

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 углам 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.

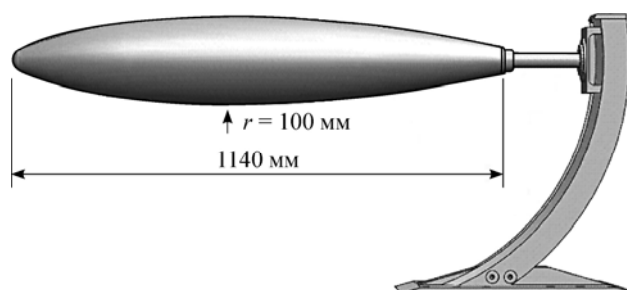


Рис. 1. Экспериментальная модель.

### Результаты

Обтекание тестовой модели, расположенной продольно набегающему потоку, подробно исследовано в близких к настоящим экспериментальным условиям 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.

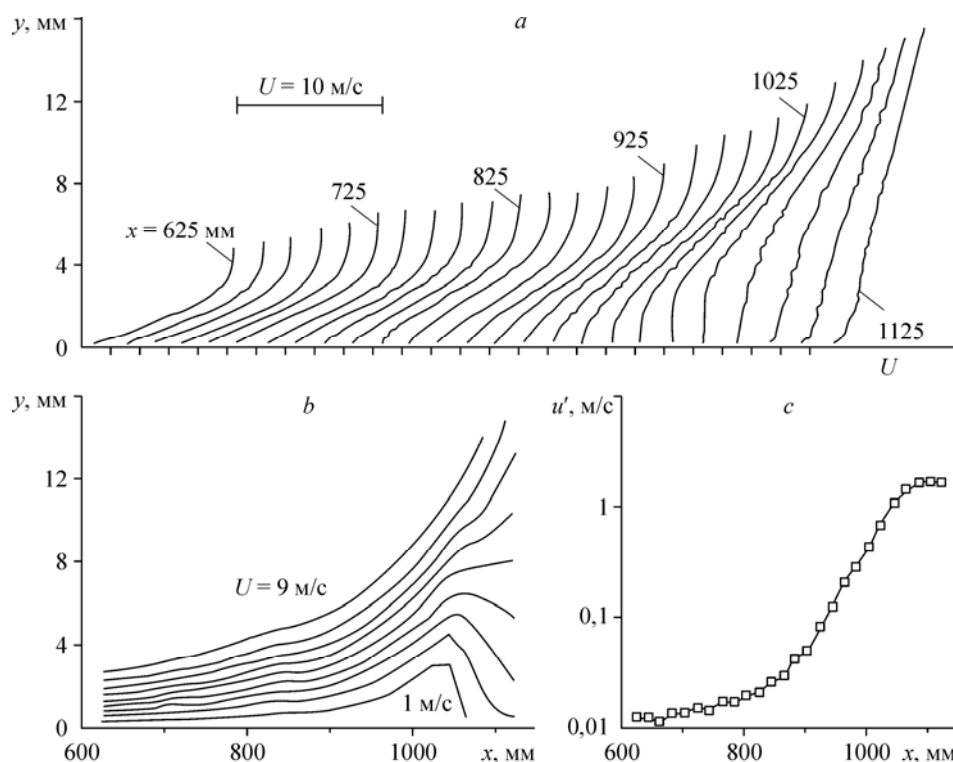


Рис. 2. Профили средней скорости (*a*), контуры  $U = \text{const}$  с шагом 1 м/с (*b*) и нарастание вдоль потока максимальной среднеквадратичной амплитуды возмущений на частотах  $f \leq 500$  Гц (*c*) при  $Re_r = 63000$ ,  $\alpha = 0$  [7].

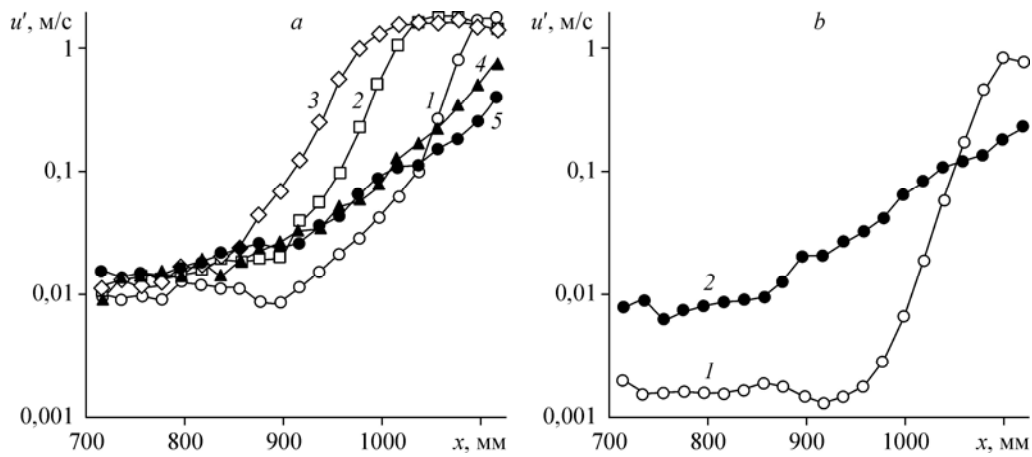


Рис. 3. Среднеквадратичные амплитуды возмущений на частотах  $f \leq 500$  Гц при  $\alpha = -4^\circ$  (1),  $-2^\circ$  (2),  $0^\circ$  (3),  $2^\circ$  (4),  $4^\circ$  (5) (a), кривые нарастания колебаний в полосе частот 50–110 Гц при угле атаки  $\alpha = -4^\circ$  (b, кривая 1) и в полосе частот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

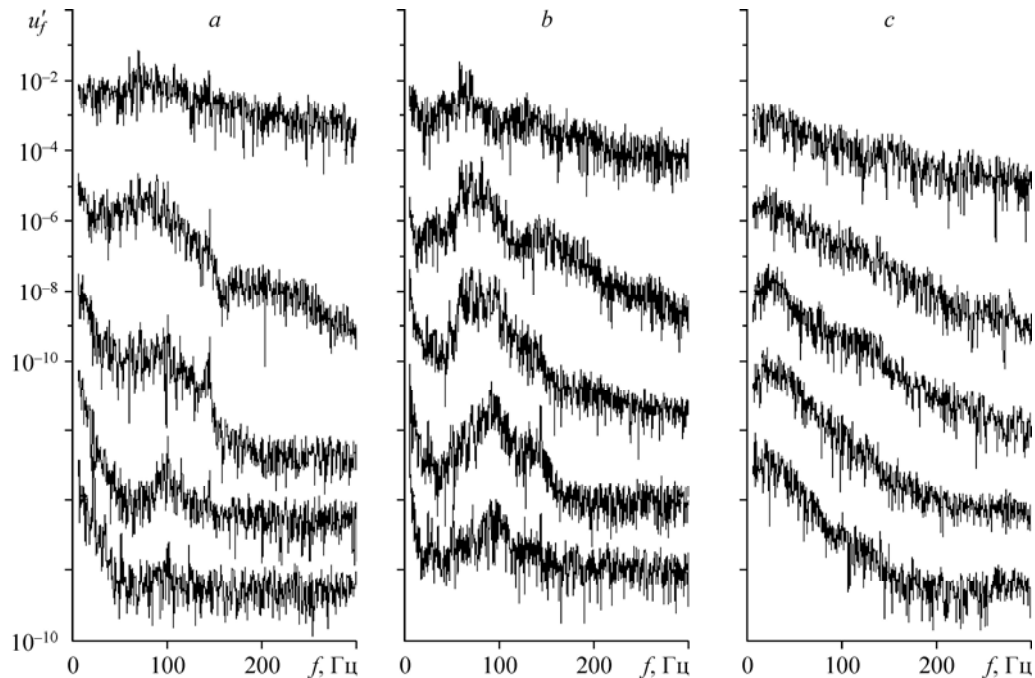


Рис. 4. Спектры возмущений по частоте колебаний.

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).