

МИНОБРНАУКИ РОССИИ
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук (ИТПМ СО РАН)

Кочарин Василий Леонидович

НАУЧНЫЙ ДОКЛАД

об основных результатах подготовленной научно—квалификационной работы
(диссертации)

*«Экспериментальное исследование возникновения турбулентности в
сверхзвуковом пограничном слое на треугольном крыле»*

Направление подготовки:

01.06.01 — Математика и механика

Специальности подготовки: 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

Научный руководитель

Доктор физико-математических наук,

старший научный сотрудник

Косинов Александр Дмитриевич

Новосибирск 2021

Актуальность исследований. Процесс ламинарно-турбулентного перехода сдвиговых течений является одной из важнейших фундаментальных проблем в механике жидкости и газа. Кроме того, переход ламинарного течения в турбулентное имеет важное практическое значение, такое как предсказание положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя, реализующимся на поверхностях летательных аппаратов. Увеличение ламинарного участка обтекания поверхности способно привести к значительной экономии топлива летательного аппарата. Для ламинаризации течений необходимо иметь представление о механизмах ламинарно-турбулентного перехода. Исследованию данного процесса посвящено множество работ, а исследования ламинарно-турбулентного перехода проводятся уже более 70 лет. Изучение ламинарно-турбулентного перехода представляет из себя исследование сложного комплексного явления как для теоретического описания, так и для экспериментального изучения. Ввиду сложности описания физических процессов способных приводить к турбулизации в пристенных течениях и не смотря на значительный прогресс в теоретических, вычислительных и экспериментальных технологиях, до сих пор нет полного описания данных процессов при сверхзвуковых скоростях.

Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях сильно зависит от уровня возмущений в свободном потоке. В частности, существует высокий уровень акустических пульсаций в рабочей части сверхзвуковых аэродинамических труб. В настоящее время общепринято, что основным источником шума в сверхзвуковых аэродинамических трубах является турбулентный пограничный слой, реализующийся на поверхностях сопла и рабочей части. Акустические 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. Так в экспериментальных работах были обнаружены аномально высокие уровни пульсаций массового расхода (до 20 %) в пограничном слое плоского треугольного крыла. Продолжение исследований связали такие высокоинтенсивные возмущения с воздействием слабых ударных волн, генерируемые в рабочей части аэродинамической трубы, на пограничный слой. Поскольку процесс взаимодействия возмущений типа слабых ударных волн со сжимаемым пограничным слоем представляет собой сложный процесс, необходимо детально исследовать структуру генерируемых возмущений в набегающем потоке, а затем в пограничном слое плоских моделей. Так же особый фундаментальный и практический интерес вызывает случай падающих слабых ударных волн на скользящую переднюю кромку под малым углом, когда волны «догоняют» исследуемую модель. На практике такая ситуация может возникнуть, когда слабые ударные волны от фюзеляжа или других элементов летательного аппарата попадают на крыло со сверхзвуковой передней кромкой.

Цель работы – экспериментальное исследование порождения продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое затупленной пластины при изменении стреловидности передней кромки.

Были поставлены следующие **задачи**:

- Выбор размеров неровности на поверхности рабочей части Т-325 для генерации в свободный поток слабых ударных волн при числе Маха 2,5;
- Исследование порождения пары продольных вихрей в пограничном слое плоской пластины с радиусом притупления 2,5 мм при числе Маха 2,5;
- Разработка механизма поворота моделей для изменения угла стреловидности передней кромки в темпе эксперимента в аэродинамической трубе Т-325;
- Отработка методики исследования продольных вихрей, порождаемых в пограничном слое плоской пластины при изменении угла стреловидности передней кромки радиусом 2,5 мм при числе Маха 2;

– Исследование влияния угла падения внешних слабых ударных волн на переднюю кромку от 60° до 10° моделей пластин с радиусом закругления 2,5 мм на характер порождения продольных вихрей в пограничном слое при числе Маха 2.

Степень разработанности темы исследования. Открытый в ИТПМ СО РАН (2009-2010 гг.) эффект порождения продольных вихрей в пограничном слое слабыми ударными волнами определил направление исследований. Было показано, что увеличение закругления передней кромки пластины повышает интенсивность продольных вихрей. Для дальнейшего детального исследования механизма порождения продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое внешними слабыми ударными волнами определяющим является выбор оптимальной величины и геометрии передней кромки.

В данной работе передняя кромка плоской пластины была цилиндрической радиусом притупления 2,5 мм. Такой радиус закругления позволяет применять оптические методы исследования для анализа течения около передней кромки модели, а также получать приемлемую интенсивность продольных вихрей в пограничном слое. Это позволило решить задачу о порождении продольных вихрей падающими слабыми ударными волнами на переднюю кромку пластины с изменяемым углом стреловидности.

Объект и предмет исследования. Объектом исследования является сверхзвуковой пограничный слой плоской пластины. Предмет исследования – механизм порождения продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое при воздействии слабых ударных волн на переднюю кромку.

Научная новизна. В работе экспериментальным путем впервые:

– Получены средние и пульсационные характеристики порождаемых слабых ударных волн при варьировании размеров неровности на стенке рабочей части аэродинамической трубы Т-325 при числе Маха 2,5;

– Получены подробные термоанемометрические данные по исследованию порождения пары продольных вихрей в пограничном слое плоской пластины с радиусом притупления 2,5 мм при числе Маха 2,5;

– Отработана методика исследования продольных вихрей, порождаемых в пограничном слое плоской пластины при изменении угла стреловидности передней кромки радиусом 2,5 мм при числе Маха 2;

– Получены термоанемометрические и пневмометрические данные о влиянии угла падения внешних слабых ударных волн на переднюю кромку от 60° до 10° моделей пластин с радиусом закругления 2,5 мм на характер порождения продольных вихрей в пограничном при числе Маха 2.

Методология и методы исследования.

Эксперименты выполнены в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН. Исследования проведены на моделях плоской пластины и пластинах с изменяемым углом стреловидности, установленных под нулевым углом атаки. Изменение угла стреловидности моделей производилось с помощью разработанного механизма поворота моделей.

Пространственные измерения массового расхода и его пульсаций проведены с помощью термоанемометра. Термоанемометрические измерения базируются на основе оригинальной методики, разработанной в ИТПМ СО РАН и имеющей мировое признание. В дополнение были выполнены измерения пневмометрическим способом, использовался насадок полного давления, установленный на поверхности модели. Величина давления регистрировалась с помощью пьезорезисторного датчика давления.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Полученные экспериментальные данные развивают и дополняют общепринятые представления о механизмах, приводящих к переходу в турбулентное состояние ламинарного течения в сверхзвуковом пограничном слое, а также могут быть использованы для создания теоретических моделей по порождению и эволюции продольных вихрей в пограничном слое плоской пластины при изменении угла стреловидности передней кромки.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов обеспечена применением апробированных экспериментальных

методик. Используемые подходы основаны на технологиях, разработанных в ИТПМ СО РАН, с помощью которых были получены признанные во всем мире научные результаты. Представленные в диссертационной работе данные дополняют друг друга и дают целостную картинку изучаемого явления. Свидетельством достоверности также является представление результатов диссертационной работы на многочисленных российских и международных научных конференциях по теме работы, публикации в рецензируемых научных журналах.

Положения, выносимые на защиту. На защиту выносятся:

- Результаты экспериментального исследования характеристик порождаемых возмущений в набегающем потоке при варьировании размеров неровности на поверхности рабочей части аэродинамической трубы Т-325 на при числе Маха 2,5;
- Результаты полученных средних и пульсационных характеристик порождаемых пары продольных вихрей в пограничном слое плоской пластины с радиусом притупления 2,5 мм при числе Маха 2,5;
- Результаты экспериментального исследования влияния угла падения слабых ударных волн на переднюю кромку от 60° до 10° моделей пластин с радиусом затупления передней кромки 2,5 мм на характер порождения продольных вихрей в пограничном слое при числе Маха 2.

Содержание работы:

Во введении приводится обзор существующих исследований в области проблемы ламинарно-турбулентного перехода пограничных слоев. В него вошли материалы работ по теории гидродинамической устойчивости и современные подходы экспериментального исследования ламинарно-турбулентного перехода пограничных слоев. На основе представленных в обзоре результатов формулируются цели диссертационной работы и их актуальность, обоснованы научная новизна и практическая значимость, дано краткое содержание.

В первой главе описывается методика исследований, экспериментальная установка, используемый механизм поворота моделей и экспериментальные модели, а также используемые системы измерений.

В пункте 1.1. приведено описание малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН, в которой выполнялись экспериментальные исследования, представленные в данной работе. Представлены данные по уровням пульсаций массового расхода и температуры торможения свободного потока в рабочей части Т-325 при числах Маха потока $M=2$ и $2,5$. Описана автоматизированная система измерений. Приводится описание используемого для перемещения измерительных датчиков координатного устройства.

В пункте 1.2. описан разработанный, изготовленный и используемый в экспериментах механизм поворота модели, который позволяет менять угол стреловидности закрепленной к нему модели непосредственно в ходе экспериментов. его внешний вид с моделью плоской пластины представлен на рисунке 1.

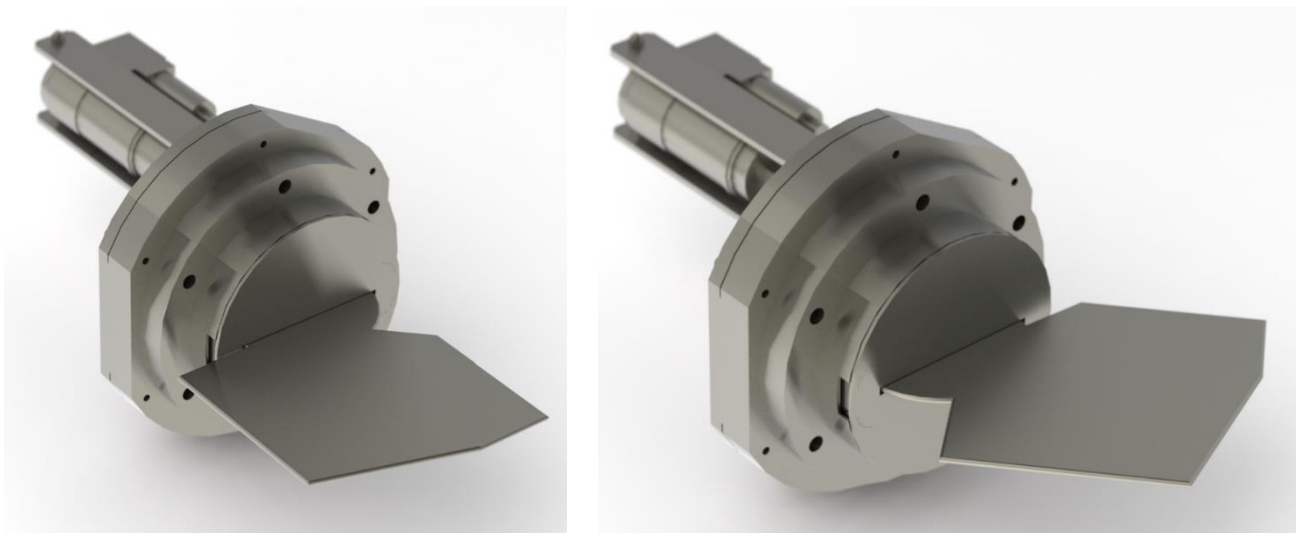


Рисунок 1. Внешний вид механизма поворота модели с моделью плоской пластины.

Управление механизмом поворота модели осуществляется либо с пультовой аэродинамической трубы, либо с местного пульта управления, подключенному к двигателю. Перед проводимыми экспериментами механизм поворота модели с

закрепленной к нему моделью плоской пластины был успешно протестирован в аэродинамической трубе Т-325.

Пункт 1.3. посвящен описанию используемых в работе моделей и постановка экспериментов. Эксперименты проводились на моделях плоской пластины и стреловидных пластин. В подпункте 1.3.1. описывается 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. Эксперименты выполнены при числе Маха набегающего потока $M = 2,5$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6$ 1/м. Для создания пары слабых ударных волн использовалась неровность на поверхности боковой стенки в рабочей части трубы. В исследованиях на данной модели в качестве неровности использовались 2 клейких ПВХ ленты. Первая наклейка (неровность R1) имела следующие размеры: длина (поперек потока) около 140 мм, ширина (по потоку) 15 мм и толщина 0,26 мм, вторая наклейка (неровность R2): длина 140 мм, ширина 7 мм, и толщина 0,13 мм. Схема экспериментов приведена на рисунке 2, где P1 и P2 – два фронта слабых ударных волн, волна P1 соответствует выступу неровности, а волна P2 – уступу, L – расстояние от неровности до передней кромки пластины, 2D- наклейка, используемая в качестве неровности.

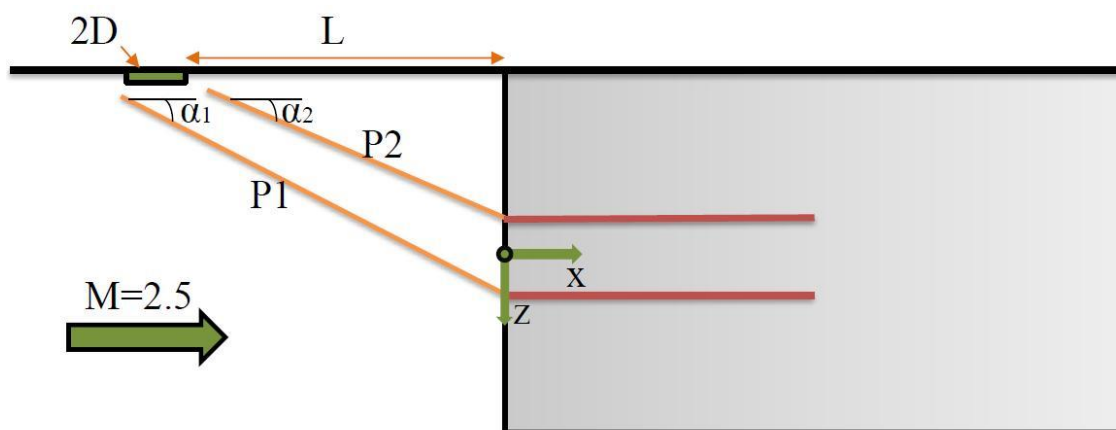


Рисунок 2. Схема экспериментов в аэродинамической трубе Т-325 на модели плоской пластины.

В подпункте 1.3.2. приведено описание используемой в экспериментах с механизмом поворота модели стреловидной пластины №1. Модель имеет притупленную переднюю кромку, радиус притупления передней кромки составляет $r = 2,5$ мм. Модель крепилась к механизму поворота модели и устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки. Эксперименты выполнены при числе Маха набегающего потока $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6$ 1/м.

Для введения в поток слабых ударных волн использовалась неровность, которая устанавливалась вертикально на боковой стенке рабочей части трубы. В качестве неровности использовалась клейкая ПВХ лента размерами: длина (поперек потока) около 150 мм, ширина (по потоку) 7 мм и толщина 0.13 мм. Схема экспериментов представлена на рисунке 3. Измерения в пограничном слое модели проводились по сечению z в областях влияния слабых ударных волн, при фиксированных значениях координаты $x = 80$ мм.

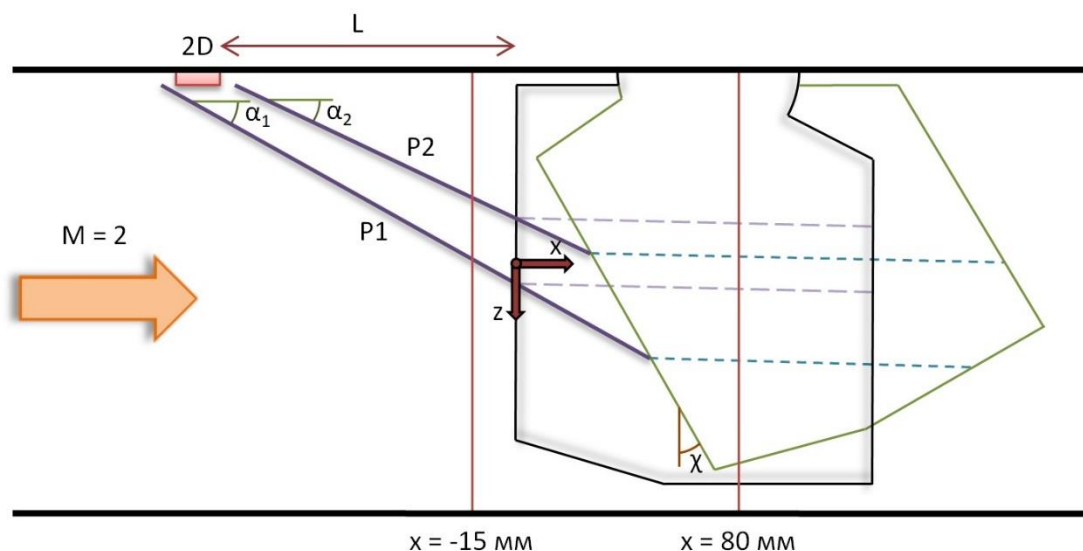


Рисунок 3. Схема экспериментов в аэродинамической трубе Т-325 на модели стреловидной пластины №1.

Пункт 1.3.3. посвящен описанию используемой в экспериментах с механизмом поворота модели стреловидной пластины №2. Используемая модель имеет притупленную переднюю кромку, радиус притупления передней кромки составляет $r = 2,5$ мм. Модель крепилась к механизму поворота модели и

устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки. Модель плоской стреловидной пластины №2 имеет полированную поверхность. Эксперименты выполнены при числе Маха набегающего потока $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6$ 1/м.

Для введения в поток слабых ударных волн использовалась неровность, которая устанавливалась вертикально на боковой стенке рабочей части трубы. В качестве неровности использовалась клейкая ПВХ лента размерами: длина (поперек потока) около 150 мм, ширина (по потоку) 7 мм и толщина 0.13 мм. Схема экспериментов представлена на рисунке 4. Начало координат $z = 0$ мм связано с центральной линией по ширине модели. Измерения в пограничном слое модели проводились по сечению z в областях влияния слабых ударных волн, при фиксированных значениях координаты $x = 80$ мм.

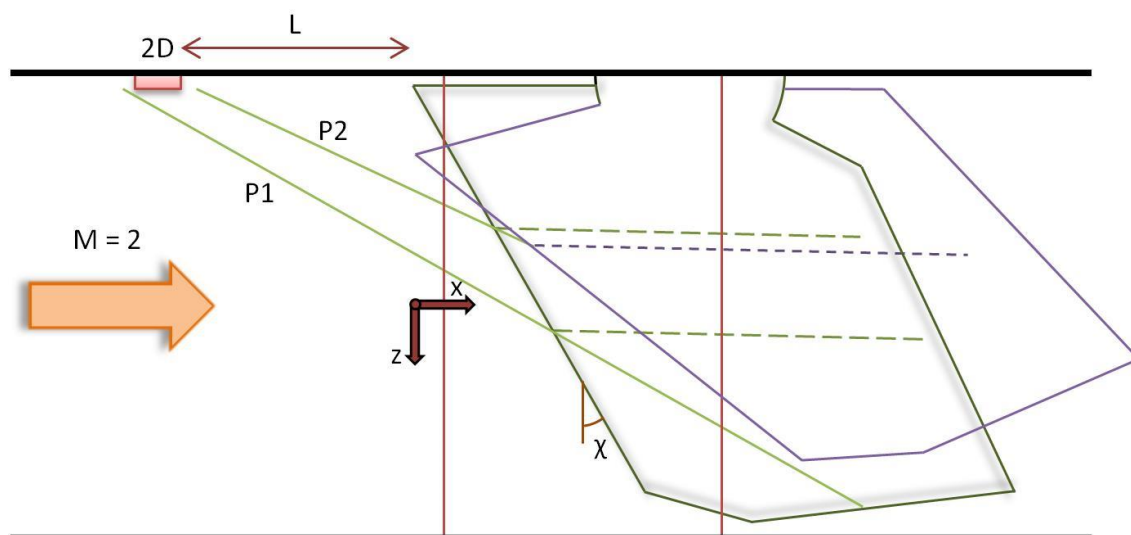


Рисунок 4. Схема экспериментов в аэродинамической трубе Т-325 на модели стреловидной пластины №2.

В пункте 1.4. описаны методы измерения в рабочей части аэродинамической трубы Т-325. Для измерения средних и пульсационных характеристик течения в работе использовался термоанемометр постоянного сопротивления, его описание приведено в подпункте 1.4.1. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Во всех случаях величина перегрева нити датчика устанавливалась равной приблизительно 0,8, а измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода.

Помимо термоанемометра, в экспериментальных исследованиях использовался пьезорезистивный датчик давления. В качестве приемника полного давления использовалась трубка Пито. Подробное описание датчика абсолютного давления КРУ 43 А представлено в подпункте 1.4.2.

Во второй главе представляются результаты экспериментальных исследований влияния размеров неровности на генерируемые слабые ударные волны. Изучаются пространственные и амплитудные характеристики искусственно созданных слабых ударных волн в набегающем потоке аэродинамической трубы Т-325.

В качестве 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). Измерения выполнены в свободном потоке перед передней кромкой модели на расстоянии $x = -10$ мм. На рисунке 5 показано сравнение распределений среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ и среднего массового расхода ρU в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z при $M = 2,5$ для двух неровностей R1 и R2.

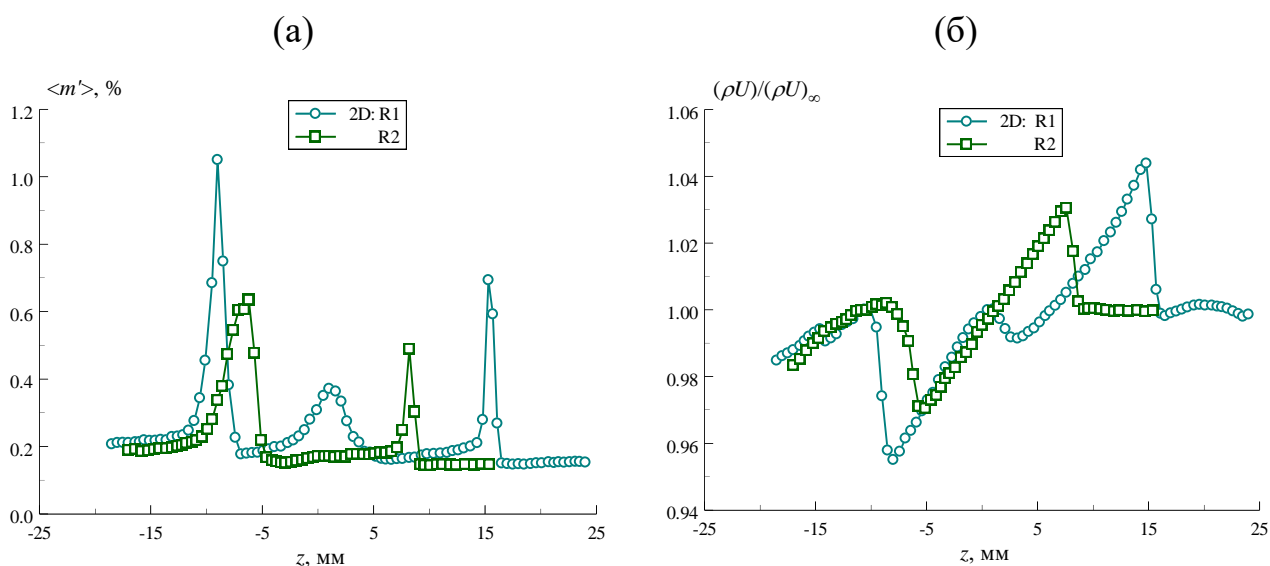


Рисунок 5. Распределения среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ (а) среднего массового расхода ρU (б) в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z при $x = -10$ мм для двух неровностей R1 и R2.

В обоих случаях возмущения набегающего потока в поперечном направлении имеют вид «N-волны». Стоит отметить снижение изменения среднего течения с уменьшением неровности. В случае неровности R2 в распределении пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ наблюдается два пика: задний фронт волны с амплитудой 0,6 % при $z = -7$ мм и передний фронт волны с амплитудой 0,5 % при $z = 8$ мм. Ширина возмущенной области в направлении оси z определяется как расстояние между двумя основными пиками и составляет 15 мм. В случае неровности R1 в распределении пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ наблюдается два пика от краев неровности: задний фронт волны с амплитудой 1,1 % при $z = -9$ мм и передний фронт волны с амплитудой 0,7 % при $z = 15$ мм. Соответствующая ширина возмущенной области в направлении оси z составляет 25 мм. Для неровности R2 уменьшилось расстояние в поперечном направлении между двумя основными пиками, кроме того, их амплитуда также снизилась в сравнении со случаем неровности R1. Так же в случае неровности R2 заметно отсутствие в пульсационных распределениях неосновного пика между основными волнами P1 и P2 при $z = 0$ мм. 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 неровности R2.

В заключение этого раздела можно отметить, что с увеличением 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 наблюдается 2 отдельные волны, а при уменьшении ширины и высоты неровности наблюдается единая N-структура. Обнаружено, что в набегающем потоке максимум пульсаций соответствует наибольшему градиенту среднего массового расхода. Следует обратить внимание, что слабые ударные волны от обоих краев 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.

В третьей главе рассматриваются результаты экспериментального изучения воздействия слабых ударных волн на течение в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины с затупленной передней кромкой, установленной под нулевым углом атаки. Пункт 3.1. посвящен изучению воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое пластины при числе Маха $M = 2,5$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6$ 1/м.

На рисунке 6 представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в пограничном слое пластины при $x = 90$ мм для случаев неровностей R1 (а) и R2 (б).

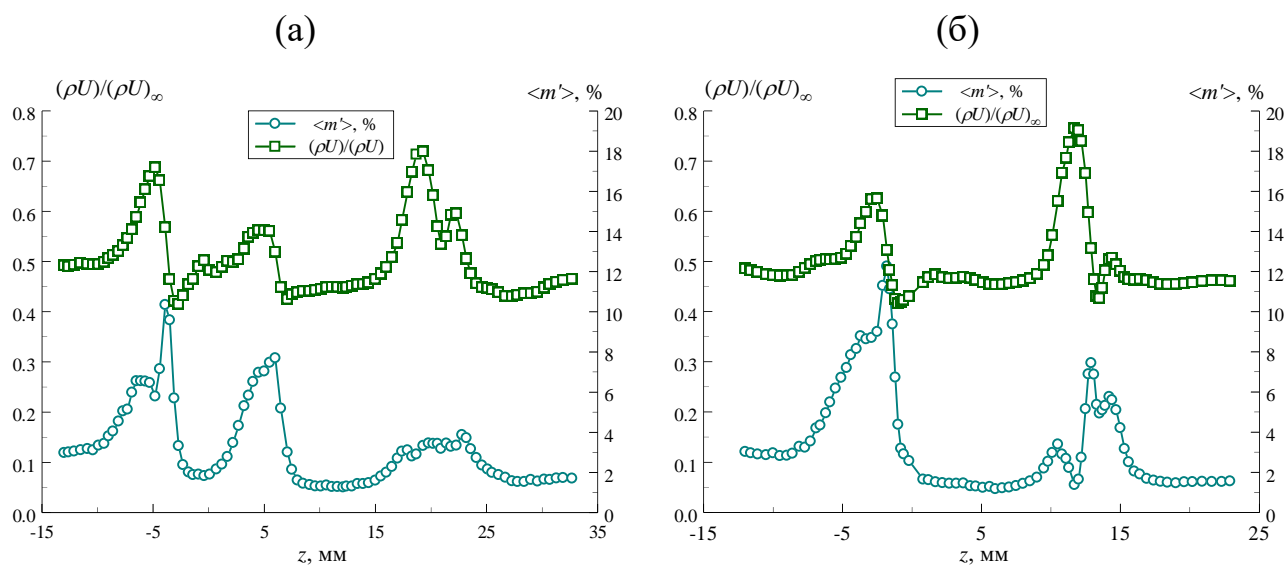


Рисунок 6. Распределения среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ и среднего массового расхода ρU в пограничном слое от поперечной координаты z при $x = 90$ мм в случае неровности R1 (а) и R2 (б).

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 (рисунок 6 а). 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 10 %. Амплитуда второго пика ($z \approx 6$ мм) составляет примерно 7 %, он порождается дополнительным дефектом среднего течением, находящимся между двумя основными пиками в набегающем потоке. 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 (рисунок 6, б). 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 12 %. Второй пик ($z \approx 12.4$ мм) амплитудой примерно 8 % 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.

Получены профили среднеквадратичных пульсаций (рисунок 7, а и в) и среднего массового расхода (рисунок 7, б и г) по нормальной координате y в области влияния слабых ударных волн ($-2,7 \text{ мм} \leq z \leq -1 \text{ мм}$ и $11,5 \leq z \leq 15,3 \text{ мм}$) и в

невозмущенном пограничном слое ($z = 22,5$ мм) при $x = 90$ мм в случае неровности R2 (рисунок 7, а и б) и R1 (рисунок 7, в и г). Обнаружено увеличение уровня пульсаций в пограничном слое до 12 % в случае неровности R2 и 9 % в случае неровности R1, что значительно больше по сравнению с уровнем пульсаций в невозмущенной части пограничного слоя при $z = 22,5$ мм.

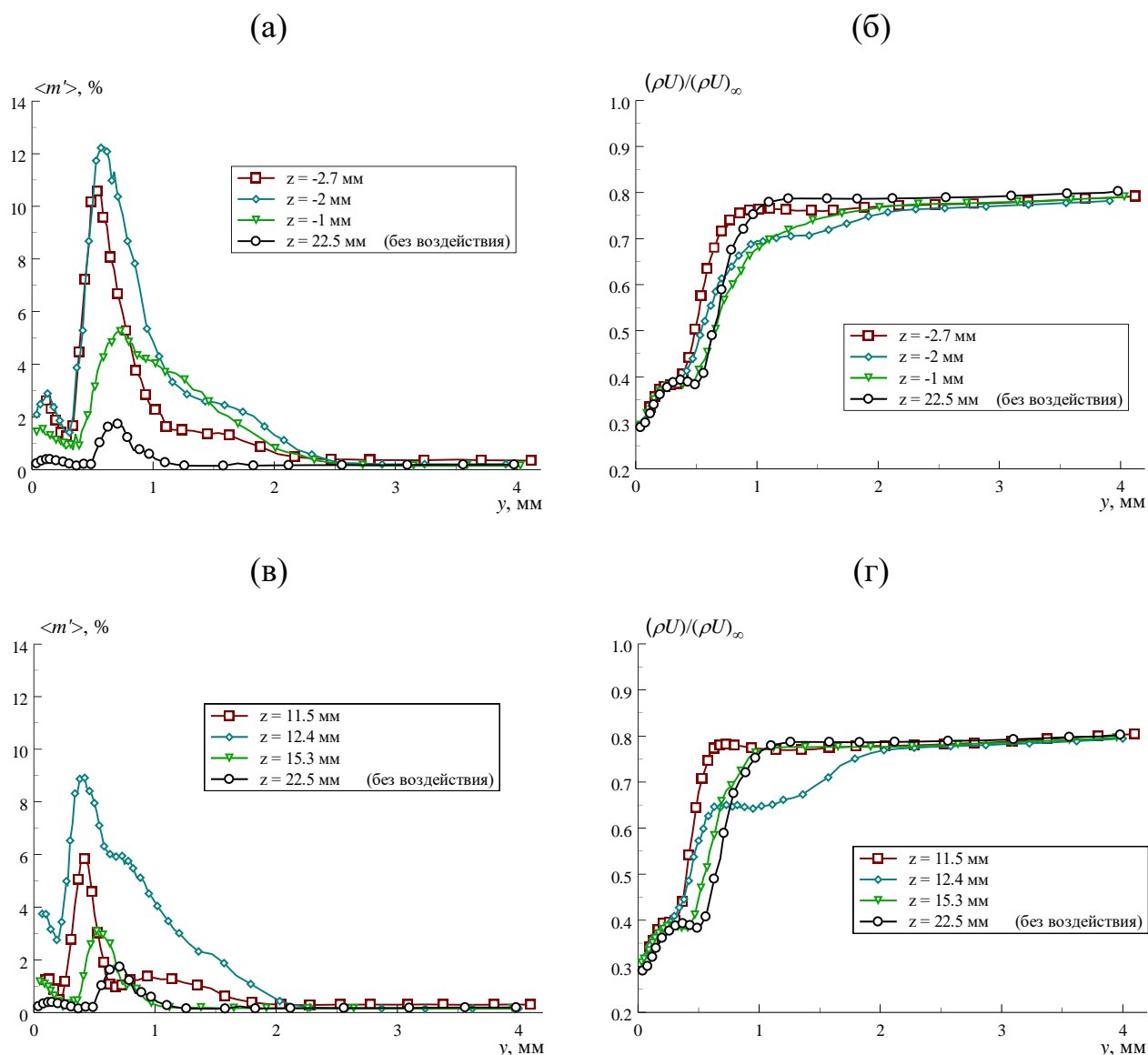


Рисунок 7. Профили среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ и среднего массового расхода ρU по нормальной координате y в области влияния волн P2 (а, б) и P1 (в, г) при $x = 90$ мм.

Получено сильное влияние слабой ударной волны на среднее течение в сверхзвуковом пограничном слое в области ее воздействия. 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. 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 наибольшего отклонения среднего течения от невозмущенного состояния. В возмущенной области обнаруживается смещение трансзвуковой части сверхзвукового пограничного слоя по нормальной координате к поверхности модели, т.е. уменьшение дозвуковой части пограничного слоя.

Проведенный спектральный и статистический анализ измеренных возмущений в пограничном слое показал, что в области влияния слабых ударных волн наблюдаются отклонения амплитудно-частотных спектров от спектров измеренного над невозмущенной частью пограничного слоя, как в низкочастотных, так и высокочастотных частях спектров. Статистический анализ сигналов термоанемометра также показал, что в области влияния слабых ударных волн на течение в пограничном слое затупленной пластины наблюдаются отклонения в распределениях сигналов от нормального распределения плотности вероятности. Отметим, что в ряде случаев изменение статистических показателей происходит выше верхней границы пограничного слоя, определенной по интегральным зависимостям. Тогда как в невозмущенной части пограничного слоя статистический, спектральный и интегральный анализ дают согласующиеся результаты.

В четвертой главе представляются результаты экспериментальных исследований воздействия слабых ударных волн на течения в пограничных слоях моделей, имеющих стреловидную переднюю кромку. Эксперименты выполнены при числе Маха набегающего потока $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6$ 1/м. Аналогично измерениям на плоской пластине, слабые ударные волны генерируются с помощью неровности на стенке рабочей части трубы.

В пункте 4.1 описываются результаты, полученные для стреловидной пластины №1 с углом стреловидности передней кромки от $\chi = 0^\circ$ до $\chi = 25^\circ$. В свою очередь, в подпункте 4.1.1. представлены результаты измерения в набегающем потоке перед передней кромкой модели на расстоянии $x = -15$ мм (при $\chi = 0^\circ$) с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. В набегающем потоке перед моделью, как и в экспериментах с пластиной, регистрируется возмущение, порожденное наклейкой на боковой стенке рабочей части АДТ Т-325. Расстояние между волнами P1 и P2 в направлении оси z составляет приблизительно 15 мм. Двумерная неровность на боковой стенке рабочей части АДТ Т-325 генерирует в набегающем потоке перед моделью возмущение в виде N-волны.

В подпункте 4.1.2. С помощью термоанемометра постоянного сопротивления получены картины течения в пограничном слое пластины при углах стреловидности передней кромки $\chi = 0^\circ$; $\chi = 5^\circ$; $\chi = 15^\circ$; $\chi = 20^\circ$ и $\chi = 25^\circ$.

В целом, картина возмущений пограничного слоя при $\chi = 0^\circ$, вызванных слабыми ударными волнами, согласуется с предыдущими экспериментальными результатами, полученными для случая модели плоской затупленной пластины с аналогичным радиусом притупления передней кромки $r = 2,5$ мм при числе Маха набегающего потока $M = 2,5$.

В случае угла стреловидности передней кромки $\chi = 5^\circ$ (рисунок 8, а) в распределениях уровня пульсаций массового расхода имеются области повышенных значений амплитуды, при $z \approx -23$ мм и $z \approx -15$ мм, которые связаны с воздействием слабой ударной волны P2 и возмущением между ударными волнами соответственно. Их воздействие на переднюю кромку сопровождается изменением среднего течения в пограничном слое. Область влияния волны P1 ожидалась приблизительно в $z \approx 0$ мм, но измерений проведено не было. Для угла стреловидности передней кромки $\chi = 15^\circ$ (рисунок 8, б) возмущения, порожденные волной P2, регистрируются при $z \approx -13$ мм, а волной P1 – при $z \approx 5$ мм. При $\chi = 20^\circ$ (рисунок 8, в) значению $z \approx -8$ мм соответствуют возмущения, генерируемые слабой ударной волной P2, а $z \approx 11$ мм – волной P1. Для

$\chi = 25^\circ$ (рисунок 8, г) возмущения, генерируемые слабой ударной волной P2, зафиксированы при $z \approx -3$ мм. В распределениях амплитуды пульсаций массового расхода не наблюдается явных пиков в ожидаемой области влияния слабой ударной волны P1. Однако в поперечном распределении среднего массового расхода наблюдаются изменения среднего течения, характеризующие влияние слабых ударных волн.

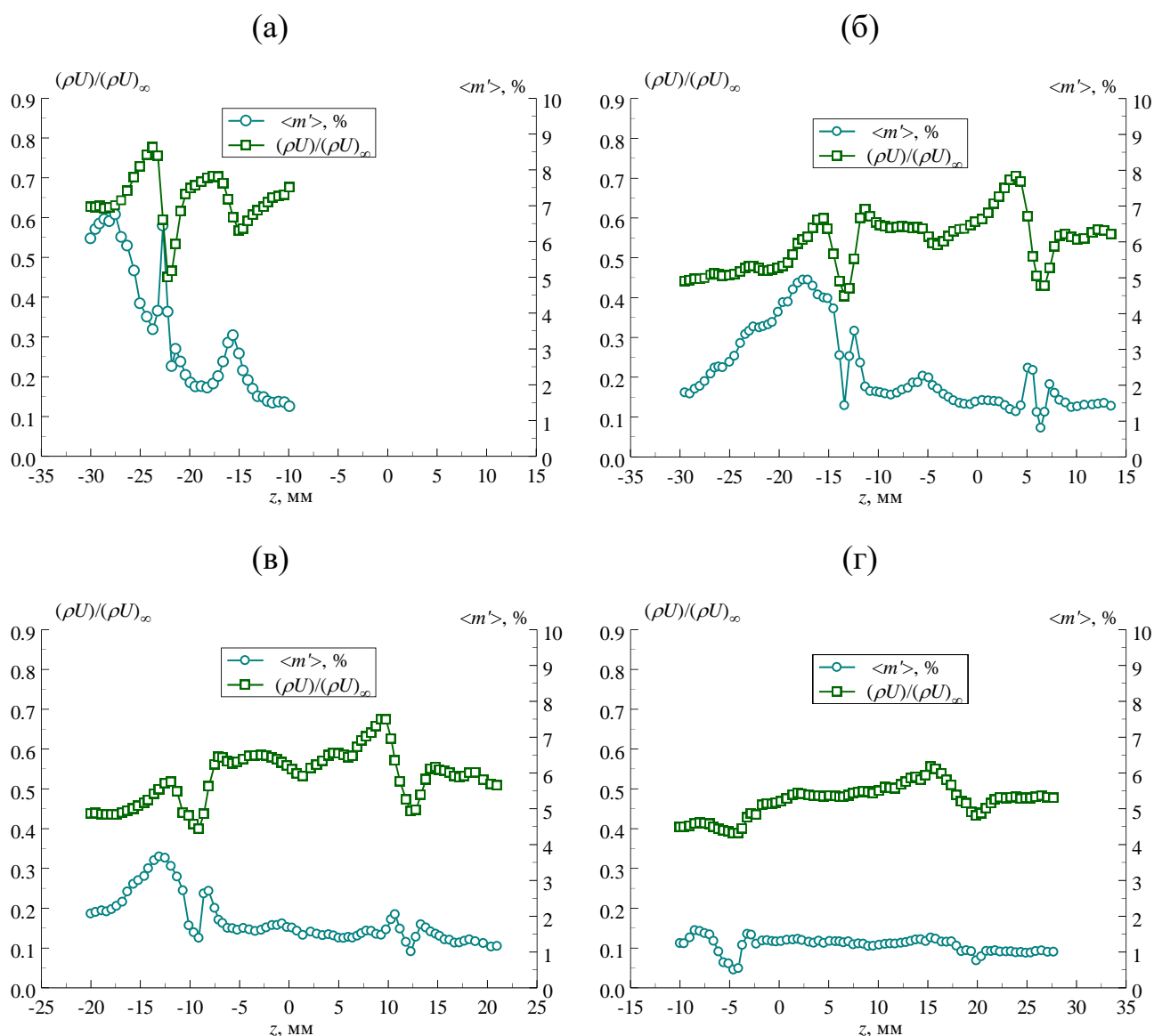


Рисунок 8. Распределения среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ и среднего массового расхода ρU по поперечной координате z в пограничном слое модели при $\chi = 5^\circ$ (а), 15° (б), 20° (в), 25° (г).

При увеличении угла стреловидности передней кромки возмущенная слабыми ударными волнами область течения в пограничном слое увеличивается и

смещается в положительном направлении координаты z . При изменении угла стреловидности передней кромки от 0 до 25 градусов, т.е. при уменьшении угла между слабой ударной волной и передней кромкой пластины от 60° до 35° , под воздействием «догоняющей» слабой ударной волны обнаружено уширение вихря в сверхзвуковом пограничном слое. Ширина вихря, порождаемого задним фронтом слабых ударных волн, изменяется от $2 \pm 0,5$ мм до $3,5 \pm 0,5$ мм, а вихря, порождаемого передним фронтом слабых ударных волн, – от $2 \pm 0,5$ мм до $4,5 \pm 0,5$ мм.

Для проверки полученных данных были выполнены пневмометрические исследования на поверхности плоской пластины с изменяемым углом стреловидности передней кромки модели, результаты которых описаны в подпункте 4.1.2. С помощью трубки Пито получены картины течения в пограничном слое пластины при углах стреловидности передней кромки $\chi = 0^\circ$; $\chi = 5^\circ$; $\chi = 15^\circ$. Выполненные измерения давления при $\chi = 0^\circ$ согласуются с результатами, полученными с помощью термоанемометра, а изменения в распределении среднего массового расхода повторяют изменение P_0'/P_0 .

Зависимость давления от поперечной координаты z при угле стреловидности передней кромки $\chi = 5^\circ$ представлена на рисунке 9, а, где показан дефект течения в области воздействия слабой ударной волны P1. Возмущенная область в сечении z наблюдается при $z \approx -13 \div -9$ мм.

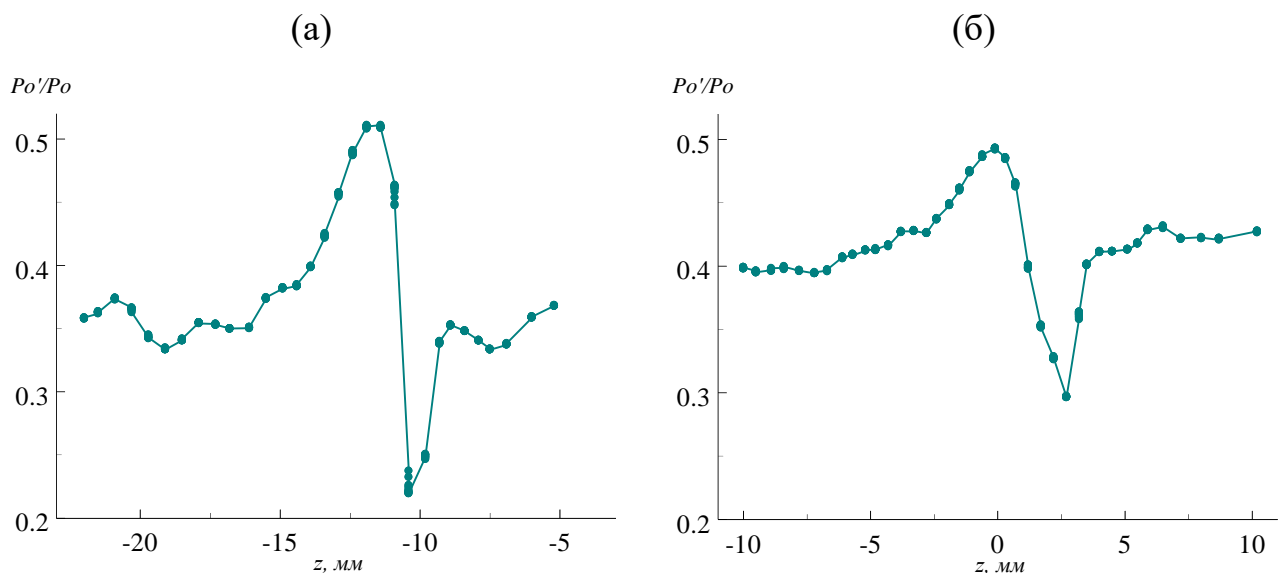


Рисунок 9. Зависимости P_0'/P_0 в пограничном слое модели с неровностью на стенке при $\chi = 5^\circ$ и $\chi = 15^\circ$.

При увеличении угла стреловидности передней кромки до $\chi = 15^\circ$ (рисунок 9, б) наблюдается увеличение области изменения давления в поперечном направлении. Возмущенная область находится при $z \approx -2.5 \div 4$ мм. Таким образом показано, что при изменении угла стреловидности передней кромки с $\chi = 0^\circ$ до $\chi = 15^\circ$ наблюдается изменение ширины возмущенной области в поперечном направлении z . Возмущенная область увеличивается с 4 мм до 6.5 мм.

В пункте 4.2 рассматриваются данные, полученные в пограничном слое стреловидной пластины №2, угол стреловидности передней кромки варьировался от $\chi = 35^\circ$ до $\chi = 50^\circ$. В подпункте 4.2.1. описывается структура вводимых слабых ударных волн в набегающий поток перед моделью, где дополнительно получено, что для случая гладкой стенки рабочей части, в набегающем потоке уровень среднего массового расхода и пульсаций остается постоянным во всем измеренном сечении и составляет 0,2 %, что говорит о высоком качестве набегающего потока в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН.

Рассмотренные экспериментальные данные в пограничном слое стреловидной пластины №2 получены двумя способами: с помощью термоанемометра (подпункт 4.2.2) и трубки Пито (подпункт 4.2.3). На рисунке 10 представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в зависимости от

поперечной координаты z в пограничном слое стреловидной пластины при $\chi = 35^\circ$ (а), $\chi = 40^\circ$ (б), $\chi = 45^\circ$ (в), $\chi = 50^\circ$ (г), таким образом, угол падения внешних слабых ударных волн составлял от 35° до 10° . Представлены данные, полученные с наклейкой на боковой стенке рабочей части и с гладкой стенкой.

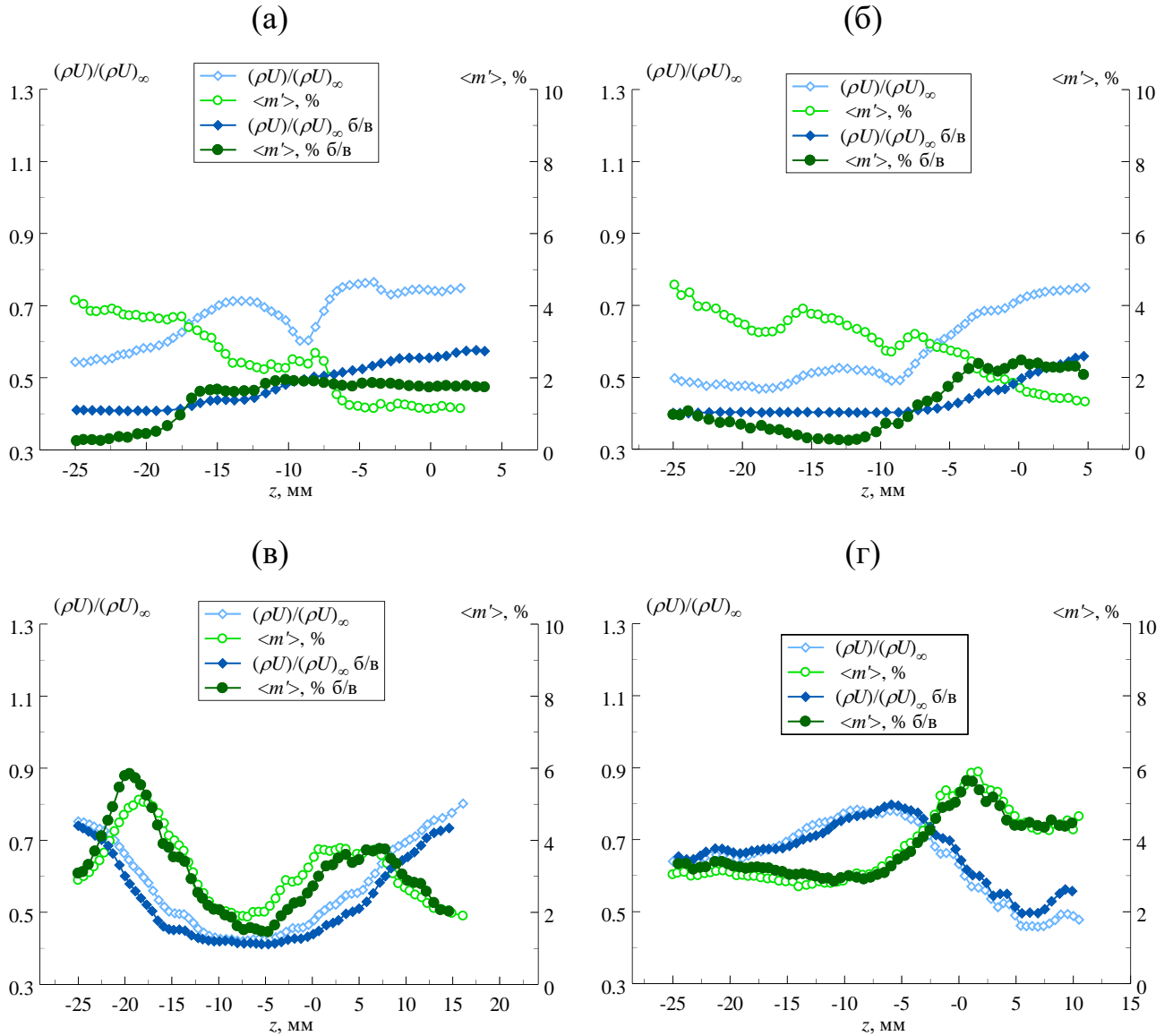


Рисунок 10. Распределения среднеквадратичных пульсаций $\langle m' \rangle$ и среднего массового расхода ρU по поперечной координате z в пограничном слое модели при $\chi = 35^\circ$ (а), 40° (б), 45° (в), 50° (г).

При $\chi = 35^\circ$ в области $-11 < z < -7$ мм (расчетная область порождения продольного вихря) при падении волны от заднего края неровности наблюдается изменение среднего массового расхода, сопровождающиеся резким повышением уровня пульсаций. Для случая без неровности на стенке рабочей трубы значения

среднего массового расхода монотонно уменьшается с уменьшением поперечной координаты z . Проведенный спектральный анализ возмущений показал, что при воздействии слабых ударных волн на переднюю кромку пластины наблюдаются изменения, как в низкочастотных, так и в высокочастотных частях спектров. Спектры имеют характерный вид для воздействия слабой ударной волны P2 (от уступа) на пограничный слой, подобные спектры были получены для плоской пластины при числе Маха 2,5.

При $\chi = 40^\circ$ течение, в целом, подобно предыдущему случаю при $\chi = 35^\circ$. Однако, при $\chi = 45^\circ$ картина течения кардинально отличается от полученных ранее. Распределение пульсаций и среднего массового расхода для обоих случаев имеют подобный вид, а изменения в спектральном составе возмущений имеют минимальные отклонения в расчетной области воздействия волны. При увеличении угла стреловидности до $\chi = 50^\circ$ влияние слабых ударных волн на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины не наблюдается. Различий в зависимостях среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в пограничном слое модели полученных с неровностью на стенке и без нее не фиксируется. Рассмотрение спектрального состава возмущений подтверждает полученные данные: амплитудно-частотные спектры полученные для случая с неровностью на стенке соответствуют спектрам, полученными с гладкой стенкой.

Полученные пневмометрические данные в пограничном слое пластины при углах стреловидности передней кромки $\chi = 35^\circ$; $\chi = 40^\circ$ и $\chi = 50^\circ$ согласуются с изменениями в распределении среднего массового расхода, что подтверждает сделанные выводы.

Выводы и практические результаты:

1. Отработана методика контролируемого введения возмущений со стенки рабочей части Т-325 в виде слабых ударных волн в набегающий поток при числе Маха 2 и 2,5. Изучено влияние размеров неровности на генерируемые слабые ударные волны в набегающем потоке при числе Маха 2,5. Получено, что с увеличением неровности возрастает интенсивность генерируемых слабых ударных

волн. Показано, что слабые ударные волны от обоих краев неровности распространяются непараллельно, при этом в поперечном направлении происходит уширение области между пиками возмущений вниз по потоку. Получено, что волна, распространяющаяся под меньшим углом, оказывает большее влияние на уровень возмущений в свободном потоке перед моделью.

2. Экспериментально получены подробные термоанемометрические данные по исследованию порождения пары продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины с радиусом притупления 2,5 мм при числе Маха 2,5. Пограничный слой на плоской пластине оказывается чувствительным к воздействию слабых ударных волн генерируемыми искусственными неровностями. В пограничном слое обнаружено порождение высокоинтенсивных возмущений до 12 %, сопровождающиеся изменением спектрального состава возмущений. Слабые ударные волны приводят к значительному искажению среднего течения в пограничном слое и вызывают как уменьшение, так и увеличение толщины сдвигового слоя на поверхности модели. Обнаружено смещение трансзвуковой части пограничного слоя к поверхности модели.

3. Разработан механизм поворота моделей для изменения угла стреловидности передней кромки модели в ходе проведения эксперимента в аэродинамической трубе Т-325. Отработана методика исследования порождаемых вихрей в пограничном слое плоской пластины с радиусом затупления 2,5 мм при изменении стреловидности передней кромки при числе Маха 2 с помощью термоанемометрических и пневмометрических методов измерений. Представленные данные, полученные разными методами измерений, дают согласующиеся результаты;

4. Выполнено исследование влияния угла падения внешних слабых ударных волн на переднюю кромку от 60° до 10° моделей пластин с радиусом затупления 2,5 мм на характер порождения продольных вихрей в пограничном слое при числе Маха 2. С помощью термоанемометрических и пневмометрических измерений показано, что при изменении угла падения внешних слабых ударных волн от 60° до

35° происходит уширение вихря в сверхзвуковом пограничном слое генерируемый воздействием слабых ударных волн. При изменении угла падения слабых ударных волн до 15° градусов обнаружено снижение интенсивности генерируемых возмущений в пограничном слое слабыми ударными волнами. При увеличении угла падения слабых ударных волн до 10° получено отсутствие воздействия слабых ударных волн на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины.

Полнота изложения материалов диссертации в опубликованных работах:

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в статьях в журналах «Теплофизика и аэромеханика» (2019), «Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа» (2019) «Сибирский физический журнал» (2019). Так же результаты исследований представлялись на российских и международных конференциях: на Международной научной студенческой конференции (Новосибирск, 2018), на Всероссийской конференции молодых ученых "Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии" (Новосибирск, Шерегеш, 2018; 2019; 2020; 2021), на Международной конференции по методам аэрофизических исследований ICMAR (Новосибирск, 2018; 2020), на Всероссийской школе-конференции молодых ученых с международным участием «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики» (Новосибирск, 2018), на Всероссийской конференции с элементами научной школы для молодых учёных «XXXV Сибирский теплофизический семинар» (Новосибирск, 2019), на Всероссийском семинаре с международным участием «Динамика Многофазных Сред» (Новосибирск, 2019), на Всероссийской конференции с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды» (Новосибирск, 2020).

Всего по результатам работы опубликовано 18 работ. Из них 8 удовлетворяют требованиям **ВАК**.

Приложение.

Статьи в журналах, материалы международных и всероссийских конференций, публикации в сборниках научных трудов:

1. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов Н.В., Яцких А.А. Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 2. С. 112-118.

2. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Питеримова М.В., Шевельков С.Г., Минин О.П. К воздействию слабых ударных волн на течение в пограничном слое плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки // Теплофизика и аэромеханика. - 2019. -Т.26, No.6. - С. 855-861.

3. Кочарин В. Л., Яцких А. А., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семёнов Н. В. Экспериментальное исследование воздействия волны сжатия на течение в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 2. С. 46–55.

4. Kocharin V.L., Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A. Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. Vol.2027, No.1. S.l., 2018. 040026(5) p.

5. Kocharin V.L., Afanasev L.V., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Experimental investigation of effect of an external wave on supersonic boundary layer of the blunt flat plate // High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2019): Proceedings of the XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 150th anniversary of the birth of S.A. Chaplygin (Novosibirsk, 3–5 Apr. 2019): AIP Conference Proceedings. Vol.2125. 2019. P. 030104(1-7).

6. Kocharin V.L., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Afanasev L.V., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. The experimental study of the weak shock wave action on the boundary layer of the sweep flat plate // Journal of Physics: Conference Series: XVI All-Russian Seminar with international participation "Dynamics of Multiphase Media" (Novosibirsk, 30 Sept. - 5 Oct. 2019). Vol.1404. S.l.: IOP Publishing, 2019. 012083(4) p.

7. Kocharin V.L., Yatskikh A.A., Prishchepova D.S., Panina A.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Afanasev L.V. Experimental study of heat transfer in the boundary layer of a flat plate with the impact of weak shock waves on the leading edge // AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM–2020): Proceedings of the XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R.I. Soloukhin (Novosibirsk, 29 Jun. – 3 Jul. 2020). Vol.2288. S.l.: AIP Publishing, 2020. 030014(4) p.

8. Kocharin V.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. Experimental study of weak shock waves influence on the supersonic boundary layer of the flat plate model // EPJ Web of Conferences: XV All-Russian School-Conference of Young Scientists with International Participation “Actual Problems of Thermal Physics and Physical Hydrodynamics (AVTFG2018) (Novosibirsk, Russia, 20-23 Nov., 2018). Vol.196, No.00018. S.l., 2019. P. 1-4.

9. Kocharin V.L., Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A. Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13 - 19 Aug., 2018): abstracts. Pt.I. Novosibirsk, 2018. P. 138-139.

10. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование воздействия слабых волн маха на пограничный слой пластины с затупленной передней кромкой // Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики (Новосибирск, 20–23 ноября 2018 г.): тезисы докладов XV Всероссийской школы-конференции молодых ученых с

международным участием / Институт теплофизики СО РАН. Новосибирск, 2018. С. 71.

11. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Ермолаев Ю.Г., Яцких А.А. Экспериментальное исследование влияния слабой ударной волны на пограничный слой плоской затупленной пластины // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XII Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск - Шерегеш, 16 - 22 марта 2018 г.) / под ред. В.В. Козлова. Новосибирск, 2018. С. 86.

12. Кочарин В.Л. Экспериментальное исследование взаимодействия падающих слабых ударных волн на сверхзвуковой пограничный слой плоской затупленной пластины при числе Маха $M = 2,5$ // Физика сплошных сред: Материалы 56-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2018) (Новосибирск, 22-27 апр. 2018 г.). Новосибирск, 2018. С. 13.

13. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Семенов Н.В., Ермолаев Ю.Г. Исследование воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое пластины при изменении угла скольжения передней кромки // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск - Шерегеш, 15 - 22 марта 2019 г.). Новосибирск, 2019. С. 84-85.

14. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Афанасьев Л.В., Ермолаев Ю.Г., Семёнов Н.В. Экспериментальное исследование воздействия слабых волн Маха на течение в сверхзвуковом пограничном слое скользящей пластины // Всероссийская конференция с элементами научной школы для молодых учёных «XXXV Сибирский теплофизический семинар», посвященный 75-летию заслуженного деятеля науки РФ Терехова В.И.» (Новосибирск, Россия, 27–29 авг. 2019 г.): тезисы. Новосибирск: Ин-т теплофизики СО РАН, 2019. С. 30.

15. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Прищепова Д.С., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование теплопередачи в пограничном слое плоской пластины под воздействием слабых ударных волн на переднюю кромку //

Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XIV Всероссийской школы-конференции молодых ученых (Новосибирск – Шерегеш, 28 февраля – 6 марта 2020 г.). Новосибирск: Параллель, 2020. С. 94–95.

16. Kocharin V.L., Yatskikh A.A., Prishchepova D.S., Panina A.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Afanasev L.V. Experimental study of the impact of n-wave on heat transfer in a boundary layer of a flat plate at the Mach number 2 // Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research (Novosibirsk, Russia, November 1-7, 2020): Abstracts. Pt. II. Novosibirsk: Parallel, 2020. P. 79-80.

17. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Тагаев С.Н., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование воздействия слабых ударных волн на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: 15 Всерос. шк.- конф. молодых ученых (Новосибирск, Шерегеш, 25 февр. -5 марта 2021 г.): тез. докл. -Новосибирск: Автограф, 2021. -С. 124-125.

18. Kocharin V.L., Yatskikh A.A., Prishchepova D.S., Panina A.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Afanasev L.V. Experimental study of the impact of N-wave on heat transfer in a boundary layer of a flat plate at the Mach number 2 // AIP Conference Proceedings: XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR – 2020) (Novosibirsk, 1–7 Nov. 2020). Vol.2351, No.1. S.l.: AIP Publishing, 2021. 040036(5) p.