепенным уменьшением отрывной зоны. При активации ДБР частотами в диапазоне 1–2 kHz течение присоединяется на большей части крыла (см. рис. 2, *b*). Дальнейшее увеличение частоты разряда от 2.2 до 3 kHz приводит к снижению эффективности управления, несмотря на увеличение средней мощности разряда. Таким образом, есть основание утверждать, что восприимчивость течения к возмущениям, вносимым разрядом, имеет избирательный характер. В пользу этого заключения выступает тот факт, что в ранее проведенных экспериментах с прямым крылом обнаруживались выделенные диапазоны эффективных частот активации разряда [5].

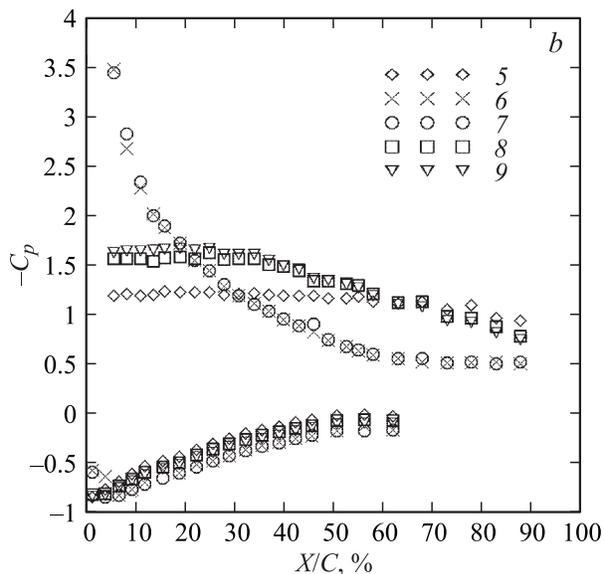


Рис. 2 (продолжение).

На рис. 3, *a, b* представлены распределения $-C_p$, полученные при активации разряда в пакетном режиме. Относительно невысокая скорость потока в этих экспериментах обусловлена стремлением сохранить число Струхалиа $St = Fc/U_\infty$ близким к единице. Видно, что при активации разряда в пакетном режиме размер зоны безотрывного обтекания крыла монотонно растет с увеличением F (рис. 3, *a*). При частоте $F = 100$ Hz он сравним с тем, что получается при активации разряда в непрерывном режиме (рис. 3, *a*, кривые 4, 5). В определенной ситуации разряд, работающий в пакетном режиме, может оказаться более эффективным, чем при работе в непрерывном режиме (рис. 3, *b*). На данном рисунке приведены распределения $-C_p$, полученные при $\alpha = 17.5^\circ$. Угол атаки был подобран так, чтобы граница отрывной зоны располагалась в непосредственной близости от дренажных отверстий. В этом случае пик разряджения вблизи передней кромки четко не выделен, а влияние разряда на размер зоны присоединенного течения обнаруживается по общему уровню $-C_p$. Необходимо также отметить,

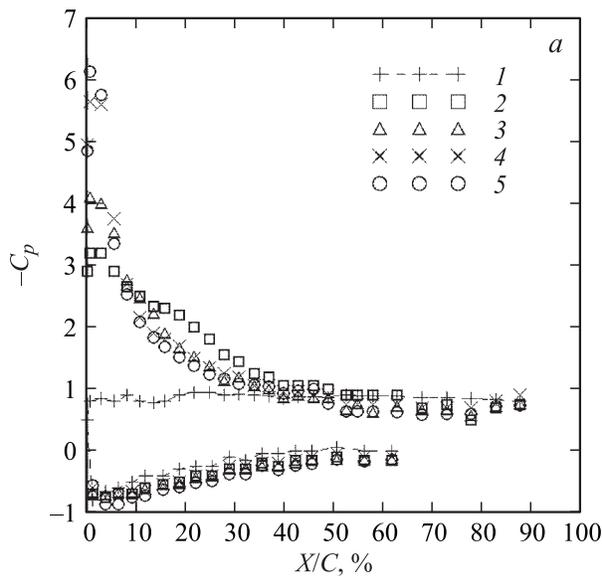


Рис. 3. Влияние частоты разряда в пакетном режиме на распределение давления по хорде: 1 — разряд выключен; 2 — $F = 20$ Hz; 3 — $F = 40$ Hz; 4 — $F = 100$ Hz; 5 — непрерывно; 6 — разряд выключен; 7 — $F = 90$ Hz; 8 — непрерывно. a — $\alpha = 16.5^\circ$, $U_\infty = 14.9$ m/s, $f = 1.6$ kHz; b — $\alpha = 17.5^\circ$, $U_\infty = 11.7$ m/s, $f = 1.6$ kHz.

что примененная методика позволяет измерять лишь средние по времени величины давления.

По данным термоанемометрических измерений в сечении $z = l/2$ было получено, что в режиме пакетного возбуждения разряда на верхней поверхности крыла реализуется периодический отрыв и присоединение потока, т.е. течение с перемежаемостью. Вертикальные профили скорости, полученные при работающем разряде, соответствуют присоединенному течению. После выключения разряда поток отрывается, и профиль скорости в этом случае типичен для отрывного течения. При этом величина локальной скорости колеблется около среднего значения, достигая в нижнем пределе значения скорости оторвавшегося потока, а в верхнем — значительно превышает значение

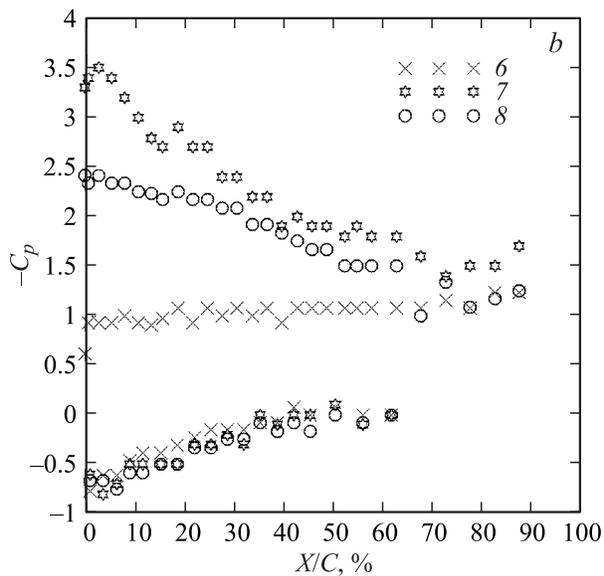


Рис. 3 (продолжение).

скорости, соответствующее присоединенному течению. Кроме того, согласно полученным данным, продолжительность режима присоединенного течения не совпадает с продолжительностью работы разряда, т.е. при включении разряда поток мгновенно присоединяется, а при отключении отрывается с некоторой задержкой. Оба этих явления приводят к тому, что при превышении определенной частоты разряда, работающего в пакетном режиме, среднее по времени значение $-C_p$ превышает значение для присоединенного течения. Таким образом, возбуждение разряда в пакетном режиме приводит к росту подъемной силы крыла при фиксированном угле атаки.

На основании выполненных экспериментов можно сделать вывод, что ДБР имеет перспективы для управления отрывным течением на скользящем крыле при больших углах атаки. Применение ДБР позволяет значительно расширить диапазон углов атаки безотрывного обтекания. В определенных случаях разряд, работающий в пакетном режиме, более эффективен с точки зрения присоединения потока, чем

при работе в непрерывном режиме. В этом случае активация разряда приводит не только к уменьшению отрывной зоны или к ее полному устранению, но и к увеличению подъемной силы крыла.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 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.

Список литературы

- [1] *Wu J.-Z., Lu X.-Y., Denny A.G. et al.* // *J. Fluid Mech.* 1998. V. 371. P. 21–58.
- [2] *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; N 98–0328).
- [3] *Martiqua P., Thomas C.* // *J. AIAA.* 2004. V. 42. N 11. P. 2177–2184.
- [4] *Thomas C., Martiqua P., Dmitry O.* // *J. Propulsion and Power.* 2008. V. 24. N 5. P. 935–945.
- [5] *Sidorenko A., Zanin B., Postnikov B. et al.* Pulsed discharge actuators for rectangular wing separation control. Reno (NV), 2007. (Paper / AIAA; N 2007–941).