

03

Влияние диэлектрического барьерного разряда на формирование концевой вихря

© С.А. Агибалова, В.В. Голуб, И.А. Моралев, А.С. Савельев

Объединенный институт высоких температур РАН, Москва
Московский физико-технический институт, Долгопрудный
E-mail: golub@ihed.ras.ru

Поступило в Редакцию 14 июня 2011 г.

Методом stereoscopic particle image velocimetry проведено исследование формирования вихревого следа за моделью крыла конечного размаха. Рассмотрен случай, когда на поверхности торца модели создается диэлектрический барьерный разряд. Обнаружено влияние диэлектрического барьерного разряда на процесс формирования концевой вихря.

В настоящее время актуальной задачей авиастроения является поиск новых способов управления течением газа. В последнее время интенсивно ведутся исследования возможности управления течениями газа с помощью электрических разрядов. В качестве одного из перспективных методов управления течениями рассматривается диэлектрический барьерный разряд (ДБР) [1]. Впервые идея о возможности управления течениями с помощью ДБР была высказана группой американских ученых [2,3]. ДБР имеет ряд преимуществ перед другими типами электрических разрядов; он может работать в воздухе при атмосферном давлении и не нуждается в сложных высоковольтных источниках, при этом позволяет вводить возмущения в течение газа в виде струйных течений или сильно завихренных течений [4]. К настоящему времени было выполнено множество как теоретических, так и экспериментальных работ [5], в которых был подробно рассмотрен способ использования подобного разряда.

Любой самолет оставляет за собой возмущенную область атмосферы, называемую спутным следом [6,7]. Этот след образуется в основном реактивными струями двигателей и концевыми вихрями, образованными крылом из-за разности давлений над и под его поверхностью. Вихри

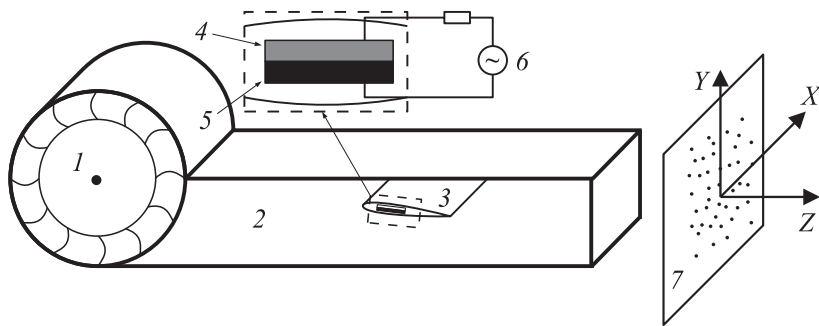


Рис. 1. Схема экспериментальной установки. 1 — центробежный насос, 2 — труба квадратного сечения, 3 — модель крыла с разрядником, 4 — внешний электрод, 5 — инкапсулированный электрод, 6 — источник высокого напряжения, 7 — плоскость лазерного ножа с частицами.

ощутимой интенсивности могут существовать в течение нескольких минут после пролета самолета. Этот вихрь может оказать сильное воздействие на режим полета самолета, попавшего в эту возмущенную область атмосферы. Существуют работы, посвященные проблемам авиации, связанным с вихревым следом самолета и безопасностью полета [8,9].

В последнее десятилетие появилось множество экспериментальных работ, в которых исследуется эволюция концевых вихря [10–12]. В большинстве случаев эти работы используют методику Particle Image Velocimetry (PIV) [13].

Данная работа посвящена исследованиям формирования концевых вихря с инициированием электрического разряда (ДБР) на торце модели крыла с помощью метода Stereo PIV.

Эксперименты по визуализации концевых вихря и измерению его параметров проводились с моделью крыла NACA0015, помещенного в дозвуковую аэродинамическую трубу (рис. 1). Размах модельного крыла составил 80 mm, длина хорды — 80 mm, модель выполнена из диэлектрического материала (плексиглас). На одном из торцов модели было расположено разрядное устройство, представляющее из себя пластину из диэлектрика (плексиглас) толщиной 1 mm, повторяющую контур профиля. По обеим сторонам пластины с помощью краски высокой

проводимости были нанесены проводящие полоски длиной 5 см и шириной 5 мм (электроды толщиной в несколько десятков микрометров) таким образом, что пластина имела симметрию относительно прямой, соединяющую переднюю и заднюю кромки профиля. К электродам через балластный резистор, ограничивающий подводимую к разрядному устройству мощность, подавалось переменное синусоидальное напряжение частотой 50 кГц и амплитудой 3.5 кВ, соответствующей пробойной напряженности для воздуха. Пластина приклеивалась к торцу модели крыла, так что обе части составляли гладкий профиль с размахом 80 мм.

Аэродинамическая труба состоит из центробежного насоса и трубы длиной 1.5 м с квадратным сечением 100 × 100 мм. Насос располагается в начале трубы, а второй конец трубы открыт. На расстоянии 1.2 м от входного сечения трубы начинается диэлектрическая секция, предназначенная для исследований дозвуковых обтеканий аэродинамических моделей с созданием электрических разрядов различных типов на их поверхности. Диэлектрическая секция снабжена поворотным механизмом для изменения угла атаки модели к набегающему дозвуковому потоку воздуха. Центробежный насос, нагнетающий воздух из атмосферы в аэродинамическую трубу, питается трехфазным током через преобразователь, позволяющий устанавливать частоту вращения электродвигателя насоса в диапазоне 0–50 Hz и, таким образом, менять скорость набегающего на модель потока воздуха в диапазоне 0–20 м/с соответственно. Вблизи лопаток центробежного насоса расположен инжектор, через который в насос поступает воздух, засеянный частицами TiO₂ диаметром несколько сотен нанометров, используемыми при исследовании концевых вихря с помощью PIV.

Визуализация течения и измерение его параметров проводились методом Stereoscopic PIV, позволяющим измерять распределение мгновенных значений трех компонент вектора скорости течения в плоскости (плоскости лазерного ножа). Эта диагностика основана на системе LaVision FlowMaster Stereo PIV. Лазерный нож толщиной около 5 мм подсвечивал течение, засеянное частицами, в плоскости, перпендикулярной оси аэродинамической трубы. Система измерения распределения вектора скорости и аэродинамическая труба располагались на неподвижных оптических скамьях, так что расстояние между выходным сечением трубы и плоскостью лазерного ножа варьировалось. При этом взаимное расположение двух видеокамер, лазерного ножа и оси трубы

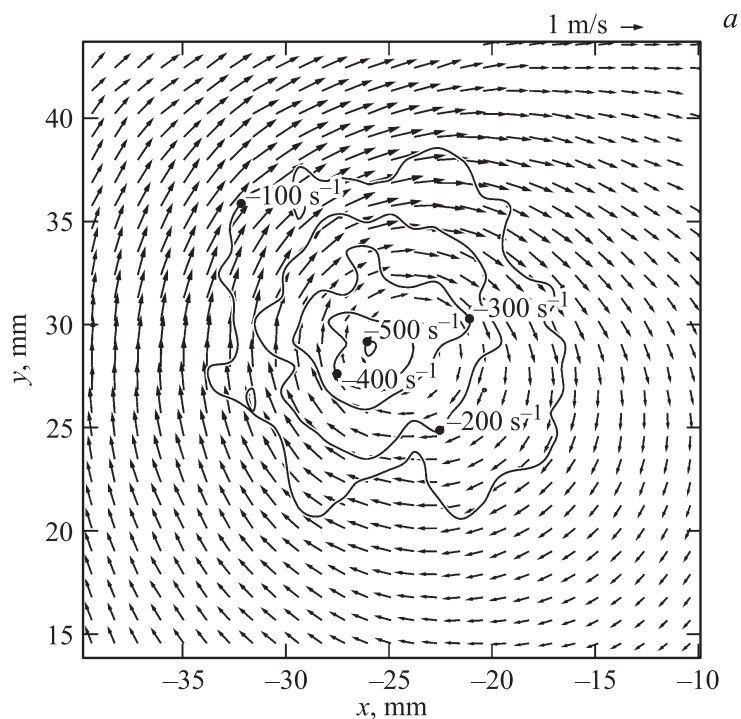


Рис. 2. Поле компонент V_x , V_y вектора скорости в концевом вихре и контур Z -компоненты завихренности в случаях без разряда (a) и при инициировании ДБР на торце модели крыла (b). Прямая с уравнением $(x, y) = (0, 0)$ соответствует оси аэродинамической трубы.

не изменялось. PIV-видеокамеры имели разрешение 2048×2048 px, что обеспечивало пространственное разрешение системы 1 mm. Измерения проводились с максимальной для системы скоростью съемки — 7 Hz, при этом количество измерений за один эксперимент определялось объемом памяти видеокамеры и составляло значение 70. После усреднения по 70 измерениям получалось распределение вектора скорости в плоскости лазерного ножа.

На рис. 2 представлен результат измерений распределения вектора скорости потока в плоскости, отстоящей от задней кромки крыла

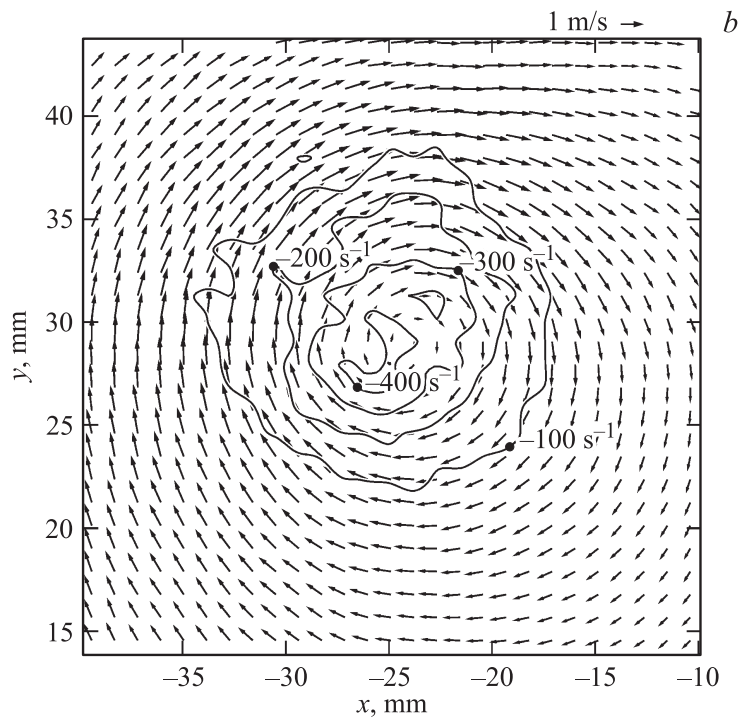


Рис. 2 (продолжение).

на расстоянии 40 см вниз по потоку, в случаях без инициирования разряда и с инициированием ДБР на торце модели крыла. При этом в этих случаях угол атаки модели крыла к набегающему потоку составил $+10^\circ$, скорость набегающего потока — 4 м/с. На представленных рисунках видно, что при инициировании разряда максимальная величина Z -компоненты завихренности Ω_z в ядре вихря уменьшается, а также площадь, очерчиваемая изолинией завихренности, уменьшается в случае с инициированием ДБР. С точки зрения безопасности полета, наблюдаемое явление является положительным, поскольку в случае инициирования разряда на торце крыла можно ожидать, что время жизни концевых вихря уменьшается. Наблюдаемый эффект

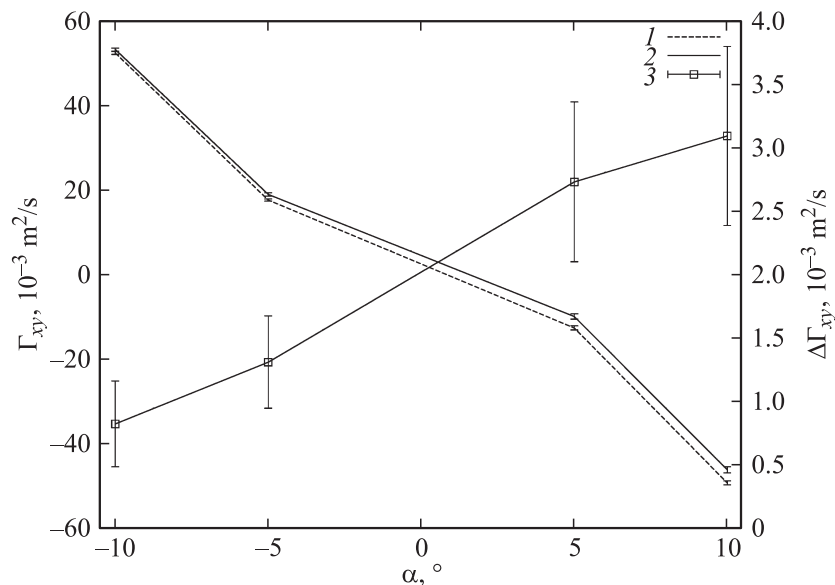


Рис. 3. Циркуляция Γ_{xy} вектора V_{xy} по окружности с центром в ядре концевое вихря и радиусом 10 mm в сечении потока на расстоянии 40 cm от задней кромки модели крыла. 1 — без инициирования разряда, 2 — с инициированием ДБР на торце модели крыла, 3 — разница $\Delta\Gamma_{xy}$ между циркуляциями, рассчитанными в случае 2 и в случае 1.

можно описать количественно, если к векторному двумерному полю двухкомпонентного вектора применить формулу Грина. В этом случае

$$\Gamma_{xy} \int_C V_x dx + V_y dy = \iint_{\Sigma} \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) dx dy = \iint_{\Sigma} \Omega_z dx dy,$$

где Γ_{xy} — циркуляция векторного поля (V_x, V_y) по некоторому контуру C , ограничивающему область Σ , которая лежит в плоскости лазерного ножа. При этом из полученного в эксперименте векторного поля завихренность рассчитывалась со вторым порядком точности по

пространству по формуле

$$\Omega_Z^{(i,k)} = \frac{V_y^{(i+1,k)} - V_y^{(i-1,k)}}{x^{(i+1,k)} - x^{(i-1,k)}} - \frac{V_x^{(i,k+1)} - V_x^{(i,k-1)}}{y^{(i,k+1)} - y^{(i,k-1)}},$$

где верхние индексы соответствуют номеру ячейки в сетке двумерного пространства, соответствующего лазерному ножу.

В качестве контура была выбрана окружность с центром в центре вихря, диаметр окружности составил 10 mm, что составляло величину большую, чем характерный размер вихря. Результат обработки полученных векторных полей при скорости набегающего потока 4 m/s и при различных углах атаки α представлен на рис. 3. Погрешность измерений рассчитывалась из максимального значения среднеквадратичного отклонения V_x и V_y с учетом коэффициента Стьюдента для 70 измерений. Видно, что циркуляция по модулю уменьшается в случае, когда внешний электрод разрядного устройства находится ближе к той поверхности крыла, где присутствует пониженное давление, т.е. в случае положительного угла атаки. При отрицательном угле атаки величина циркуляции увеличивается, хотя и в меньшей степени. Иными словами, положительный эффект уменьшения циркуляции и максимальной величины завихренности наблюдается в случае, когда направление распространения генерируемой разрядом струи воздуха противоположно направлению течения, вызванному перепадом давления между верхней и нижней поверхностью модели крыла. Таким образом, в работе экспериментально показано, что инициирование электрического разряда на торце модели крыла позволяет уменьшить величину максимальной завихренности потока в ядре концевой вихря.

Список литературы

- [1] *Pietsch G.* // *Contrib. Plasma Phys.* 2001. V. 41. N 6. P. 620–628.
- [2] *Roth J.R., Sherman D.M., Wilkinson S.P.* // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, Jan. 12–15, 1998.
- [3] *Roth J.R.* // 25th IEEE Int. Conf. Plasma Science. USA: Raleigh, 1998.
- [4] *Golub V.V., Saveliev A.S.* // *Technical Physics Letters.* 2010. V. 36. N 11. P. 978–980.
- [5] *Moreau E.* // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2007. V. 40. N 3. P. 605–636.
- [6] *Ghias R., Mittal R., Dong H., Lund T.S.* // 43th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reno, NV, 10–13 January, 2005.

- [7] *Babie B.M., Nelson R.C.* // 11th International Symposium On Flow Visualization. Notre Dame, Indiana, USA, August 9–12, 2004.
- [8] *Вышинский В.В., Стасенко А.И.* // Математическое моделирование. РАН. 1999. Т. 11. № 4. С. 100–116.
- [9] *Бабкин В.И.* Системы обеспечения вихревой безопасности полетов летательных аппаратов. М.: Наука, 2008.
- [10] *del Pino C., Parras L., Felli M., Fernandez-Feria R.* // 15th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics. Lisbon, Portugal, 5–8 July, 2010.
- [11] *Igarashi H., Durbin P.A., Ma H., Hu H.* // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, 4–7 January 2010.
- [12] *Beresh S.J., Henfling J.F., Spillers R.W.* // Exp. Fluids. 2010. V. 49. P. 599–611.
- [13] *Raffel M., Willert C.E., Wereley S.T., Kompenhans J.* Particle Image Velocimetry. New York: Springer-Verlag, 2007. P. 15–77.