

УДК 532.526

СТРУКТУРА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ТЕЛЕ ВРАЩЕНИЯ В ФОРМЕ СИГАРЫ

© 2011 г.

А.М. Сорокин, Б.Ю. Занин

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

am_sorokin@ngs.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Исследовано обтекание тела вращения в форме сигары, установленного вдоль набегающего потока. Эксперименты проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 при малых скоростях потока до 30 м/с. Для получения данных о характере обтекания тела вращения использовалась «саже-масляная» визуализация, термоанемометрические измерения, получено распределение статического давления. Найдено, что в задней части тела вращения возникает зона, в которой происходит постепенное увеличение статического давления, т.е. существует неблагоприятный (положительный) градиент давления. Из экспериментов на двумерных телах, таких, как модели прямых крыльев, известно, что в области неблагоприятного градиента давления возникает ламинарный отрывной пузырь и происходит переход от ламинарного к турбулентному течению в пограничном слое. Похожие результаты были получены в экспериментах на теле вращения.

Ключевые слова: тело вращения, пограничный слой, отрыв потока, ламинарно-турбулентный переход, визуализация течения.

Исследования проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324, имеющей закрытую рабочую часть квадратного сечения размером 1×1 метр. Уровень турбулентности потока в рабочей части не превышает 0.04%. В экспериментах использовалась сигароподобная модель тела вращения с длиной 1200 мм и максимальной толщиной 200 мм. Фотография модели представлена на рис. 1. Угол атаки модели составлял 0 градусов, скорость набегающего потока 16 м/с. Проведена визуализация поверхностных линий тока и, кроме того, термоанемометрические измерения в пограничном слое на поверхности модели.



Рис. 1

Визуализация проводилась с использованием «саже-масляного» покрытия. Этот термин здесь употребляется условно, поскольку в реальности использовалась не сажа, а порошок двуокиси титана, смешанный с керосином. Метод состоит в следующем: верхняя поверхность модели крыла

покрывается раствором, затем крыло устанавливается в рабочую часть аэродинамической трубы и оставляется там под воздействием набегающего потока до полного высыхания раствора. После проведения эксперимента картины течения фотографируются.

Термоанемометрические измерения, в которых использовался термоанемометр А.А. Lab. System LTD. AN-1003 с одноточечным датчиком, дали информацию о распределении продольной составляющей средней скорости и пульсаций над поверхностью крыла. Сигнал термоанемометра обрабатывался на компьютере, что позволило определить частотный состав пульсаций в пограничном слое.

Найдено, что в задней части тела вращения возникает зона, в которой происходит постепенное увеличение статического давления, т.е. существует неблагоприятный (положительный) градиент давления. Из экспериментов на двумерных телах, таких как модели прямых крыльев, известно, что в области неблагоприятного градиента давления возникает ламинарный отрывной пузырь и происходит переход от ламинарного к турбулентному течению в пограничном слое. Похожие результаты были получены в наших экспериментах на теле вращения.

Визуализация поверхностных линий тока, проведенная с помощью «саже-масляных» по-

крытый, показала, что в задней части тела вращения на его поверхности возникает застойная зона, в которой отсутствует движение воздуха вдоль тела. Картина течения показана на рис. 2. Направление набегающего потока слева направо. Границы застойной зоны показаны пунктиром. Внутри зоны сохранились вертикальные линии, это следы от кисти, которой наносилось покрытие. Пунктирная линия, идущая от державки в заднюю часть модели, показывает след вихря, образовавшегося в месте стыка державки и модели. Цифрами показана дистанция от носка модели.

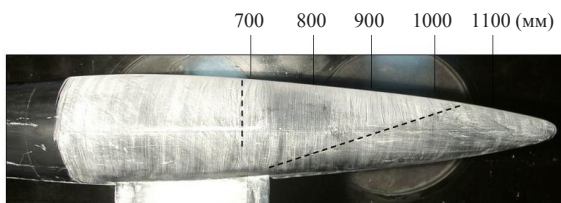


Рис. 2

По аналогии с обтеканием моделей крыльев эту застойную зону можно трактовать как отрывной пузырь, однако она имеет очень маленькую толщину, что не характерно для отрывных пузырей на крыльях. Это отличие было обнаружено по измерениям профилей средней скорости в пограничном слое. Профили с координатами от 1040 до 1070 мм в их нижней части имеют форму, характерную для области отрыва, однако толщина этой области менее 1 мм. В то же время есть сходство с некоторыми особенностями течения над отрывным пузырем большой толщины, возникающим на крыле. В этой области отрыва или, точнее, над ней происходит переход от ламинарного течения к турбулентному. Об этом свидетельствует кривая нарастания уровня возмущений в пограничном слое. Участок быстрого нарастания пульсаций расположен именно в зоне тонкого отрыва. Измеренный в работе частотный состав пульсаций, развивающихся при переходе, показал что, как и на крыле, при переходе возникает уединенный пакет волн неустойчивости, развитие и разрушение которого приводит к турбулизации течения. Этот пакет хорошо заметен в виде пика на спектрах.

Определена зависимость средней частоты волны от скорости набегающего потока. Эта зависимость имеет ступенчатый характер, аналогично тому, как было в измерениях на модели крыла, см. [8]. Обнаружен эффект возникновения звука большой амплитуды на дискретной частоте при обтекании данного тела вращения. Этот звук не связан с волновыми колебаниями, развивающимися при переходе, он имеет совершенно иную частоту. Источник происхождения этого звука еще предстоит выяснить.

Работа поддержана грантом Президента РФФИ для научных школ (НШ-454.2008.1), грантом Министерства образования и науки РФ (РНП 2.1.2.541).

Список литературы

1. Wetzel T.G., Simpson R.L. Unsteady crossflow separation location measurements on a maneuvering 6:1 prolate spheroid // AIAA J. 1998. Vol. 36, No 11. P. 2063–2071.
2. Wetzel T.G., Simpson R.L., Chesnakas C.J. Measurement of three-dimensional crossflow separation // AIAA J. 1998. Vol. 36, No 4. P. 557–564.
3. Gregory P.A., Joubert P.N., Chong M.S. Measurements of turbulent crossflow separation created by a curved body of revolution // J. Fluid Mechanics. 2007. Vol. 589. P. 353–374.
4. Hammache M., Browand F.K., Blackwalder R.F. Whole-field velocity measurements around an axisymmetric body with a Stratford-Smith pressure recovery // J. Fluid Mech. 2002. Vol. 461. P. 1–24.
5. Michalke A., Kozlov V.V., Dovgal A.V. Contribution to the instability of laminar separating flows along axisymmetric bodies. Part I: Theory // European Journ. of Mech., B/Fluids. 1995. Vol. 14, No 3. P. 333–350.
6. 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 // European J. of Mech., B/Fluids. 1995. Vol. 14, No 3. P. 351–365.
7. Dovgal A.V., Kozlov V.V., Michalke A. On disturbances excited by a point source in an axisymmetric laminar separation bubble // European J. Mech., B / Fluids. 1996. Vol. 15, No 5. P. 651–664.
8. Zanin B.Yu. Parameters of wave instability in a boundary layer // J. Engineering Physics and Thermophysics. 1987. Vol. 53. Iss. 4. P. 1183–1187.

THE STRUCTURE OF THE BOUNDARY LAYER OVER A CIGAR-SHAPED BODY OF REVOLUTION*A.M. Sorokin, B.Yu. Zanin*

The flow around a cigar-shaped body of revolution positioned along a free stream is studied. The experiments were performed in the low-turbulent wind tunnel T-324 at low speeds of flow up to 30 m/s. To gather the data on the flow around the body of revolution, the oil-black visualization, hot-wire anemometer were used, and the static-pressure distribution was obtained. It has been found that in the back part of the body a zone appears wherein the static pressure rises gradually, i.e. there is an unfavorable (positive) pressure gradient. From the experiments with 2D bodies, such as models of straight wings, it is known that a laminar separation bubble appears in the region of unfavorable pressure gradient, and the transition from the laminar to turbulent flow takes place in the boundary layer. Similar results were obtained in our experiments with the body of revolution.

Keywords: body of rotation, boundary layer, flow separation, laminar-turbulent transition, flow visualization.