

УДК 532.526

Реакция осесимметричного отрывного течения на пространственно локализованное возмущение потока

А.В. Довгаль, Б.Ю. Занин, А.М. Сорокин

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

E-mail: dovgal@itam.nsc.ru, zanin@itam.nsc.ru

Исследовано продольное обтекание тела вращения с отрывом ламинарного пограничного слоя в низкоскоростном воздушном потоке. Термоанемометрическим методом определены изменения поля скорости, вызванные локальным стационарным возмущением отрывной зоны в кормовой части экспериментальной модели. Обнаружено крупномасштабное влияние цилиндрического элемента неровности, установленного на обтекаемой поверхности, на пристенное течение. Полученные результаты обосновывают возможность управления отрывом ламинарного потока на осесимметричном теле сосредоточенным внешним воздействием.

Ключевые слова: тело вращения, отрыв потока, управление отрывом, гидродинамическая устойчивость.

Введение

Многолетний интерес исследователей в области механики жидкости и газа вызывает задача управления отрывом потока / пограничного слоя. Экспериментально и теоретически обоснованы различные подходы к ее решению. Предложенные методы управления отрывными течениями дают возможность изменять характеристики внешнего обтекания тел в широких диапазонах чисел Маха и Рейнольдса. Общее представление о результатах работ по этой тематике дают монографии [1, 2] и обзорные статьи [3, 4].

При отрыве дозвукового ламинарного потока, как правило, происходит усиление пульсаций скорости, вихреобразование и переход течения в турбулентное состояние. Формирование отрывной области определяется эффектами неустойчивости, что позволяет добиться необходимого результата управления — сокращения зоны отрыва вплоть до его предотвращения — искусственной генерацией гидродинамических возмущений. Для управления обтеканием тел могут применяться пассивные устройства, стимулирующие перемешивание жидкости вблизи обтекаемой поверхности, и активные методы возбуждения нарастающих колебаний оторвавшегося слоя с использованием, например, акустических волн [5–9], механических осцилляторов [10, 11] и температурных неоднородностей потока [12].

Заслуживает внимания нелокальность внешнего воздействия на отрывное течение. Генерируемые возмущения влияют на процесс его турбулизации; вместе с тем, согласно результатам наблюдений [13], поле скорости во всей области отрыва, включая ее ламинарный участок, зависит от положения перехода к турбулентности, который завершается

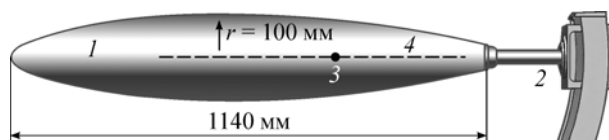


Рис. 1. Экспериментальная модель.

1 — тело вращения, 2 — крепление модели, 3 — элемент неровности обтекаемой потоком поверхности, 4 — плоскость измерений.

в пределах отрывной зоны или вблизи нее. В расчетах отрывных областей также отмечается зависимость решения от выбранной модели ламинарно-турбулентного перехода [14]. Данное свойство течений с отрывом ламинарного потока открывает возможность управления обтеканием тел компактными источниками контролируемых возмущений. Иллюстрацией служат экспериментальные результаты, полученные с участием авторов на моделях прямого крыла удлинением от 1,0 до 3,1 в диапазоне чисел Рейнольдса 70000–580000 [15]. В этих исследованиях для управления срывом потока с передней кромки крыла использовались различные методы воздействия, осуществляемого с помощью сфокусированных вблизи кромки внешних звуковых колебаний, встроенного в экспериментальную модель локального акустического источника, «точечного» стационарного вдува воздуха через обтекаемую потоком поверхность или искусственно созданных на ней геометрических неоднородностей (конусообразных выступов и продольных ребер). Во всех случаях стационарные и нестационарные воздействия на отрывное течение индуцировали его крупномасштабные изменения на протяженных участках хорды и размаха крыла, многократно превышающих область генерации управляющих возмущений.

В продолжение экспериментов [15] выполнена настоящая работа. Задача исследования — экспериментальная проверка возможности нелокального взаимодействия возмущений с областью отрыва осесимметричного ламинарного пограничного слоя в отсутствие собственных обтеканию крыла концевых эффектов. Рассматривается влияние стационарных уединенных неоднородностей поверхности на отрывное обтекание тела вращения, ось которого ориентирована вдоль направления набегающего потока.

Методика

Опытные данные получены в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН, представляющей собой установку замкнутого типа с закрытой рабочей частью размерами 1×1×4 м, уровень турбулентности свободного потока в которой не превышает 0,04 %. Тело вращения длиной 1140 мм с миделевым сечением радиусом $r = 100$ мм на расстоянии 500 мм от его носика помещалось в рабочую часть трубы под нулевым углом атаки с точностью $\pm 0,1^\circ$ (рис. 1). Координаты поверхности экспериментальной модели, носовая часть которой имела сферическую форму радиусом 25 мм, приведены в таблице. Для реализации исходного квазидвумерного течения модель располагалась в центре поперечного сечения рабочей части аэродинамической трубы, свободной от других источников загромождения потока.

Таблица

Изменение радиуса модели (r) с продольной координатой (x)

x , мм	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
r , мм	30,3	41,8	49,8	55,8	60,9	65,4	69,5	73,2	76,6	79,5
x , мм	220	240	260	280	300	320	340	360	380	400
r , мм	82,0	84,5	86,9	88,8	90,6	92,2	93,8	95,1	96,3	97,4
x , мм	420	440	460	480	500	520	540	560	580	600
r , мм	98,3	99,0	99,5	99,9	100,0	100,0	99,8	99,3	98,7	97,7
x , мм	620	640	660	680	700	720	740	760	780	800
r , мм	96,7	95,4	93,8	92,2	90,5	88,8	87,0	85,2	83,3	81,4
x , мм	820	840	860	880	900	920	940	960	980	1000
r , мм	79,4	77,4	75,3	73,2	70,9	68,6	66,2	63,5	60,8	57,8
x , мм	1020	1040	1060	1080	1100	1120	1140	—	—	—
r , мм	54,8	51,6	48,2	44,6	41,0	37,1	32,8	—	—	—

Пространственно локализованное возмущение отрывного течения в кормовой части тела вращения порождалось цилиндрическим выступом обтекаемой поверхностью. Элемент неровности диаметром 9 мм и высотой 4 мм, сопоставимой с локальной толщиной пограничного слоя, располагался последовательно на расстояниях $x_h = 700$ и 820 мм от носика модели. В этих поперечных сечениях выступ перемещался в азимутальном направлении: таким образом изменялось его положение относительно фиксированной в лабораторной системе координат плоскости измерений.

Первоначально для исследования обтекания модели предполагалось применение термоанемометрического метода в сочетании с визуализацией осредненного во времени пристенного течения, которая позволила бы получить его панорамную картину и выявить возможные трехмерные эффекты. Визуализация с использованием жидкой пленки, нанесенной на поверхность тела вращения, оказалась неинформативной. Причина этого в том, что в настоящих экспериментальных условиях градиенты касательного напряжения, необходимые для реализации метода, недостаточно велики на представляющем интерес участке течения в кормовой части модели. В отсутствие сильных пространственно локализованных изменений низкоскоростного потока (его скорости, температуры и давления) другие способы визуализации с применением, например, сублимирующих или жидкокристаллических покрытий также были признаны бесперспективными. Дальнейшее исследование ограничивалось сбором термоанемометрических данных.

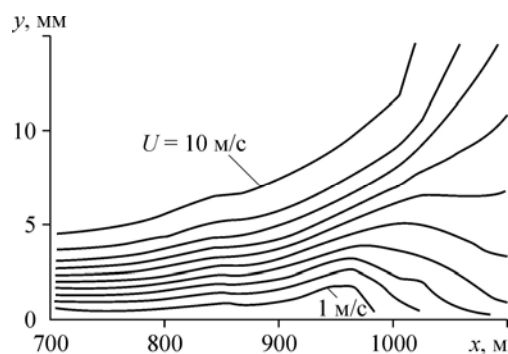
Продольная компонента скорости течения вблизи поверхности модели определялась с помощью термоанемометра постоянной температуры AN 1003 компании A.A. Lab Systems Ltd. Позиционирование одноточечного датчика термоанемометра осуществлялось программируемым координатным устройством с постоянным шагом 20 мм вдоль внешнего потока и переменным — от 0,2 до 2,0 мм — в нормальном к нему направлении. Сигнал датчика оцифровывался 16-разрядным АЦП с частотой 5000 Гц; в каждой точке измерений записывалась реализация сигнала длиной три секунды с ее последующей обработкой на персональном компьютере в среде MATLAB.

Эксперименты проведены при числе Рейнольдса $Re_r = U_0 r / \nu = 64000$, где U_0 — скорость набегающего потока, равная 10,0 м/с. Используемая в дальнейшем система координат включает: x — расстояние вдоль оси модели от ее носика, y — радиальную координату, отсчитываемую от поверхности тела вращения и φ — азимутальное отклонение от положения выступа поверхности.

Результаты

Обтекание тела вращения в отсутствие элемента неровности показано на рис. 2 и 3. В хвостовой части модели возникает отрыв ламинарного потока с усилением пульсаций скорости, турбулизацией оторвавшегося пограничного слоя и его повторным присоединением к поверхности тела. В результате формируется отрывная зона в переходном режиме течения, представленная контурами средней скорости $U = \text{const}$ на рис. 2. Термоанемометрический метод с использованием одноточечного неподвижного датчика не дает возможности определить точное положение линии отрыва. Судя по изменению уровня возмущений u' в направлении потока (рис. 3а), ее координата не превышает $x = 825$ мм. В этом сечении начинается характерное для отрывных областей экспоненциальное нарастание амплитуды пульсаций в оторвавшемся пограничном слое, в спектре которых выделяется пакет волн неустойчивости (рис. 3б).

Рис. 2. Невозмущенное течение у поверхности модели. Контуры средней скорости с шагом 1 м/с.



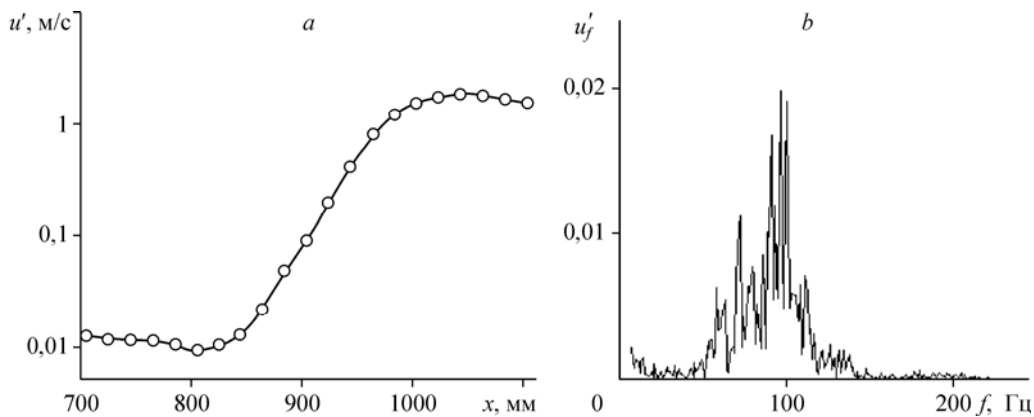


Рис. 3. Невозмущенное течение у поверхности модели. Максимальная по координате y среднеквадратичная амплитуда пульсаций, интегрированная в спектральном диапазоне от 5 до 2500 Гц (а), волновой пакет нарастающих колебаний в сечении $x = 905$ мм (б).

«Точка» перехода к турбулентности, соответствующая максимуму возмущений в распределении $u'(x)$, расположена при $x = 1045$ мм.

Влияние выступа поверхности с координатой $x_h = 700$ мм на отрывное течение иллюстрируют рис. 4 и 5. Изменения средней во времени и пульсационной составляющих скорости максимальны в центральной части следа за элементом неровности. В выбранном сечении $x = 905$ мм течение с наполненными профилями средней скорости (рис. 4, обозначения 2, 3) присоединено к поверхности тела по меньшей мере в диапазоне $-15^\circ \leq \varphi \leq 15^\circ$ и, судя по высокой амплитуде пульсаций вблизи стенки, достигающей 12 процентов U_0 (рис. 5, обозначения 2, 3), находится в турбулентном состоянии. Искажение поля скорости затухает с увеличением азимутального отклонения от оси следа. На его периферии заметна несимметрия распределений $U(y)$ и $u'(y)$ относительно центрального сечения $\varphi = 0$, которая может быть обусловлена трехмерным вихревым движением, индуцированным в зоне отрыва выступом поверхности.

Панорамная картина изменения среднего течения представлена рис. 6, где отчетливо видно расплывание следа за элементом неровности в поперечном потоку направлении. Примечательно то, что в начале области измерений — на небольшом удалении от выступа

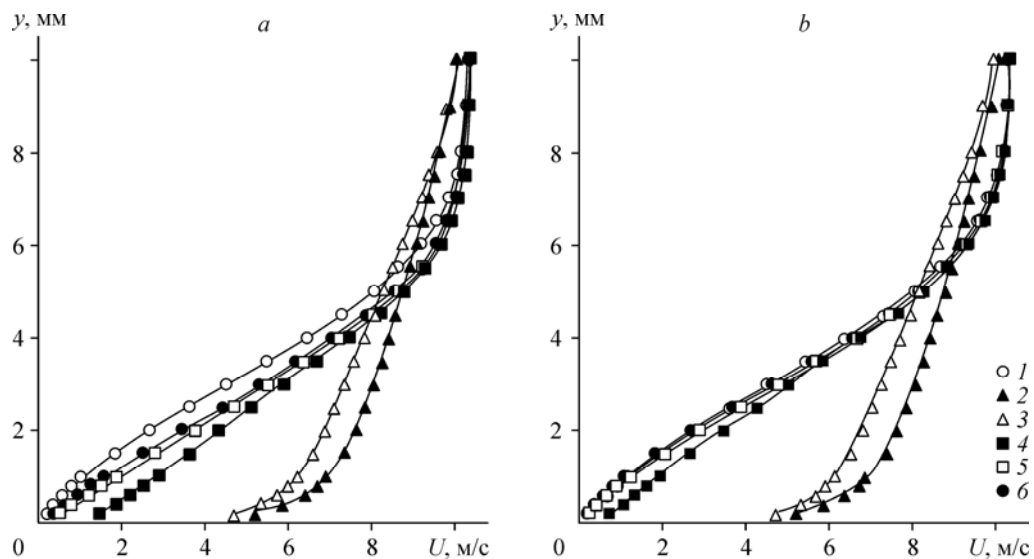


Рис. 4. Профили средней скорости при $\varphi \leq 0^\circ$ (а) и $\varphi \geq 0^\circ$ (б) в сечении $x = 905$ мм, $x_h = 700$ мм. Невозмущенное течение (1), $\varphi = 0^\circ$ (2), $\pm 15^\circ$ (3), $\pm 30^\circ$ (4), $\pm 45^\circ$ (5), $\pm 60^\circ$ (6).

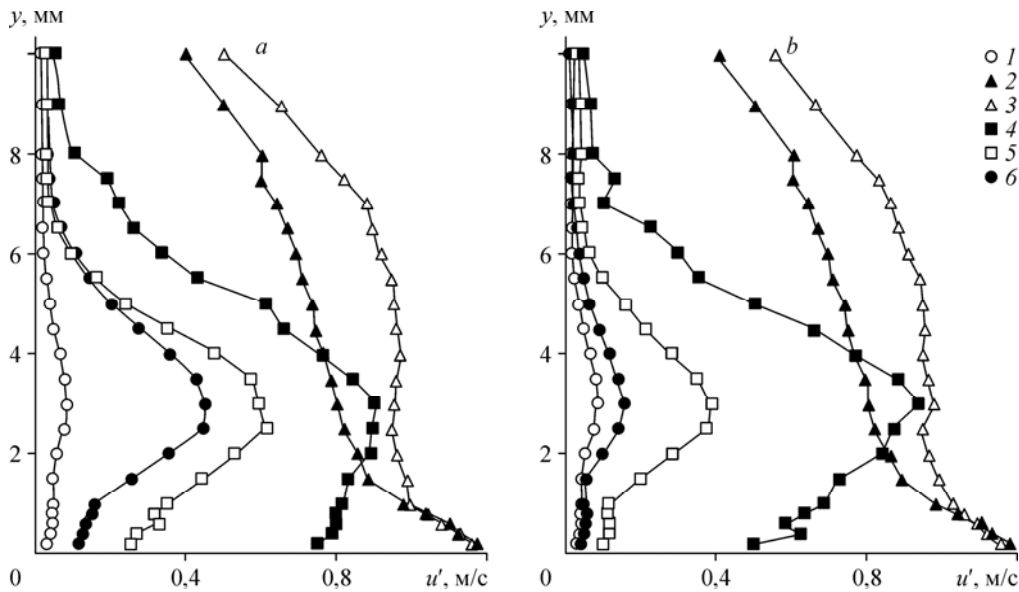


Рис. 5. Профили интегральной амплитуды пульсаций при $\varphi \leq 0^\circ$ (a) и $\varphi \geq 0^\circ$ (b) в сечении $x = 905$ мм, $x_h = 700$ мм.

Невозмущенное течение (1), $\varphi = 0^\circ$ (2), $\pm 15^\circ$ (3), $\pm 30^\circ$ (4), $\pm 45^\circ$ (5), $\pm 60^\circ$ (6).

по координате x — турбулентный след локализован вблизи $\varphi = 0$. Вместе с тем, деформация профилей скорости наблюдается в широком диапазоне азимутальных углов; слабо различимая в масштабе рисунка она отдельно показана на рис. 7. Изменение профилей вдали от элемента неровности по азимутальной координате достигает нескольких процентов скорости набегающего потока (рис. 7a), на порядок величины превышая местную интегральную амплитуду пульсаций ламинарного течения (рис. 7b). Аналогично искажение поля скорости выступом поверхности, расположенным при $x_h = 820$ мм, приведено на рис. 8 и 9. Перемещение выступа вниз по потоку приводит к заметному возрастанию азимутальной неоднородности турбулентного течения в конце области измерений (рис. 8). Как и в предыдущем случае, распределения $U(y)$ деформированы в стороне от элемента неровности и, более того, в выше расположенных поперечных сечениях ламинарного потока (рис. 9). Очевидно, что обнаруженные изменения поля скорости у поверхности тела вращения отражают глобальную реакцию отрывного течения на его состояние в зоне перехода к турбулентности и присоединения оторвавшегося слоя.

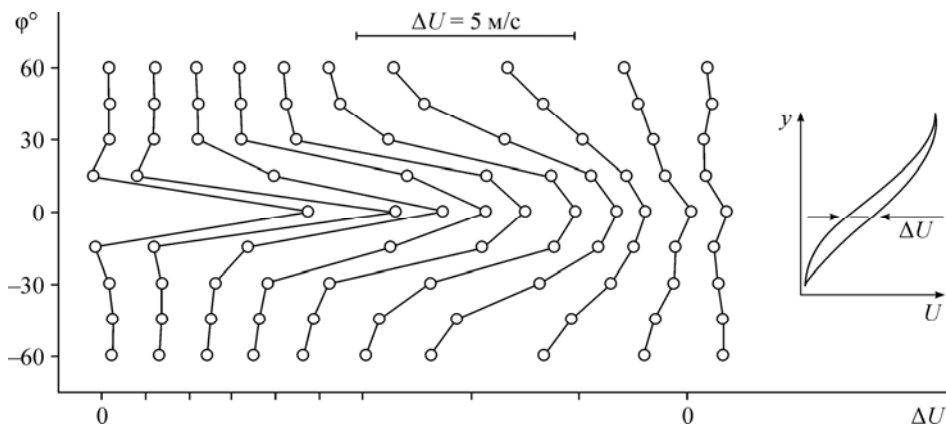


Рис. 6. Максимальные отклонения профиля средней скорости от профиля невозмущенного течения при $x_h = 700$ мм.

Слева направо: сечения $x = 725, 765, 805, 845, 885, 925, 965, 1005, 1045$ и 1085 мм.

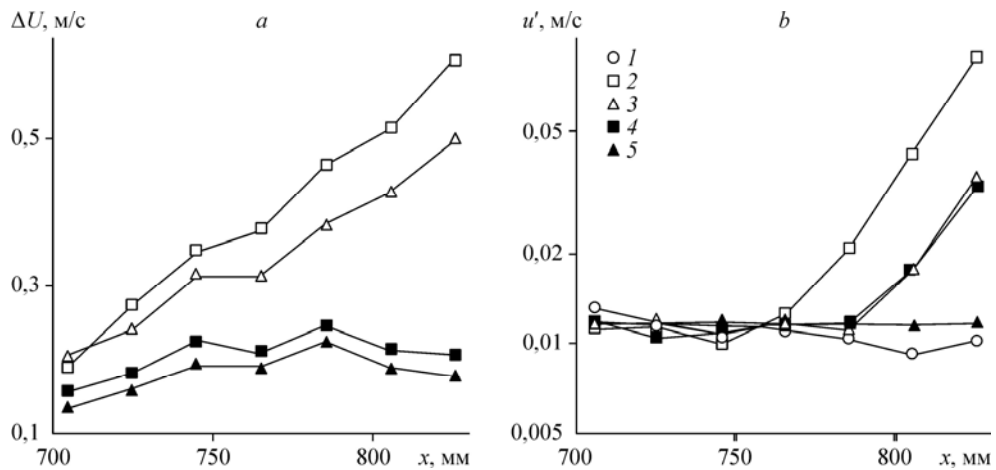


Рис. 7. Максимальные отклонения профиля средней скорости от профиля невозмущенного течения (а) и максимальные амплитуды пульсаций скорости (б) при больших значениях азимутального угла при $x_h = 700$ мм. Невозмущенное течение (1), $\varphi = -45^\circ$ (2), -60° (3), 45° (4), 60° (5).

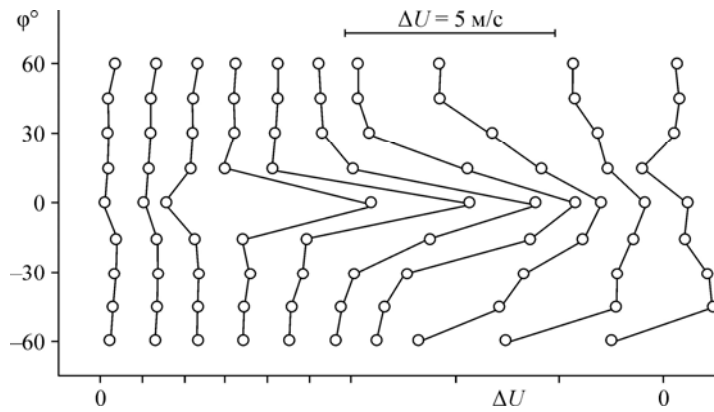


Рис. 8. Максимальные отклонения профиля средней скорости от профиля невозмущенного течения при $x_h = 820$ мм. Слева направо: сечения $x = 725, 765, 805, 845, 885, 925, 965, 1005, 1045$ и 1085 мм.

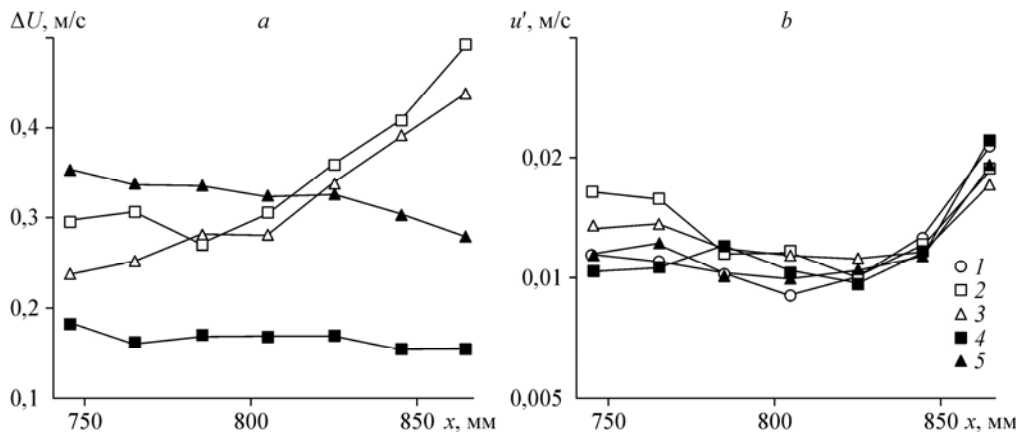


Рис. 9. Максимальные отклонения профиля средней скорости от профиля невозмущенного течения (а) и максимальные амплитуды пульсаций скорости (б) при больших значениях азимутального угла при $x_h = 820$ мм. Невозмущенное течение (1), $\varphi = -45^\circ$ (2), -60° (3), 45° (4), 60° (5).

Заключение

Настоящие эксперименты продемонстрировали возможность использования локальных гидродинамических возмущений для крупномасштабного воздействия на осесимметричное неустойчивое течение с отрывом пограничного слоя. В его основе лежит известная из предыдущих исследований взаимосвязь поля скорости на начальном участке отрывной зоны с его состоянием ниже по потоку в области ламинарно-турбулентного перехода. Таким образом, данный подход к управлению отрывным течением, ранее опробованный на моделях прямого крыла [15], может найти применение в условиях продольного обтекания тела вращения. Эффективность воздействия стационарных/нестационарных пространственно локализованных возмущений на зону отрыва во многом зависит от условий их генерации. В рассмотренном случае они включают форму, размер и расположение элемента неровности на поверхности тела вращения. Усиление обнаруженного в настоящей работе влияния компактного стационарного источника возмущений на состояние осесимметричного отрывного течения — возможный предмет дальнейших исследований.

Список литературы

1. **Чжен П.** Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
2. **Gad-el-Hak M.** Flow control: passive, active and reactive flow management. Cambridge: Cambridge University Press, 2000. 442 p.
3. **Gad-el-Hak M., Bushnell D.** Status and outlook of flow separation control // AIAA Paper. 1991. No. 91-0037. 28 p.
4. **Greenblatt D., Wygnanski I.** The control of flow separation by periodic excitation // Progr. Aerosp. Sci. 2000. Vol. 36. P. 487–545.
5. **Collins F.G., Zelenevitz J.** Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. 1975. Vol. 13. P. 408–410.
6. **Zaman K.B.M.Q., Bar-Sever A., Mangalam S.M.** Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil // J. Fluid Mech. 1987. Vol. 182. P. 127–148.
7. **Huang L.S., Maestrello L., Bryant T.D.** Separation control over an airfoil at high angles of attack by sound emanating from the surface // AIAA Paper. 1987. No. 87-1261. 6 p.
8. **Nishioka M., Asai M., Yoshida S.** Control of flow separation by acoustic excitation // AIAA J. 1990. Vol. 28. P. 1909–1915.
9. **Hsiao F.-B., Liu C.-F., Shyu, J.-Y.** Control of wall-separated flow by internal acoustic excitation // AIAA J. 1990. Vol. 28. P. 1440–1446.
10. **Bar-Sever A.** Separation control on an airfoil by periodic forcing // AIAA J. 1989. Vol. 27. P. 820–821.
11. **Urzynicok F., Fernholz H.H.** Separation control on an airfoil under post-stall conditions by mechanical excitation // IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control / eds. G.E.A. Meier, P.R. Viswanath. Dordrecht: Kluwer, 1999. P. 249–254.
12. **Maestrello L., Badavi F., Noonan K.** Control of the boundary-layer separation about an airfoil by active surface heating // Proc. of AIAA/ASME/SIAM/APS 1st Nation. Fluid Dynam. Congr. 25–28 July 1988, Cincinnati, Ohio. 1988. P. 830–837.
13. **Chapman D.R., Kuehn D.M., Larson H.K.** Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition // NACA Rep. 1958. No. 1356. P. 421–460.
14. **Vatsa V.N., Carter J.E.** Analysis of airfoil leading-edge separation bubbles // AIAA J. 1984. Vol. 22. P. 1697–1704.
15. **Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Козлов В.В.** Глобальный отклик областей отрыва ламинарного потока на локальные возмущения течения // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 1–8.

*Статья поступила в редакцию 31 марта 2016 г.,
после доработки — 25 мая 2016 г.*