

УДК 532.526

ОБ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМ ИССЛЕДОВАНИИ ВОЗДЕЙСТВИЯ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ ПЛОСКОЙ ПРИТУПЛЕННОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 2.5

© 2019 г. Ю. Г. Ермолаев^{a,b}, А. Д. Косинов^{a,b}, В. Л. Кочарин^{a,*},
Н. В. Семенов^a, А. А. Яцких^{a,b}

^aИнститут теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, Россия

^bНовосибирский национальный исследовательский государственный университет, Новосибирск, Россия

* E-mail: kocharin@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию 08.08.2018 г.

После доработки 18.10.2018 г.

Принята к публикации 18.10.2018 г.

Проведены экспериментальные исследования генерации пары слабых ударных волн двумерной неровностью, установленной на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы, и их воздействия на сверхзвуковой пограничный слой притупленной плоской пластины при числе Маха 2.5. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления. В пограничном слое пластины измерены профили среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций в области продольных вихрей, порождаемые парной слабой ударной волной при взаимодействии с течением в окрестности передней кромки модели. Обнаружены высокоинтенсивные пульсации, вызываемые воздействием слабой ударной волны.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, N -волна, турбулентность, эксперимент, пограничный слой, термоанемометрия

DOI: 10.1134/S0568528119020051

Изучение процесса возникновения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях, реализующихся около поверхности летательных аппаратов, необходимо для развития перспективной высокоскоростной летательной техники. Процесс ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях сильно зависит от уровня возмущений в свободном потоке [1]. В частности, существует высокий уровень акустических пульсаций в рабочей части сверхзвуковых аэродинамических труб [2, 3]. Такие пульсации способны вызывать возбуждение собственных возмущений пограничного слоя, развитие которых приводит к более раннему ламинарно-турбулентному переходу. В рабочей части аэродинамических труб, помимо акустических пульсаций, на модели могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн.

Результаты исследований влияния внешних слабых ударных волн на различные модели представлены в статьях [4–9], в которых было получено, что падающие слабые волны оказывают сильное влияние на пограничный слой. Так, в экспериментах [8] были выявлены аномально высокие уровни пульсаций массового расхода в сверхзвуковом пограничном слое плоского треугольного крыла, которые составляли до 20% от локальной величины среднего массового расхода. Причина возникновения таких высокоинтенсивных возмущений объяснялась с взаимодействием внешней волны Маха либо с пограничным слоем вдоль линии растекания на скользящей передней кромке модели, либо с боковым головным скачком. Для апробации этого предположения в статье [9] экспериментально исследовалось возбуждение высокоинтенсивных возмущений внешней падающей слабой ударной волной в пограничном слое модели плоского треугольного крыла, радиус боковых кромок был в несколько раз большим, по сравнению с моделями, рассмотренными в [8]. Угол скольжения передних кромок составлял 55 и 68°, эксперименты выполнялись при числах Маха $M = 2, 2.5, 4$, что соответствовало до-, около и сверхзвуковой передней кромке соответственно. В результате было получено, что максимальная величина пульсаций массового расхода достигает 12–15% и слабо зависит от условий обтекания треугольного крыла.

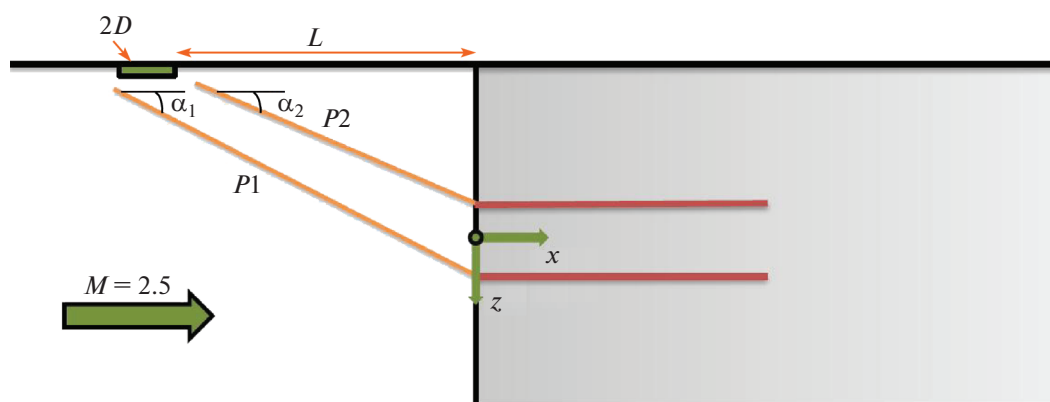


Рис. 1. Схема экспериментов

Исходя из этого, было принято, что эффект от взаимодействия падающей внешней слабой волны с боковым головным скачком возможно не существен.

Пара слабых ударных волн, порождаемая передним и задним краями двумерной неровности, установленной на верхней сопловой вставке аэродинамической трубы Т-325, зафиксирована в исследованиях [9, 11]. В [11] проведена диагностика при помощи теневого метода с ножом Фуко и интерференционного метода адаптивного визуализирующего транспаранта насыщения поглощения (АВТ НП). В статье было выявлено изменение угла наклона падающих слабых ударных волн относительно набегающего потока при прохождении через головную ударную волну. Так же было получено качественное согласование визуализации в конечных и бесконечных интерференционных полосах с термоанемометрическими данными. В [12] проводилось трехмерное численное моделирование взаимодействия плоской “*N*-волны”, распространяющейся под углом к свободному сверхзвуковому потоку на модели пластин с острыми и притупленными передними кромками. В результате подтверждены выводы об изменении угла наклона падающих слабых ударных волн при прохождении через головную ударную волну, полученные в [11]. Так же было обнаружено возникновение искажений среднего течения, которые расположены параллельно потоку.

Данная статья посвящена экспериментальному исследованию воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины, а также изучению структуры волн в свободном потоке, оценке чувствительности сверхзвукового пограничного слоя к слабым ударным волнам и проведению исследования пограничного слоя в области их падения.

1. ПОСТАНОВКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН при числе $M = 2.5$. Измерения выполнялись при значении единичного числа Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0.1) \times 10^6$ 1/м. В эксперименте использовалась модель плоской пластины с притупленной передней кромкой, радиус притупления передней кромки составляет $r = 2.5$ мм. Длина модели составляет 440 мм, ширина – 200 мм. Модель пластины устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки.

Для создания пары слабых ударных волн использовалась неровность на поверхности боковой стенки в рабочей части трубы. В качестве двумерной неровности использовалась клейкая ПВХ лента размерами: длина около 140 мм, ширина 15 мм и толщина 0.26 мм (неровность *R1*), а также лента шириной 7 мм, длиной 140 мм и толщиной 0.13 мм (неровность *R2*). Схема экспериментов приведена на рис. 1, где *P1* и *P2* – пара слабых ударных волн, L – расстояние от двумерной неровности до передней кромки пластины. Расстояние L выбиралось таким образом, чтобы в измерительном сечении пара слабых падающих ударных волн от двумерной неровности приходила в центральную область рабочей части трубы. Начало координат $z = 0$ соответствует центральной линии по ширине модели, $x = 0$ – передней кромке модели.

Для измерения пульсаций и характеристик среднего течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления. Датчик термоанемометра изготавливался из вольфрамовой нити

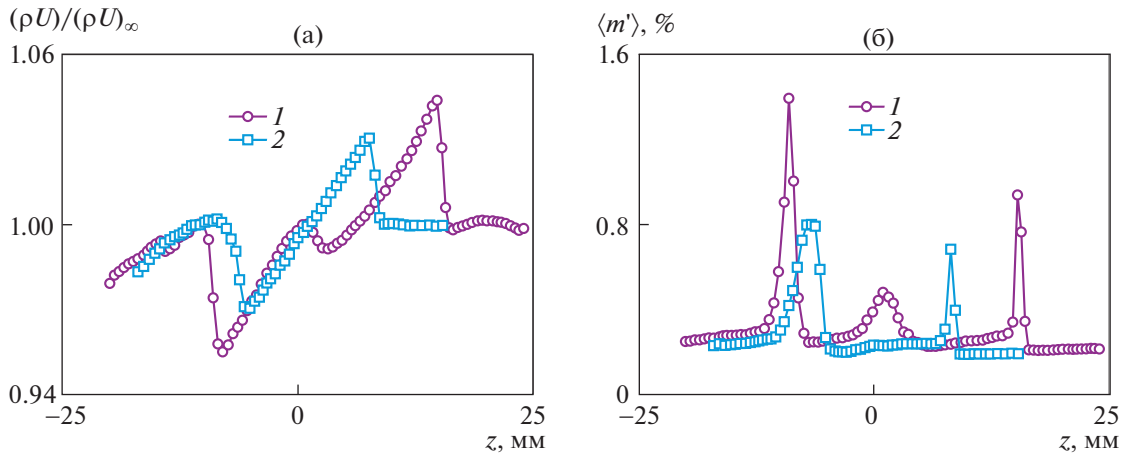


Рис. 2. Распределения среднего массового расхода ρU (а) среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ (б) в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z при $x = -10$ мм для двух неровностей $R1$ (1) и $R2$ (2)

диаметром 10 мкм и длиной около 1.5 мм. Метод определения пульсационных и средних характеристик потока, методы обработки и постановка экспериментов подробно описаны в [4]. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0.8, измеренные возмущения на 95% состояли из пульсаций массового расхода [10]. С помощью термоанемометра были определены значения среднего напряжения E и осциллограммы пульсационного сигнала $e'(t)$. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц, а длина реализации – 65536 точек.

Термоанемометром постоянного сопротивления определялись распределения среднего массового расхода и пульсации по поперечной координате z при $x = 90$ мм или $x = -10$ мм и при $y = \text{const}$. Также были измерены профили сдвигового течения по y , при $x = 90$ мм и при разных значениях поперечной координаты z . Величина координаты y по трансверсальной координате определялась по максимуму пульсаций внутри пограничного слоя при установке датчика в начале движения по координате $z \approx -15$ мм (т.е. вдали от падающих волн, вне области их влияния на пограничный слой).

2. СТРУКТУРА ВОЗМУЩЕНИЙ ПАРНЫХ ПАДАЮЩИХ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В СВОБОДНОМ ПОТОКЕ

Взаимодействие возмущений типа пары слабых ударных волн со сжимаемым пограничным слоем представляет собой сложный процесс. Ввиду этого необходимо предварительно детально изучить структуру данного возмущения в набегающем свободном потоке непосредственно перед моделью. Цель данного раздела – получение пространственных и амплитудных характеристик искусственно созданной пары слабых ударных волн в свободном потоке.

Измерения выполнены в свободном потоке перед передней кромкой модели на расстоянии $x = -10$ мм. На рис. 2а показано сравнение распределений среднего массового расхода ρU в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z при $M = 2.5$ для двух двумерных неровностей $R1$ и $R2$. В обоих случаях возмущения набегающего потока в поперечном направлении имеют вид “ N -волны”. Стоит отметить снижение изменения среднего течения с уменьшением двумерной неровности. В свободном невозмущенном потоке в обоих случаях уровень среднего массового расхода ρU выходит на постоянное значение 1 ± 0.002 .

На рис. 2б представлено сравнение распределений среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z для двух разных двумерных неровностей. В случае двумерной неровности $R2$ в распределении пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ наблюдается два пика: задний фронт волны с амплитудой 0.8% при $z = -7$ мм и передний фронт волны с амплитудой 0.7% при $z = 8$ мм. Ширина возмущенной области в направлении оси z определяется как расстояние между двумя основными пиками и составляет 15 мм. В

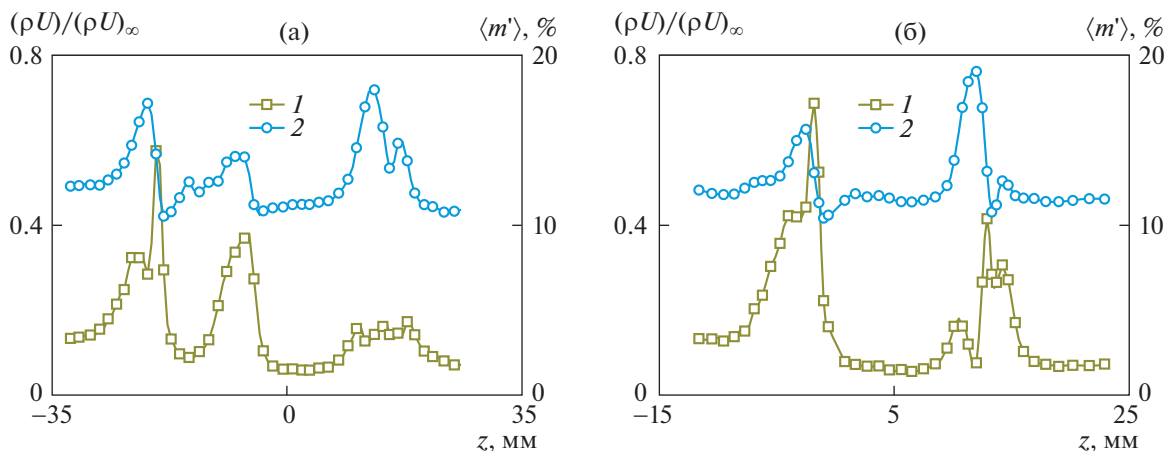


Рис. 3. Распределения среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ (1) и среднего массового расхода ρU (2) пограничного слоя от поперечной координаты z при $x = 90$ мм для двух неровностей $R1$ (а) и $R2$ (б)

случае двумерной неровности $R1$ в распределении пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ наблюдается два пика от краев неровности: задний фронт волны с амплитудой 1.4% при $z = -9$ мм и передний фронт волны с амплитудой 1% при $z = 15$ мм. Соответствующая ширина возмущенной области в направлении оси z составляет 25 мм.

Из рис. 2б видно, что для двумерной неровности $R2$ уменьшилось расстояние в поперечном направлении между двумя основными пиками, кроме того, их амплитуда также снизилась в сравнении со случаем двумерной неровности $R1$. Так же в случае неровности $R2$ заметно отсутствие в пульсационных распределениях неосновного пика между основными волнами $P1$ и $P2$. Наблюдается практически линейный рост среднего массового расхода при движении в положительную сторону по оси z от пика волны $P2$ до пика волны $P1$ в случае двумерной неровности $R2$.

В заключение этого раздела можно отметить, что с увеличением двумерной неровности возрастает интенсивность слабых ударных волн. Более того, для случая неровности $R1$ в измерениях в свободном потоке обнаружено выделение дополнительного пика, находящегося между двумя основными пиками. Таким образом, от неровности $R1$ наблюдаются 2 отдельные волны, а при уменьшении ширины и высоты неровности наблюдается единая N -структура. Обнаружено, что в свободном потоке максимум пульсаций соответствует наибольшему градиенту среднего массового расхода. Следует обратить внимание, что падающие слабые волны от обоих краев двумерной неровности распространяются непараллельно, при этом в поперечном направлении происходит уширение области между пиками возмущений вниз по потоку. Из представленных данных получено соотношение для углов распространения падающих волн $\alpha_M \approx \alpha_2 < \alpha_1$, т.е. волна $P2$ (уступ) распространяется под углом, примерно равным углу волны Маха, а волна $P1$ (выступ) имеет больший угол. Следовательно, волна, распространяющаяся под меньшим углом, оказывает большее влияние на уровень возмущений в свободном потоке перед моделью.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛАСТИНЫ

После исследования результатов течения в свободном потоке можно перейти к результатам на модели. На рис. 3а и 3б представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в пограничном слое пластины при $x = 90$ мм для случаев двумерных неровностей $R1$ и $R2$ соответственно. При попадании пары слабых ударных волн на переднюю кромку пластины в пограничном слое над поверхностью модели обнаруживаются области возмущенного течения, характеризующиеся изменением распределения среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций массового расхода.

Для среднего течения и пульсаций ширина возмущенной области в случае наклейки $R1$ составляла около 35 мм от $z = -10$ мм до $z = 25$ мм (рис. 3а). Область возмущенного течения по пульсациям массового расхода содержит два интенсивных пика и один менее интенсивный пик. Левый пик ($z \approx -4$ мм) порождается слабой ударной волной $P2$. Его уровень достигает приблизительно 15%. Второй пик ($z \approx 6$ мм) амплитудой примерно 10%. Предположительно он

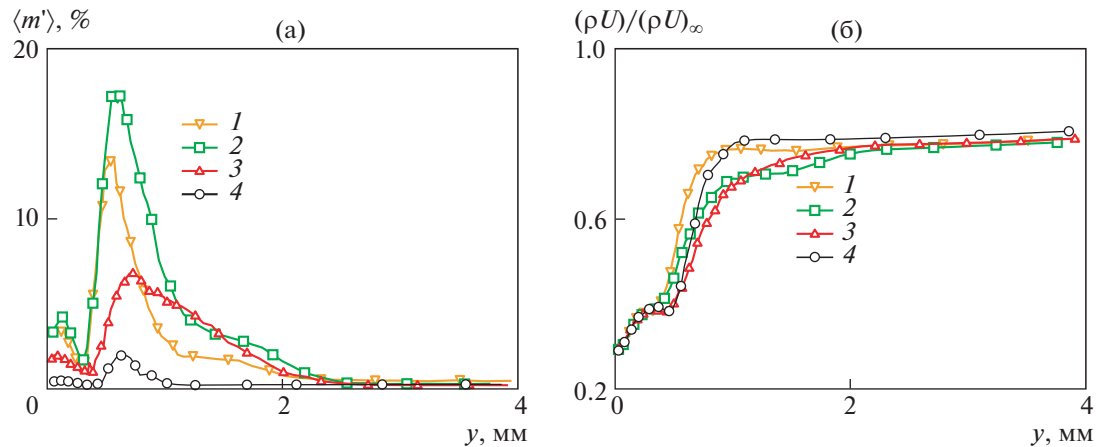


Рис. 4. Профили среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ (а) и среднего массового расхода ρU (б) по нормальной координате y в области влияния P2 при $x = 90$ мм, $z = -2.7$ мм (1), -2 мм (2), -1 мм (3) и вне области влияния волны при $z = 22.5$ мм (4)

порождается дополнительным дефектом среднего течения, находящимся между двумя основными пиками падающей пары ударных волн (рис. 2а). Третья, довольно протяженная область ($15 \text{ мм} < z < 25 \text{ мм}$) порождается слабой ударной волной P1. Уровень пульсаций в этой области достигает 4%, а неоднородность среднего массового расхода по поперечной координате имеет более сложный характер в сравнении с неоднородностью течения, порождаемой слабой ударной волной P2.

В случае неровности R2 для среднего течения и пульсаций ширина возмущенной области составляла около 27 мм от $z = -10$ мм до $z = 17$ мм (рис. 3б). В областях возмущенного слабыми ударными волнами течения обнаруживаются высокоинтенсивные пики. Левый пик ($z \approx -2$ мм) порождается слабой ударной волной P2, а его уровень достигает приблизительно 18%. Второй пик ($z \approx 12.4$ мм) амплитудой примерно 11% порождается слабой ударной волной P1. Стоит отметить, что дополнительного пика между двумя основными для случая наклейки R2 не наблюдается.

Таким образом, для рассматриваемых неровностей R1 и R2, установленных на боковой стенке рабочей части трубы, обнаружено порождение высокоинтенсивных пульсаций в пограничном слое притупленной пластины. Более подробную информацию об этих областях можно получить при рассмотрении измеренных профилей.

На рис. 4 представлены профили среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода по нормальной координате y в области влияния заднего фронта ($-2.7 \text{ мм} \leq z \leq -1 \text{ мм}$) N -волны (волна P2) и в невозмущенном пограничном слое ($z = 22.5$ мм) при $x = 90$ мм в случае неровности R2. Обнаружено увеличение уровня пульсаций в пограничном слое до 18%, что значительно больше по сравнению с уровнем пульсаций в невозмущенной части пограничного слоя (рис. 4а). Получено сильное влияние слабой ударной волны на среднее течение в сверхзвуковом пограничном слое в области ее воздействия (рис. 4б). Из зависимостей видно, что падающие волны приводят как к уменьшению, так и к увеличению толщины сдвигового течения около поверхности, т.е. происходит значительная модуляция пограничного слоя на модели плоской пластины с притупленной передней кромкой. Наибольшее увеличение толщины пограничного слоя наблюдается в области максимального градиента среднего массового расхода по поперечной координате z . При этом минимальное значение толщины пограничного слоя соответствует положению максимального отклонения среднего течения от невозмущенного состояния. В области возмущенной слабой падающей волной P2 обнаруживается смещение трансзвуковой части сверхзвукового пограничного слоя по нормальной координате к поверхности модели, т.е. уменьшение дозвуковой части пограничного слоя.

На рис. 5 представлены профили среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода по нормальной координате y в области влияния переднего фронта ($11.5 \leq z \leq 15.3$ мм) N -волны (волна P1) и в невозмущенном пограничном слое ($z = 22.5$ мм) при $x = 90$ мм в случае неровности R2. Как видно, изменение среднего течения приводит к уменьшению и увеличению толщины сдвигового слоя практически в тех же соотношениях, как и в предыдущем случае при

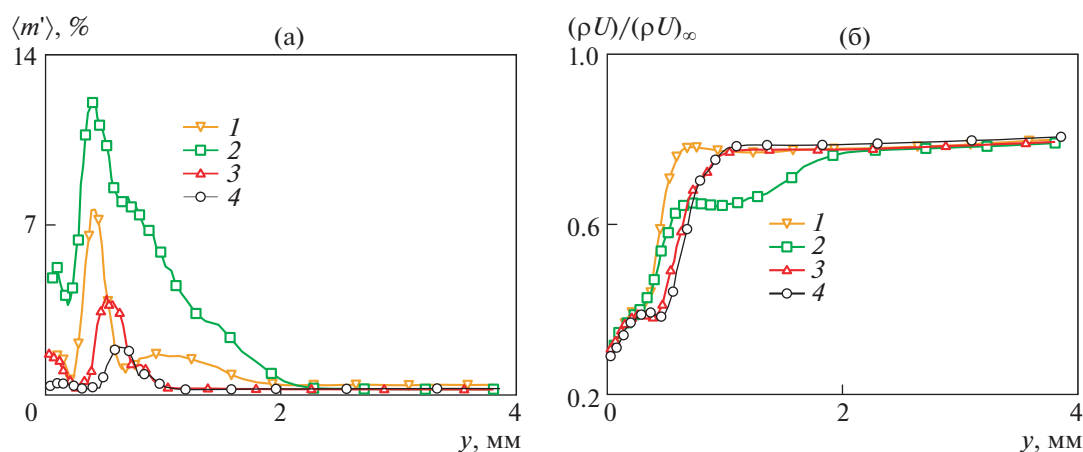


Рис. 5. Профили среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ (а) и среднего массового расхода ρU (б) по нормальной координате y в области влияния P1 при $x = 90$ мм, $z = 11.5$ мм (1), 12.4 мм (2), 15.3 мм (3) и вне области влияния волны при $z = 22.5$ мм (4)

взаимодействии волны P2 с пограничным слоем (рис. 5б), а наибольшее увеличение толщины пограничного слоя наблюдается в области максимального градиента среднего массового расхода по поперечной координате z . Тогда как при максимальных отклонениях среднего течения от невозмущенного состояния толщина пограничного слоя оказывается наименьшей. Стоит отметить, что, как и в области падения слабой ударной волны P2, при падении волны P1 происходит смещение трансзвуковой части сверхзвукового пограничного слоя по нормальной координате к поверхности модели. Величина пульсаций в пограничном слое (рис. 5а) достигает 12%, что в 1.5 раза меньше, чем при падении волны P2.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено исследование пары слабых ударных волн в свободном потоке, порождаемых двумерной неровностью на боковой стенке АДТ-325. Измерения в свободном потоке показали, что амплитуда и пространственные масштабы порождаемой пары слабых ударных волн возрастают при увеличении ширины и толщины двумерной неровности. В случае ширины двумерной неровности 7 мм и толщины 130 мкм в свободном потоке рабочей части трубы формируется возмущенная зона в виде N -волны. Для двумерной неровности толщиной 230 мкм и шириной 14 мм в свободном потоке наблюдаются 2 отдельные волны. Установлено, что в свободном потоке максимум пульсаций соответствует наибольшему градиенту среднего массового расхода.

Выполнено исследование влияния падающих на переднюю кромку притупленной пластины пары слабых ударных волн на течение в пограничном слое при числе Маха потока $M = 2.5$, радиус притупления передней кромки составлял 2.5 мм. Пограничный слой на плоской пластине оказывается чувствительным к воздействию слабых ударных волн. В потоке перед моделью максимальный уровень пульсаций составляет 1.4%, в пограничном слое обнаружено порождение высокоинтенсивных возмущений до 18%, что значительно больше по сравнению с уровнем пульсаций в невозмущенной части пограничного слоя (около 2%). По условиям эксперимента падающая слабая ударная волна приводит к значительному искажению среднего течения в пограничном слое и вызывает как уменьшение, так и увеличение толщины сдвигового слоя на поверхности модели. Обнаружено смещение трансзвуковой части пограничного слоя к поверхности модели.

Исследование выполнено в рамках государственного задания (номер проекта 0323-2016-0009).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 134 с.
2. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // Aerospace Sci. 1961. V. 28. № 9. P. 685–692.

3. *Kendall J.M.* Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // *AIAA J.* 1975. V. 13. № 3. P. 290–299.
4. *Vaganov A.V., Ermolaev Yu.G., Kolosov G.L., Kosinov A.D., Panina A.V., Semionov N.V.* Impact of incident Mach wave on supersonic boundary layer // *Thermophysics and Aeromechanics.* 2016. V. 23. № 1. P. 43–48.
5. *Yermolaev Yu.G., Yatskih A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V., Kolosov G.L., Panina A.V.* Experimental study of the effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment-line of a swept cylinder // *AIP Conf. Proc.* 2016. V. 1770. 020012.
6. *Semionov N.V., Kosinov A.D.* An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunted plate // *Int. J. Mechanics.* 2008. V. 2. № 3. P. 87–95.
7. *Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V., Kolosov G.L., Piterimova M.V.* On mechanisms of the action of weak shock waves on laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer // *Proc. XXV Conf. High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017)* // *AIP Conf. Proc.* 2017. V. 1893. № 1. S. 1. P. 030072. doi 10.1063/1.5007530.
8. *Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Шалаев В.И.* Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2.5 и 4 // *Тр. МФТИ.* 2013. Т. 5. № 3. С. 164–173.
9. *Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семёнов Н.В.* О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта крыла // *Вестн. Новосибирского гос. ун-та. Сер. Физика.* 2014. Т. 9. № 1. С. 29–38.
10. *Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.* Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Новосибирск, 1999. (Препр. / ИТПМ СО РАН; № 6–99). 24 с.
11. *Косинов А.Д., Голубев М.П., Павлов Ал.А.* К определению механизма взаимодействия волн Маха с головной ударной волной // *Сиб. физ. журн.* 2017. Т. 12. № 2. С. 20–27.
12. *Khotyanovsky D., Kudryavtsev A., Kosinov A.* Numerical study of the interaction of the N-wave with the plate leading edge in the supersonic stream // *Proc. XXV Conf. High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017)*; *AIP Conf. Proc.* 1893, 030051-1–030051-6; doi 10.1063/1.5007509.