

Развитие когерентных структур в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем для ламинарного и турбулентного состояний набегающего потока*

О.И. Вишняков, П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко

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

E-mail: vis_ol@itam.nsc.ru

В работе изучаются характеристики когерентных структур в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. Эксперимент проводился на плоской пластине для двух состояний набегающего пограничного слоя: ламинарного и турбулентного. Ударная волна генерировалась клинообразным телом, установленным над пластиной. Основные данные получены термоанемометрическим методом. Исследование структур, развивающихся в пограничном слое, выполнено на основе анализа спектров когерентности. Обнаружено, что характерный трансверсальный размер когерентных структур слабо изменяется в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем.

Ключевые слова: взаимодействие ударной волны с пограничным слоем, отрыв потока, когерентные структуры пограничного слоя.

Введение

Течение при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя является неотъемлемой частью внешней и внутренней аэродинамики транзвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов. Такое течение, в частности, наблюдается в воздухозаборниках, каскадах лопаток компрессора, при обтекании аэродинамических профилей, поверхностей управления самолетов и т.д. Указанное обстоятельство объясняет интерес большого количества исследователей к этой проблеме [1 – 7]. Ударная волна создает существенный неблагоприятный градиент давления, что при взаимодействии с пограничным слоем часто приводит к образованию отрывной зоны. Особенностью данного течения является нестационарность отрывной зоны и связанных с ней скачков уплотнения [8 – 10]. Свойственной зоне взаимодействия низкочастотные колебания остаются объектом исследований и дискуссий, поскольку четкого однозначного объяснения их природы пока не существует. Эти низкочастотные колебания лежат в диапазоне чисел Струхала

* Исследование выполнено в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН; работа проведена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

порядка 0,02–0,05, рассчитанном по длине зоны взаимодействия [11]. В работе [12] были выделены два основных механизма возникновения таких низкочастотных пульсаций. Первый механизм связывают с набегающей турбулентностью, а второй — с динамикой отрывной зоны и ее откликом на пульсации в следе и глобальной неустойчивостью течения. На основе сравнения данных, полученных в ходе разных работ, исследователи пришли к выводу о существовании обоих этих механизмов, но степень их проявления зависит от параметров течения и главным образом от интенсивности ударной волны и размера отрывной зоны. Реализацию первого механизма подтверждают результаты ряда исследований. В частности, в работах [13–16] было показано, что низкочастотные пульсации зоны коррелируют с крупномасштабными когерентными структурами, присутствующими в турбулентном пограничном слое, набегающем на зону взаимодействия. В случае взаимодействия ударной волны с ламинарным пограничным слоем на динамику отрыва существенно влияет ламинарно-турбулентный переход [17–20].

Когерентные структуры — характерное явление для процесса ламинарно-турбулентного перехода, играющее в нем значимую роль [21–24]. Исследования когерентных структур важны как с точки зрения понимания физики процессов в пограничном слое, так и с точки зрения разработки стратегий управления течениями. Наиболее изучены когерентные структуры, наблюдаемые в дозвуковых несжимаемых течениях [25–28]. Для сжимаемых сверхзвуковых течений в работах [29–31] было обнаружено, что относительный размер структур вдоль размаха модели аналогичен дозвуковому случаю, однако продольная протяженность этих структур для дозвуковых скоростей потока в два раза больше. Также было продемонстрировано, что рост чисел Маха и Рейнольдса (M и Re) ведет к уменьшению протяженности структур, но их размер в поперечном (трансверсальном) направлении сохраняется. Отметим, что в упомянутых работах исследования выполнялись термоанемометрическим методом. В работах [32, 33], использующих PIV (Particle Image Velocimetry) метод: также подтверждалась схожесть данных структур для сжимаемого и несжимаемого потоков, однако здесь была получена обратная зависимость продольного масштаба, а именно: увеличение их протяженности с ростом числа Маха. При этом между результатами работ также наблюдается существенное расхождение в количественных характеристиках исследуемых структур. Авторы объясняют это противоречие применением разных измерительных методик (термоанемометрия и PIV), а следовательно, и разных измеряемых величин (массовый расход и скорость). Кроме того, есть сложность в повторении всех условий течения при исследованиях, проводимых различными научными группами в сверхзвуковом эксперименте. В работе [34] имело место довольно подробное исследование турбулентного сверхзвукового пограничного слоя при $M = 2,1$ с помощью Томо-PIV. Авторы обнаружили два масштаба когерентных структур. На малом расстоянии от стенки ($< 0,5\delta$) было установлено существование мелкомасштабных структур с трансверсальным размером порядка $0,25\delta$, имеющих значительную протяженность порядка $2,6\delta$ и более. Также были обнаружены крупномасштабные подковообразные вихри шириной около $0,4\delta$, наблюдаемые на удалении от стенки ($> 0,6\delta$) и имеющие существенно меньший продольный масштаб когерентности.

Настоящая работа посвящена исследованию когерентных структур, проходящих через область взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. При изучении задачи взаимодействия ударной волны с пограничным слоем обычно используется несколько конфигураций. Наиболее распространен тестовый случай, где ударная волна возникает вследствие обтекания препятствия в виде угла сжатия или прямой/обратной ступеньки. Особенностью такой конфигурации является существование вероятности возникновения

вихрей Гертлера [35, 36], что отличает ее от конфигурации с падающей ударной волной. Это отличие позволяет считать последнюю более предпочтительной для моделирования течений, реализующихся при обтекании внешних поверхностей, что и определило ее выбор в настоящем исследовании. В представленной работе эксперименты выполняются для числа Маха $M = 1,43$, что близко к локальному числу Маха на верхней поверхности трансзвукового профиля. Рассматриваются когерентные структуры не только для случая набегающего турбулентного пограничного слоя, проходящего через зону взаимодействия, но и вариант течения с набегающим ламинарным пограничным слоем, который турбулизируется в области взаимодействия.

Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической установке Т-325 ИТПМ СО РАН, уровень пульсаций массового расхода в которой в набегающем потоке составляет порядка 0,5 %. Использовались сверхзвуковые сопловые вставки, формирующие поток с числом Маха $M = 1,43$ и имеющие байпасные каналы для обеспечения запуска установки. На нижнюю сопловую вставку на пилонх устанавливалась модель в виде плоской прямоугольной пластины с острым носиком под нулевым углом атаки. На верхней сопловой вставке, также на пилонх, размещался генератор ударной волны — клиновидное тело, установленное под углом атаки $\beta = 4^\circ$. Измерения проводились при давлении торможения $P_0 = 70$ кПа, температуре торможения $T_0 = 290$ К и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 10,6 \cdot 10^6$.

Схема исследуемого течения представлена на рис. 1. Рассматривалось два тестовых случая. Первый соответствует течению с набегающим ламинарным пограничным слоем. Косой скачок уплотнения, индуцируемый клинообразным телом, приводит к возникновению на пластине неблагоприятного градиента давления, что в свою очередь приводит к возникновению ламинарного отрывного пузыря, распространяющегося вперед от места падения ударной волны. Вследствие образования отрыва происходит вытеснение потока, что способствует возникновению веера волн сжатия. Вблизи пересечения падающего

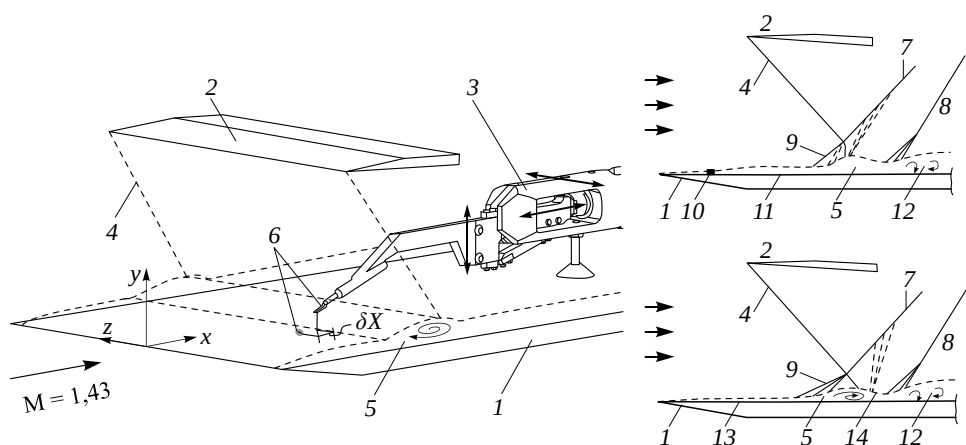


Рис. 1. Схема эксперимента.

- 1 — модель-пластина, 2 — генератор ударной волны, 3 — координатное устройство, 4 — падающая ударная волна, 5 — отрывная область, 6 — термоанемометрические датчики, 7 — отраженная ударная волна, 8 — волна сжатия от присоединения течения, 9 — веер волн сжатия, 10 — турбулизатор, 11 — турбулентный пограничный слой, 12 — турбулентный пограничный слой в следе, 13 — ламинарный пограничный слой, 14 — область ламинарно-пограничного перехода.

скачка уплотнения с пластиной имеет место турбулизация пограничного слоя, что приводит к подавлению отрывного течения. В следе за отрывной областью наблюдается неравновесный турбулентный пограничный слой.

Второй тестовый случай соответствует течению с турбулентным набегающим пограничным слоем, для генерации которого использовался турбулизатор, расположенный на расстоянии 30 мм от передней кромки. Турбулизатор представлял собой прямоугольную ступеньку высотой 0,3 мм, что приблизительно равно местной толщине пограничного слоя. Протяженность ступеньки вдоль потока составляла 1 мм, а в поперечном направлении турбулизатор занимал весь размах модели (200 мм). Поскольку турбулентный пограничный слой лучше сопротивляется неблагоприятному градиенту давления, то влияние падающего скачка на вытеснение пограничного слоя вверх по потоку оказалось невелико. Но по сравнению с ламинарным случаем вытеснение потока вдоль продольной координаты происходит более резко.

В настоящей работе в качестве основного измерительного метода использовалась термоанемометрия. Измерения проводились с помощью восьми ниточных датчиков термоанемометра. Семь из них являлись поверхностными датчиками, изготовленными из нити диаметром 5 мкм и длиной примерно 1 мм. Фотография датчиков приведена на рис. 2. Четыре датчика располагались последовательно вдоль оси X на расстоянии 20 мм друг от друга, начиная с координаты 98 мм. По бокам от центрального датчика с координатой $X = 158$ мм коллинеарно размещались еще 3 датчика с шагом 12 мм вдоль трансверсальной координаты Z . Один датчик находился справа от центрального датчика и два — слева (в направлении по потоку). Ниточный датчик термоанемометра № 8 располагался на координатном устройстве, которое изображено на рис. 1. Для уменьшения риска обрыва нити он имел увеличенный диаметр нити, составляющий 7,5 мкм, и длину около 1,5 мм. Все измерения проводились при одном значении перегрева нити, равном 1,75 для датчика 8 и 1,65 — для поверхностных датчиков. Координаты расположения датчиков приведены в табл. 1. Отметим, что в данной части исследований в качестве $Z = 0$ принята ось, проходящая через центр датчиков № 1–3 и 5, которая немного не совпадает с осью симметрии модели (пластины). Продольное расстояние между поверхностным

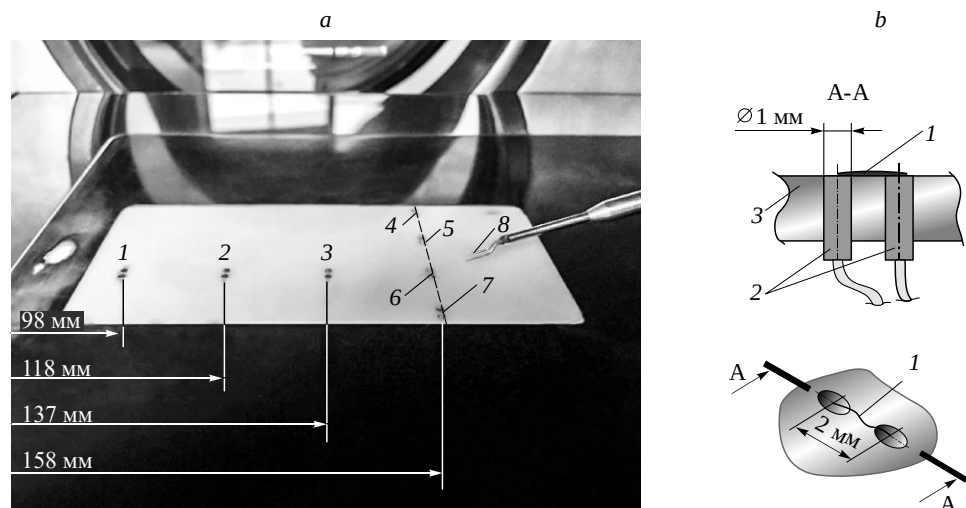


Рис. 2. Фотография модели с указанием размещения датчиков, а также расстояния их расположения от передней кромки модели (а) и схема поверхностного датчика (б).

б: 1 — нить 5 мкм, 2 — медные электроды, 3 — вставка MACOR.

Таблица 1

Координаты расположения поверхностных датчиков

№ датчика Координаты	1	2	3	4	5	6	7	8
X, мм	98	118	138	158	158	158	158	Изменялось
Z, мм	0	0	0	36	18	0	–18	Изменялось

датчиком и датчиком, сканирующим поток, обозначено как $\delta X = X_{hw} - X_{wall}$ (см. рис. 1). Датчики подключались к восьмиканальному термоанемометру постоянного сопротивления ТПС-18-8. Все каналы ТПС были настроены так, чтобы отклик на тестовый сигнал имел одинаковый вид. При этом постоянная времени была равна 4 мкс для всех каналов. Для оцифровки получаемого термоанемометром сигнала использовалась пара аналого-цифровых преобразователей — АЦП L-card E 20-10 и PicoScore5443D, частота дискретизации была выбрана 1 МГц. Для каждой точки пространства запись имела длину $1 \cdot 10^6$ точек. Пересчет напряжения в массовый расход осуществлялся по методике, описанной в работе [37], с использованием тарировочной зависимости, также полученной в данной серии экспериментов.

Поскольку поверхностные датчики имеют вид небольших шероховатостей, важно убедиться, что они не приводят к турбулизации течения за собой. Для этого были проведены измерения температуры поверхности модели с помощью тепловизора. Результаты измерения для случая с ламинарным пограничным слоем представлены на рис. 3. Поскольку центральная часть пластины была изготовлена из пластика, который обладает небольшим коэффициентом теплопроводности, можно утверждать, что наблюдаемые поля температуры близки к температуре восстановления. Наиболее значимый (в контексте данной работы) результат тепловизионных измерений заключается в отсутствии каких-либо возмущений и следов от поверхностных датчиков, что свидетельствует также об отсутствии турбулизации и существенных искажений ламинарного течения за датчиками.

Для исследования панорамной картины течения были выполнены PIV-измерения. Постановка эксперимента подробно описывалась в работе [38]. Засев потока осуществлялся частицами DEHS размером порядка 1 мкм с помощью генератора частиц эжекторного типа. Трассеры вводились локально — в центральную область форкамеры перед детурбулизирующими сетками аэродинамической трубы. Лазерный луч заводился через боковое оптическое окно, расположенное ниже по течению от исследуемой области. После чего он разворачивался с помощью призмы в направлении вдоль потока, формируя лазерный нож толщиной 1 мм. Частота генерации лазерных импульсов/съемки изображений составляла 15 Гц, межкадровая задержка — 1 мкс.

Результаты эксперимента

На рис. 4a и 4b представлены поля скорости, полученные методом PIV, соответственно для ламинарного и турбулентного случаев. Отметим, что оси Y и X имеют разный масштаб. Сравнение

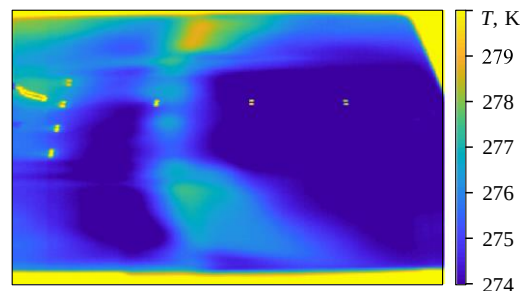


Рис. 3. Термографическая визуализация ламинарного пограничного слоя.
Направление потока справа налево.

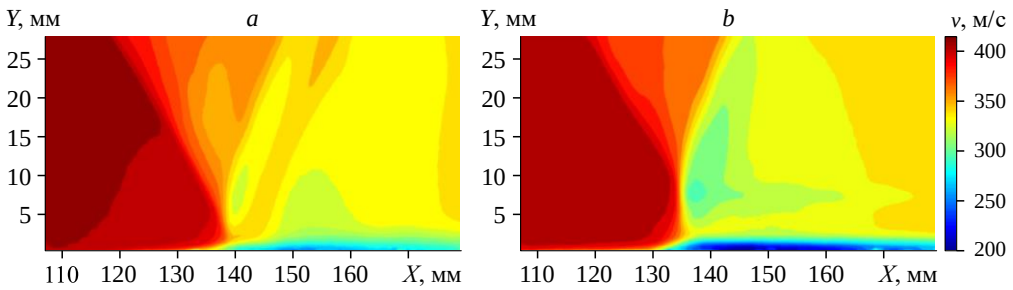


Рис. 4. Поля скорости, полученные методом PIV для ламинарного (а) и турбулентного (b) случаев.

полей скорости показывает, что вид отрывных зон зависит от состояния пограничного слоя перед зоной взаимодействия. Поскольку ламинарный пограничный слой хуже сопротивляется неблагоприятному градиенту давления, то отрыв начинается выше по потоку, а присоединение течения наблюдается около падающей ударной волны, где происходит турбулизация течения. При взаимодействии турбулентного пограничного слоя с падающим скачком в районе $X = 128$ мм наблюдается уменьшение наполненности профиля скорости, что приводит к вытеснению потока и формированию отрывной ударной волны. Однако в отличие от ламинарного случая стационарный отрывной пузырь не образуется вследствие недостаточной величины неблагоприятного градиента давления. Для турбулентного случая зона взаимодействия имеет меньшую протяженность вверх по потоку от точки падения ударной волны, а также характеризуется более резким вытеснением потока. Это приводит к формированию более мощного скачка уплотнения по сравнению с ламинарным случаем. На рис. 4b можно видеть небольшую область с прямым скачком уплотнения, сходную с ножкой Маха ($Y \approx 8$ мм). При этом наполненность профиля пограничного слоя в следе для ламинарного случая выше, чем для турбулентного.

На рис. 5a и 5b соответственно для ламинарного набегающего пограничного слоя и турбулентного представлены профили массового расхода, полученные термоанемометрическим методом при различных положениях по оси X . На рис. 5a профиль для $X = 119$ мм

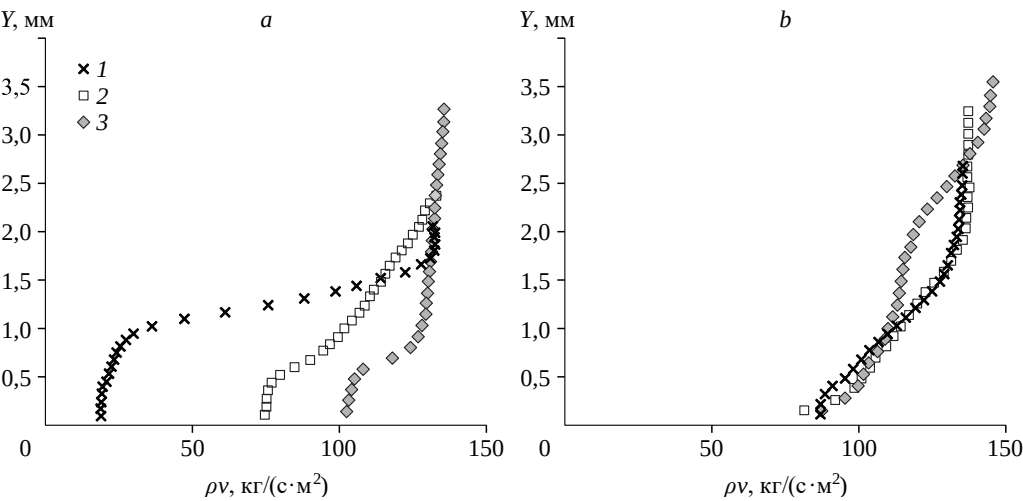


Рис. 5. Профили массового расхода для ламинарного (а) и турбулентного (b) случаев.
а: $X = 119$ (1), 138,6 (2), 158, 2 (3); б: $X = 99,5$ (1), 119,5 (2), 158,2 (3).

соответствует ламинарному участку отрывной зоны перед ударной волной. Хорошо видно наличие сдвигового слоя в области $Y \approx 1 - 1,8$ мм. В области отрывного течения $Y \approx 0 - 1$ мм наблюдается слабое изменение величины массового расхода, что можно объяснить невозможностью корректного измерения параметров течения в отрывной области однониточным датчиком. Профиль $X = 138,6$ мм находится немного ниже по течению от ударной волны, здесь хорошо виден рост наполненности профиля, что связано с турбулизацией течения. PIV-данные подтверждают этот вывод. Сечение $X = 158,2$ мм расположено в следе за областью взаимодействия и соответствует неравновесному турбулентному пограничному слою. На рис. 5b профили для $X = 99,5$ мм и $X = 119,5$ мм соответствуют развитому турбулентному пограничному слою перед областью взаимодействия. Профиль $X = 158,2$ мм размещается в следе области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем, за ударной волной. Интересной особенностью является формирование точки перегиба около границы пограничного слоя ($Y \approx 2,5$ мм). На основании данных профилей массового расхода, а также профилей скорости, полученных методом PIV, были определены интегральные характеристики пограничного слоя в областях расположения поверхностных датчиков.

На рис. 6 изображены профили пульсаций массового расхода для тех же координат, что и в случае профилей массового расхода, представленных на рис. 5. Для ламинарного случая (рис. 6a) в координате $X = 119$ мм в профиле пульсаций можно видеть два пика схожей амплитуды, расположенные в области максимального градиента массового расхода. Первый пик находится около нижней границы сдвигового слоя, второй — у верхней границы. Для координаты $X = 138,6$ мм, за исключением пристеночной области, уровень пульсаций стабильно высокий, более того, для данного профиля наблюдается максимальный измеренный уровень пульсаций (16 %), который превышает значения, полученные для турбулентного пограничного слоя (рис. 6b). Скорее всего, высокий уровень пульсаций связан с ламинарно-турбулентным переходом. При перемещении в область следа уровень пульсаций немного снижается, но остается высоким, около 14–15 %. При $X = 158,2$ мм максимум пульсаций расположен на высоте 0,7 мм. Кривые $X = 99,5$ мм и $X = 119,5$ мм на рис. 6b соответствуют профилям турбулентного пограничного слоя, набегающего на зону взаимодействия. При движении от границы пограничного слоя к стенке сначала наблюдается рост пульсаций, который достигает максимума на высоте

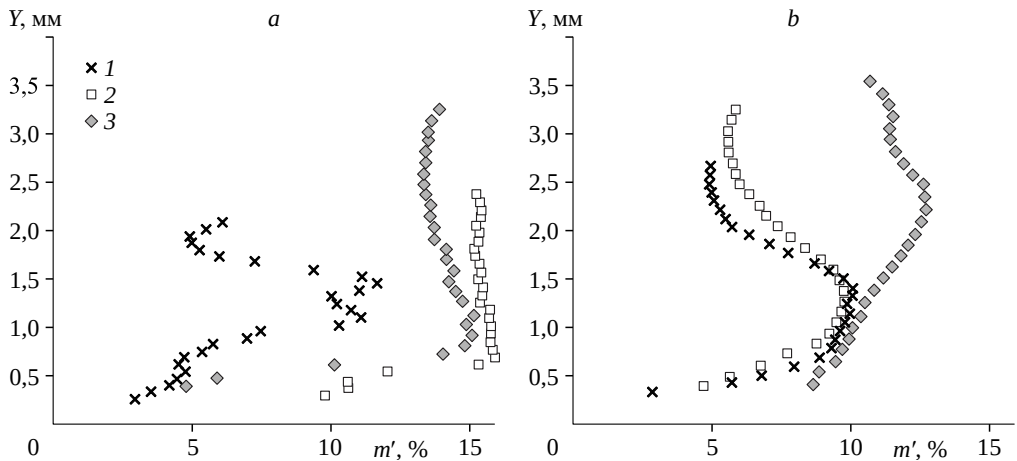


Рис. 6. Профили пульсаций массового расхода для ламинарного (a) и турбулентного (b) случаев. Обозначения см. на рис. 5.

порядка 0,6δ. При дальнейшем движении к стенке происходит падение уровня пульсаций массового расхода, что не соответствует распределению пульсаций для турбулентного пограничного слоя [39]. На полученные результаты, вероятно, оказал влияние ограниченный частотный диапазон датчиков, который привел к недооценке уровня пульсаций около стенки. В сечении $X = 158,2$ мм максимум пульсаций составляет 14 % и находится на высоте $\approx 2,3$ мм, как раз в области точки перегиба на профиле массового расхода (рис. 5b).

На рис. 7 представлены графики коэффициента кросс-корреляции, значения которых получены между поверхностными датчиками, расположенными в разных продольных сечениях. Номера датчиков, между сигналами которых вычислялась кросс-корреляция, указаны в легенде на графиках. На рис. 7a для случая ламинарного набегающего пограничного слоя можно видеть довольно высокий уровень корреляции как между парой датчиков 3-6 ($X = 138$ мм и $X = 158$ мм), так и между парой 2-6, ($X = 118$ и $X = 158$ мм). При этом пульсации, фиксируемые датчиками 2 и 6, находятся в противофазе. Большая ширина корреляционного пика для пары 2-6 свидетельствует о том, что на данной дистанции наибольшая взаимосвязь сигналов наблюдается для более крупных и низкочастотных структур, чем для пары 3-6. Временная задержка положения кросс-корреляционного максимума позволяет оценить скорости распространения возмущения как 270 и 240 м/с для пар датчиков 2-6 и 3-6 соответственно. Для пары 2-6 следует учитывать, что поток проходит через ударную волну и скорость течения значительно меняется. Найденные значения скорости согласуются со значением 220 м/с, полученным в работе [39], в которой исследовалось развитие возмущений, генерируемых электрическим разрядом, для аналогичной постановки эксперимента. На рис. 7b для случая турбулентного набегающего пограничного слоя наблюдаемый уровень корреляции ниже, чем для ламинарного случая — максимум 0,17 для датчиков 3-6 ($X = 138$ мм и $X = 158$ мм), и убывает при увеличении дистанции между датчиками до 0,03 для пары 1-6 ($X = 98$ мм и $X = 158$ мм). Фазовые скорости для турбулентного случая оказываются ниже, чем для ламинарного: около 220 м/с для пар датчиков 1-6 и 3-6 и около 190 м/с для пары 2-6. При обработке сигналов датчиков, разнесенных по трансверсальной координате, была обнаружена слабая корреляция. Незначительные уровни согласованности сигналов наблюдались только для наиболее близких датчиков.

На рис. 8 представлены поля кросс-корреляции между поверхностным и сканирующим в вертикальном направлении датчиками термоанемометра. По оси ординат отложены

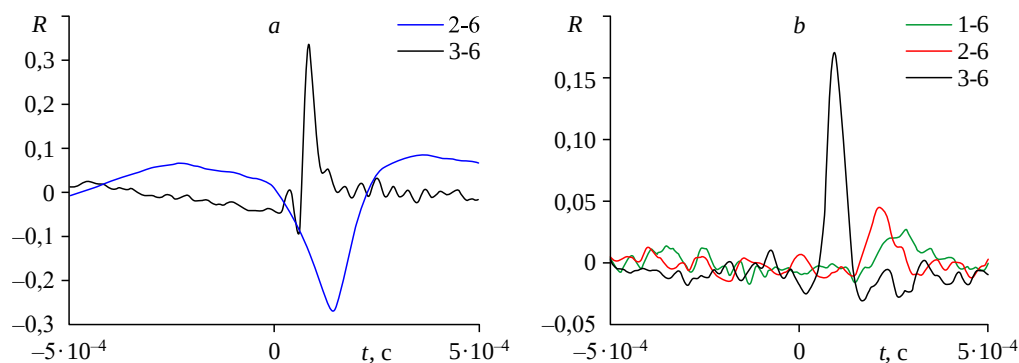


Рис. 7. Графики поведения коэффициента кросс-корреляции между поверхностными датчиками.
a — ламинарный набегающий пограничный слой, b — турбулентный набегающий пограничный слой;
цифрами обозначены номера датчиков.

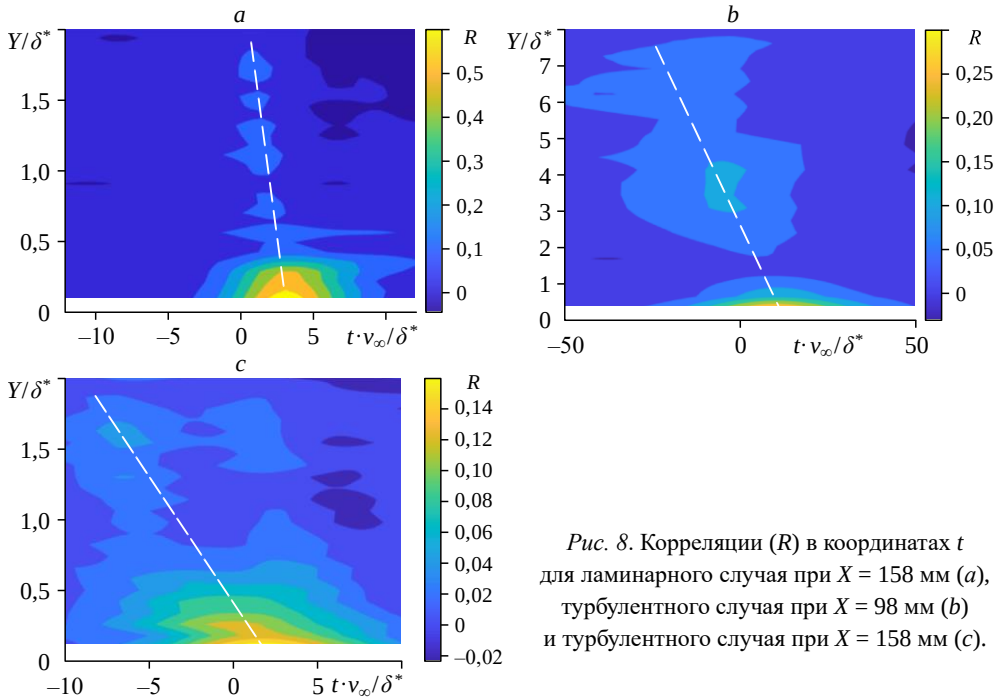


Рис. 8. Корреляции (R) в координатах t для ламинарного случая при $X = 158$ мм (а), турбулентного случая при $X = 98$ мм (б) и турбулентного случая при $X = 158$ мм (с).

значения вертикальной координаты, нормированной на локальную толщину вытеснения, а ось абсцисс отображает временной сдвиг между сигналами, для приведения которого в безразмерный вид время умножено на скорость набегающего потока и поделено на локальное значение толщины вытеснения. Изображение на рис. 8а соответствует случаю с ламинарным состоянием набегающего пограничного слоя для поверхностного датчика 6, а на рис. 8б, 8с — случаю с турбулентным состоянием набегающего пограничного слоя для датчиков 1 и 6 соответственно.

Сравним корреляции для ламинарного и турбулентного случаев, полученные в области турбулентного следа с помощью датчика 6 (рис. 8а и 8с). Для ламинарного набегающего пограничного слоя уровень кросс-корреляций оказывается существенно выше, чем для турбулентного, несмотря на большую дистанцию между датчиками — $\delta X/\delta^*$. Для обоих случаев максимум корреляций наблюдается около стенки, согласованность сигналов присутствует только в области пограничного слоя, что приблизительно равно удвоенной толщине вытеснения. В местоположении датчика 1 для турбулентного пограничного слоя нестационарные структуры имеют размер около 7,5 толщин вытеснения, что немного больше толщины пограничного слоя ($\approx 1,2$ раза). В табл. 2 приведены для сопоставления соответствующие значения толщины вытеснения и толщины пограничного слоя.

Таблица 2
Локальные значения толщины вытеснения
и толщины пограничного слоя

X , мм	98	118	138	158
δ^* (ламинарный), мм	0,16	0,66	1,3	1,6
δ (ламинарный), мм	0,6	1,7	2,5	3,2
δ^* (турбулентный), мм	0,26	0,45	1,4	1,5
δ (турбулентный), мм	1,8	2	2,9	3

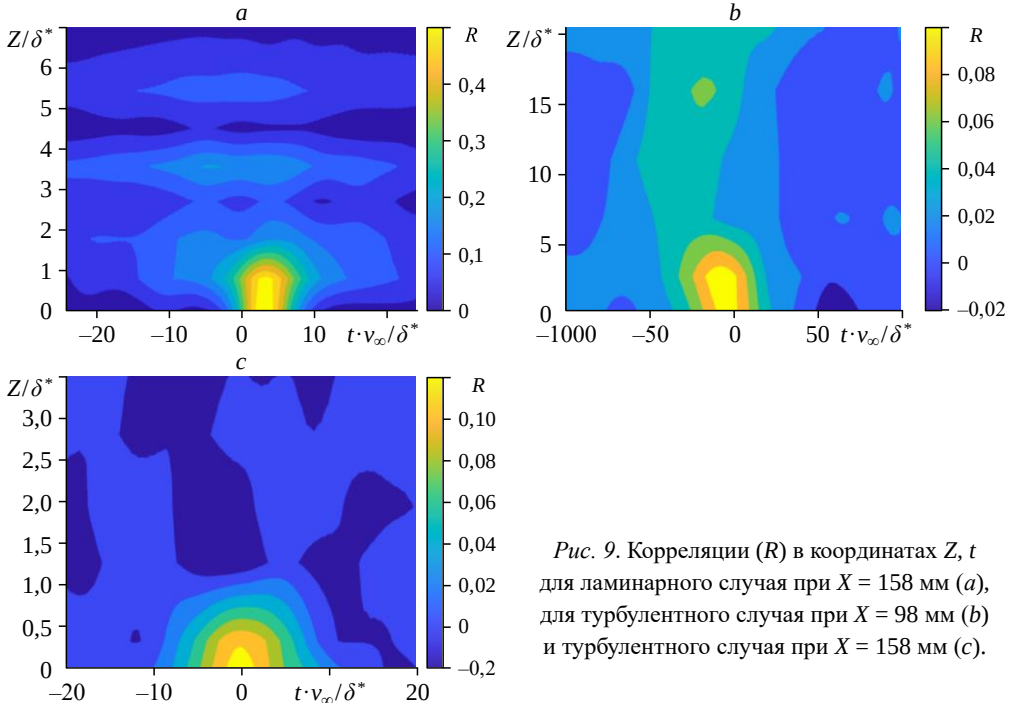


Рис. 9. Корреляции (R) в координатах Z, t для ламинарного случая при $X = 158$ мм (а), для турбулентного случая при $X = 98$ мм (b) и турбулентного случая при $X = 158$ мм (с).

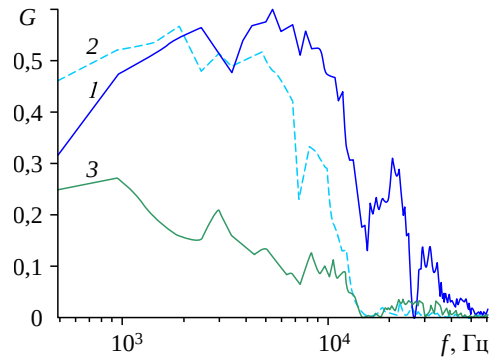
На рис. 9 представлены поля кросс-корреляции между поверхностным и сканирующим в трансверсальном направлении датчиками. Данные приведены в области по Y , где наблюдался высокий уровень корреляции в широком диапазоне Z . В области турбулентного следа величина корреляции составляет $0,23\delta^*$ для ламинарного набегающего пограничного слоя (рис. 9a) и $0,26\delta^*$, когда перед зоной взаимодействия пограничный слой является турбулентным (рис. 9c). Для турбулентного случая падение согласованности сигнала вдоль оси Z происходит быстрее, чем для ламинарного. Высокий уровень корреляций для ламинарного случая наблюдается на расстоянии $Z \approx \pm 2\delta^*$, а для турбулентного случая — при $Z \approx \pm \delta^*$. Для турбулентного случая в набегающем пограничном слое основные кросс-корреляции наблюдаются на расстоянии $Z \approx \pm 6\delta^*$. Учитывая величину δ^* можно утверждать, что абсолютный трансверсальный размер когерентных структур не изменяется при прохождении области взаимодействия. В настоящей работе измерения согласованности сигналов между датчиками 1 и 8 для случая ламинарного пограничного слоя не производилось, т.к. в работе [40] не было найдено существенного уровня согласованности сигнала для данных, полученных в ламинарном пограничном слое.

Перейдем к рассмотрению когерентности сигналов датчиков. Когерентность между сигналами x и y в данном исследовании определялась как

$$G_{xy}(f) = \frac{|G_{xy}(f)|^2}{G_{xx}(f) \cdot G_{yy}(f)},$$

где G_{xy} — кросс-спектральная плотность мощности, G_{xx} и G_{yy} — спектральные плотности мощности. На рис. 10 представлены спектры когерентности, которые соответствуют данным, приведенным на рис. 9 при $Z = 0$. Хорошо видно, что для турбулентного случая, как для набегающего пограничного слоя, так и в следе, основная согласованность сигналов наблюдается до частоты ≈ 10 кГц. В ламинарном случае приблизительно в этом

Рис. 10. Спектры когерентности для ламинарного случая при $X = 158$ мм (1), для турбулентного случая при $X = 158$ мм (2) и турбулентного случая при $X = 98$ мм (3).



частотном диапазоне присутствует первый пик пульсаций. Указанная частота приблизительно соответствует характерному масштабу ≈ 4 см, что близко к размеру области взаимодействия. В более высокочастотной части для ламинарного случая определяются еще два пика когерентности. Первый соответствует частоте 20 кГц, а второй — около 30 кГц. Для турбулентного случая наблюдается небольшой рост уровня когерентности в частотном диапазоне выше 20 кГц. На основании этих данных было решено выделить несколько частотных диапазонов. Первый частотный диапазон — < 1 кГц, в нем характерный размер возмущений больше, чем длина исследуемой области, что сопоставимо с низкочастотными возмущениями набегающего потока. Второй диапазон — $1\text{--}10$ кГц — содержит в себе возмущения с характерным размером примерно $4\text{--}40$ мм, которые в основном характеризуют осцилляции области взаимодействия. Третий диапазон — $10\text{--}20$ кГц — имеет характерный размер, сопоставимый с размерами отрывной зоны, и представляет особый интерес, поскольку в этой области наблюдался провал в распределении когерентности. Четвертый диапазон — $20\text{--}60$ кГц — имеет характерный размер от пары сантиметров до нескольких миллиметров, что уже сопоставимо с возмущениями, развивающимися в пограничном слое. На частотах свыше 60 кГц когерентность сигналов отсутствует.

На рис. 11–13 представлены пространственные распределения интегрального уровня когерентности между сигналами поверхностного и ниточного датчиков. Интегральный уровень когерентности находился путем усреднения значения когерентности в четырех частотных диапазонах, выбранных по спектрам когерентности (см. рис. 10). Необходимо помнить, что данные для разных случаев были получены при различных продольных дистанциях между поверхностным и ниточным датчиками (δX), что может сказываться на абсолютных значениях уровня когерентности. Для возможности сравнения полей, полученных в разных сечениях X , отличающихся характерными масштабами течения, данные приводятся в безразмерных координатах Y/δ^* и Z/δ^* .

На рис. 11 представлены поля интегральной когерентности, полученные в набегающем пограничном слое для турбулентного случая (между поверхностным датчиком 1 и датчиком 8, расположенном на координатном устройстве). Измерения проводились при минимальном расстоянии между поверхностным и сканирующим датчиками ($\delta X \approx 0$). Для всех диапазонов частот можно выделить некоторое подобие в распределении когерентности, которое заключается в том, что основной максимум согласованности сигналов наблюдается в диапазоне $Y = (2\text{--}2,5)\delta^*$, а около стенки при $Y = (0,5\text{--}1,5)\delta^*$ уровень когерентности близок к нулю. Из рис. 11а видно, что для первого частотного диапазона, за исключением пристеночной области, наблюдается хорошее согласование сигналов во всей области измерений. Это хорошо согласуется с предположением, что в данном частотном диапазоне преобладают флуктуации набегающего потока, которые должны хорошо детектироваться до зоны взаимодействия. С увеличением частоты уровень когерентности уменьшается, и вместе с тем уменьшается высота верхней границы когерентных

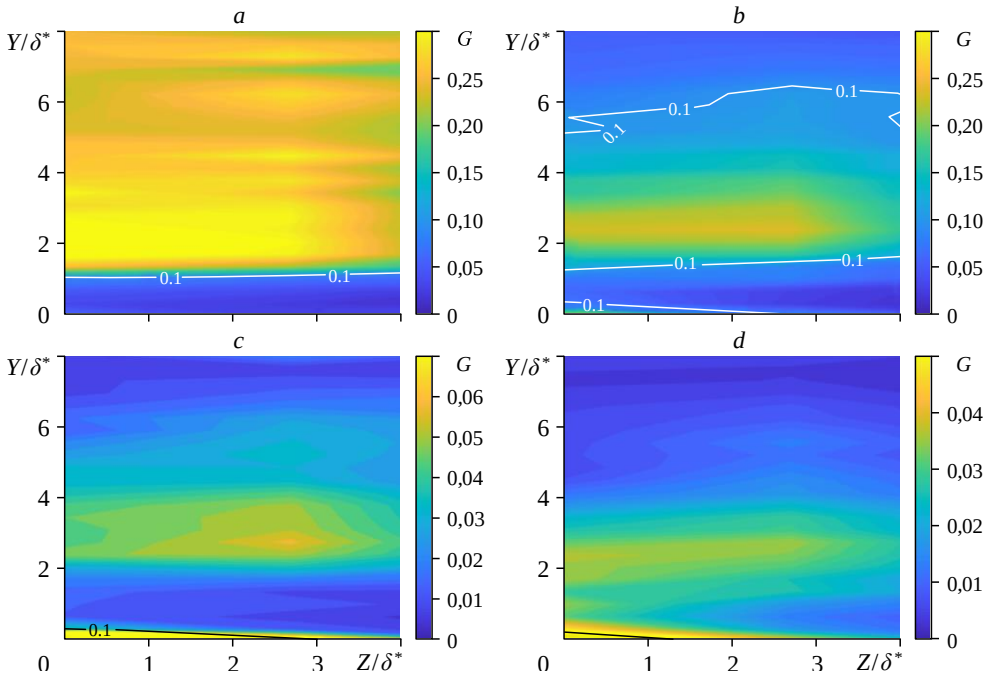


Рис. 12. Поля когерентности (G) для турбулентного случая перед отрывной зоной $X = 98$ мм ($\delta X = 0$) для различных частотных диапазонов. a — 0,4–0,9 кГц, b — 0,9–9,7 кГц, c — 9,7–20 кГц, d — 20–60 кГц.

структур. Так, во втором частотном диапазоне (рис. 11b) уровень когерентности 0,1 детектируется уже только при $Y = 6\delta^*$. Дальнейший рост частоты не приводит к существенному изменению качественной картины распределения когерентности в пространстве, но уровень согласованности сигналов падает. Заметим, что характерная ширина когерентных структур в набегающем турбулентном пограничном слое $Z \approx \pm 4\delta^*$.

На рис. 12 показаны поля когерентности для турбулентного случая в области следа (данные получены с использованием датчиков 6 и 8). Видно, что при прохождении области взаимодействия качественная картина распределения уровня когерентности согласуется для первых трех частотных диапазонов (рис. 12a–12c). Более того, для первых двух частотных диапазонов хорошо согласуются и абсолютные значения когерентности (рис. 12a, 12b). Причиной этого, скорее всего, является доминирование в этом частотном диапазоне пульсаций течения, связанных с нестационарностью отрывного скачка уплотнения. Основной пик когерентности на рис. 12a–12c наблюдается на высоте $0,25\delta^*$, на рис. 12a, 12b присутствует также второй пик, расположенный на высоте $1,25\delta^*$. Отметим, что в распределении среднеквадратичных пульсаций массового расхода на данных высотах не фиксируется существенного изменения в профиле пульсаций. Ширина когерентных структур составляет приблизительно $Z \approx \pm 1\delta^*$, что сопоставимо с толщиной пограничного слоя. По сравнению с рис. 11 физические размеры когерентных структур после прохождения через зону взаимодействия практически не изменились и составляют $\approx 2,5$ мм по высоте и ≈ 3 мм по ширине. Это подтверждают данные, полученные на основе кросс-корреляционного анализа. Для частотного диапазона 20–60 кГц (рис. 12d) пика около стенки зафиксировано не было, но присутствует область повышенного согласования сигналов при $Y = (0,5 - 1,8)\delta^*$. Это, скорее всего, объясняется тем, что в данном

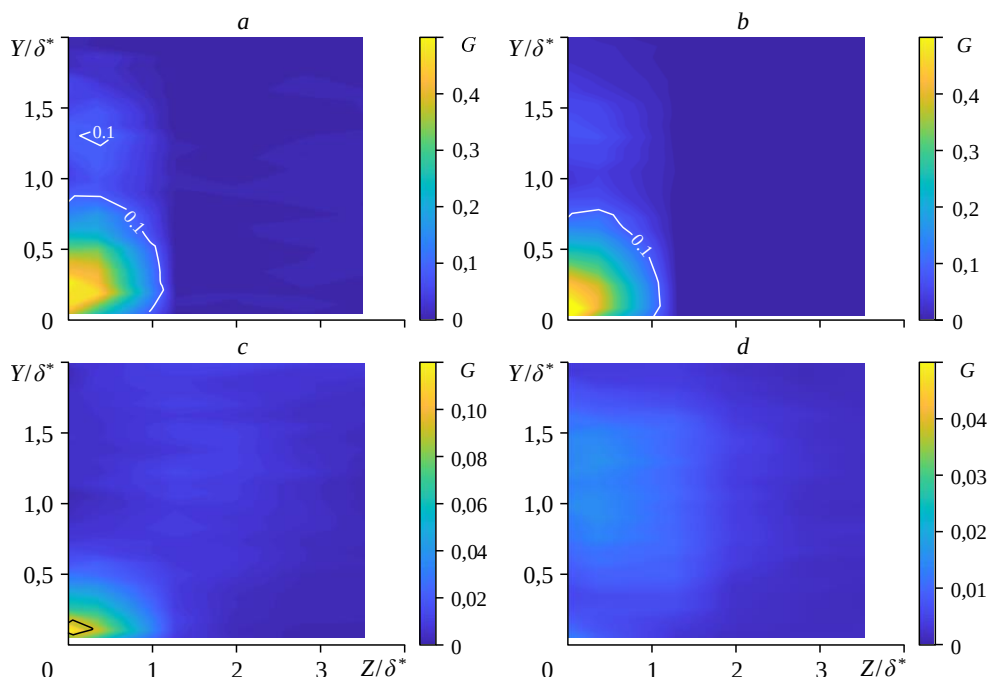


Рис. 12. Поля когерентности (G) для турбулентного случая в следе $X = 158$ мм ($\delta X = 0,13\delta^*$) для различных частотных диапазонов.

a — 0,4–0,9 кГц, b — 0,9–9,7 кГц, c — 9,7–20 кГц, d — 20–60 кГц.

частотном диапазоне влияние осцилляций отрывной ударной волны незначительно и основные структуры течения связаны с флуктуациями в турбулентном пограничном слое.

На рис. 13 представлены поля когерентности для случая ламинарного набегающего пограничного слоя, измеренные ниже по потоку от зоны взаимодействия, в турбулентном следе (датчики 6 и 8). В данном месторасположении датчиков течение является присоединенным и турбулентным. В сравнении с рис. 11 и 12 можно отметить общую закономерность, заключающуюся в уменьшении уровня когерентности при увеличении рассматриваемого частотного диапазона. Сходство проявляется и в абсолютном размере структур по Z , который увеличивается до $Z \approx \pm 1,4\delta^*$, что соответствует 4,5 мм.

Рассмотрим рис. 13а, на котором изображено поле когерентности для первого частотного диапазона. Вдоль оси Y наблюдается периодическое изменение уровня когерентности. В целом при удалении от стенки уровень когерентности постепенно уменьшается. Поле когерентности для второго частотного диапазона представлено на рис. 13b. Здесь также наблюдается периодичность в распределении когерентности по вертикальной оси и по сути распределение когерентности схоже с представленным на рис. 13а, но ее уровень убывает быстрее при удалении от стенки и от оси симметрии. Наблюдаемая периодичность в распределении когерентности, вероятнее всего, связана с низкочастотными колебаниями крупномасштабных структур — отрывной зоны и волн сжатия. Важным отличием данных, полученных в следе для ламинарного случая, по сравнению с турбулентным является существенно более высокий уровень когерентности, обнаруженный в третьем и четвертом частотных диапазонах. Так, в частотном диапазоне 10–20 кГц (рис. 13c) максимальный уровень когерентности достигает величины, близкой к 0,5, а для диапазона 20–60 кГц (рис. 13d) — близкой к 0,1. Характерная ширина структур близка для всех частотных диапазонов.

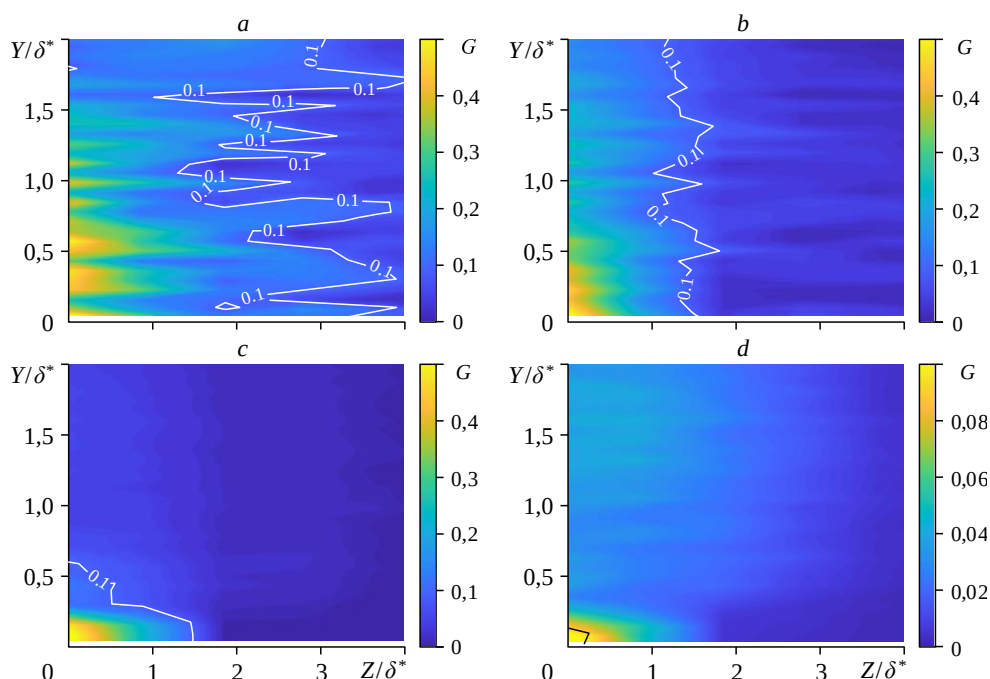


Рис. 13. Поля когерентности (G) для турбулентного случая в следе $X = 158$ мм ($\delta X = 0,13\delta^*$) для различных частотных диапазонов.

a — 0,4–0,9 кГц, b — 0,9–9,7 кГц, c — 9,7–20 кГц, d — 20–60 кГц.

Полученные данные демонстрируют, что для ламинарного случая в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем характерно возникновение мощных когерентных структур, часть из которых сопоставима с размером пограничного слоя. Полученные результаты хорошо согласуются с исследованиями [41], где при помощи метода искусственных возмущений было обнаружено резкое усиление нестационарных структур в области взаимодействия для ламинарного набегающего пограничного слоя.

Выводы

Исследована область взаимодействия ударной волны с пограничным слоем при числе Маха $M = 1,43$ для двух случаев набегающего пограничного слоя: ламинарного и турбулентного. Выполнены многоканальные измерения поверхностными датчиками совместно со сканирующим ниточным датчиком термоанемометра. Проведен анализ когерентных структур, возникающих в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем.

Для случая ламинарного набегающего пограничного слоя установлена явная взаимосвязь сигналов между поверхностными датчиками по всей длине зоны взаимодействия, что свидетельствует о существовании мощных когерентных структур в области турбулентного следа, связанных с набегающим пограничным слоем.

Для турбулентного случая обнаружено, что характерный размер когерентных структур практически не изменяется при прохождении их через зону взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. Ширина когерентных структур в следе для ламинарного и турбулентного случаев оказывается близкой.

Анализ спектров когерентности позволил установить, что для случая ламинарного набегающего пограничного слоя в области следа когерентные структуры наблюдаются в более широком частотном диапазоне.

Для турбулентного случая основные согласованные пульсации наблюдаются в низкочастотной области (< 10 кГц), характерный масштаб которой равен или больше размера области взаимодействия. Для ламинарного случая частотный диапазон согласованности сигналов расширяется до частот, характерных для пограничного слоя.

В целом можно сделать вывод, что при прохождении области взаимодействия масштаб структур сохраняется, но происходит изменение их спектрального состава, которое заключается в уменьшении частотного диапазона согласованных пульсаций. На основании этого область взаимодействия можно рассматривать как низкочастотный фильтр.

В то же время в случае набегающего ламинарного пограничного слоя в турбулентном следе присутствуют и более высокочастотные когерентные структуры. Вероятной причиной этого является существенное усиление возмущений в области взаимодействия, приводящее к турбулизации течения.

Полученные данные согласуются с результатами исследования, выполненного с использованием методики искусственных возмущений [41]. Таким образом, можно утверждать, что нестационарные структуры в турбулентном следе для ламинарного набегающего пограничного слоя являются более детерминированными, чем для случая турбулентного набегающего пограничного слоя.

Список литературы

1. **Gaitonde D.V.** Progress in shock wave/boundary layer interactions // Progress in Aerospace Sci. 2015. T. 72. С. 80–99.
2. **Dolling D.S.** Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research: what next? // AIAA J. 2001. Vol. 39, No. 8. P. 1517–1531.
3. Shock wave-boundary-layer interactions / Ed: H. Babinsky, J.K. Harvey. Cambridge University Press, 2011. Vol. 32. P. 1–137.
4. **Huang W., Wu H., Yang Y., Yan L., Li S.** Recent advances in the shock wave/boundary layer interaction and its control in internal and external flows // Acta Astronautica. 2020. Vol. 174. P. 103–122.
5. **Ligrani P.M., McNabb E.S., Collopy H. et al.** Recent investigations of shock wave effects and interactions // Advances in Aerodynamics. 2020. Vol. 2, No. 1. P. 4-1–4-23.
6. **Дерунов Е.К., Волков В.Ф., Желтоводов А.А., Максимов А.И.** Анализ сверхзвукового обтекания двух тел вращения вблизи поверхности // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 1. С. 13–36.
7. **Мажуль И.И.** Сверхзвуковое течение в прямоугольном канале воздухозаборника при отрывном взаимодействии пограничного слоя со скачками уплотнения // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 4. С. 533–544.
8. **Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** Correlation study in shock wave–turbulent boundary layer interaction // Shock Waves. 2011. Vol. 21, No. 3. P. 193–203.
9. **Mursenkova I., Sazonov A., Liao Yu., Ivanov I.** Visualization of the interaction region of an oblique shock wave with a boundary layer by the radiation of a nanosecond surface sliding discharge // Sci. Visualization. 2019. Vol. 11. P. 76–87.
10. **Лю К., Ён С., Ню Х., Чжао К.** Экспериментальное исследование нестационарности взаимодействия ударной волны с пограничным слоем // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2018. № 6. С. 105–115.
11. **Dussauge J.P., Piponniau S.** Shock/boundary-layer interactions: Possible sources of unsteadiness // J. Fluids and Structures. 2008. Vol. 24, No. 8. P. 1166–1175.
12. **Grilli M., Schmid P.J., Hickel S., Adams N.A.** Analysis of unsteady behavior in shockwave turbulent boundary layerinteraction // J. Fluid Mech. 2012. Vol. 700. P. 16–28.
13. **Unalms O.H., Dolling D.S.** Experimental study of causes of unsteadiness of shock-induced turbulent separation // AIAA J. 1998. Vol. 36, No. 3. P. 371–378.
14. **Beresh S.J., Clemens N.T., Dolling D.S.** Relationship between upstream turbulent boundary-layer velocity fluctuations and separation shock unsteadiness // AIAA J. 2002. Vol. 40, No. 12. P. 2412–2422.

15. Baidya R., Scharnowski S., Bross M., Kähler C.J. Interactions between a shock and turbulent features in a Mach 2 compressible boundary layer // J. Fluid Mechanics. 2020. Vol. 893. P. A15-1–A15-29.
16. Hu W., Hickel S., van Oudheusden B.W. Unsteady mechanisms in shock wave and boundary layer interactions over a forward-facing step // J. Fluid Mechanics. 2022. Vol. 949. P. A2-1–A2-32.
17. Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Маслов А.А. Влияние ламинарно-турбулентного перехода на взаимодействие ударной волны с пограничным слоем при малом сверхзвуковом числе Маха // Письма в Журн. техн. физики. 2015. Т. 41, № 19. С. 29–37.
18. Quadros R., Bernardini M. Numerical investigation of transitional shock-wave/boundary-layer interaction in supersonic regime // AIAA J. 2018. Vol. 56, No. 7. P. 2712–2724.
19. Егоров И.В., Илюхин И.М., Нейланд В.Я. Численное моделирование взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем над движущейся поверхностью // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2020. № 5. С. 110–117.
20. Кутепова А.И., Хотяновский Д.В., Сидоренко А.А. Численное моделирование развития возмущений, создаваемых периодическим тепловым источником в сверхзвуковом пограничном слое // Прикл. механика и техн. физика. 2023. Т. 64, № 5. С. 139–143.
21. Kachanov Y.S. Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition // Annual Review of Fluid Mechanics. 1994. Vol. 26, No. 1. P. 411–482.
22. Бородулин В.И., Качанов Ю.С., Рошкетаяев А.П. Экспериментальное исследование поздних стадий перехода пограничного слоя с неблагоприятным градиентом давления // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 1. С. 1–28.
23. Устинов М.В. Статистическое описание перемежаемости в переходной области при низкой степени турбулентности потока // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2020. № 4. С. 11–23.
24. Lin H.E., Xiaoge L.U., Junhao H.A.N. et al. Time-resolved visualization of coherent structures during supersonic boundary layer transition // Chinese J. Aeronautics. 2023. Vol. 36, No. 4. P. 190–200.
25. Хлопков Ю.И., Жаров В.А., Горелов С.Л. Крупномасштабные динамические структуры в турбулентном пограничном слое // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2009. № 1(28). С. 129–137.
26. Kline S.J., Reynolds W., Runstadler P. The structure of turbulent boundary layers // J. Fluid Mechanics. 1967. Vol. 30, No. 4. P. 741–773.
27. Kovaszny L.S.G., Kibens V., Blackwelder R.F. Large-scale motion in the intermittent region of a turbulent boundary layer // J. Fluid Mechanics. 1970. Vol. 41, No. 2. P. 283–325.
28. Balakumar B.J., Adrian R.J. Large-and very-large-scale motions in channel and boundary-layer flows // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engng Sci. 2007. Vol. 365, No. 1852. P. 665–681.
29. Spina E.F., Smits A.J. Organized structures in a compressible, turbulent boundary layer // J. Fluid Mechanics. 1987. Vol. 182. P. 85–109.
30. Smits A.J., Spina E.F., Alving A.E., Smith R.W., Fernando E.M., Donovan J.F. A comparison of the turbulence structure of subsonic and supersonic boundary layers // Physics of Fluids A: Fluid Dynamics. 1989. Vol. 1, No. 11. P. 1865–1875.
31. Smits A.J., Dussauge J.P. Turbulent shear layers in supersonic flow. Springer Sci. & Business Media, 2006. P. 217–281.
32. Bross M., Scharnowski S., Kähler C.J. Large-scale coherent structures in compressible turbulent boundary layers // J. Fluid Mechanics. 2021. Vol. 911. P. A2-1–A2-27.
33. Ganapathisubramani B., Clemens N.T., Dolling D.S. Large-scale motions in a supersonic turbulent boundary layer // J. Fluid Mechanics. 2006. Vol. 556. P. 271–282.
34. Elsinga G.E., Adrian R.J., van Oudheusden B.W., Scarano F. Three-dimensional vortex organization in a high-Reynolds-number supersonic turbulent boundary layer // J. Fluid Mechanics. 2010. Vol. 644. P. 35–60.
35. Pirozzoli S., Grasso F. Direct numerical simulation of impinging shock wave/turbulent boundary layer interaction at $M = 2.25$ // Physics of Fluids. 2006. Vol. 18, No. 6. P. 065113-1–065113-18.
36. Ren J., Fu S. Secondary instabilities of Görtler vortices in high-speed boundary layer flows // J. Fluid Mechanics. 2015. Vol. 781. P. 388–421.
37. Vishnyakov O.I., Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Comparison of hot-wire and particle image velocimetry measurements in the zone of interaction of a shock wave with a boundary layer at Mach number of 1.43 // Physics of Fluids. 2021. Vol. 33, No. 11. P. 111704-1–111704-6.
38. Вишняков О.И., Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Будовский А.Д. Развитие возмущений, генерируемых электрическим разрядом, в области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30, № 4. С. 713–722.

39. Devenport W.J., Lowe K.T. Equilibrium and non-equilibrium turbulent boundary layers // Progress in Aerospace Sci. 2022. Vol. 131. P. 100807-1–100807-48.
40. Бунтин Д.А., Вишняков О.И., Поливанов П.А. Исследование ламинарно-турбулентного перехода поверхностным датчиком термоанемометра // Прикл. механика и техн. физика. 2024. Т. 65, № 4. С. 41–51.
41. Vishnyakov O., Polivanov P., Sidorenko A. Response of the shock wave/boundary layer interaction to disturbances induced by the plasma discharge // Aerospace. 2023. Vol. 10. No. 9. P. 798-1–798-24.

*Статья поступила в редакцию 27 апреля 2024 г.,
принята к публикации 5 декабря 2024 г.*