

УДК 533.6.011.5:533.69.01

Трансформация пограничного слоя на модели крыла в следе за нитью*

М.В. Михаэлис, Б.Ю. Занин, М.М. Катасонов

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

E-mail: mikhail.mikhaelis@gmail.com

Приведены результаты экспериментальных исследований обтекания дозвуковым потоком воздуха модели прямого крыла в малотурбулентной аэродинамической трубе. Изучалось влияние турбулентного следа, создаваемого тонкой нитью, на структуру пограничного слоя на поверхности модели. Выполнены визуализация картины течения в пограничном слое и термоанемометрические измерения скорости потока, амплитуды и частотного состава пульсаций. Показано, что след существенно изменяет картину течения в пограничном слое: исчезает отрывной пузырь и появляются продольные структуры.

Ключевые слова: турбулентный след, обтекание модели крыла, продольные структуры, отрыв пограничного слоя, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Основной задачей настоящей работы является экспериментальное изучение влияния внешних возмущений на течение в пограничном слое крыла при малых дозвуковых скоростях потока и, соответственно, при малых числах Рейнольдса. При дозвуковом обтекании моделей крыльев в аэродинамических трубах возможны различные виды течения в пограничном слое, характеризующиеся появлением того или иного варианта отрыва потока в зависимости от угла атаки крыла. При малых углах атаки отрыв возникает в центральной или в задней части крыла в области положительного градиента давления. В оторвавшемся потоке происходит переход к турбулентности с последующим присоединением оторвавшегося потока. Возникает локальный отрыв или отрывной пузырь — узкая полоса отрывного течения вдоль размаха крыла. Увеличение угла атаки приводит к смещению отрывного пузыря к передней кромке и к отрыву турбулентного пограничного слоя в задней части крыла. При больших (закритических) углах атаки возникает срыв (глобальный или полный отрыв) ламинарного потока вблизи передней кромки и область возвратного течения занимает всю поверхность крыла. Объектом исследований в настоящей статье был пограничный слой с ламинарным отрывным пузырем. Изучалось влияние внешних возмущений на структуру течения, в том числе на область отрыва и на развитие возмущений при ламинарно-турбулентном переходе. Такие исследования

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 13-08-00395) и Президента РФ для ведущих научных школ (грант НШ – 2924.2014.1)

необходимы для разработки новых способов управления течениями жидкости или газа в различных технических устройствах, где необходимо обеспечить безотрывное ламинарное течение.

Известно, что течение в области отрыва сильно зависит от условий обтекания, т.е. при изменении уровня фоновых возмущений происходят изменения его внутренней конфигурации [1]. При этом меняются величины пульсаций скорости, давление и распределения поля скоростей над обтекаемой поверхностью. Термин «восприимчивость», применяющийся ранее для описания волновых процессов в ламинарном пограничном слое, может использоваться и для описания физических явлений, происходящих в областях отрыва потока. Реакция отрыва на разнообразные методы воздействия зависит от формы тела, чисел Маха и Рейнольдса, состояния отрывающегося течения и спектра внешних возмущений [1]. В ходе многолетнего изучения отрывных течений некоторые методы воздействия были доведены до практического использования, другие находятся в стадии разработки. Один из способов, опробованный в многочисленных экспериментах, заключается в периодическом возбуждении течения с применением различных источников колебаний, способствующих его турбулизации и вихреобразованию за точкой отрыва ламинарного потока. Таким образом, удастся уменьшить средние во времени размеры отрывной зоны вплоть до устранения срыва потока с передней кромки крыла.

Известны эксперименты, в которых повышение уровня возмущений в потоке воздуха осуществлялась за счет установки в аэродинамической трубе специальных устройств — турбулизирующих сеток [2–6]. Также изучалось обтекание модели крыла, установленной в турбулентном следе за другим крылом [7] или за цилиндром [8]. Особенность экспериментов, описанных в настоящей статье, состоит в том, что след создается тонкой нитью, установленной в набегавшем потоке перед моделью крыла. Ранее мы использовали такой метод для изучения воздействия узкого следа на срыв потока на крыле, установленном под большим углом атаки [9]. Тогда было обнаружено, что можно устранить срыв, если след попадает на верхнюю поверхность крыла. Сейчас изучается влияние следа в другом режиме обтекания крыла: когда оно установлено под нулевым углом атаки и на его поверхности есть локальный отрывной пузырь.

Методика исследований

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН. Труба имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения размером $1 \times 1 \times 4$ м. Степень турбулентности свободного потока в рабочей части составляет менее 0,04 %.

В эксперименте использовалась модель прямого крыла, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Хорда модели составляла $C = 227$ мм, размах $L = 310$ мм. Крыло устанавливалось под углом атаки $\alpha = 0^\circ$. Перед крылом на расстоянии $H = 110$ мм натягивалась хлопчатобумажная нить диаметром 0,5 мм, она устанавливалась параллельно передней кромке модели. Использовалась ортогональная система координат XYZ . Координата X направлена вдоль хорды с началом на передней кромке профиля. Скорость потока составляла 13 м/с.

Картины течения на крыле до и после установки нити получены с помощью визуализации поверхностных линий тока методом «сажемазляных» покрытий. Этот термин здесь употребляется условно, поскольку в реальности использовалась не сажа, а порошок двуокиси титана, смешанный с керосином. Метод, описанный наряду с другими способами визуализации в работе [10], состоит в следующем: смесь наносится на поверхность крыла в виде тонкой пленки, далее в потоке воздуха керосин испаряется и на крыле проявляется четкая, усредненная по времени картина пристенного течения, которая затем фотографируется. Полученный ряд изображений дает представление о предельных линиях тока на поверхности крыла.

Количественные измерения параметров течения проводились термоанемометром с одноточечным датчиком. Эти измерения дали информацию о продольной составляющей средней скорости, об уровне пульсаций и об их частотном составе. Измерения выполнялись с помощью термоанемометра постоянной температуры AN-1003 производства компании A.A. LabSystems Ltd. Датчик термоанемометра перемещался автоматическим координатным устройством как в следе за нитью, так и в пограничном слое. Сигнал датчика оцифровывался 16-разрядным аналого-цифровым преобразователем и обрабатывался на персональном компьютере в среде MATLAB.

Результаты экспериментов

На рис. 1 приведены результаты визуализации течения на поверхности модели, обтекаемой невозмущенным потоком, т.е. до установки нити. Видно, что на крыле возникает застойная зона в задней части модели. Это типичная картина течения на крыле при малых дозвуковых скоростях потока [4]. Застойная зона представляет из себя область отрыва пограничного слоя с последующим присоединением, так называемый «ламинарный отрывной пузырь». На рисунке он отмечен пунктирной линией. Затем перед моделью на расстоянии 110 мм от передней кромки была установлена нить (рис. 2). Картина течения кардинально изменилась. Отрывной пузырь на поверхности крыла исчез. При этом на всей поверхности крыла образовались продольные структуры, которые хорошо заметны как темные полосы на светлом фоне. Ранее продольные структуры на модели крыла появлялись, если в рабочей части аэродинамической трубы устанавливалась турбулизирующая сетка, обеспечивающая высокий (до 1 %) уровень возмущений потока [5]. Оказалось, что узкий след за тонкой нитью дает аналогичный результат.

Для того, чтобы получить количественные данные об уровнях возмущений в набегающем на модель потоке, были проведены термоанемометрические измерения в следе за нитью. На рис. 3 приведены профили скорости потока в вертикальном направлении в следе за нитью, профили амплитуды пульсаций и их частотный состав. Оказалось, что средняя скорость потока в следе за нитью уменьшается примерно на 13 % вблизи $Y = 0$ (в середине следа), рис. 3a. В то же время максимальный уровень пульсаций увеличивается до 3 % от скорости набегающего потока, рис. 3b. Измерения частотного состава пульсаций показали, что след является полностью турбулентным, рис. 3c. Кроме того, в частотном спектре отсутствуют ярко выраженные пики колебаний на отдельных частотах, т.е. отсутствует вихревая дорожка Кармана. Частотный спектр показывает, что наблюдается плавное распределение энергии пульсаций в диапазоне до 10 кГц, без дискретных пиков, с постепенным уменьшением амплитуды пульсаций при увеличении частоты.

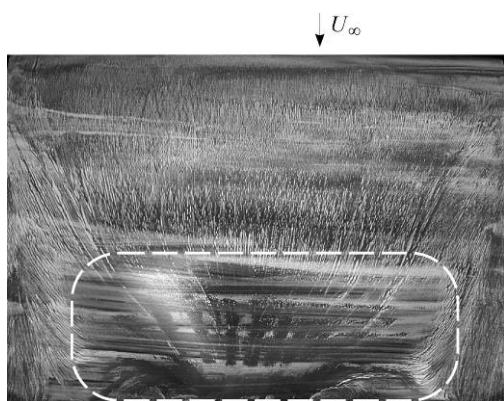


Рис. 1. Визуализация без нити в набегающем потоке.

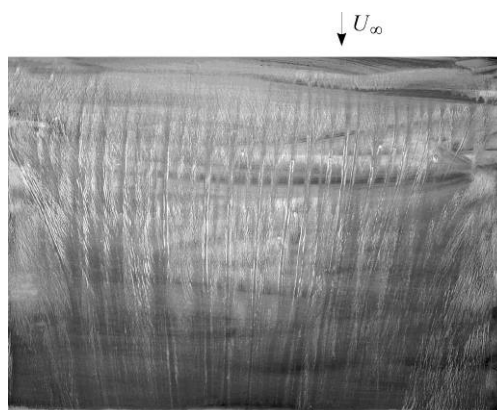


Рис. 2. Визуализация с нитью в набегающем потоке.

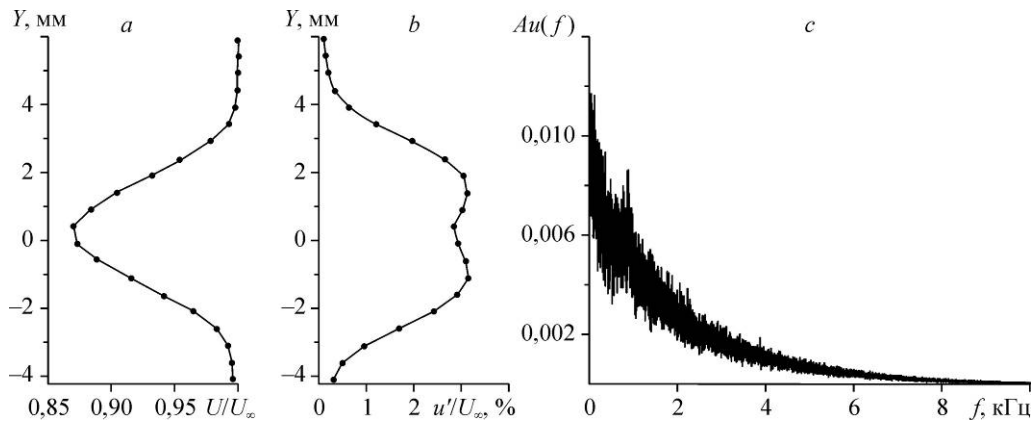


Рис. 3. Измерения в следе за нитью.

Профиль средней скорости (a), профиль амплитуды пульсаций скорости (b), частотный состав пульсаций при $Y=0$ мм (c).

Рассмотрим подробнее вопрос об отсутствии вихревой дорожки в следе за нитью. Из монографии [11] известно, что вихревая дорожка образуется в следе за круглыми цилиндрами при числах Рейнольдса, определенных по диаметру цилиндра, в диапазоне от 60 до 5000. В наших экспериментах диаметр нити составлял 0,5 мм и число Рейнольдса равнялось 460. Однако вихревая дорожка не появлялась. Для объяснения этого факта рассмотрим нить под микроскопом при большом увеличении (рис. 4).

Из рис. 4 видно, что эту нить никак нельзя отнести к круглым (и гладким) цилиндрам, о которых написано в монографии [11]. Нить состоит из отдельных волокон и имеет ворсистую поверхность. По-видимому, именно эта ворсистость препятствует регулярному сходу вихрей, которые собственно и образуют вихревую дорожку в следе за круглыми цилиндрами.

Подробные измерения в следе за нитью показали (рис. 5, 6), что средняя скорость потока в следе непостоянна и имеет периодические колебания вдоль размаха нити. На рис. 5 показана пространственная картина течения в следе за нитью, состоящая из большого количества вертикальных профилей скорости, измеренных с шагом 1 мм вдоль размаха нити. Эти результаты получены с помощью автоматического координатного устройства, перемещавшего датчик термоанемометра по всему полю течения. Как видно, картина течения существенно трехмерна. Имеются ярко выраженные «горбы» и «впадины», показывающие пространственную модуляцию средней скорости в следе за нитью.

На рис. 6 изображены изолинии средней скорости потока за нитью в плоскости YZ . Изолинии представлены в одинаковом масштабе по осям Y и Z . Каждая изолиния соответствует определенной величине средней скорости, и эта величина изменяется от одной изолинии к другой на 3 %, причем скорость уменьшается от краев следа к его середине (по вертикальной координате). Вдоль размаха нити изолинии модулированы, что говорит о непостоянстве средней скорости потока в этом направлении (вдоль нити). В середине следа ($Y=0$) изолинии становятся замкнутыми, близкими к окружностям, т.е.

наблюдаются периодические локализованные в пространстве неоднородности средней скорости. Этот факт говорит

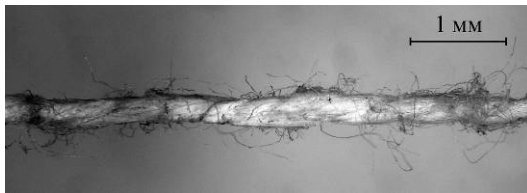


Рис. 4. Фотография нити при большом увеличении.

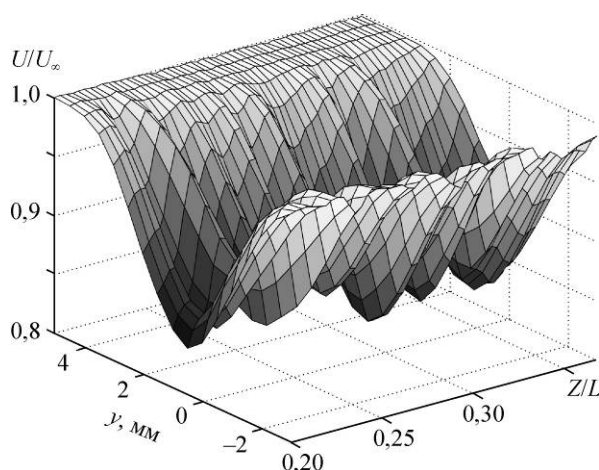


Рис. 5. Пространственная картина распределения средней скорости в следе за нитью.

о существовании стационарных структур в следе за нитью, причем их положение в пространстве строго фиксировано. Стационарность структур была подтверждена неоднократными измерениями после остановки и повторного включения потока в рабочей части аэродинамической трубы.

Далее были выполнены термоанемометрические измерения в пограничном слое на поверхности модели крыла. В первую очередь были проведены измерения в трансверсальном направлении на постоянной высоте над моделью при наличии нити в набегающем потоке. Целью таких измерений было подтвердить факт возникновения продольных структур в случае, когда модель находится в следе за нитью. Результаты измерений приведены на рис. 7. Они показали, что продольные структуры, ранее зафиксированные визуализацией, действительно появляются. Об этом свидетельствуют периодические колебания средней скорости в трансверсальном направлении, причем масштаб этих колебаний, т.е. размер структур, постоянен на различных координатах от передней кромки, в то время как амплитуда колебаний уменьшается. Также из рисунка можно видеть, что периоды колебаний скорости в следе за нитью и в пограничном слое приблизительно совпадают. Из этого можно сделать вывод, что появление продольных структур вызвано неоднородностью потока в следе за нитью.

Далее были проведены измерения профилей средней скорости в пограничном слое вдоль хорды (рис. 8) для обоих вариантов обтекания — в потоке без нити и в потоке с установленной нитью. Координата Y' отсчитывается от поверхности модели. Измерения показали наличие отрывного пузыря на поверхности крыла в первом случае (без нити в набегающем потоке). Об этом свидетельствуют профили средней скорости в сечениях с координатами $X/C = 0,8, 0,86, 0,93$ (здесь и далее X/C — отношение продольной координаты к хорде крыла). Эти профили имеют форму с участком постоянной и близкой к нулю скорости вблизи поверхности крыла, что является типичным для отрывных

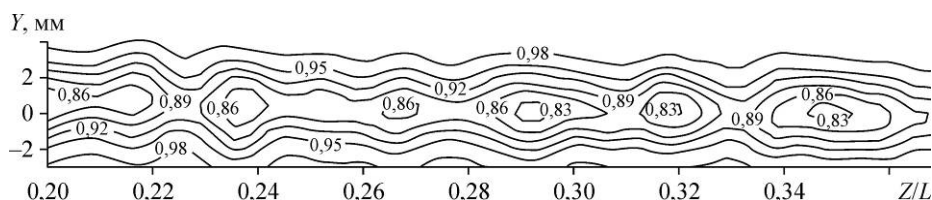


Рис. 6. Термоанемометрическая “визуализация” течения в следе за нитью изолиниями средней скорости U/U_∞ в плоскости YZ , расположенной посередине между нитью и моделью крыла.

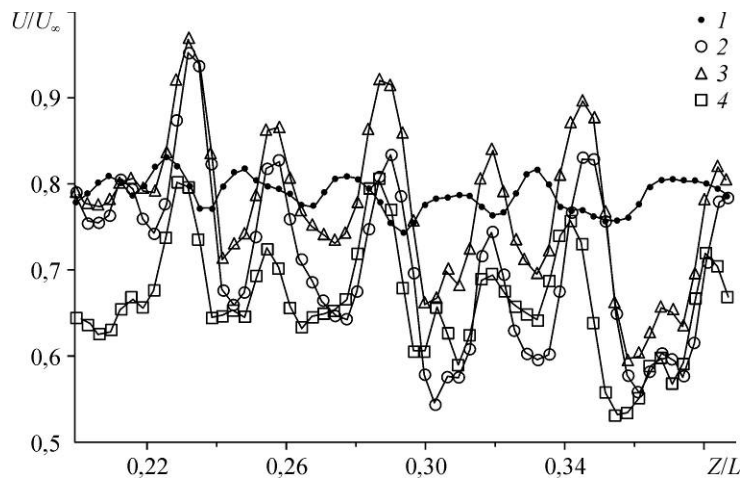


Рис. 7. Распределение средней скорости в следе за нитью и в пограничном слое крыла в трансверсальном направлении.

1 — в следе за нитью посередине между нитью и моделью крыла, 2–4 — в пограничном слое крыла при $X/C = 0,18, 0,24, 0,35$.

пузырей. В режиме обтекания в следе за нитью по форме профилей средней скорости видно, что область отрыва исчезла, как и показывала визуализация.

Были получены кривые нарастания пульсаций вдоль хорды крыла при обоих режимах обтекания (рис. 9). Измерения уровня возмущений в пограничном слое проводились вдоль линии, равной средней скорости, составляющей 0,5 от скорости набегающего потока, что соответствует максимуму амплитуды пульсаций. Полученные результаты показаны на рис. 9. При режиме обтекания без нити в потоке происходит нарастание амплитуды пульсаций, начиная с координаты $X/C = 0,4$ и вплоть до задней кромки модели. При этом не происходит завершения перехода к турбулентности, что было бы видно по некоторому уменьшению амплитуды пульсаций после достижения максимума. При варианте обтекания с установленной в потоке нитью нарастание амплитуды пульсаций также начинается с координаты $X/C = 0,4$, однако максимум амплитуды

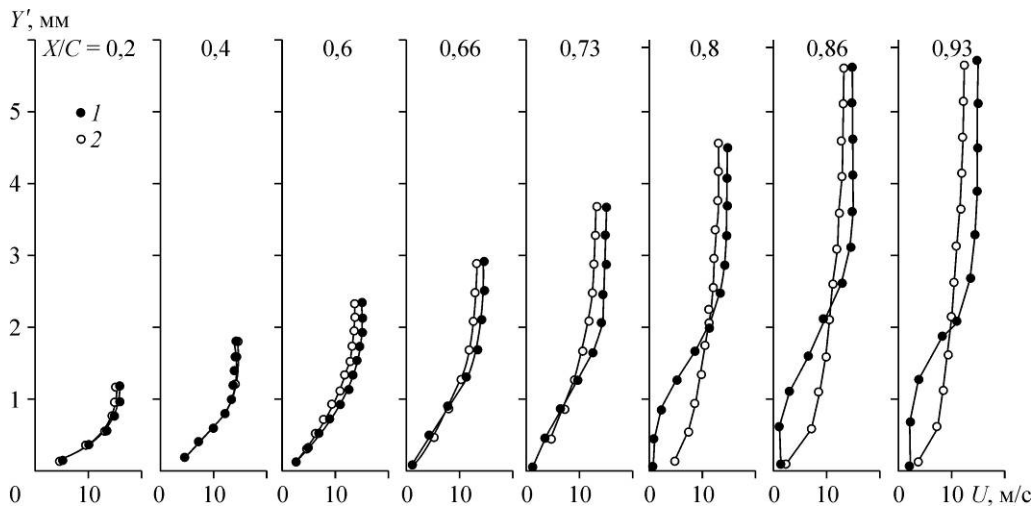


Рис. 8. Профили средней скорости в пограничном слое на модели крыла.

1 — без нити, 2 — с нитью.

Рис. 9. Кривые нарастания амплитуды пульсаций скорости в пограничном слое.

1 — с нитью, 2 — без нити.

пульсаций достигается уже вблизи координаты $X/C = 0,65$. Ламинарно-турбулентный переход завершается вблизи задней кромки крыла. Также обращает на себя внимание высокий уровень пульсаций скорости на начальном участке пограничного слоя, когда модель находится в следе за нитью. Поскольку образование продольных структур также происходит вблизи передней кромки крыла (рис. 2), эти данные подтверждают, что след за нитью изменяет течение в пограничном слое не только в области отрыва вблизи задней кромки, но и на всей поверхности крыла.

Частотные спектры пульсаций, измеренные на уровне максимума возмущений (рис. 10), показывают, что в первом варианте обтекания (без нити в потоке) ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое крыла происходит через развитие пакета волн неустойчивости со средней частотой около 400 Гц. Этот пакет хорошо виден на спектрах, полученных в сечениях при $X/C = 0,86$ и $0,93$. При наличии следа за нитью частотные спектры пульсаций показывают, что этот волновой пакет отсутствует. Если крыло находится в следе за нитью, то наблюдается постепенное появление максимума пульсаций на низких частотах (ниже 100 Гц) и равномерное наполнение спектра на более высоких частотах.

Заключение

В проведенных экспериментальных исследованиях обтекания модели крыла, находящейся в следе за нитью, получены данные о структуре течения в следе, о картинах течения на поверхности модели и о развитии возмущений в пограничном слое. Показано,

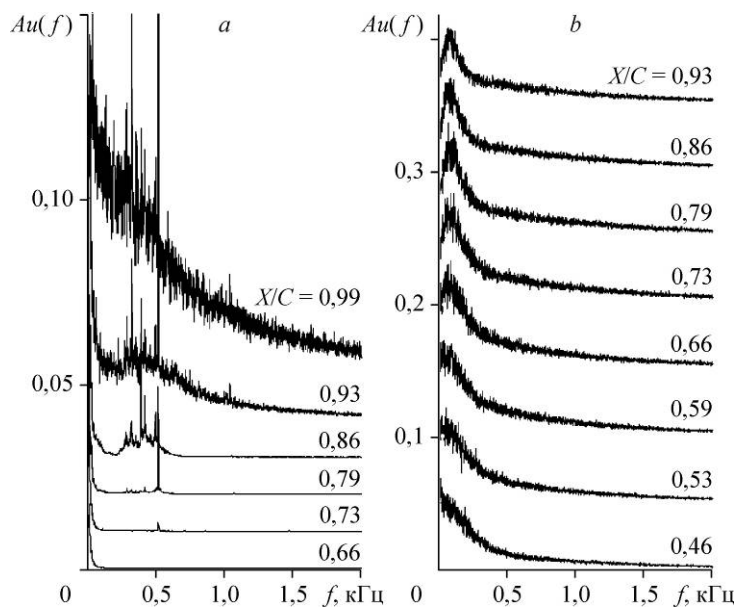
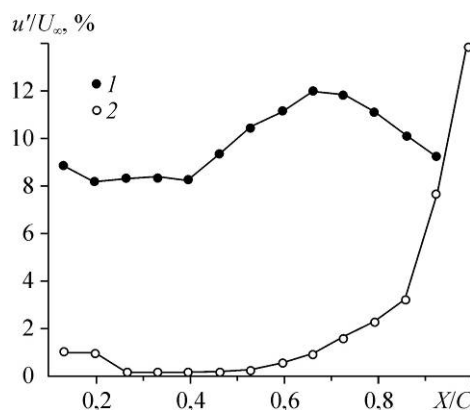


Рис. 10. Частотные спектры пульсаций в пограничном слое крыла.

a — без нити впереди модели, b — с нитью.

что влияние следа приводит к исчезновению отрывного пузыря, и на поверхности крыла появляются продольные структуры. В следе за нитью наблюдаются периодические изменения средней скорости потока в трансверсальном направлении (вдоль размаха нити). Этим, возможно, объясняется появление на крыле продольных структур. Показано, что местоположение ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое смещается вперед к передней кромке, если модель находится в следе за нитью. Уровень возмущений на ламинарном участке пограничного слоя выше, когда модель находится в следе.

Данный метод воздействия дает результаты, аналогичные влиянию высоких внешних возмущений, создаваемых турбулизирующей сеткой. Однако применение сеток приводит к значительному торможению потока из-за высокого сопротивления, создаваемого сеткой. Поэтому для достижения необходимой скорости потока требуется значительно увеличивать затраты энергии на его разгон. Метод воздействия с помощью тонкой нити лишен этого недостатка: нить не загромождает рабочую часть и торможения потока не происходит. Кроме того, с помощью нити можно создавать возмущения не во всем потоке, а только в его локальной области. Перемещая нить, можно локально воздействовать на структуру пограничного слоя на той или иной части обтекаемого тела.

Обозначения

U_∞ — скорость набегающего потока,	Y' — нормальная координата, отсчитываемая от поверхности модели,
U — локальная средняя скорость,	L — размах крыла,
u' — пульсационная составляющая скорости,	C — длина хорды крыла,
f — частота,	H — расстояние от нити до носика модели,
X, Y, Z — продольная, нормальная и трансверсальная координаты с началом отсчета на передней кромке посередине модели,	$Au(f)$ — амплитуда пульсаций на частоте f .

Список литературы

1. Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Козлов В.В. Глобальный отклик областей отрыва ламинарного потока на локальные возмущения течения (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 1–8.
2. Репик Е.У., Соседко Ю.П. Управление уровнем турбулентности потока. М. Физматлит, 2002. 244 с.
3. Дыбан Э.П., Эпик Э.Я. Тепломассообмен и гидродинамика турбулизованных потоков. Киев: Наукова думка, 1985. 296 с.
4. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: учеб. пособие. Новосибирск: Новосибирский гос. ун-т., 2011. 116 с.
5. Zharkova G.M., Zhanin B.Yu., Kovrizhina V.N., Brylyakov A.P. Free stream turbulence effect on the flow structure over the finite span straight wing // J. of Visualization. 2002. Vol. 5, No. 2. P. 169–176.
6. Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю., Коврижина В.Н., Сбоев Д.С. Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности // Уч. записки ЦАГИ. 2004. Т. 35, № 1–2. С. 57–62.
7. Корнилов В.И., Пэлхас Г., Опоя Б. Особенности формирования пограничного слоя на крыловом профиле в условиях обтекания несимметричным следом // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 2. С. 207–224.
8. Huang R.F., Wu S.U. Effects of cylinder wake on separated boundary layer of a wing // AIAA J. 2007. Vol. 45, No. 1. P. 247–256.
9. Михаэлис М.В., Занин Б.Ю., Катасонов М.М. Влияние турбулентного следа на отрыв потока на модели крыла // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2011. Т. 6, вып. 1. С. 50–59.
10. Корнилов В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.
11. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 387 с.

Статья поступила в редакцию 19 марта 2012 г.,
после переработки — 13 апреля 2014 г.