

УДК 536.24

Структура течения на плоской поверхности при наличии гексагональных полостей и выступов

У. Батт¹, К. Эгберс²

¹*Университет Лахора, Пакистан*

²*Бранденбургский технический университет, Котбус, Германия*

E-mail: mech.usmanbutt@gmail.com

Приводятся результаты визуализации течения и измерения скорости на поверхности с гексагональными впадинами и выступами. Изучено несколько конфигураций с вогнутой и выпуклой гексагональной структурой. Каждая гексагональная структура имеет глубину 2,7 мм, ширину 33 мм (ширина между впадинами) и отношение высоты к эквивалентному диаметру канала 0,05. Эксперименты проводились при скорости течения 19, 24 и 27 м/с. На переднем крае вогнутой конфигурации поток распался на два вихря, вращающихся в противоположных направлениях, и распространялся далее по течению. Области циркуляции определялись пиками на кривых средне-квадратичных скоростей. В случае вогнутой конфигурации поток разделялся на вихревые структуры, вращающиеся в противоположном направлении в вертикальной плоскости, параллельной потоку. Нижний вихрь, вращающийся в противоположном к потоку направлении, вызывал перемещение полос масляной пленки вверх по течению. На задней кромке вогнутой гексагональной структуры наблюдались сложные циркулирующие области, расположенные подобно ломтикам апельсина.

Ключевые слова: визуализация потока, интерферометрия масляной пленки, управление потоком.

Введение

Методы пассивного управления потоком, такие как использование неглубоких впадин или микроребер на поверхности, интенсивно исследовались в последние десятилетия. Относительно новый метод гексагональных структур также оказался эффективным способом воздействия на поток [1]. Общеизвестно, что гексагональные структуры уменьшают гидравлическое сопротивление (подобно неглубоким лункам), что приводит к значительно более низким коэффициентам сопротивления. Это происходит, поскольку гексагональные структуры приводят к более раннему ламинарно-турбулентному переходу пограничного слоя на цилиндре или сфере, уменьшая область отрывного течения в кормовой части цилиндра. В результате плохообтекаемые тела со структурированной поверхностью имеют меньшее аэродинамическое сопротивление, вызванное высокоскоростным обтеканием. Преимущества гексагональных углублений более очевидны при высоких числах Рейнольдса.

Несмотря на существование значительного числа различных приложений структура течения при обтекании гексагональных структур на поверхностях, подверженных воздействию внешних поперечных потоков, является малоизученной. До сих пор не

проводилось детальных исследований динамических структур течения. Имеется лишь ограниченное количество работ, предоставляющих некоторую информацию о структурах течения, генерируемых неглубокими сферическими лунками. В работе [2], например, авторы описывают симметричные и несимметричные линии тока в структуре течения на поверхности с впадинами разного размера. Участки движения жидкости описываются как закручивающиеся спирали, винтовые линии тока и подковообразные вихри. Описанные лунки имели оптимальную глубину внутренней поверхности, установленную авторами [3] для минимального сопротивления на цилиндрах. Исследователи работы [4] предполагали, что пара вихрей формируется каждой лункой на поверхности цилиндра. Между тем, авторы [5] отвергли существование пар вихрей внутри впадин на основании проведенной тепловой визуализации течения над лункой. Исследователи [6] проводили измерения полей давления и теплообмена в канале с одиночной лункой на поверхности. Были определены разные величины и частоты колебаний потока, а также зависимость снижения давления от геометрии впадины. Основываясь на результатах визуализации течения, авторы [7] дали описание различных вихревых структур в прямоугольных впадинах разной формы. Авторы [8] провели обзор исследований по влиянию лунок. Рассмотренные в этих исследованиях поверхности с лунками представляют практический интерес для ряда инженерных приложений. Это обусловлено возможностью значительного увеличения коэффициентов поверхностного теплообмена без существенного увеличения перепада давления по сравнению с широко используемыми устройствами интенсификации теплообмена, такими как турбулизаторы в виде ребер.

Настоящее исследование дает наглядную картину мгновенных динамических характеристик течения над поверхностью с гексагональными структурами. Она является результатом визуализации течения и осредненных по времени структурных измерений потока с использованием интерферометрии масляной пленки и термоанемометрии. Термоанемометрический метод используется для получения локальных скоростей потока и нормальных напряжений Рейнольдса. Данные представлены для различных чисел Рейнольдса, разных гексагональных структур и вариаций местоположения в пределах гексагональной структуры. Гексагональные структуры располагались на большой плоской пластине. Особый интерес представляют структуры течения и их распространение в различных конфигурациях гексагональных структур.

Методика эксперимента

Экспериментальная установка

Исследования проводились в дозвуковой аэродинамической трубе с открытой рабочей частью при средних скоростях течения от 18 до 28 м/сек. Важно отметить, что изучаемые структуры (рис. 1) располагались на гладких стальных листах. Для возможности сравнения полученных результатов исследований гексагональных структур с существующими данными для классических структур, таких как риблеты и лунки, сохранялось аналогичное отношение высоты к эквивалентному диаметру канала, которое составляло 0,05.

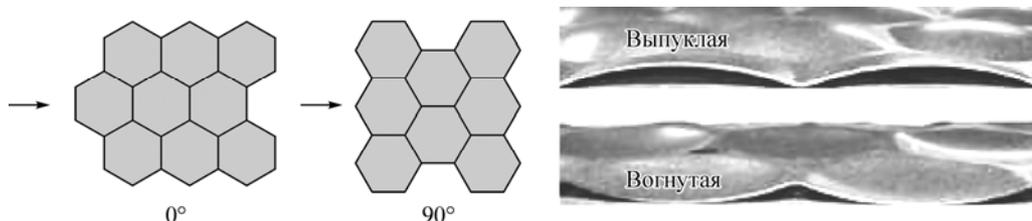


Рис. 1. Структура поверхности пластины в четырех исследованных конфигурациях: 0° и 90° (слева), выпуклые и вогнутые кривые (справа).

Таблица

Свойства конфигураций

Структуры	Конфигурации	Длина структурированной пластины	Направление/форма	h/D	Ориентация/размер
S	Гладкая	535 мм	–	–	–
A90	Выступ 90°		Выступ/гексаго- нальный	0,05	90°/33 мм
A0	Выступ 0°				0°/33 мм
I90	Впадина 0°		Выступ/гексаго- нальная	0,05	90°/33 мм
I0	Впадина 90°				0°/33 мм

Эквивалентный диаметр для данных структур определялся путем приравнивания области поперечного сечения шестиугольника и окружности с последующим нахождением диаметра окружности. Глубина и ширина между впадинами в гексагональных структурах равнялись 2,7 и 33 мм соответственно. Эксперименты проводились для четырех различных конфигураций, данные для гладкой плоской пластины использовались в качестве базовых. Подробный перечень исследованных конфигураций представлен в таблице.

Рабочая часть труб имела размеры 585×585×1300 мм. Уровень турбулентности потока на входе составлял менее 0,3 %. Тестовая пластина помещалась горизонтально в рабочей части аэродинамической трубы, а закрылок, установленный на задней кромке пластины, был отрегулирован так, чтобы приемники давления, размещенные через каждые 50 мм между точками А и В (рис. 2), давали идентичные значения. Таким образом гарантировалось достижение нулевого градиента давления вдоль поверхности пластины. Пластина выбиралась достаточно широкой для обеспечения отсутствия влияния трехмерных краевых эффектов на течение в центре пластины, с тем чтобы в области измерений не происходило искажений двумерного пограничного слоя.

Измерения скорости

Профили скорости пограничного слоя измерялись с помощью термоанемометра с точностью +3 %. Датчик термоанемометра фирмы Dantec с толщиной нити 5 мкм и длиной 1,25 мм устанавливался в потоке на координатном механизме. Исходные данные записывались при частоте дискретизации 10^4 за время, равное 20 секундам. Нить датчика с помощью микроскопа размещалась на расстоянии около 50 мкм от тестовой поверхности. Результатами измерения в непосредственной близости от поверхности пренебрегалось из-за тепловых эффектов влияния стенки. Это оправдано, так как область, в которой доминируют эффекты теплопроводности, пренебрежимо мала по сравнению с толщиной пограничного слоя. Для достижения наилучшего возможного разрешения измерения проходили с регулярным шагом в 0,1 мм на расстоянии 5 мм от поверхности и 1 мм до границы пограничного слоя.



Рис. 2. Схема экспериментальной конфигурации для исследования течения на структурированной пластине.

Визуализация потока

Метод интерферометрии масляной пленки использовался в качестве одного из наиболее точных способов определения коэффициента трения на стенке. Он основан на простом принципе: скорость уменьшения толщины масляной пленки пропорциональна силе тяжести, градиенту давления и сдвиговым напряжениям [9]. Когда масляная пленка становится достаточно тонкой, действие силы тяжести и сил давления становится пренебрежимо малым. Следовательно, существует линейная связь между скоростью утоньшения масляной пленки и действующим на нее сдвиговым напряжением. Толщина масляной пленки наиболее легко измеряется с помощью интерферометрических методов. Капля или ручеек силиконового масла наносятся на поверхность, и аэродинамическая труба приводится в действие. Через определенное время под действием монохроматического света, например, натриевой лампы, начинают появляться интерференционные полосы. Основным недостатком этого метода является ограничение его применения на полупреломляющих поверхностях, почерневших с противоположной стороны, таких как стекло или полированная стальная поверхность. Ни одна из них не относится к предмету настоящего исследования, поскольку в данном случае использовалась монокотная лента с клеевым слоем, состоящая из черной поверхности с тонким слоем пластика на ней. Монокотная лента наклеивается на поверхность, затем на нее наносится полоска масла. Это позволяет получать интерференционные полосы достаточного качества для точной оценки изображения и определения коэффициента касательного напряжения. Порядок определения величины коэффициента касательного напряжения подробно описан в работах [10] и [11].

Результаты и их обсуждение

Интерферометрию масляной пленки применяли для визуализации течения над гексагональной структурой в трех разных положениях (рис. 3*b*, 3*c* и 3*d*) и с тремя разными скоростями. Рис. 4–7 иллюстрируют изображения интерференционных полос (вид сбоку на 30° от вертикали) в течении над отдельными гексагональными структурами каждой конфигурации. Анализируя картину развития интерференционных полос, можно сделать несколько полезных выводов о структуре потока вблизи поверхности. В момент времени

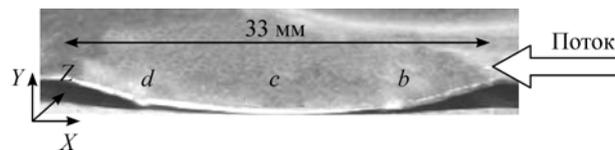


Рис. 3. Местоположения измерений.

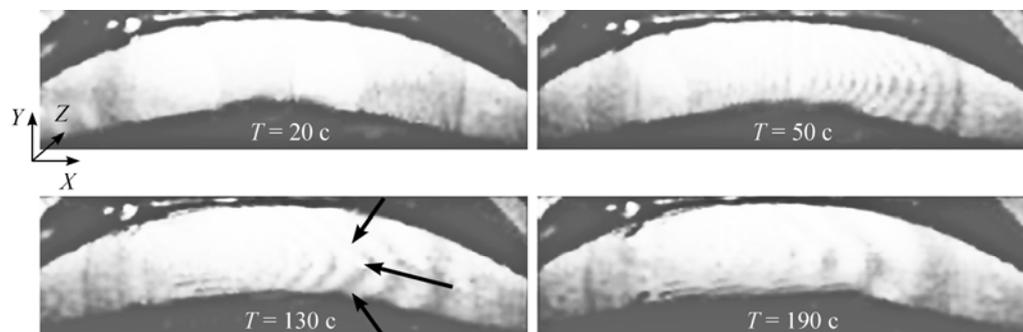


Рис. 4. Изображения интерференционных полос над структурой A90.

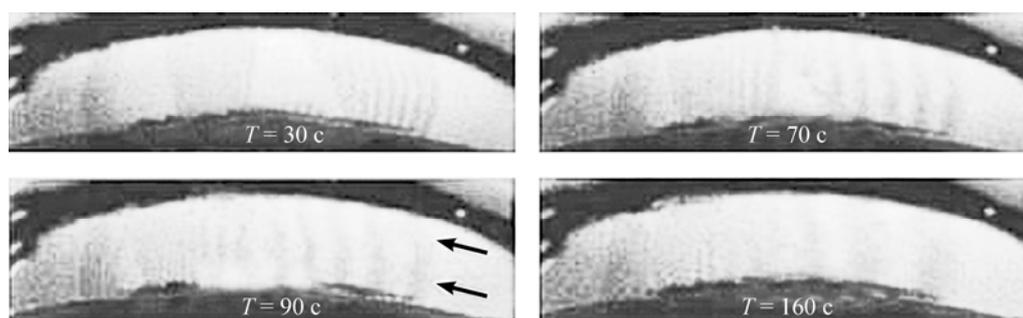


Рис. 5. Изображения интерференционных полос над структурой А0.

$T = 20$ с в точке b (рис. 4) начинают появляться интерференционные полосы, тогда как в точках c и d полос не видно. При $T = 50$ с полосы начинают формироваться в точке c . Сравнение интервалов интерференционных полос в точках b и c в этот момент времени показывает, что напряжение сдвига значительно выше в расположении b . В точке d не наблюдается полос с качеством, достаточным для оценки. Это указывает на наличие области отрыва потока. Сходящиеся стрелки предполагают наличие пары вихрей, вращающихся в противоположных направлениях в плоскости $Y-Z$ с осями вращения, расположенными вдоль оси X . Похожие структуры течения были обнаружены внутри лунок в работе [12]. Авторы настоящей работы считают, что поток разделяется у переднего фронта над центральной линией в $Y-Z$ -плоскости на две циркуляционные структуры течения, которые начинают вращаться в противоположных направлениях из-за ориентации гексагональной структуры по отношению к потоку в виде V-образного угла. Измерения скорости (вторичные пики, которые будут показаны далее на рис. 9) подтверждают наличие вихрей над гексагональной структурой. Похоже, что продольное движение пары циркулирующих структур потока не строго следует контуру поверхности, так как в точке d видимых структур не наблюдается.

Рисунок 5 иллюстрирует интерференционные полосы и их развитие на выпуклых структурах А0 (см. табл.). Развитие полос во времени и вдоль поверхности в некотором смысле аналогично А90 с наибольшим касательным напряжением в точке b и наименьшим в точке d , что указывает на зону отрыва. Единственная разница в том, что полосы в точке b оказываются прямыми параллельными полосами, перемещающимися со временем в направлении потока. Сдвиговая сила, указанная стрелками, действует только в одном направлении — в направлении течения. Выше осевой линии не должно существовать противоположно вращающиеся вихрей или областей циркуляции.

Интерференционные полосы над структурой Ю0 иллюстрируют очень интересное явление в точке b (рис. 6). Полосы растут со временем в направлении, противоположном потоку, указывая на наличие области циркуляции. Опираясь на результаты, представленные на рис. 6 и 11 (см. далее), это можно интерпретировать следующим образом:

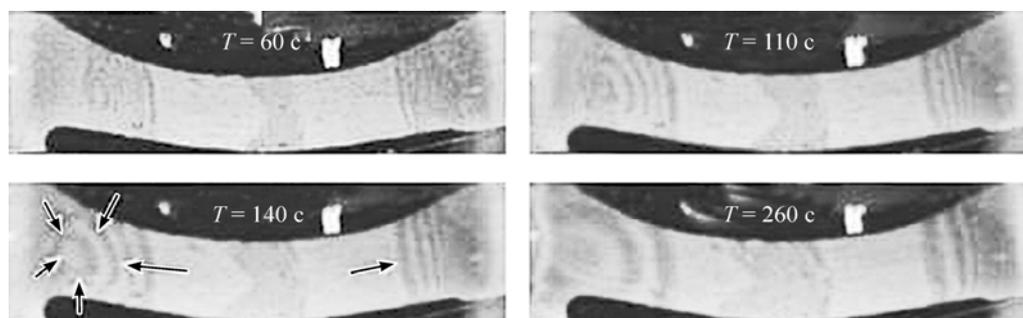


Рис. 6. Изображения интерференционных полос над структурой Ю0.

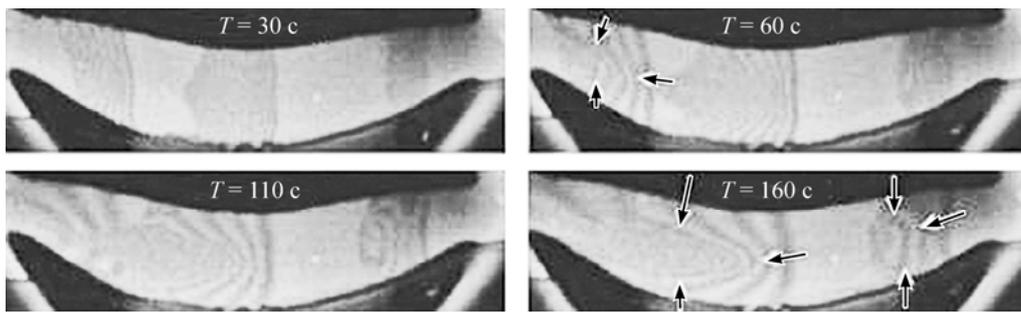


Рис. 7. Изображения интерференционных полос над структурой I90.

поток входит во впадину и раздваивается на противоположно вращающиеся вихри в X - Y плоскости, генерируя два пика (рис. 11). В середине впадины не наблюдается видимых полос даже спустя длительное время. Представляется, что многомерные структуры циркулирующего потока существуют в точке d . Сдвиговые напряжения с нескольких направлений, указанных стрелками, действуют в плоскости, параллельной пластине, и направлены друг против друга. Различные вихревые структуры, расположенные в образованной ими циркуляционной области подобно ломтикам апельсина, должны образовывать темные круглые полосы на поверхности. Интервалы полос в точке d максимальны, что указывает на наличие наибольших сдвиговых напряжений.

Интерференционные полосы по всей структуре I90 (рис. 7) предсказывают существование областей циркуляции, подобных возникающим на структурах A90 и I0. Касательное напряжение максимально в расположении d . Темные круглые полосы в расположении b указывают на наличие области вихревых структур, как в расположении d на структуре I0, с касательными напряжениями, действующими со всех направлений. V-образные полосы в положении c свидетельствуют о наличии пары циркуляционных вихревых структур в Y - Z плоскости. Эта пара вихрей должна распространяться в направлении потока, создавая аналогичные интерференционные картины в положении d .

Термоанемометрические данные

Измерения флуктуаций продольной компоненты скорости (u') проводились в точках b , c и d . Зависимость пульсаций скорости u'/U от расстояния по вертикали над гладкой поверхностью в указанных точках представлена на рис. 8. Небольшой пик наблюдается около поверхности, указывающий на буферный слой, где ламинарный подслоя

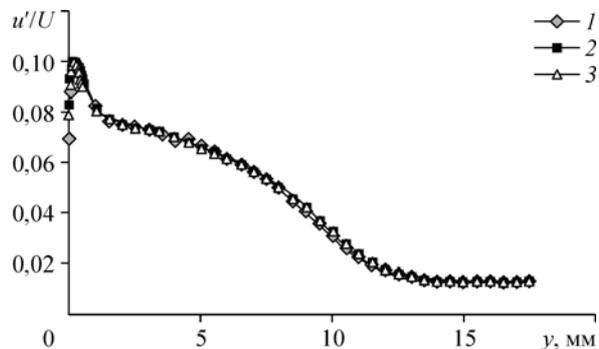


Рис. 8. Пульсации скорости над гладкой пластиной в точках b , c и d при скорости потока 19 м/с. Измерения в точках b (1), c (2) и d (3).

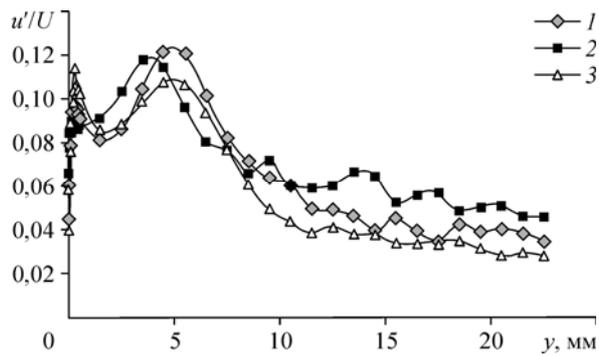


Рис. 9. Пульсации скорости над структурой A90 в точках *b*, *c* и *d* при скорости потока 19 м/с. Обозначения см. на рис. 8.

турбулентного пограничного слоя переходит в турбулентный. По мере продвижения к внешней границе амплитуда среднеквадратичных пульсаций скорости падает до ее значения u' в свободном потоке.

На рис. 9 изображены профили скорости над конфигурацией A90 с большими пиками, указывающими на области циркуляции, рассмотренные в предыдущем разделе. Пик отчетливо виден во всех точках измерения. Расстояние по вертикали от пика до поверхности максимально в положении *d*. Две встречно вращающиеся вихревые структуры, циркулирующие в вертикальной плоскости ($Y-Z$) по нормали к потоку, образуются из переднего фронта шестиугольника, порождая вторичные пики в профилях среднеквадратичной скорости (см. рис. 4). Эти динамические структуры перемещаются в направлении осредненного потока. Вследствие этого вертикальное расстояние между областями циркуляции (пик) и поверхностью получается выше для последнего места измерения, поскольку высота гексагональной структуры здесь является наименьшей.

Ожидаемое распределение пульсаций скорости в отсутствие доминирующего пика при небольшом максимуме в точке *b* можно увидеть на рис. 10. Величина этого максимума уменьшается с перемещением вниз по течению. Вихревые структуры, возникающие из-за отрыва течения от поверхности расположенного выше по течению шестиугольника, отвечают за наблюдаемый пик. Это происходит вследствие того, что поток не может строго следовать за искривленным контуром гексагональной структуры из-за противоположных градиентов давления и отрывается в окрестности нижнего края шестиугольника. Этот эффект получен ранее визуализацией потока и представлен на рис. 5.

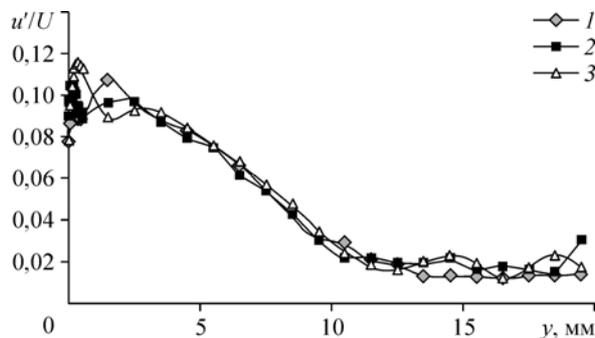


Рис. 10. Пульсации скорости над структурой A0 в точках *b*, *c* и *d* при скорости потока 19 м/сек. Обозначения см. на рис. 8.

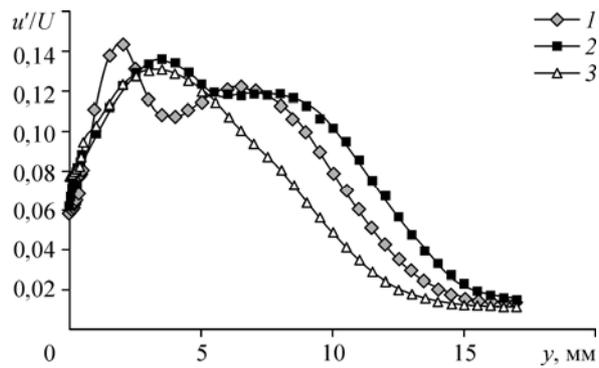


Рис. 11. Пульсации скорости над структурой I0 в точках *b*, *c* и *d* при скорости потока 19 м/с. Обозначения см. на рис. 8.

Наиболее интересное явление изображено на рис. 11, где представлены профили пульсаций продольной скорости в конфигурации I0 с двумя чередующимися вторичными пиками. Эти пики постепенно сливаются вплоть до образования единого максимума, достигаемого в положении *d*. Два пика определенно представляют собой вихревые структуры потока в *X-Y* плоскости. На самом деле происходит следующее. Поток раздваивается при входе во впадину, и в вертикальной плоскости (*X-Y*) образуются две циркулирующие структуры течения, закрученные в разных направлениях. Распространение этих встречно вращающихся структур течения следует в направлении основного потока, где они сливаются, образуя одну более сложную вихревую структуру с вихрями, вращающимися в нескольких направлениях, создавая при этом сложную циркуляционную область. Поверхностная визуализация подобных структур течения представлена на рис. 6.

Профили пульсаций скорости для конфигурации I90 (рис. 12) показывают один, но более широкий пик. В этом случае после вхождения во впадину поток снова разделяется на два вращающихся вихря в *Y-Z*-плоскости с осями вращения, параллельными потоку. Вихри вращаются в противоположных друг другу направлениях на одной и той же высоте от поверхности и распространяются в направлении потока (см. рис. 8).

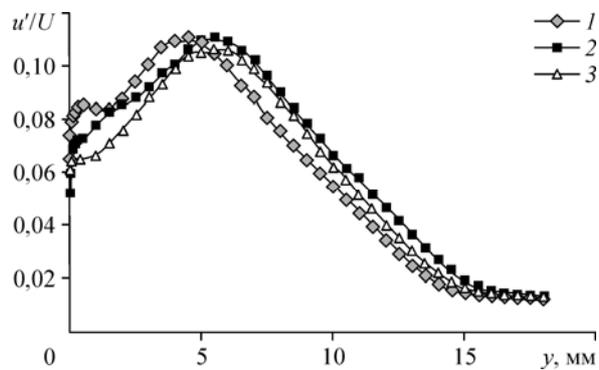


Рис. 12. Пульсации скорости над структурой I90 в точках *b*, *c* и *d* при скорости потока 19 м/с. Обозначения см. на рис. 8.

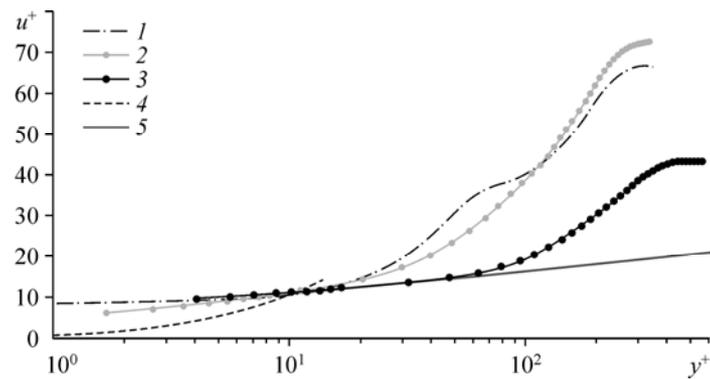


Рис. 13. Распределение скорости над структурой I0 в точках *b*, *c* и *d*.
Данные, полученные в точках *b* (1), *c* (2), *d* (3); подслоя (4), логарифмический закон (5).

Распределение средней скорости

Важно знать, как выглядит распределение средней скорости над рассматриваемыми конфигурациями. На рис. 13 и 14 показаны профили скорости, измеренные в заданных местоположениях над поверхностью вогнутых структур (I0 и I90) при скорости потока 19 м/с. Из-за кривизны поверхности в различных местах на гексагональной структуре существуют сильные положительные или отрицательные градиенты давления. Вследствие отрицательных градиентов давления в точках *b* и *c* над поверхностью структуры I0 распределение скорости отклоняется от логарифмического закона для турбулентного пограничного слоя. Вполне ожидаемо, что глубина гексагональной структуры сопоставима с толщиной пограничного слоя. Описанные выше вихревые структуры (различные вихри) доминируют и подавляют структуры течения в полностью турбулентном пограничном слое. Только очень небольшая часть данных соответствует логарифмическому закону. Полное соответствие недостижимо при любом значении скорости трения u_{τ} , что указывает на невозможность определения касательного напряжения путем подгонки кривой в логарифмическом законе [13].

Выводы

С помощью интерферометрии масляной пленки выполнена визуализация течения над поверхностью гексагональных структур в сочетании с термоанемометрическим исследованием. Изучены в основном конфигурации изогнутых выпуклых структур и вогнутых полостей.

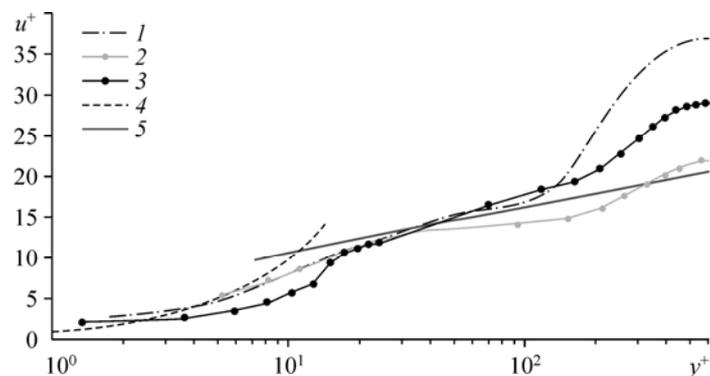


Рис. 14. Распределение скорости над структурой I90 в точках *b*, *c* и *d*.
Обозначения см. на рис. 13.

Измерения выполнены в диапазоне скоростей потока от 18 до 28 м/с. Интерференционные полосы масляной пленки над выпуклыми структурами предполагают наличие противовращающихся вихрей с осями вращения, параллельными потоку, распространяющихся в продольном ему направлении. Термоанемометрические исследования подтверждает результаты визуализации, указывая на пики на кривых распределения пульсаций скорости. Представлены картины вихревых структур и областей циркуляции над гексагональными структурами, полученные на основе результатов вышеуказанных измерений. Интересное явление наблюдалось над конфигурацией Ю. Входящий поток делится на два противовращающихся вихря в вертикальной плоскости, чему соответствуют два пика среднеквадратичной амплитуды пульсаций скорости, которые приводят к интерференционным полосам масляной пленки, распространяющимся вверх по течению. Концентрические круговые полосы на задней кромке вогнутых полостей указывают на формирование более сложных вихревых структур, подобных ломтикам апельсина.

Список литературы

1. **Butt U., Jehring L., Egbers C.** Mechanism of drag reduction for circular cylinders with patterned surface // *Int. J. of Heat and Fluid Flow*. 2014. Vol. 45. P. 128–134.
2. **Громов П.Р., Зобнин А.В., Рабинович М.И., Сущик М.М.** Рождение уединенных вихрей при обтекании мелких сферических углублений // *Письма в ЖТФ*. 1986. Т. 12, № 21. С. 1323–1328.
3. **Kimura T., Tsutahara M.** Fluid dynamic effects of grooves on circular cylinder surface // *AIAA J.* 1991. Vol. 29, No. 12. P. 2062–2068.
4. **Bearman P.W., Harvey J. K.** Control of circular cylinder flow by the use of dimples // *AIAA J.* 1993. Vol. 31, No. 10. P. 1753–1756.
5. **Choi J., Jeon W., Choi H.** Mechanism of drag reduction by dimples on a sphere // *Physics of Fluids*. 2006. Vol. 18, No. 4. P. 041702-1–041702-4.
6. **Terekhov V.I., Kalinina S.V., Mshvidobadze Y.M.** Flow structure and heat transfer on a surface with a unit hole depression // *Russ. J. Eng. Thermophys.* 1995. Vol. 5, No. 1. P. 11–34.
7. **Zhak V.D.** The Taylor–Goertler vortices and three-dimensional flow evolution in cavity // *Russ. J. Eng. Thermophys.* 1995. Vol. 5, No. 2. P. 165–176.
8. **Щукин А.В., Козлов А.П., Чудиновский Я.П., Агачев Р.С.** Интенсификация теплообмена сферическими выемками // *Изв. РАН. Энергетика*. 1998. № 3. С. 47–64.
9. **Tanner L.H., Blows L.G.** A study of the motion of oil films on the surfaces in air flow, with application to the measurement of skin friction // *J. of Physics E: Scientific Instruments*. 1976. Vol. 9. P. 194–202.
10. **Ng H.C.H., Marusic I., Monty J.P., Hutchins N., Chong M.S.** Oil film interferometry in high Reynolds number turbulent boundary layers // *16th Australasian Fluid Mechanics Conference Crown Plaza, Gold Coast, Australia, 2–7 December 2007*. P. 807–814.
11. **Pailhas G., Barricau P., Touvet Y., Perret L.** Friction measurement in zero and adverse pressure gradient boundary layer using oil droplet interferometric method // *Experiments in Fluids*. 2009. Vol. 47. P. 195–207.
12. **Ligrani P.M., Harrison J.L., Mahmmud G.I., Hill M.L.** Flow structure due to dimple depressions on a channel surface // *Physics of Fluids*. 2001. Vol. 13, No. 11. P. 3442–3451.
13. **Butt U.** Experimental investigation of the flow over macroscopic hexagonal structured surfaces. 2013. urn:nbn:de:kobv:col1-opus4-30555.

*Статья поступила в редакцию 12 июля 2015 г.,
после доработки — 29 декабря 2015 г.*