

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

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

zanin@itam.nsc.ru; mikhail@itam.nsc.ru; mikhail.mikhaelis@gmail.com; pavlyenko@gmail.com

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВИХРЕВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛИ КРЫЛА ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА *

Описаны результаты экспериментов в дозвуковых аэродинамических трубах, в которых изучалось влияние искусственного воздействия на течение в пограничном слое на модели прямого крыла. Исследовалось влияние возмущенности набегающего потока и вихревого следа за тонкой нитью на структуру течения на поверхности крыла. Для визуализации течения применялся метод саже-масляной визуализации на основе диоксида титана, также использовались термоанемометрические измерения. Полученные результаты проанализированы с целью поиска наиболее эффективных способов вихревого управления обтеканием.

Ключевые слова: пограничный слой, отрыв, управление обтеканием, вихревые возмущения.

Введение

В настоящее время большую популярность приобретают малоразмерные беспилотные летательные аппараты. Благодаря небольшим размерам, невысокой стоимости они не только находят широкое применение в военных целях, но и успешно решают гражданские задачи. Вместе с этим растет необходимость в фундаментальных исследованиях таких важных аэродинамических явлений, как локальные отрывные области и глобальный срыв потока, применительно к малым числам Рейнольдса (порядка 10^5), поскольку они характерны для летательных аппаратов такого типа. Области отрыва существуют в форме отрывных пузырей, отрыва турбулентного пограничного слоя и глобального отрыва (срыва). Данные типы отрыва зависят от многих параметров – это

и скорость полета, форма крыла, угол атаки и степень турбулентности набегающего потока. Известно, что с увеличением угла атаки крыла увеличивается его подъемная сила, но при достижении определенного (критического) угла атаки происходит ее резкое уменьшение. Это явление называется срывом. Весьма актуальны поиски методов воздействия на течение с целью уменьшения отрывной области, либо полной ликвидации срыва.

Гидромеханика отрывных течений – известный предмет, который изучается уже достаточно давно [1; 2]. Однако современные исследования позволяют значительно расширить понимание происходящих при отрыве процессов. В первую очередь, речь идет о возникновении различных вихревых структур в таком течении, и об эффекте его восприимчивости к внешним воздействиям.

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 13-08-00395) и по гранту Президента РФ для ведущих научных школ (НШ-2924.2014.1).

Новые сведения по этим вопросам изложены в недавних обзорных работах [3; 4].

В данных исследованиях наша цель состояла в том, чтобы определить, как мы можем влиять на обтекание крылового профиля таким образом, чтобы снова присоединить оторвавшийся пограничный слой и, таким образом, расширить диапазон безотрывных режимов течения. Управление отрывом весьма важно с практической точки зрения, поскольку позволяет осуществлять движение с меньшими затратами энергии. Конкретной научной задачей было изучение влияния повышенной турбулентности набегающего потока и влияния турбулентного следа. Известны эксперименты, в которых повышение уровня возмущений в потоке воздуха осуществлялось за счет установки в аэродинамической трубе турбулизирующих сеток [5]. Также изучалось обтекание модели крыла, установленной в турбулентном следе за другим крылом [6] или за цилиндром [7]. Особенность наших экспериментов, описанных в данной статье, состоит в том, что возмущения создаются не только турбулизирующей сеткой, но и тонкой нитью, установленной в набегающем потоке перед моделью крыла.

Методика эксперимента

Большая часть экспериментов проводилась в малой аэродинамической трубе МТ-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Использовалась открытая рабочая часть длиной 0,8 м и сечением $0,2 \times 0,2$ м. Уровень турбулентности потока – 0,4 % от скорости набегающего потока U_∞ . Труба предназначена для экспериментов при низких дозвуковых скоростях потока (до 25 м/с). Эксперименты были выполнены на прямоугольном крыле, сделанном из древесины и покрытом лаком. Крыло имело хорду 0,1 м и размах 0,2 м (относительное удлинение равно 2). Это крыло было выбрано потому, что на нем реализуются все интересующие нас режимы. Угол скольжения равен нулю, т. е. рассматривался случай прямого крыла. Число Рейнольдса было $6,8 \cdot 10^4$. Скорость набегающего потока поддерживалась постоянной $U_\infty = 10$ м/с.

Переменными параметрами были угол атаки и степень турбулентности набегающего потока. Для повышения уровня турбу-

лентности использовались турбулизирующие сетки, которые устанавливались на входе в рабочую часть аэродинамической трубы. Величина турбулентных пульсаций, создаваемых сетками, измерялась с помощью термоанемометра. Измерения выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления AN-1003 с одноточечным датчиком. Аналоговый сигнал термоанемометра переводился в цифровой вид с помощью аналого-цифрового преобразователя Lcard E14-440 и поступал в персональный компьютер для дальнейшей обработки. Измерялась средняя U и пульсационная u' составляющая продольной компоненты скорости. Эксперименты были проведены при трех уровнях турбулентности набегающего потока: 0,4; 0,9 и 2,5 % (в процентах от скорости набегающего потока).

Визуализация течения на крыле осуществлялась при помощи порошка двуокиси титана, смешанного с керосином. Смесь равномерно наносилась на верхнюю поверхность крыла, и затем включался поток. В процессе обтекания керосин испарялся, а порошок двуокиси титана оставался на поверхности в соответствии с линиями тока, таким образом проявляя структуру течения. Также использовались приклеенные к крылу тонкие короткие нити (шелковинки), показывающие направление течения в интересующих нас местах, что позволяло понять, возник отрыв потока или нет. Наблюдая течение на верхней поверхности крыла, мы анализировали процессы, которые происходят в области отрыва пограничного слоя. Визуализация позволила раскрыть особенности обтекания для каждого режима, т. е. при различных углах атаки, уровнях турбулентности и в вихревом следе за нитью.

Кроме того, некоторые эксперименты были проведены в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324, имеющей закрытую рабочую часть длиной 4 м и сечением 1×1 м. В этих экспериментах локальным источником возмущений была не только турбулизирующая сетка, но и тонкая нить, натянутая перед моделью параллельно ее передней кромке. В аэродинамическую трубу сначала устанавливалась турбулизирующая сетка, а затем натягивалась нить в потоке, уже возмущенном сеткой. За нитью возникал турбулентный след, и если этот след попадал на поверхность крыла, картина течения также изменялась. Ранее мы изучали влияние сле-

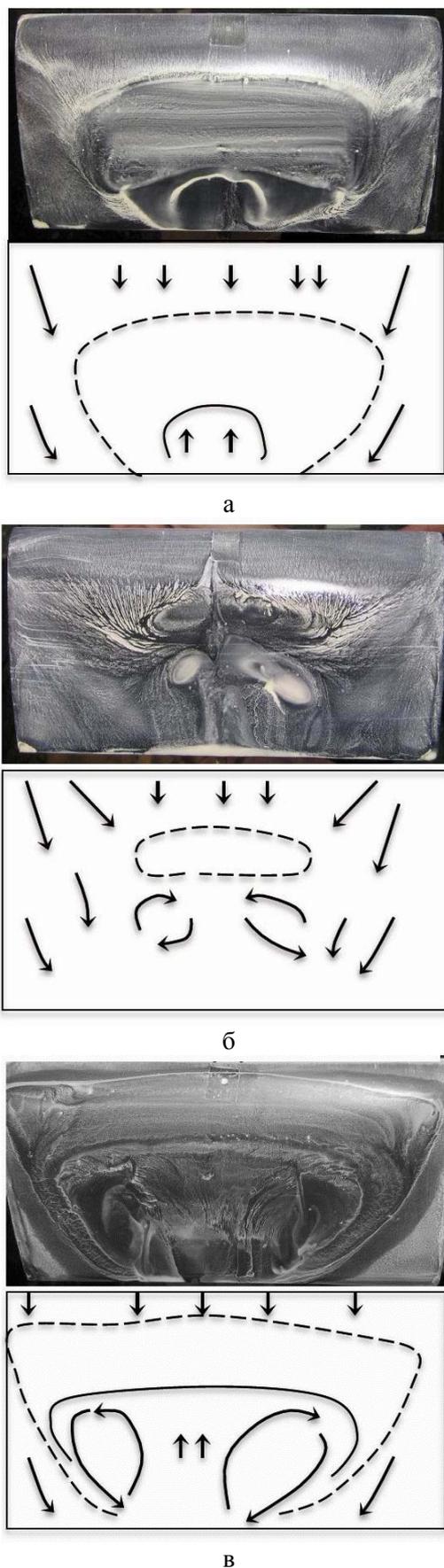


Рис. 1. Картины течения при уровне турбулентности 0,4 %. Угол атаки: а – 4°; б – 8°; в – 14°

да за нитью, установленной в невозмущенном потоке [8]. Было показано, что в этом случае можно устранить срыв на модели крыла. В новых экспериментах, описанных ниже, изучалось влияние следа за нитью, установленной в турбулентном потоке.

Результаты экспериментов

1. *Без искусственного воздействия.* В этой первой серии экспериментов изучалась структура течения на поверхности крыла при низком уровне турбулентности ($Tu = 0,4\%$) и при различных углах атаки от 4 до 14°.

В этом диапазоне можно было наблюдать основные варианты обтекания: большой локальный отрывной пузырь вблизи задней кромки, небольшой пузырь в центральной части крыла и срыв потока вблизи передней кромки. Фотографии результатов визуализации показаны на рис. 1. К каждой фотографии прилагается графическая схема, необходимая для лучшего понимания наблюдаемого течения. На этих схемах область в пунктире представляет собой отрывной пузырь, а стрелки обозначают направление течения на поверхности крыла.

При угле атаки 4° (рис. 1, а), отрывной пузырь расположен в задней части крыла. В передней части крыла есть присоединенный поток, текущий от передней кромки до пузыря. Позади пузыря возникает малая область возвратного течения, расположенная около задней кромки. При увеличении угла атаки до 8° отрывной пузырь перемещается вперед, в центральную часть крыла (рис. 1, б). Он уменьшается в размерах, и возникает пара вихрей позади него. Когда угол атаки достигает 14° (рис. 1, в), происходит срыв потока, при котором возвратное течение занимает почти всю поверхность крыла и присутствуют два крупномасштабных вихря.

Таким образом, коренным отличием двух видов отрыва – отрывного пузыря и срыва – является появление при срыве обширной зоны возвратного течения и пары крупномасштабных вихрей, вращающихся в противоположные стороны на поверхности крыла. Следует отметить, что течение является симметричным, и вихри появляются парами, вращаясь в противоположные стороны.

Отрывные пузыри, возвратное течение и вихри ответственны за создание дополнительного сопротивления, поэтому присоединение потока и устранение отрыва экви-

валентны улучшению аэродинамических характеристик крыла. Известно, что над отрывным пузырем имеется область ламинарно-турбулентного перехода. Как только переход к турбулентности завершается, пограничный слой снова присоединяется к поверхности. Хорошо известен также классический опыт Прандтля по управлению отрывом на шаре с помощью искусственной турбуликации пограничного слоя. Эти факты показывают, что можно управлять отрывом, увеличивая уровень турбулентности набегающего потока. Целью наших исследований, описанных в следующем разделе, было получение данных о влиянии повышенной турбулентности на внутреннюю структуру области отрыва.

2. *Влияние повышенной турбулентности потока.* В этих экспериментах мы искусственно увеличили уровень турбулентности с помощью турбулизирующих сеток. Угол атаки составлял 4° . Полученные результаты показаны на рис. 2.

В первом из трех исследованных вариантов, без турбулизирующих сеток в набегающем потоке, на поверхности крыла существует обширный отрывной пузырь (показан пунктиром на рис. 2, а). Около задней кромки модели существует небольшая область возвратного течения. Перед пузырем есть присоединенный пограничный слой, и по обеим сторонам от пузыря видны треугольные области, возникшие из-за краевых эффектов – перетекания потока с нижней поверхности крыла на верхнюю.

Увеличение уровня турбулентности потока до 0,9 % приводит к уменьшению размера отрывного пузыря (рис. 2, б) и предотвращает появление возвратного течения позади пузыря. При этом значительно увеличиваются в размерах треугольные зоны у боковых кромок крыла, справа и слева от пузыря. Это означает, что перетекание с нижней стороны на верхнюю стало более интенсивным. Далее были проведены эксперименты при уровне турбулентности набегающего потока 2,5 % (рис. 2, в). Можно заметить, что отрывной пузырь теперь стал меньше, чем при уровне турбулентности 0,9 %. Он почти полностью исчез.

Результаты этих экспериментов ясно показывают, что увеличение уровня турбулентности – важный фактор, позволяющий эффективно воздействовать на отрывное обтекание крыла. Он может использоваться,

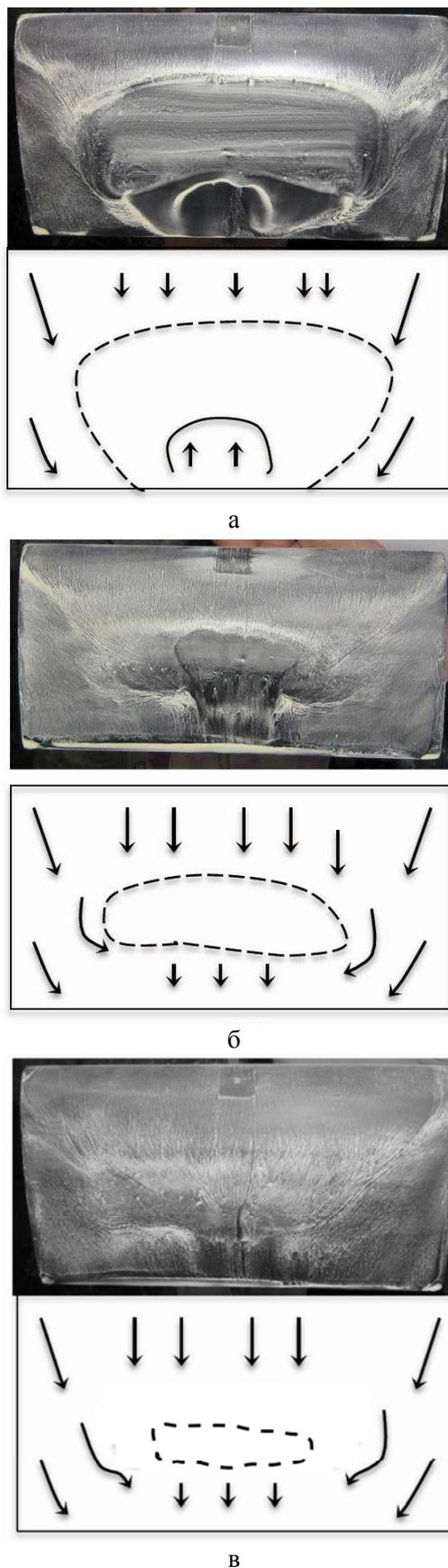


Рис. 2. Картины течения в зависимости от уровня турбулентности набегающего потока: а – $Tu = 0,4 \%$; б – $Tu = 0,9 \%$; в – $Tu = 2,5 \%$

например, при необходимости улучшить обтекание тел, установленных в каналах или трубопроводах. Устранение отрыва позволит снизить сопротивление движению жидкости или газа в канале и уменьшить затраты энергии.

3. *Влияние следа за тонкой нитью.* Эти исследования проведены в других условиях: в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 для нового варианта обтекания, когда кроме турбулизирующей сетки одновременно устанавливалась тонкая нить, след от которой попадал на модель крыла. Таким образом, поток в рабочей части имел высокий уровень турбулентности, и, кроме того, перед моделью была размещена нить, натянутая параллельно передней кромке крыла. Использовалась та же модель крыла, что и в предыдущих экспериментах, но с одним отличием: по краям крыла были установлены эллиптические законцовки для улучшения обтекания. Скорость потока составляла 16 м/с. Крыло устанавливалось под двумя углами атаки, 0 и 20°. Была проведена визуализация течения на поверхности крыла и термоанемометрические измерения в следе за нитью.

Термоанемометрические измерения проводились без использования модели крыла, изучался только след за нитью. В результате были получены данные о средней скорости потока и об амплитуде пульсаций в следе (рис. 3).

Изменения средней скорости в следе за нитью показаны на рис. 3, а. Можно видеть, что скорость в следе уменьшается примерно на 0,8 м/с, или на 5%. В то же время амплитуда пульсаций потока (рис. 3, б) увеличивается до 1,5%. При этом толщина следа за нитью не превышает 1 мм.

Эти измерения показали, что наличие или отсутствие турбулизирующей сетки не влияет на величину скорости и пульсаций в следе за нитью. В обоих случаях средняя скорость уменьшается до одного и того же значения, и амплитуда пульсаций увеличивается также до одного и того же уровня. Однако при этом картины течения на поверхности крыла различаются. Этот эффект обнаружен в описанных ниже экспериментах по визуализации картины течения на поверхности модели крыла. Результаты экспериментов по визуализации показаны на рис. 4 и 5 для углов атаки 0 и 20° соответственно.

При нулевом угле атаки на модели возникает отрывной пузырь вблизи задней кромки крыла (рис. 4, а). Он имеет дугообразную форму и две вихревые структуры, расположенные симметрично позади пузыря. После установки турбулизирующей сетки и повышения уровня турбулентности до 0,7% картина течения значительно изменилась (рис. 4, б). Пузырь уменьшился в размерах и его передняя кромка теперь прямолинейна. Вихревые структуры позади пузыря исчезли, и появился участок присоединенного течения около задней кромки крыла. Затем между турбулизирующей сеткой и моделью, параллельно передней кромке (на расстоянии 140 мм перед моделью) была помещена хлопчатобумажная нить диаметром 0,2 мм. При этом на передней и центральной частях крыла образовались продольные структуры, которые хорошо заметны как темные полосы на светлом фоне (рис. 4, в).

Картины течения при угле атаки 20° показаны на рис. 5. Если в потоке нет турбули-

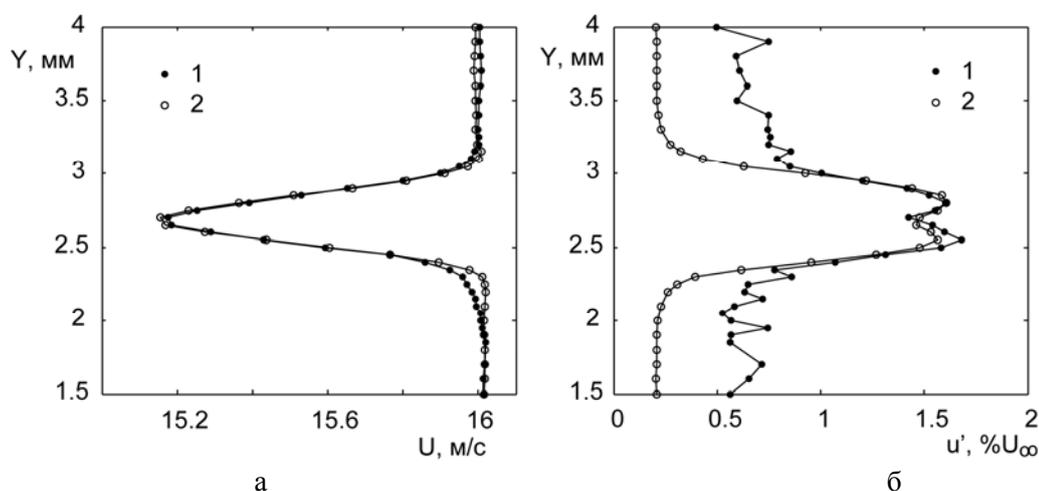


Рис. 3. Средняя скорость (а) и амплитуда (б) продольных пульсаций в следе за нитью в потоке с турбулизирующей сеткой (1) и без сетки (2)

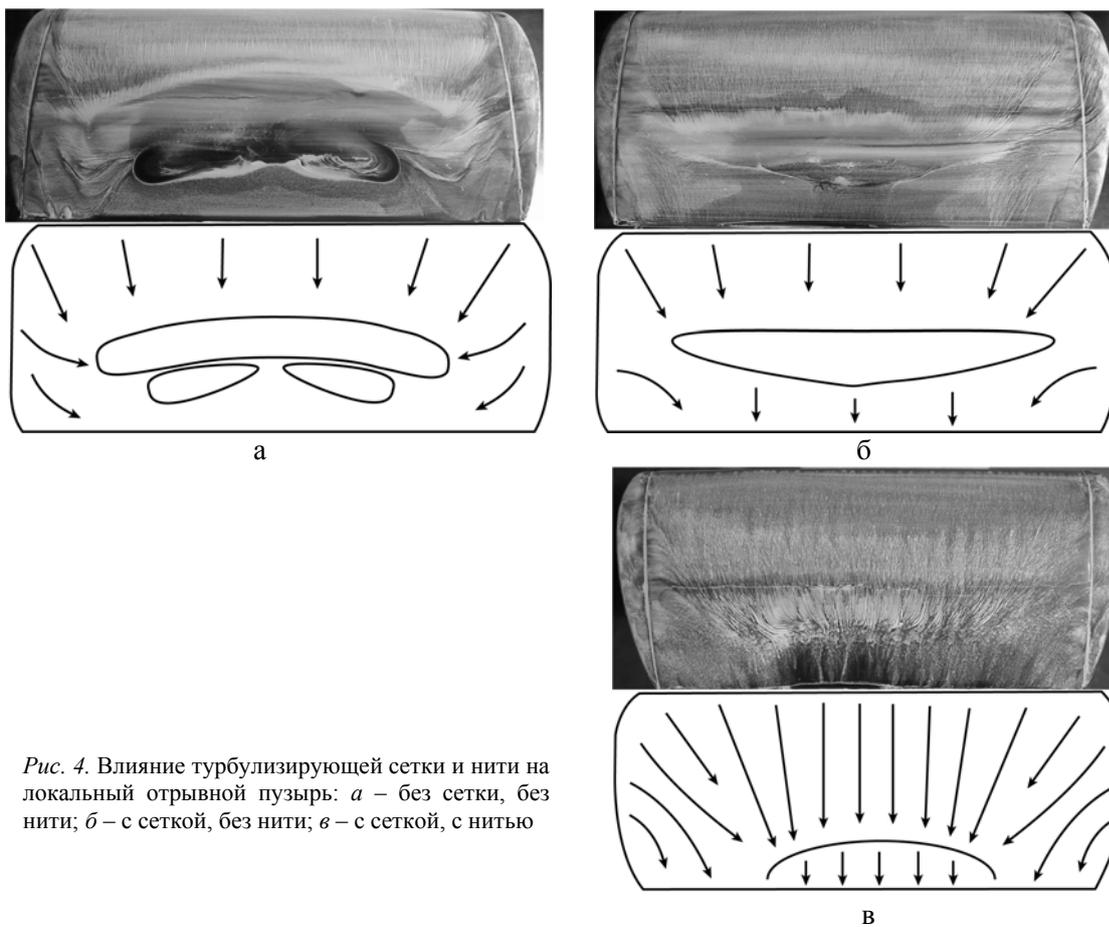


Рис. 4. Влияние турбулизирующей сетки и нити на локальный отрывной пузырь: *a* – без сетки, без нити; *б* – с сеткой, без нити; *в* – с сеткой, с нитью

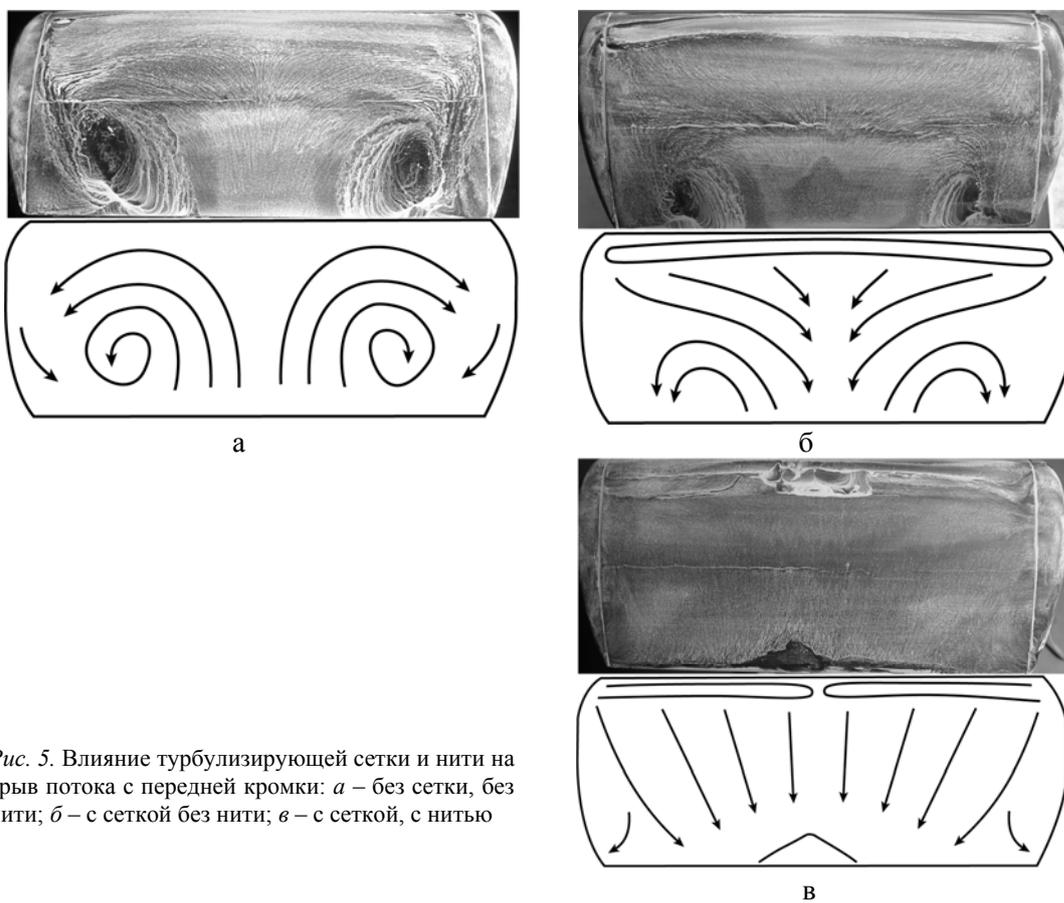


Рис. 5. Влияние турбулизирующей сетки и нити на срыв потока с передней кромки: *a* – без сетки, без нити; *б* – с сеткой без нити; *в* – с сеткой, с нитью

зирующей сетки и не натянута нить, т. е. если модель обтекается невозмущенным потоком, то при таком большом угле атаки на ней происходит срыв потока с передней кромки (рис. 5, а). Такое течение хорошо известно по результатам предыдущих исследований [3] и характеризуется наличием сложной вихревой структуры в области отрыва. Над крылом возникает возвратное течение от задней кромки к передней и два крупномасштабных вихря, вращающихся в противоположные стороны и переносящих воздух от центра к боковым кромкам крыла. После установки турбулизирующей сетки эти вихри уменьшились в размерах (рис. 5, б), но срыв потока сохранился. В носовой части крыла появилась застойная зона в виде узкой полосы вдоль передней кромки. Затем перед моделью была натянута нить, и произошло устранение отрыва и присоединение потока (рис. 5, в).

В наших предыдущих исследованиях [8] было показано, что появление нити может устранить отрыв при низкой турбулентности набегающего потока. Новые данные, описанные выше, продемонстрировали, что, несмотря на повышенный уровень возмущений в потоке, созданный турбулизирующей сеткой, дополнительное влияние следа за нитью оказалось достаточным для управления обтеканием. При нулевом угле атаки установка нити привела к появлению продольных структур на поверхности крыла, а при угле атаки 20° – к исчезновению срыва.

Заключение

Проведенные исследования показали, что отрыв пограничного слоя с образованием локальных отрывных пузырей и срыв потока (полный, или глобальный, отрыв) на моделях крыльев при малых числах Рейнольдса являются сложными гидродинамическими явлениями, которые сопровождаются образованием различных вихревых структур. Важной особенностью таких видов отрыва

является их высокая восприимчивость к вихревым возмущениям, создаваемым в набегающем потоке. Используя различные методы вихревого воздействия, можно эффективно управлять обтеканием, вплоть до полного устранения отрыва. Использование тонкой нити, вводимой в набегающий поток, позволяет создавать возмущения не во всем потоке, а только в его узкой локальной области и тем самым уменьшать энергетические затраты на управление обтеканием.

Список литературы

1. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1. 300 с.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
3. Занин Б. Ю., Козлов В. В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие Новосибирск, 2011. 166 с.
4. 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.
5. Репик Е. У., Соседко Ю. П. Управление уровнем турбулентности потока. М.: Физматлит, 2002. 244 с.
6. Корнилов В. И., Пэлхас Г., Оноа Б. Особенности формирования пограничного слоя на крыловом профиле в условиях обтекания несимметричным следом // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 2. С. 207–224.
7. 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.
8. Михаэлис М. В., Занин Б. Ю., Катасонов М. М. Влияние турбулентного следа на отрыв потока на модели крыла // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2011. Т. 6, вып. 1. С. 50–59.

Материал поступил в редколлегию 23.06.2014

B. Yu. Zanin, M. M. Katasonov, M. V. Mikhaelis, A. M. Pavlenko

EXPERIMENTAL STUDIES OF THE EFFECT OF VORTEX DISTURBANCES ON THE FLOW AROUND THE WING MODEL AT LOW REYNOLDS NUMBERS

Results of experimental investigations in subsonic wind tunnels, which studied the impact of artificial forcing on the flow in the boundary layer of straight wing model were described. The feature of this work is the use of such locally impact that can change the general flow pattern. The influences of the angle of attack, free stream turbulence level, and wake behind thin thread on the flow near the wing profile were studied at this paper. The method of oil-film based on titanium dioxide was applied for flow visualization, also hot-wire measurements were used. The obtained results were analyzed with the aim of finding the most efficient ways of vortex control to the flow.

Keywords: boundary layer, separation, flow control, vortex disturbances.