

УДК 532.526

## Устойчивость ламинарного течения на теле вращения, расположенном под углом к набегающему потоку\*

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

В дозвуковой аэродинамической трубе исследовано несимметричное обтекание тела вращения потоком несжимаемого газа. Определены количественные характеристики поля скорости в кормовой части экспериментальной модели, где в условиях осевой симметрии происходят отрыв ламинарного пограничного слоя и сопутствующая ему дестабилизация течения. Отклонение оси симметрии тела вращения от направления потока в пределах нескольких угловых градусов приводит к радикальному изменению осредненного во времени поля скорости, амплитудных распределений нарастающих гидродинамических возмущений и их спектрального состава.

**Ключевые слова:** осесимметричное тело, несимметричное обтекание, отрыв пограничного слоя, гидродинамическая устойчивость.

### Введение

Продольное обтекание осесимметричных тел низкоскоростным воздушным потоком в большой мере определяется отрывом ламинарного пограничного слоя, который инициирует усиление возмущений в пристенной зоне течения и его переход в турбулентное состояние. Устойчивость таких течений изучалась экспериментально и теоретически в серии работ, например [1–6], результаты которых развивают физические представления о механизмах дестабилизации осесимметричных отрывных областей и закономерностях их формирования. К числу исследований по этой тематике, выполненных в последнее время, относятся эксперименты авторов настоящей статьи [7], в которых определены характеристики пульсаций скорости при отрыве ламинарного пограничного слоя в кормовой части тела вращения, расположенного продольно набегающему потоку.

При ненулевом угле атаки осесимметричного тела его отрывное обтекание становится трехмерным [8]. Интерес к устойчивости подобных течений продиктован, в частности, присущей областям отрыва ламинарного пограничного слоя зависимостью осредненного во времени поля скорости от его нарастающих исходно малых возмущений. В некоторых задачах дозвукового обтекания тел (например, крыла при близких к критическому углах атаки) взаимосвязь средней и пульсационной составляющих отрывного течения

---

\* Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект 13-08-00395).

открывает возможность управления отрывом ламинарного потока слабыми внешними воздействиями [9]. Предположительно аналогичные эффекты неустойчивости могут быть значимы и в условиях несимметричного обтекания тела вращения.

В силу сложной структуры пространственных отрывных течений теоретическое описание их устойчивости сталкивается с большими трудностями. Получение опытных данных об изменении характеристик пульсаций скорости при переходе течения на теле вращения от осесимметричного к трехмерному — задача настоящей работы, предпринятой в продолжение экспериментов [7].

### Методика

Эксперименты выполнены в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН — установке замкнутого типа с закрытой рабочей частью размерами  $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ , степень турбулентности свободного потока в которой не превышает 0,04 %. Тестовая модель представляла собой осесимметричное тело длиной 1140 мм с миделевым сечением радиусом  $r = 100 \text{ мм}$  на расстоянии 500 мм от его носика (рис. 1). Модель закреплялась в ее хвостовой части на продольно расположенной штанге в центре поперечного сечения рабочей части аэродинамической трубы.

Исследование проведено при углах атаки  $\alpha$ , ограниченных  $\pm 4^\circ$ , значения которых задавались с точностью  $0,1^\circ$ . Столь малые изменения положения модели не оказывали заметного влияния на загромождение потока в рабочей части установки, которое могло отразиться на существе полученных результатов. Вместе с тем указанный диапазон оказался достаточным для выявления видимых различий устойчивости осесимметричного и трехмерного течений.

Средняя во времени и пульсационная составляющие скорости течения вблизи поверхности тела вращения измерялись с использованием термоанемометра постоянной температуры AN 1003 производства компании A.A. Lab Systems Ltd. Одноточный датчик термоанемометра перемещался в плоскости симметрии течения на наветренной и подветренной сторонах модели с шагом 20 мм вдоль внешнего потока и переменным шагом 0,1–0,5 мм в нормальном к нему направлении. Сигнал датчика оцифровывался 16-разрядным АЦП и обрабатывался на персональном компьютере в среде MATLAB.

Термоанемометрические результаты дополнены визуализацией осредненного во времени пристенного течения смесью мелкодисперсного порошка двуокиси титана с керосином, которая наносилась тонким слоем на обтекаемую поверхность. Модель подвергалась десятиминутной экспозиции в воздушном потоке, достаточной для формирования устойчивой картины обтекания, после чего фотографировалась.

Данные получены при числе Рейнольдса  $Re_r = U_0 r / \nu = 63000$ , где  $U_0$  — скорость набегающего потока, равная 10 м/с. Используемая ниже система координат включает  $x$  — расстояние вдоль оси модели от ее носика и  $y$  — радиальную координату с началом отсчета на поверхности тела вращения.

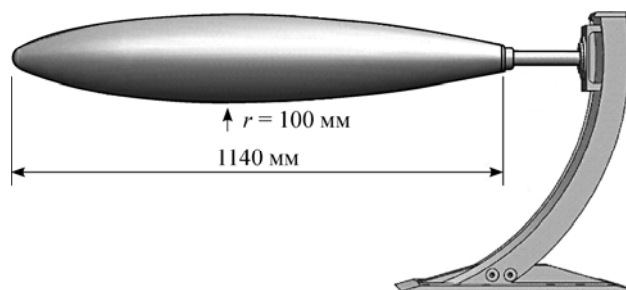


Рис. 1. Экспериментальная модель.

### Результаты

Обтекание тестовой модели, расположенной продольно набегающему потоку, подробно исследовано в близких к настоящим экспериментальных условиях в предыдущей работе авторов [7], фрагмент которой воспроизведен на рис. 2. В кормовой части модели образуется зона циркуляции с отрывом ламинарного пограничного слоя, последующим усилением возмущений скорости и повторным присоединением турбулизованного течения. Такой режим осесимметричного обтекания тела вращения в целом соответствует традиционной схеме формирования локальных переходных областей отрыва потока: ламинарный отрыв — переход к турбулентности — турбулентное присоединение [10, 11].

Исходное представление об изменении пульсационной составляющей скорости течения при нарушении симметрии обтекания тела вращения дает рис. 3, *a*. На нем приведены зависимости максимальной поперек вязкого слоя амплитуды возмущений в пристенной зоне потока от продольной координаты при различных положениях модели. Отрицательные углы атаки соответствуют течению на наветренной стороне тела вращения, положительные — на подветренной. Результаты измерений при  $\alpha = 0$  хорошо согласуются с данными, показанными на рис. 2, *c*. На наветренной стороне экспериментальной модели ( $\alpha = -2^\circ$  и  $-4^\circ$ ) скорость нарастания пульсаций остается сопоставимой с ее величиной в осесимметричном течении при смещении области их усиления вниз по потоку. На подветренной стороне ( $\alpha = 2^\circ$  и  $4^\circ$ ) возмущения нарастают значительно медленнее и в конце области измерений их амплитуда оказывается в несколько раз меньше уровня турбулентных пульсаций, регистрируемого на участке присоединения оторвавшегося осесимметричного пограничного слоя.

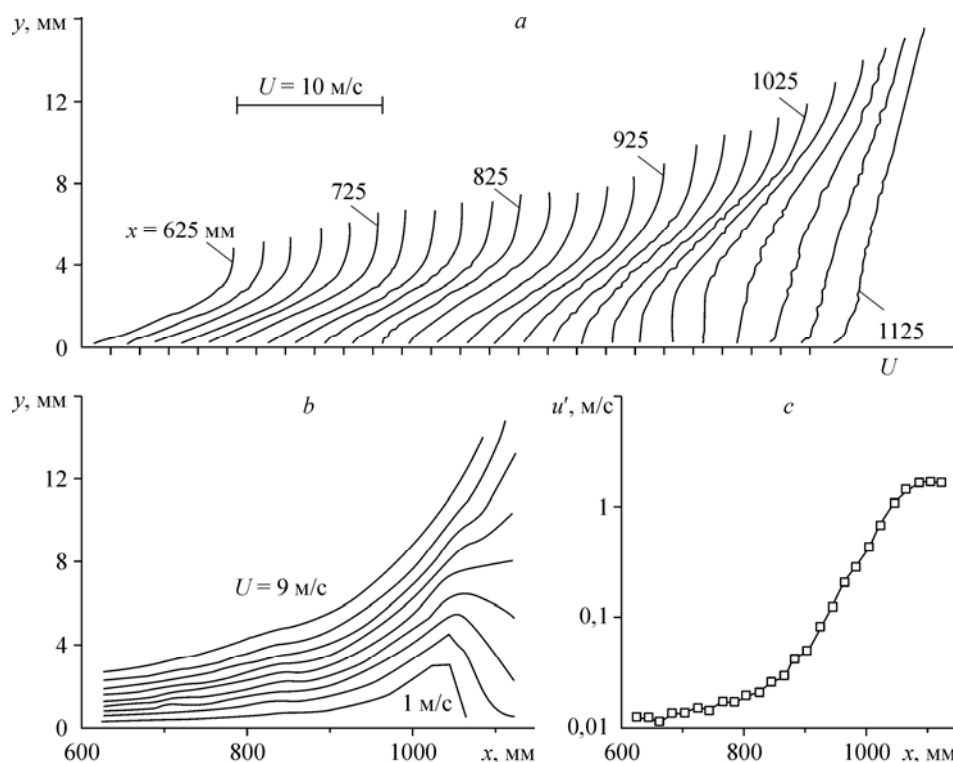


Рис. 2. Профили средней скорости (*a*), контуры  $U = \text{const}$  с шагом 1 м/с (*b*) и нарастание вдоль потока максимальной среднеквадратичной амплитуды возмущений на частотах  $f \leq 500$  Гц (*c*) при  $Re_r = 63000$ ,  $\alpha = 0$  [7].

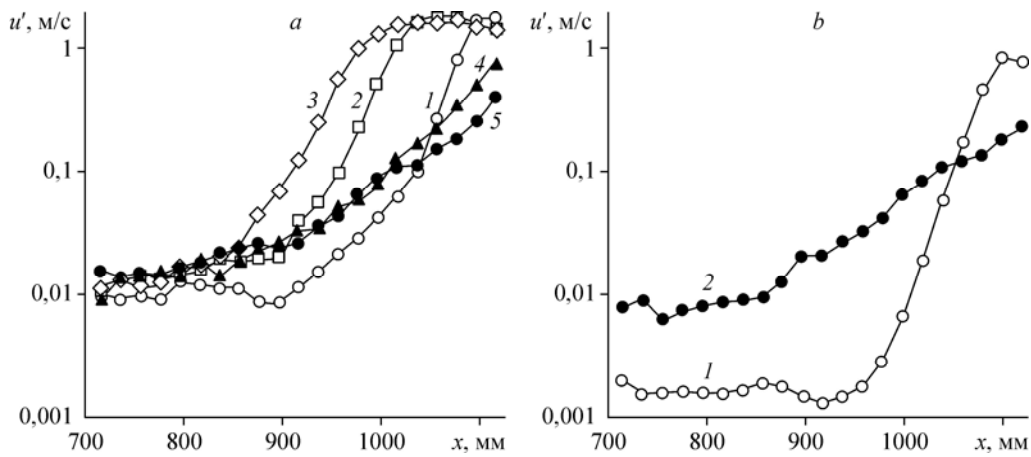


Рис. 3. Среднеквадратичные амплитуды возмущений на частотах  $f \leq 500$  Гц при  $\alpha = -4^\circ$  (1),  $-2^\circ$  (2),  $0^\circ$  (3),  $2^\circ$  (4),  $4^\circ$  (5) (a), кривые нарастания колебаний в полосе частот 50–110 Гц при угле атаки  $\alpha = -4^\circ$  (b, кривая 1) и в полосе частот 15–45 Гц при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$ , (b, кривая 2).

Рисунок 4 иллюстрирует влияние ориентации модели относительно направления набегающего потока на спектральный состав возмущений ламинарного течения. Данные получены в максимуме пульсаций скорости по радиальной координате в трех экспериментальных режимах по углу атаки. В спектрах выделяются волновые пакеты колебаний с близкими центральными частотами при  $\alpha = 0^\circ$ ,  $-4^\circ$  и сравнительно низкочастотный — при  $\alpha = 4^\circ$ . Изменение вдоль потока амплитуды возмущений, доминирующих на наветренной и подветренной сторонах тела вращения, дополнительно изображено на рис. 3, b. Результаты демонстрируют явное различие скоростей нарастания колебаний при  $\alpha = -4^\circ$  и  $4^\circ$ .

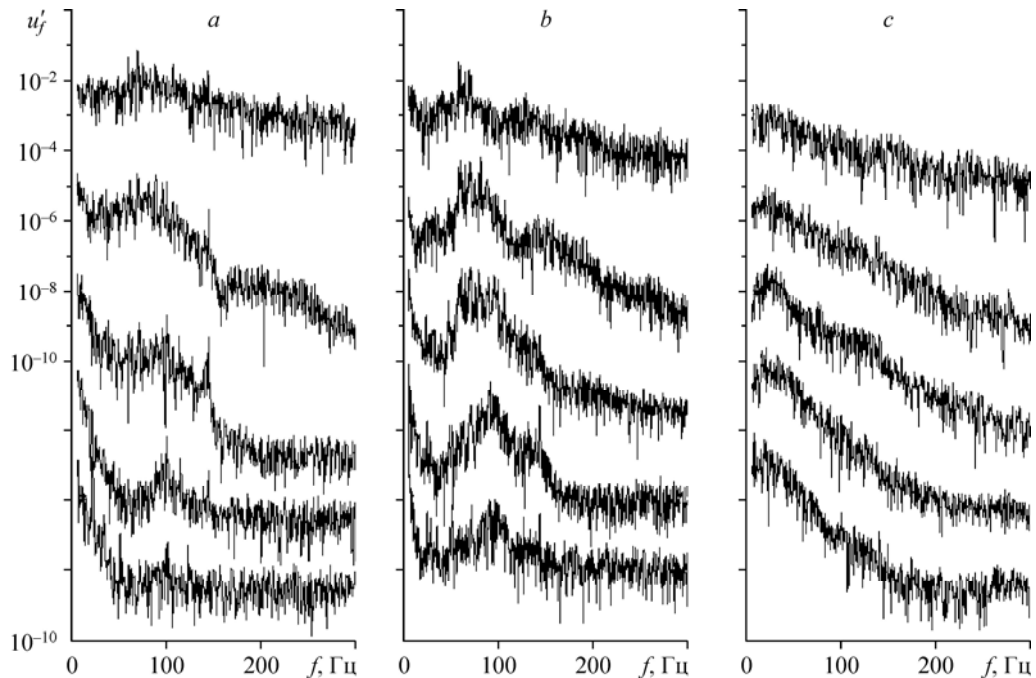


Рис. 4. Спектры возмущений по частоте колебаний.

При просмотре снизу вверх при  $\alpha = -4^\circ$   $x = 935, 975, 1015, 1055, 1095$  мм (a), при  $\alpha = 0^\circ$   $x = 885, 925, 965, 1005, 1045$  мм (b), при  $\alpha = 4^\circ$   $x = 955, 995, 1035, 1075, 1115$  мм (c).

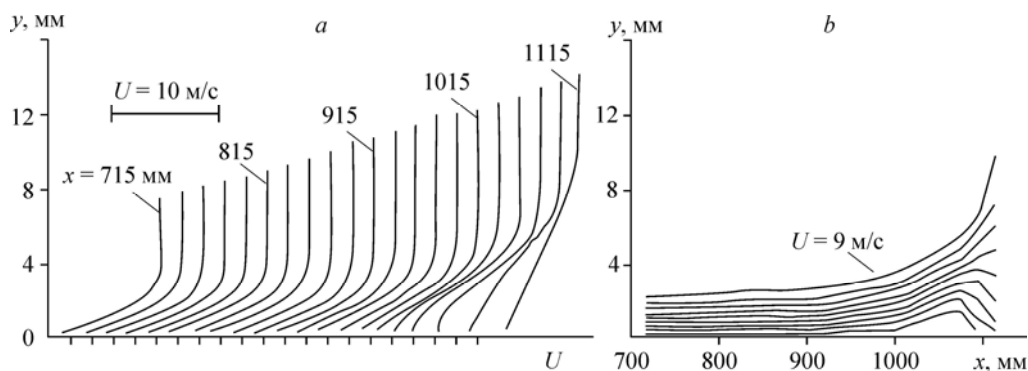


Рис. 5. Профили средней скорости (а) и контуры  $U = \text{const}$  с шагом 1 м/с (b).  
 $\alpha = -4^\circ$ .

Отмеченные выше особенности амплитудно-частотных характеристик неустойчивого течения очевидно связаны со структурой среднего во времени поля скорости. На рис. 5 и 6 аналогично рис. 2, а, b изображены профили и контуры средней скорости при  $\alpha = \pm 4^\circ$ . Форма тела вращения такова, что область отрыва сохраняется на его наветренной стороне (рис. 5), смещаясь вниз по потоку и оказываясь менее протяженной в радиальном направлении по сравнению с осесимметричным обтеканием экспериментальной модели. На подветренной стороне пограничный слой во всей области измерений остается присоединенным (рис. 6). Термоанемометрические данные по осредненной во времени картине течения согласуются с результатами ее визуализации, которые показаны на рис. 7. При том, что регистрация распределения жидкого покрытия по тестовой поверхности не позволяет в точности определить границы отрывной зоны, использованный метод отчетливо демонстрирует неоднородность течения в азимутальном направлении.

Опубликованные расчетные и экспериментальные результаты по устойчивости двумерных сдвиговых течений указывают на то, что отрыв ламинарного пограничного слоя является дестабилизирующим фактором, вызывает увеличение пространственных инкрементов и частот нарастающих колебаний. В частности, скорости усиления малых возмущений за точкой отрыва могут многократно превосходить их значения в присоединенном пограничном слое [9]. Данные настоящих экспериментов, полученные в условиях трехмерного обтекания тестовой модели, коррелируют с результатами исследований устойчивости при отрыве ламинарного потока в более простых конфигурациях течения.

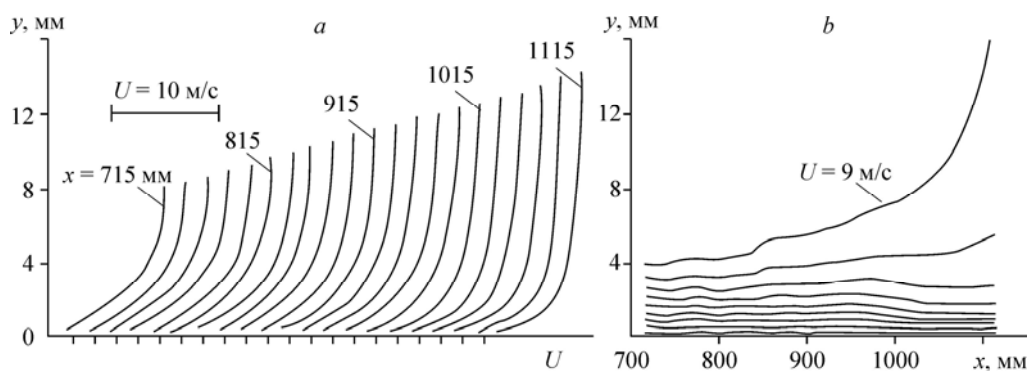


Рис. 6. Профили средней скорости (а) и контуры  $U = \text{const}$  с шагом 1 м/с (b).  
 $\alpha = 4^\circ$ .

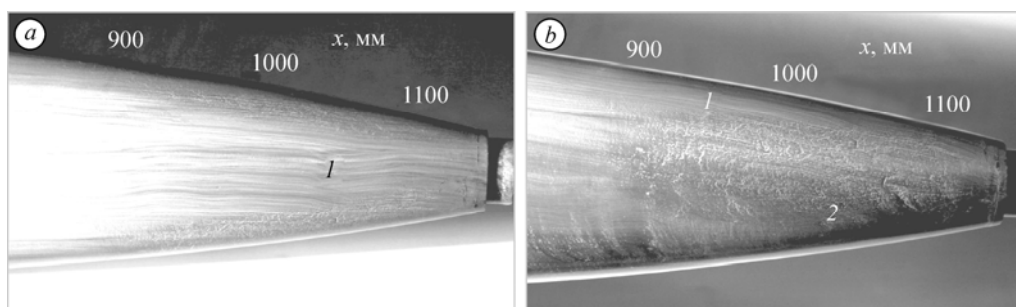


Рис. 7. Визуализация обтекания кормовой части модели при  $\alpha = 4^\circ$ .

*a* — вид сверху (подветренная сторона), *b* — вид сбоку; 1 — присоединенный пограничный слой, 2 — зона оторвавшегося потока.

### Заключение

Результаты работы показывают сильную зависимость структуры возмущенного течения в кормовой части тела вращения, где в условиях его осесимметричного обтекания происходит отрыв ламинарного пограничного слоя, от положения экспериментальной модели в набегающем потоке. Потеря течением осевой симметрии приводит к тому, что зона отрыва сохраняется на одной стороне тела вращения, на другой — формируется присоединенный пограничный слой. Вследствие этого различная устойчивость оторвавшегося и присоединенного слоев сдвига скорости порождает пространственную неоднородность пульсационной компоненты течения по частоте и, в особенности, по уровню возмущений, локальные амплитуды которых изменяются в фиксированных поперечных сечениях потока на порядок величины.

Заслуживает внимания то, что обозначенные выше эффекты трехмерности обнаружены при малых, порядка одного углового градуса, отклонениях оси симметрии экспериментальной модели от направления набегающего потока. Такие изменения положения тела вращения достаточны для того, чтобы его обтекание с отрывом ламинарного пограничного слоя нельзя было расценивать как близкое к осесимметричному.

### Список литературы

1. Gates E.M. Observations of transition on some axisymmetric bodies // *Laminar-Turbulent Transition* / Eds. R. Eppler, H. Fasel. Berlin: Springer, 1980. P. 351–363.
2. Sigurdson L.W., Roshko A. The structure and control of a turbulent reattaching flow // *Turbulence Management and Relaminarisation* / Eds. H.W. Liepmann, R. Narasimha. Berlin: Springer, 1988. P. 497–514.
3. Kiya M., Mochizuki O., Tamura H., Nozawa T., Ishikawa R., Kushioka K. Turbulence properties of an axisymmetric separation-and-reattaching flow // *AIAA J.* 1991. Vol. 29. P. 936–941.
4. Kiya M., Shimizu M., Mochizuki O., Ido Y., Tezuka H. Active forcing of an axisymmetric leading-edge turbulent separation bubble // *AIAA Paper.* 1993. No. 93-3245. 11 p.
5. Dovgal A.V., Kozlov V.V., Michalke A. Contribution to the instability of laminar separating flows along axisymmetric bodies. Part II: Experiment and comparison with theory // *Eur. J. Mech. B Fluids.* 1995. Vol. 14, No. 3. P. 351–365.
6. Hudy L.M., Naguib A., Humphreys W.M. Stochastic estimation of a separated flow field using wall-pressure-array measurements // *Phys. Fluids.* 2007. Vol. 19. P. 024103-1–024103-18.
7. Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Сорокин А.М. Неустойчивость течения в зоне отрыва ламинарного осесимметричного пограничного слоя // *Изв. РАН, Механика жидкости и газа.* 2013. № 6. С. 44–50.
8. Tobak M., Peake D.J. Topology of three-dimensional separated flows // *Ann. Rev. Fluid Mech.* 1982. Vol. 14. P. 61–85.
9. Dovgal A.V., Kozlov V.V., Michalke A. Laminar boundary-layer separation: instability and associated phenomena // *Progr. Aerospace Sci.* 1994. Vol. 30. P. 61–94.
10. Ward J.W. The behaviour and effects of laminar separation bubbles on airfoils in incompressible flow // *J. Royal Aeronaut. Soc.* 1963. Vol. 67. P. 783–790.
11. Horton H.P. Laminar separation bubbles in two and three dimensional incompressible flow // *PhD Dissertation: University of London,* 1968.

Статья поступила в редакцию 6 ноября 2013 г.