

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

*Яцких Алексей Анатольевич*

## НАУЧНЫЙ ДОКЛАД

об основных результатах подготовленной научно—квалификационной работы

(диссертации)

*«Возбуждение и развитие волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое»*

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 2018

**Актуальность исследований.** Ламинарно-турбулентный переход сдвиговых течений является одной из фундаментальных проблем в механике жидкости и газа. Практически значимой является задача предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя, образующегося на поверхности летательных аппаратов. Исследования процесса перехода ламинарного течения в пограничном слое в турбулентное проводятся более 70 лет. Сегодня считается общепризнанной связь ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя с потерей устойчивости течения. Несмотря на значительный прогресс в вычислительных и экспериментальных технологиях в последние десятилетия, до сих пор нет полного понимания процессов, приводящих к турбулизации пристенных течений.

Ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя является сложным комплексным явлением для теоретического описания и экспериментального изучения. Считается, что турбулизация течения в пограничном слое происходит благодаря возникновению и эволюции возмущений различного типа, их роста и взаимодействия друг с другом с образованием локализованных в пространстве и времени вихревых структур (волновые пакеты, турбулентные пятна и т.п.). Для малых возмущений в процессе ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя условно можно выделить следующие основные стадии: зарождение волн неустойчивости, развитие возмущений согласно линейной теории гидродинамической неустойчивости, нелинейная стадия эволюции и взаимодействия пульсаций с последующим разрушением ламинарного течения до состояния турбулентности.

Экспериментальные исследования ламинарно-турбулентного перехода пограничных слоев играют важную роль в развитии методов предсказания положения перехода и описывающих его моделей. Экспериментальные данные необходимы как для верификации развивающихся методов, так и для создания новых моделей перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние. В научных центрах мира ведется постоянное совершенствование

существующих экспериментальных методов и развитие новых подходов в изучении ламинарно-турбулентного перехода.

Условно можно выделить два подхода экспериментального исследования возникновения турбулентности в пограничных слоях. Первый подход заключается в изучении эволюции естественных возмущений в сдвиговом слое. В этом случае обычно рассматриваются их интегральные характеристики и анализируются спектры мощности, поскольку невозможно определить волновые характеристики пульсаций и количественно сравнить с результатами линейной теории гидродинамической устойчивости. Другим подходом является эксперимент в контролируемых условиях, когда в поток вводятся возмущения с известными начальными характеристиками, что позволяет определять волновые характеристики и напрямую сопоставлять экспериментальные данные с расчетами.

Экспериментальные исследования развития контролируемых периодических возмущений с узким спектральным составом позволили получить уникальные результаты – например, была экспериментально подтверждена линейная теория гидродинамической неустойчивости развития возмущений для случаев дозвукового и сверхзвукового пограничных слоев. Сегодня подход контролируемых периодических пульсаций активно используется для исследований трехмерных, неоднородных и модулированных пограничных слоев. Изучение эволюции периодических контролируемых возмущений является эффективным инструментом для исследований ранних стадий ламинарно-турбулентного перехода.

На нелинейных стадиях перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние в естественных условиях происходят взаимодействия возмущений в широком спектре. Для изучения таких процессов актуальными являются исследования развития контролируемых локализованных во времени и пространстве возмущений (волновых пакетов). Эффективность такого подхода подтверждается исследованиями ламинарно-турбулентного перехода сдвиговых течений при малых скоростях потока, в которых удалось достичь значительных успехов в понимании механизмов, приводящих к турбулизации течений.

Помимо экспериментов на дозвуковых скоростях, изучение развития волновых пакетов проводится в исследованиях с помощью численного моделирования ламинарно-турбулентного перехода высокоскоростных пограничных слоев. Численные исследования эволюции широкополосных возмущений в пограничных слоях позволяют моделировать естественный сценарий ламинарно-турбулентного перехода, численно обнаруживать и изучать свойства взаимодействия различных мод волновых пакетов.

Экспериментальные методы возбуждения и изучения эволюции волновых пакетов в высокоскоростных пограничных слоях находятся на стадии развития. Данная работа посвящена экспериментальному исследованию возбуждения и развития волновых пакетов в двумерных и трехмерных пограничных слоях при сверхзвуковых скоростях потока.

**Цель работы** – экспериментальное исследование возбуждения и эволюции волновых пакетов в сверхзвуковых пограничных слоях.

Были поставлены следующие **задачи**:

- Разработать метод возбуждения локализованных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое с помощью импульсного разряда. Создать электрические схемы зажигания импульсного разряда и синхронизации измерений с возбуждением возмущений.
- Изучить влияние параметров импульсного разряда на генерируемые в сверхзвуковом пограничном слое локализованные возмущения;
- Создать комплекс программ обработки экспериментальных данных по эволюции волновых пакетов;
- Исследовать эволюцию волновых пакетов в двумерном сверхзвуковом пограничном слое;
- Исследовать развитие локализованных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла.

**Степень разработанности темы исследования.** Выполнены все поставленные задачи. Данные, полученные в разных сериях экспериментов, дополняют друг друга и дают целостную картину изучаемого явления.

**Объект и предмет исследования.** Объектом исследования является ламинарно-турбулентный переход сжимаемых сдвиговых течений. Предмет исследования – развитие локализованных волновых пакетов в пограничном слое плоской пластины и скользящего крыла при сверхзвуковых скоростях потока.

**Научная новизна.** В работе экспериментальным путем впервые:

- Получены подробные данные по пространственной структуре локализованных возмущений сверхзвукового пограничного слоя, генерируемых импульсным разрядом.
- Изучено влияние параметров импульсного разряда на возбуждаемые им локализованные возмущения в сверхзвуковом пограничном слое.
- Определены скорости распространения локализованных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое.
- Определены наиболее нарастающие моды волнового пакета в двумерном и трехмерном пограничных слоях при сверхзвуковых скоростях потока.

**Методология и методы исследования.**

Эксперименты выполнены в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН. Исследования проведены на моделях плоской пластины и 40-градусного скользящего крыла, установленных под нулевым углом атаки.

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.

Возбуждение контролируемых локализованных волновых пакетов производилось с помощью импульсного тлеющего разряда, зажигающегося между двумя электродами, выведенными на поверхность экспериментальных моделей.

Зажигание разряда и измерения были синхронизированы. С помощью процедуры синхронного осреднения многократных записей сигнала термоанемометра контролируемые возмущения, генерируемые импульсным разрядом, выделялись из фона естественных пульсаций пограничного слоя.

Для анализа эволюции волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое использовалось преобразование Фурье по времени и пространству. Полученные результаты сравнивались с опубликованными в литературе теоретическими данными.

### **Теоретическая и практическая значимость работы.**

Теоретическая ценность настоящей работы заключается в получении подробных данных по развитию локализованных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое.

Практическая ценность результатов исследований заключается в том, что полученные данные по влиянию параметров разряда на генерируемые в сжимаемом пограничном слое локализованные возмущения, по оценке скоростей распространения волновых пакетов, их нарастания вниз по потоку могут быть использованы при проектировании схем управления пристенными высокоскоростными течениями.

**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. Свидетельством достоверности также является представление результатов диссертации 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 влияния параметров импульсного разряда на генерируемые им локализованные возмущения в сверхзвуковом пограничном слое при различных числах Маха потока.
- Результаты по изучению пространственной структуры и эволюции локализованных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины при числе Маха набегающего потока  $M=2$ .

- Результаты экспериментальных исследований пространственной структуры и эволюции контролируемых локализованных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числах Маха  $M=2$  и  $2,5$ .

### **Содержание работы:**

**Во введении** приводится обзор существующих исследований в области устойчивости и ламинарно-турбулентного перехода пограничных слоев. В него вошли материалы экспериментальных работ, исследований по теории гидродинамической устойчивости и результаты прямого численного моделирования турбулизации высокоскоростных пограничных слоев. Так же в обзоре описаны современные подходы экспериментального исследования ламинарно-турбулентного перехода сжимаемых и несжимаемых пограничных слоев. На основе представленных в обзоре результатов формулируются цели и задачи исследований, делается вывод о месте данной работы.

**В первой главе** описывается методика исследований, экспериментальные модели, система измерения и методика обработки экспериментальных данных.

В п. 1.1. приведено описание малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН, в которой выполнялись экспериментальные исследования, представленные в этой 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 в конфигурации, используемой в экспериментах.

В п. 1.2. рассматриваются используемые в работе модели. Эксперименты проводились на модели плоской пластины и скользящего крыла (рис. 1). Скользящее крыло имеет угол скольжения  $40^\circ$  и чечевицеобразный профиль. Модели закреплялись в рабочей части аэродинамической трубы с помощью выступов в соответствующих отверстиях в стенках рабочей части под нулевым углом атаки. Для генерации контролируемых возмущений модели были оборудованы источником возмущений в виде поверхностного разряда. Источник

состоит из двух медных электродов, отделенных изолятором друг от друга и от модели. Электроды и изолятор выведены на поверхность и отшлифованы заподлицо. Центры электродов располагались параллельно направлению набегающего потока.

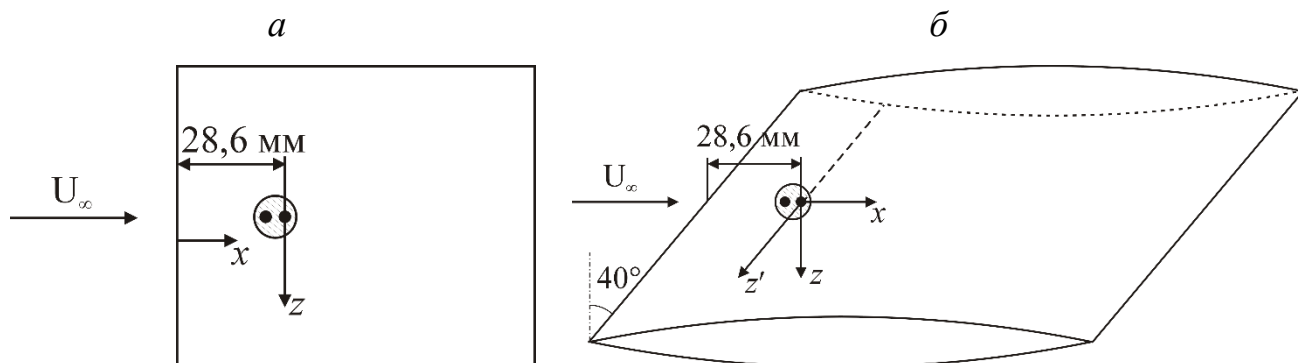


Рис. 1. Модели плоской пластины (а) и скользящего крыла (б).

В п. 1.3. описаны методы определения основных параметров потока в рабочей части Т-325 и измерения пульсаций течения в пограничном слое с помощью термоанемометра. Приведены характеристики используемых в работе термоанемометров постоянного сопротивления.

Для измерения средних и пульсационных характеристик течения в работе использовались 2 термоанемометра постоянного сопротивления. 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. Для изучения развития искусственных возмущений и выделения их из фона естественных пульсаций пограничного слоя измерения термоанемометром производились синхронно с возбуждением локализованных возмущений. В каждой точке измерения записывались 320 реализаций пульсационного сигнала  $e'_i$  и среднего напряжения  $E$  на мосте термоанемометра. Безразмерные пульсации массового расхода  $m'_i$  вычислялись по следующей формуле:

$$m'_i(t_k) = \frac{\rho U'_i(t_k)}{\rho U_{loc}} \cdot 100\% = \frac{e'_i(t_k)}{E \cdot S_{\rho U}} \cdot 100\%$$



, где  $\rho U_{loc}$  – среднее значение массового расхода в точке измерения,  $\rho U'$  – пульсации массового расхода,  $S_{\rho U} = 0,25$  – чувствительность датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода.

В п. 1.4. приводится описание процедур обработки экспериментальных данных. Для выделения контролируемых возмущений из фона естественных пульсаций пограничного слоя использовалось синхронное осреднение 320 осциллограмм безразмерных пульсаций массового расхода:

$$m'(t_k) = \frac{1}{320} \sum_1^{320} m'_i(t_k)$$

На рис. 2 представлен пример синхронного осреднения 320 осциллограмм. На рис. 2 (а) показаны несколько временных зависимостей пульсаций массового расхода  $m'_i$ , полученных из синхронно записанных реализаций пульсационного сигнала термоанемометра. На рис. 2 (б) показан результат синхронного осреднения 320 реализаций. После осреднения амплитуда случайных естественных пульсаций пограничного слоя значительно снижается, и искусственный волновой пакет выделяется из их фона.

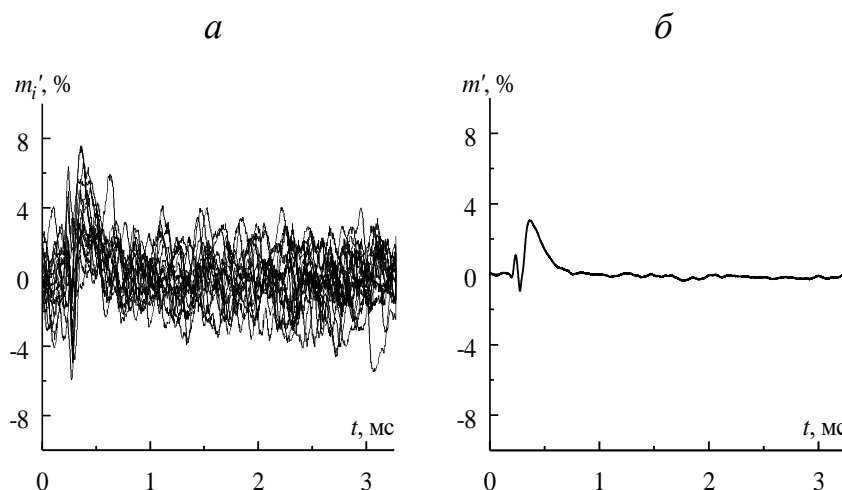


Рис. 2. Процесс синхронного осреднения.

Частотно-волновые спектры контролируемых локализованных возмущений определялись с помощью дискретного преобразования Фурье в виде:

$$\hat{m}(x, \beta, f) = \sum_{j,k} m'(x, z_j, t_k) \exp(i\beta z_j - i2\pi f t_k) \Delta t \Delta z_j$$

, где  $f$  – частота,  $\beta$  – поперечное волновое число.

Для ясного представления данных по эволюции волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое в этой работе использовалась нормировка полученных спектров на максимальную величину амплитуды в базовом сечении для каждой частоты:

$$A(x, \beta, f) = \frac{1}{\text{Max}_{\beta} |\hat{m}(x_0, \beta, f)|} \hat{m}(x, \beta, f).$$

**Во второй главе** представляются результаты экспериментальных исследований по возбуждению контролируемых локализованных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое. Изучается влияние параметров импульсного разряда на генерируемые возмущения.

П. 2.1. посвящен описанию схемы зажигания импульсного разряда в сверхзвуковом пограничном слое, используемой в большинстве экспериментов по исследованию развития волновых пакетов (глава 3 и 4). Проводятся исследования влияния параметров схемы зажигания на возбуждаемые в пограничном слое локализованные возмущения.

Для исследования эволюции контролируемых одиночных волновых пакетов в сверхзвуковых пограничных слоях была разработана схема (рис. 3) зажигания импульсного разряда на основе разрыва тока в первичной цепи трансформатора. Для прерывания тока используется мощный биполярный транзистор, работающий в ключевом режиме. При подаче управляющего импульса на переднем фронте транзисторный ключ переходит в режим открытия, а на заднем фронте ключ размыкает первичную цепь катушки зажигания, и ток в ней резко падает. Это приводит к значительному изменению магнитного потока в сердечнике катушки зажигания, и во вторичной цепи генерируется высоковольтный импульс, которого достаточно для пробоя разряда. Изменением сопротивления  $R'$  регулируется ток в первичной цепи, что влияет на энергию, подводимую к разряду. Также, регулируя частоту следования импульсов, можно изменять периодичность зажигания разряда. Синхронизация измерений выполнялась по спадающему заднему фронту управляющего сигнала.

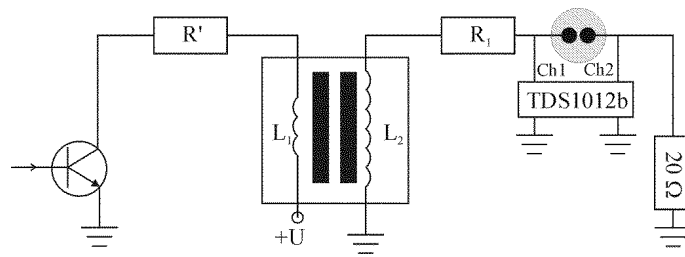


Рис. 3. Схема зажигания импульсного разряда.

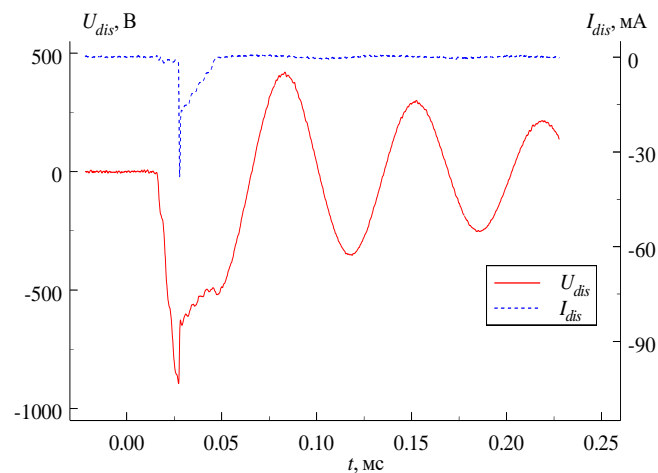


Рис. 4. Временные зависимости тока разряда и падения напряжения на разряднике.

На рис. 4 представлены временные зависимости напряжения и тока разряда, полученные во время экспериментов при числе Маха  $M=2$ . Схема зажигания разряда генерирует затухающие колебания с первым отрицательным полупериодом. Пробой межэлектродного промежутка в потоке происходит при напряжении приблизительно 900 В. Разряд зажигается только на первом полупериоде высоковольтного сигнала со схемы зажигания. Зажигание разряда сопровождается значительным скачком тока, что связано с разрядом паразитной емкости источника контролируемых возмущений. После этого наблюдается плавное спадание силы тока до нуля. Общая длительность горения разряда составляет приблизительно 25 мкс. Оценки показывают, что значение энергии, подводимой к разряду, приблизительно  $0,12 \div 0,13$  мДж. Во время экспериментов наблюдается постоянство зажигания разряда.

Для выбора оптимальных параметров импульсного тлеющего разряда для генерации контролируемых локализованных возмущений проводилось

исследование влияния энергии разряда на амплитуду и форму возбуждаемых контролируемых возмущений.

Эксперименты выполнены в АДТ Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха набегающего потока  $M = 2$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Измерения проводились в пограничном слое плоской пластины с острой передней кромкой (рис. 1а), установленной под нулевым углом атаки. Для измерения локализованных возмущений сверхзвукового пограничного слоя, порожденных импульсным разрядом, использовался термоанемометр постоянного сопротивления. В каждой точке записывались 320 реализаций сигнала, обработка данных состояла из синхронного осреднения. Измерения производились в центральной области возмущений ( $z=0 \text{ мм}$ ) возбуждаемых разрядом на расстоянии  $x = 60 \text{ мм}$  от передней кромки модели в области пограничного слоя с максимальным уровнем естественных пульсаций.

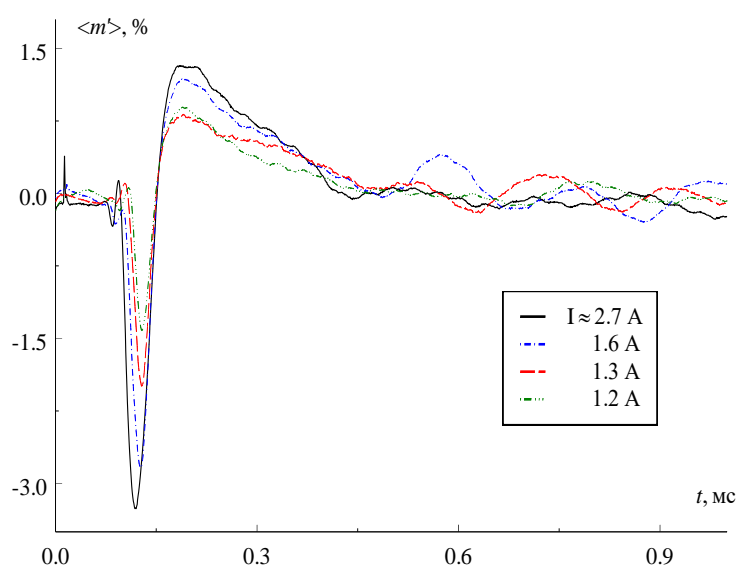


Рис. 5. Осциллограммы пульсаций при различных значениях силы тока в первичной цепи.

На рис. 5 представлены осциллограммы волновых пакетов, возбуждаемых при разных величинах силы тока в первичной цепи схемы зажигания. Амплитуда возбуждаемых разрядом волновых пакетов возрастает с ростом силы тока в первичной цепи схемы зажигания. При этом длительность и форма волновых пакетов слабо меняются. С помощью схемы зажигания импульсного разряда

возможно контролировать амплитуду возбуждаемых одиночных волновых пакетов и частоту их генерации. Однако нет возможности регулировать длительность горения импульсного разряда и напрямую варьировать ток разряда.

В п. 2.2. описываются экспериментальные данные исследования влияния параметров импульсного разряда на возбуждаемые им в сверхзвуковом пограничном слое локализованные возмущения. Для подробных исследований была разработана схема зажигания импульсного тлеющего разряда, позволяющая контролировать длительность импульсного разряда, его силу тока и частоту зажигания. Работа схемы основана на модуляции высокого напряжения с помощью быстродействующего высоковольтного ключа, основанного на последовательно соединенных полевых транзисторах с изолированным затвором (КМОП, MOSFET). Разработанная схема зажигания позволяет генерировать импульсы высокого напряжения амплитудой до 3 кВ, длительностью от 5 мкс. Управление высоковольтным ключом было синхронизировано с измерительным комплексом АДТ-325.

Эксперименты выполнялись при значениях числа Маха набегающего потока  $M=2, 3$  и  $4$ . В качестве экспериментальной модели использовалась плоская пластина (рис. 1а), установленная под нулевым углом атаки. Эксперименты при  $M=2$  были проведены при значении единичного числа Рейнольдса  $Re_1 = 3,9 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , при  $M=3$  -  $Re_1 = 8,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , а при  $M=4$  -  $Re_1 = 9,7 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . В пограничном слое плоской пластины зажигался импульсный разряд различной длительности и мощности. Измерения возбуждаемых разрядом локализованных возмущений проводились на линии симметрии ( $z = 0$  мм) термоанемометром постоянного сопротивления синхронно с зажиганием разряда. Измерения проводились в области пограничного слоя с максимальным уровнем естественных пульсаций.

На рис. 6 представлены результаты, полученные при значениях числа Маха набегающего потока  $M=2, 3$  и  $4$ . Показаны осциллограммы локализованных возмущений, генерируемых импульсным разрядом различной длительности. В случае числа Маха набегающего потока  $M=2$  измерения проведены при  $x = 60$  и  $100$  мм, для  $M=3$  и  $M=4$  при  $x = 60, 80$  и  $100$  мм.

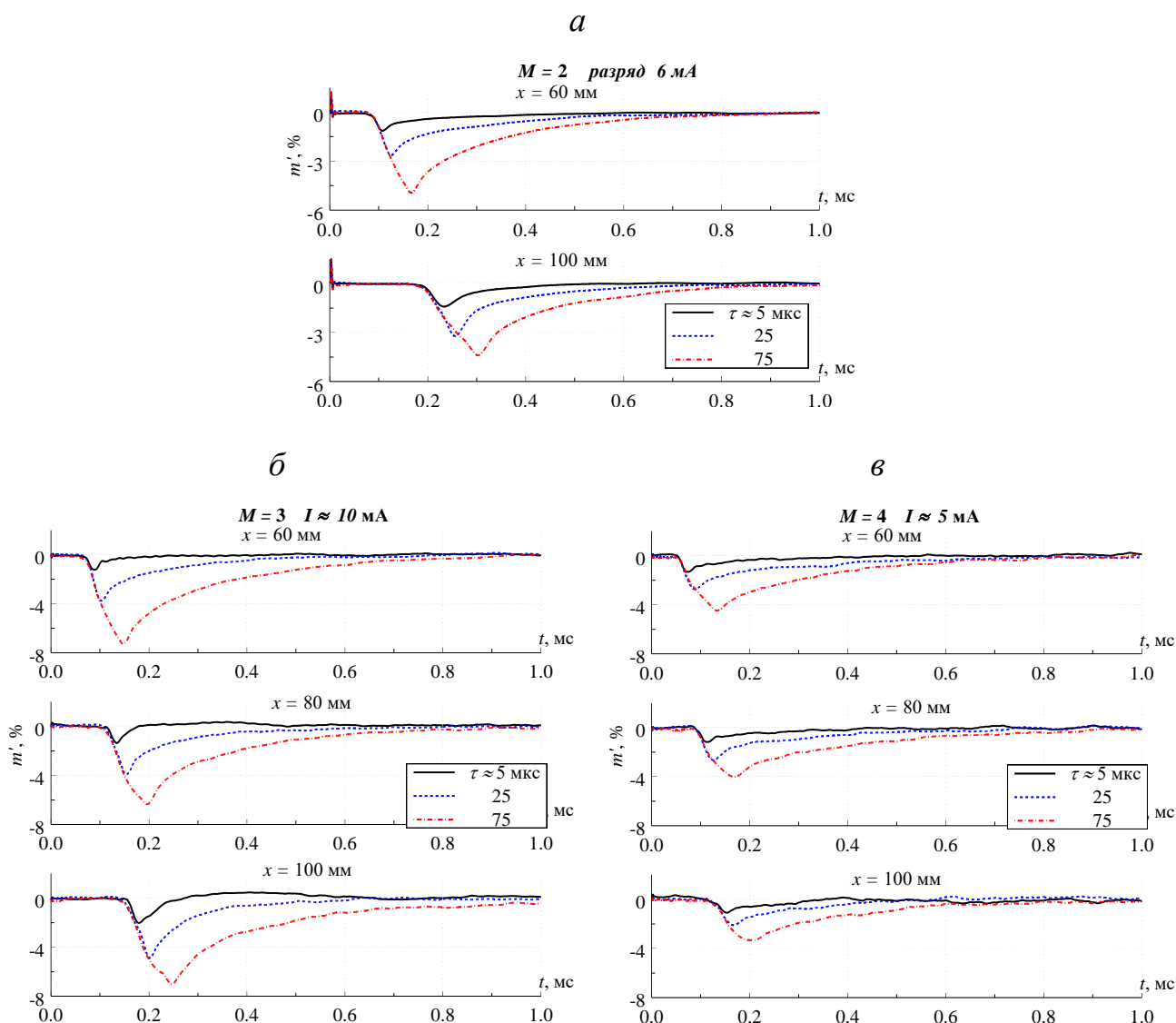


Рис. 6. Локализованные возмущения от импульсного разряда при различной длительности горения при числах Маха потока  $M=2$ (*a*),  $M=3$ (*б*) и  $M=4$ (*в*).

При увеличении длительности импульсного разряда растут временные масштабы и амплитуда генерируемых возмущений. При этом нарастание передних фронтов волновых пакетов от разряда с различной длительностью происходит по одному закону. Оценки скорости распространения волновых пакетов по времени регистрации максимального отклонения от среднего течения показали, что скорость распространения локализованных возмущений составляет приблизительно 60 % от скорости набегающего потока в случае  $M=2$ , при  $M=3$  – 65 %, а для  $M=4$  – 78 %. Эти результаты близки к оценке по соотношению  $(M-1)/M$ , что соответствует локальным скоростям на уровне критического слоя.

На рис. 7 представлены результаты исследований влияния силы тока импульсного разряда на генерируемые им локализованные возмущения в сверхзвуковом пограничном слое.

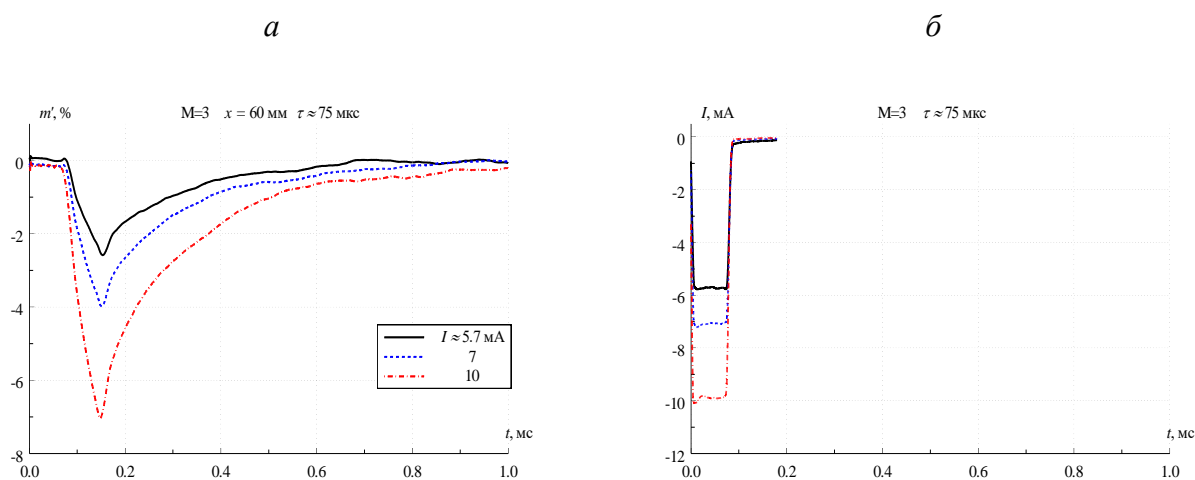


Рис. 7. Локализованные возмущения от импульсного разряда при различной силе тока.  $M=3$ .

Длительность нарастающей части локализованного возмущения близка ко времени горения разряда. Затухающая часть регистрируемых возмущений значительно более длительная. Возможно, что при горении разряда происходит нагрев экспериментальной модели в области источника контролируемых возмущений. После завершения горения разряда поток уносит тепло от поверхности модели, тем самым охлаждая её до равновесной температуры. При увеличении силы тока, протекающего через разряд, амплитуда возмущений растёт. Оценки показывают, что амплитуда порождаемых в сверхзвуковом пограничном слое локализованных возмущений массового расхода пропорциональна квадрату силы тока разряда. Данный результат справедлив как в случае числа Маха потока  $M=3$ , так и в случае  $M=4$ .

**В третьей главе** описываются результаты экспериментальных исследований развития контролируемых одиночных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины. Исследуется развитие локализованных возмущений, возбуждаемых импульсным разрядом на поверхности плоской пластины (рис. 1а). Эксперименты проведены при числе Маха потока  $M=2$  и

значении единичного числа Рейнольдса  $Re_1 = 6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Пульсации массового расхода измерялись термоанемометром постоянного сопротивления синхронно с возбуждением волновых пакетов.

На рис. 8 представлены изолинии пульсаций массового расхода волнового пакета в плоскости  $(z, t)$  при различных значениях продольной координаты  $x$ . Измерения проведены в слое с максимальным уровнем естественных пульсаций пограничного слоя. Измерены сечения по трансверсальной координате при различных значениях продольной координаты  $x$ . Непрерывными линиями очерчены равные уровни пульсаций, обладающие положительными значениями, отрицательные величины показаны прерывистыми кривыми.

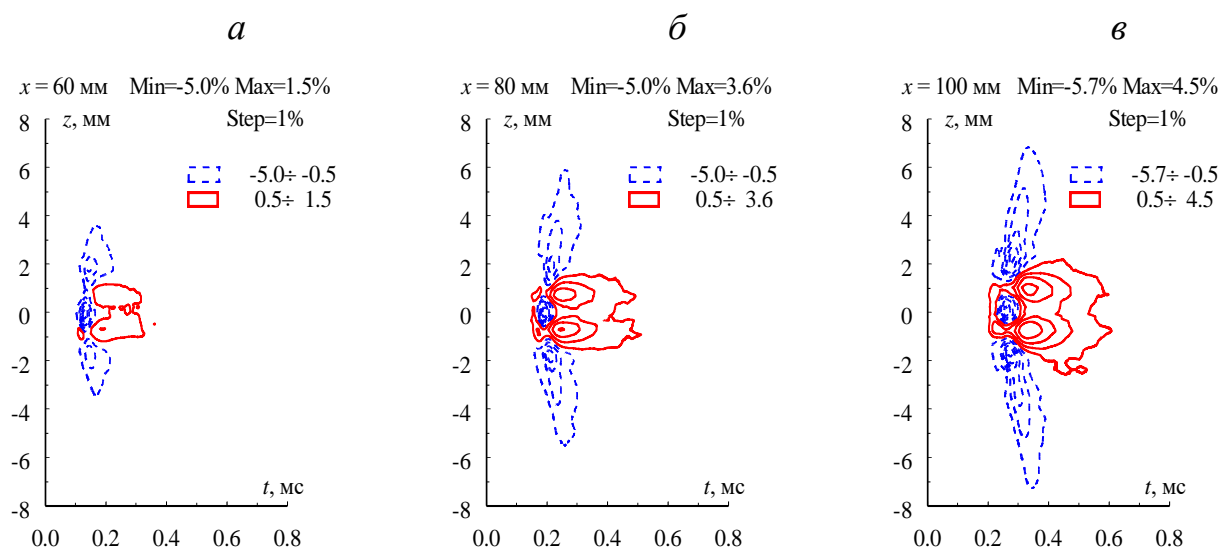


Рис. 8. Изолинии пульсаций волнового пакета в плоскости  $(z, t)$ . Пограничный слой плоской пластины.

*a* -  $x=60$ , *б* - 80, *в* - 100 мм.

Волновой пакет в пограничном слое пластины симметричен и состоит из центрального дефекта течения, положительных структур на заднем фронте с максимальными отклонениями от среднего течения в  $z \approx \pm 1 \text{ мм}$  и дефектов течения с максимумами в  $z \approx \pm 2 \text{ мм}$ . Развиваясь вниз по потоку, волновой пакет расширяется в продольном и поперечном направлениях. Полуугол расплывания волнового пакета в поперечном к потоку направлении составляет около  $5^\circ$ . Скорость



распространения переднего фронта волнового пакета  $V_{н.ф.} \approx 0,9 V_{\infty}$ , заднего фронта  $- V_{з.ф.} \approx 0,3 V_{\infty}$ .

Результаты частотно-волнового анализа развития волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое представлены на рис. 9. Показаны распределения амплитуды от волнового числа при различных значениях продольной координаты  $x$  для наиболее нарастающих частот. Данные представлены в нормированном на максимум в начальном сечении виде.

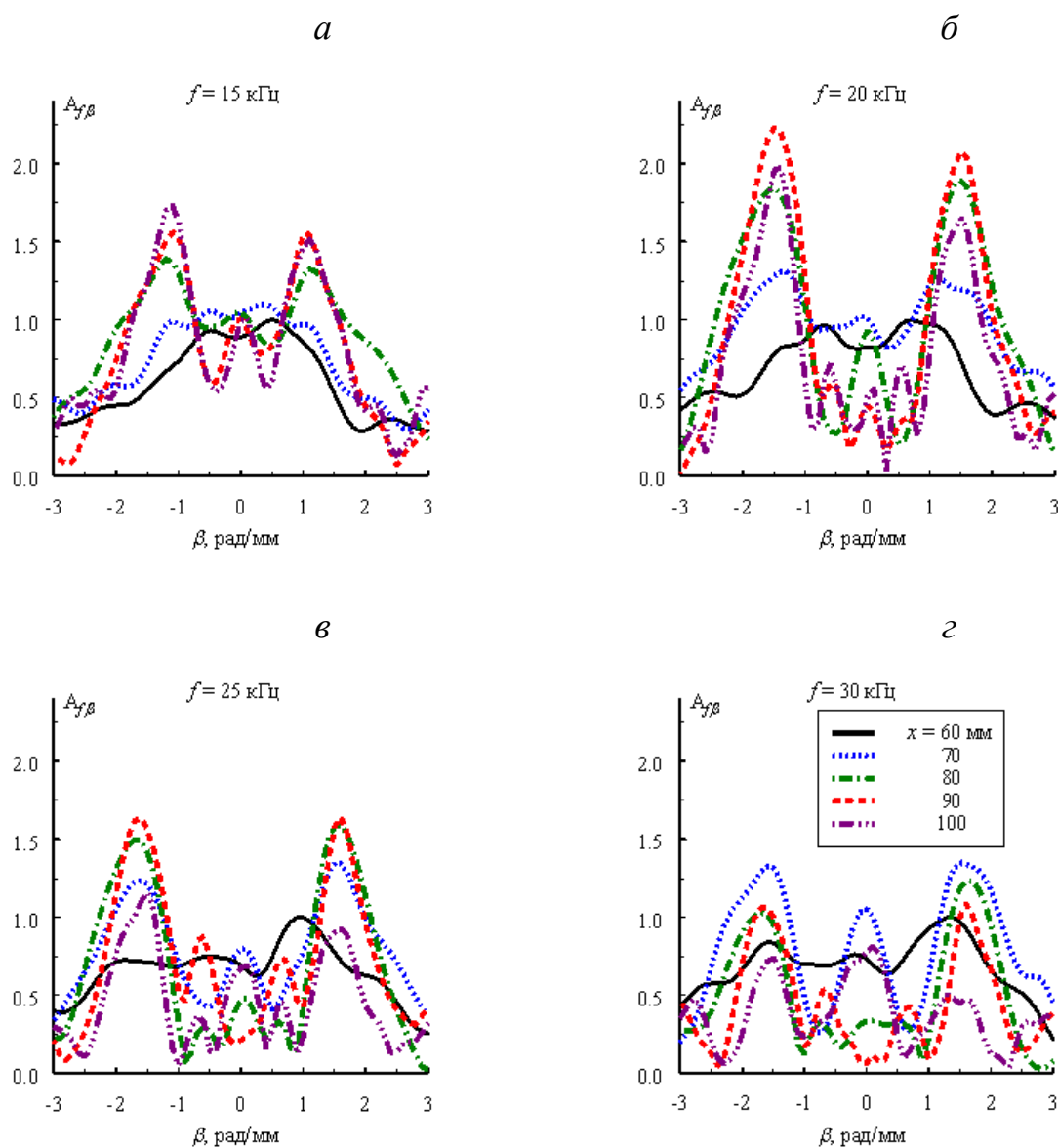


Рис. 9: Амплитудно-волновой спектр. Плоская пластина.

$a - f=15$ ,  $б - 20$ ,  $в - 25$ ,  $г - 30$  кГц.

Рассматриваемые моды волнового пакета в начальных сечениях нарастают вниз по потоку. Наиболее растущие волны имеют волновые числа в диапазоне  $\beta = \pm 1 \div 2$  рад/мм. Это означает, что фронты этих волн имеют большой угол наклона относительно направления набегающего потока, что соответствует результатам линейной теории гидродинамической неустойчивости для случая сверхзвукового пограничного слоя. Однако значения волновых чисел  $\beta$  являются значительно большими, чем предсказывает линейная теория.

Следует отметить, что при  $x = 90 \div 100$  мм наблюдается затухание высокочастотных ( $f \geq 20$  кГц) мод волнового пакета. Для  $f = 30$  кГц затухание наблюдается при  $x > 70$  мм. Такое поведение согласовывается с верхней ветвью кривой нейтральной устойчивости.

**В четвертой главе** представляются результаты экспериментальных исследований эволюции одиночного волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла (рис. 1б). Эксперименты проведены при числах Маха потока  $M=2$  и  $2,5$ . В пограничном слое крыла с углом скольжения  $40^\circ$  с помощью импульсного разряда генерировались одиночные волновые пакеты. Измерения термоанемометром были синхронизированы с зажиганием разряда.

На рис. 10 представлены изолинии пульсаций массового расхода волнового пакета в плоскости  $(z', t)$  при различных значениях продольной координаты  $x$ . Измерения проведены в слое с максимальным уровнем естественных пульсаций пограничного слоя. Датчик термоанемометра передвигался по линии параллельной передней кромки крыла (координата  $z'$ ) при различных значениях продольной координаты  $x$ .

Возбуждаемый разрядом волновой пакет несимметричен и смещен в отрицательные значения координаты  $z'$ . Этот результат значительно отличается от структуры волнового пакета, возбуждаемого импульсным разрядом в пограничном слое плоской пластины. В пограничном слое скользящего крыла несимметричность волнового пакета нарушается за счет наличия поперечного течения. В области  $z' = -3 \div 4$  мм волновой пакет представляется положительным и отрицательным

отклонениями от среднего течения. В отрицательных значениях координаты  $z' < -3$  мм наблюдается формирование структур мгновенных дефектов течения. Измерения профилей показали, что волновой пакет локализован внутри пограничного слоя и не регистрируется за его границей. При числе Маха потока  $M=2,5$  наблюдается схожая структура волнового пакета в пограничном слое крыла.

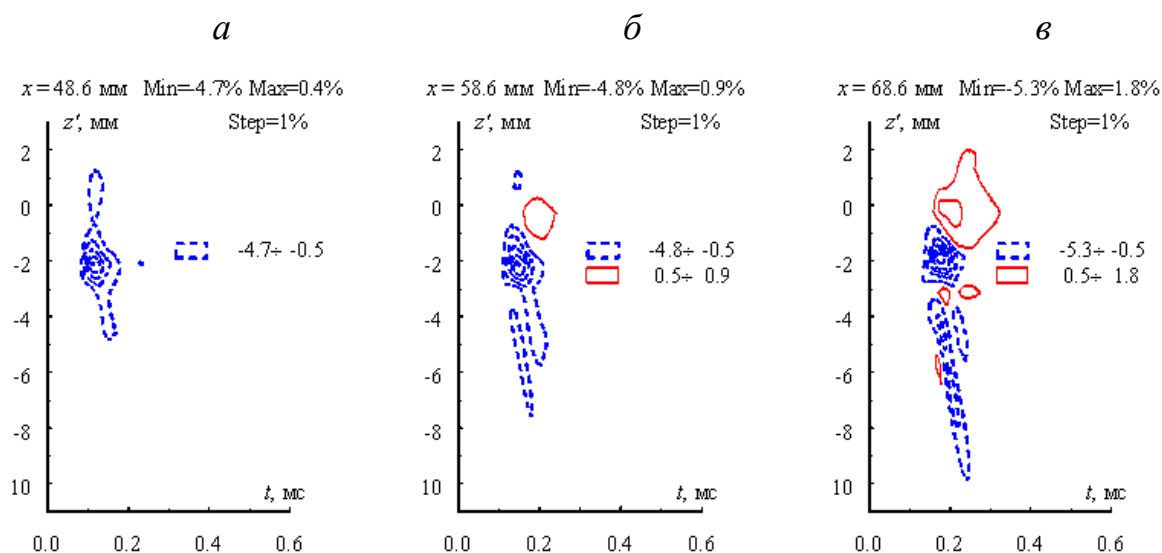


Рис. 10. Изолинии пульсаций волнового пакета в плоскости  $(z', t)$ . Пограничный слой скользящего крыла.

$a - x=48,6$ ,  $b - 58,6$ ,  $c - 68,6$  мм.

Эволюция вниз по потоку различных мод волнового пакета в пограничном слое скользящего крыла при числе Маха набегающего потока  $M=2$  представлена на рис. 11. Показаны распределения амплитуды от поперечного волнового числа при различных значениях продольной координаты  $x$  для наиболее нарастающих частот. Данные представлены в нормированном на максимум в начальном сечении виде.

Волновой спектр волнового пакета в пограничном слое крыла несимметричен. Наиболее растущие волны имеют значения поперечных волновых чисел  $\beta' = -2.5 \div -1$  рад/мм. Анализ данных показывает, что значения поперечных волновых чисел и частот наиболее растущих волн и степени их нарастания вниз по потоку близки к результатам расчетов по линейной теории гидродинамической устойчивости.

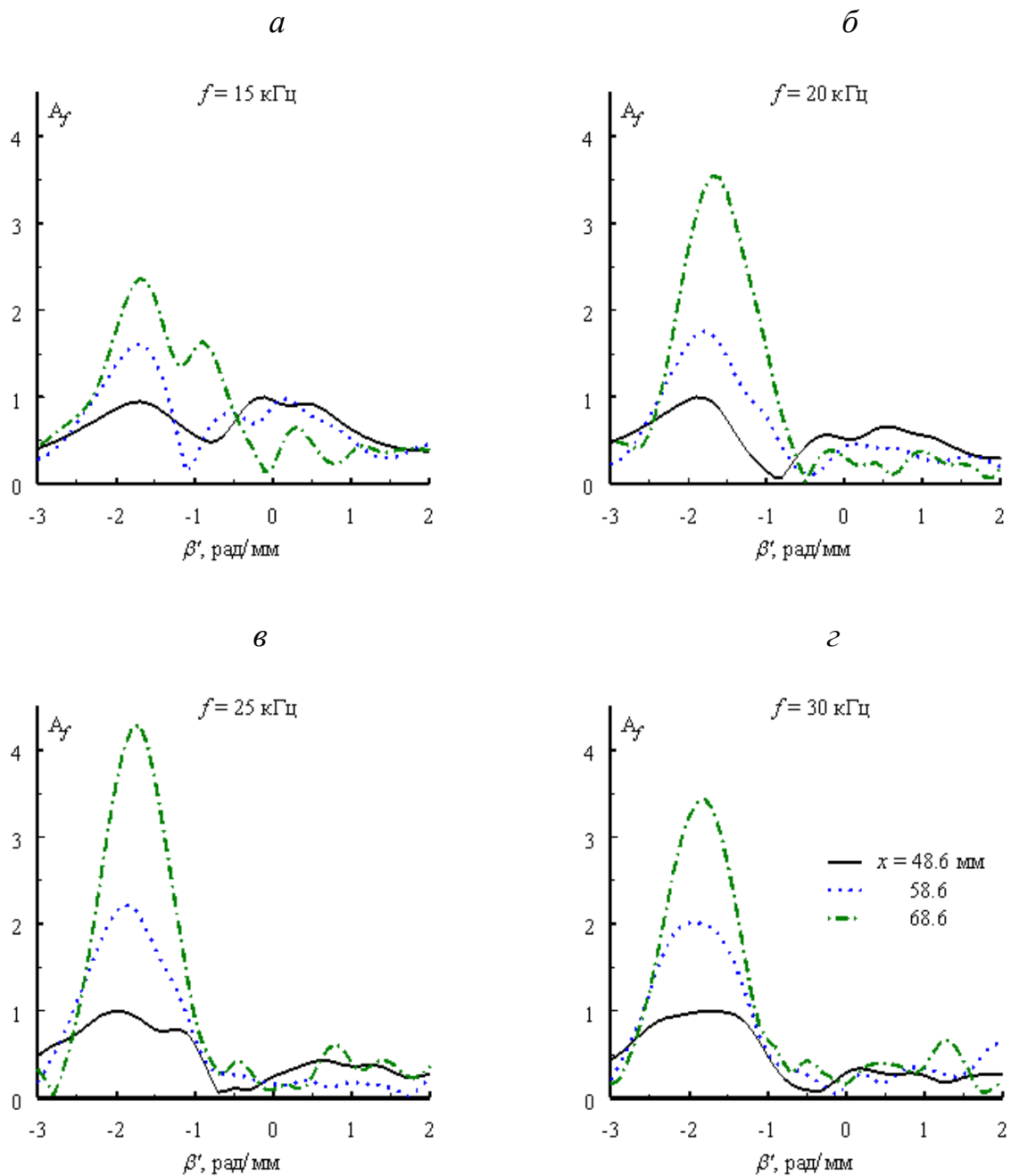


Рис. 11: Амплитудно-волновой спектр. Скользящее крыло.

*a* –  $f=15$ , *б* - 20, *в* - 25, *г* - 30 кГц.

### Выводы и практические результаты:

1. Разработана методика возбуждения локализованных во времени и пространстве возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях с помощью импульсного разряда.
2. Получено, что при увеличении длительности импульсного воздействия на сверхзвуковой пограничный слой амплитуда генерируемых возмущений

возрастает. Показано, что амплитуда порождаемых импульсным разрядом локализованных возмущений массового расхода увеличивается при повышении силы тока разряда.

3. Изучена структура и эволюция волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое пластины. Развиваясь вниз по потоку, волновой пакет расширяется в поперечном направлении. Полуугол расплывания волнового пакета в поперечном к потоку направлении составляет приблизительно  $5^\circ$ . Скорость распространения переднего фронта волнового пакета  $V_{н.ф.} \approx 0,9 \cdot V_\infty$ , заднего фронта –  $V_{з.ф.} \approx 0,3 \cdot V_\infty$ . Частотно-волновой анализ показал, что фронты наиболее растущих мод волнового пакета имеют значительные углы наклона относительно направления набегающего потока.
4. В пограничном слое скользящего крыла волновой пакет обладает несимметричной структурой. Измерения профилей показали, что волновой пакет локализован внутри пограничного слоя и не регистрируется за его границей. Значения поперечных волновых чисел и частот наиболее растущих волн и степени их нарастания вниз по потоку близки к результатам расчетов по линейной теории гидродинамической устойчивости.

#### **Полнота изложения материалов диссертации в опубликованных работах:**

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в статьях в журналах «Сибирский физический журнал» (2013), «Теплофизика и аэромеханика» (2015), «Известия высших учебных заведений. Физика» (2015), «Journal of visualization» (2017). Так же результаты исследований представлялись на российских и международных конференциях: Международная научная студенческая конференция «Студент и научно-технический прогресс» (Новосибирск, 2012; 2013; 2014; 2016; 2017), Всероссийская научная конференция студентов-физиков и молодых ученых (Ижевск, 2014; Омск, 2015), Всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск, 2012; 2014; Шерегеш, 2017; 2018), Чаплыгинские чтения (Новосибирск, 2015), Международная конференция по методам

аэрофизических исследований ISMAR (Новосибирск, 2014; Пермь, 2016), Сибирский теплофизический семинар (Новосибирск, 2017), Всероссийская конференция с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды» (Новосибирск, 2017), International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM) (Монреаль, Канада, 2016), European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS) (Милан, Италия, 2017), Нелинейные Задачи Теории Гидродинамической Устойчивости (НеЗаТеГиУс) (Звенигород, 2018).

Всего по результатам работы опубликовано 34 работы. Из них 7 удовлетворяют требованиям **ВАК**.

## Приложение.

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

1. Яцких А.А. Экспериментальное исследование возбуждения и развития волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое // Материалы 50-й Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика неравновесных процессов / НГУ. Новосибирск, 2012. С. 31.
2. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г. Импульсный источник возмущений и сверхзвуковой пограничный слой на плоской пластине // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Доклады IX Всероссийской конференции молодых ученых / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2012. С. 311-314.
3. Яцких А.А. Экспериментальное исследование возбуждения и развития волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое // Всероссийский молодежный конкурс научно-исследовательских работ студентов и аспирантов в области физических наук. Сборник трудов // под общ.ред. В.Н. Зимин, В.Н. Наумов, А.Н. Морозов.-М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. С. 223-228.
4. Яцких А.А. Волновой пакет в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины при  $M=2$ . // Сборник тезисов, материалы Девятнадцатой Всероссийской научной конференции студентов-физиков и молодых ученых. 2013г. Стр. 430-431
5. Яцких А.А. Возбуждение и эволюция одиночного волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Материалы 51-й Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика сплошных сред. / НГУ. Новосибирск, 2013. С. 36.
6. Яцких А.А. Развитие одиночного волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Двадцатая всероссийская научная

- конференция студентов-физиков и молодых ученых Материалы конференции / Ижевск, 2014. С. 510-511.
7. Яцких А.А. Пространственная эволюция волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Материалы 52-й Международной научной студенческой конференции: Физика сплошных сред. / Новосибирск, 2014. С. 49.
  8. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г. Возбуждение одиночных волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Доклады X Всероссийской конференции молодых ученых / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2014. С. 241-244.
  9. Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V. Method of the excitation of single wave packet in supersonic boundary layer // Int. Conf. Methods of Aerophysical Research. June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia: Abstr. Pt. II / Ed. V.M. Fomin. Novosibirsk: Avtograf, 2014. P. 218-219.
  10. Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V. Evolution of the pulsed wave packet in a supersonic boundary layer // Int. Conf. Methods of Aerophysical Research. June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia: Abstr. Pt. I / Ed. V.M. Fomin. Novosibirsk: Avtograf, 2014. P. 223-224.
  11. Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V. Method of the excitation of single wave packet in supersonic boundary layer // Int. Conf. Methods of Aerophysical Research. June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia: Proc. / Ed. V.M. Fomin. Novosibirsk: Inst. Theor. and Appl. Mech. SB RAS, 2014.
  12. Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V. Evolution of the pulsed wave packet in a supersonic boundary layer // Int. Conf. Methods of Aerophysical Research. June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia: Proc. / Ed. V.M. Fomin. Novosibirsk: Inst. Theor. and Appl. Mech. SB RAS, 2014.
  13. Яцких А.А. О пространственной структуре волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Двадцать первая всероссийская научная конференция студентов-физиков и молодых ученых. Материалы конференции. Омск 2015. С. 486-487.



14. Ермолаев Ю.Г., Яцких А.А. Возмущения сверхзвукового пограничного слоя от импульсного тлеющего разряда // Труды Международной научно-технической конференции "VII-е Чаплыгинские чтения", посвященной 146-летию со дня рождения выдающегося русского ученого-аэродинамика (Новосибирск, 7-8 апр. 2015 г.). Новосибирск, 2016. -С. 170-177.
15. Iatskikh A.A., Yermolaev Yu.G. Visualization of the evolution of coherent structures in a supersonic boundary layer // The 13th Asian symposium on visualization (Novosibirsk, Russia, June 22 - 26, 2015): abstracts. Novosibirsk: Parallel, 2015. P. 91-92.
16. Ермолаев Ю.Г., Яцких А.А. Экспериментальное исследование возбуждения и развития волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20 – 24 авг. 2015 г.): [сборник трудов]. Казань, 2015. -С. 1342-1344.
17. Yatskikh A., Yermolaev Yu., Kosinov A., Semionov N. Evolution of localized artificial disturbance in 2d supersonic boundary layer // Book of Papers 24th International Congress of Theoretical and Applied Mechanics, Montreal, Canada, August 21-26, 2016 pp 1023-1024.
18. Яцких А.А. Спектральный анализ развития волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Физика сплошных сред: Материалы 54-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2016) (Новосибирск, 16-20 апр. 2016 г.). Новосибирск, 2016. -С. 66.
19. Яцких А.А. Возмущения от импульсного разряда в ламинарном сверхзвуковом пограничном слое // Материалы 55-й Международной научной студенческой конференции: Физика сплошных сред. Новосибирск, 2017. С. 74.
20. Яцких А.А. Экспериментальное исследование развития волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое // Двадцать третья всероссийская научная конференция студентов-физиков и молодых ученых. Материалы конференции. Екатеринбург. 2017. С. 377-378.

21. Яцких А.А., Руменских М.С., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Возбуждение локализованного волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла // XXXIII Сибирский теплофизический семинар. Тезисы докладов. Новосибирск, 2017. С. 93.
22. Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Яцких А.А., Косинов А.Д. Об эволюции волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов (Седова заимка, 1-3 марта 2017 г.): Материалы XV Всероссийской школы - семинара СИБНИА. Новосибирск, 2017. -С. 25-27.
23. Яцких А.А., Семенов А.Н., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование возбуждения и эволюции локализованных контролируемых пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XI Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск-Шерегеш, 20 - 23 марта 2017 г.) / под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2017. -С. 153-154.
24. Яцких А.А., Руменских М.С., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Косорыгин В.С. Возбуждение локализованного волнового пакета в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12 No. 1. –С. 57-65.
25. Яцких А.А., Семенов А.Н., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., влияние параметров импульсного разряда на возмущения сверхзвукового пограничного слоя плоской пластины // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12 No. 1. С. 57-65.
26. Яцких А.А., Семенов А.Н., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное и численное исследование импульсного воздействия на сверхзвуковой пограничный слой // 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. 173-174.

27. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Эволюция локализованных волновых пакетов в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Нелинейные задачи теории гидродинамической устойчивости и турбулентность (Звенигород, 25 февр.– 04 март. 2018 г.): материалы XXIII Международной конференции / Отв. ред. Н.В. Никитин, Н.В. Попеленская. -М.: МАКС Пресс, 2018. -С. 349.

Список публикаций по теме диссертации, удовлетворяющих требованиям **ВАК**:

1. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Возбуждение и развитие волновых пакетов в сверхзвуковом сдвиговом слое // Вестник НГУ. Сер. Физика. - 2013. -Т.8, No.2. -С. 70-78.
2. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Эволюция волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Теплофизика и аэромеханика. - 2015. -Т.22, No.1. -С. 17-28.
3. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. О пространственной структуре волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Известия высших учебных заведений. Физика. - 2015. -Т.58, No.7-2. - С. 132-136
4. Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V. Wave analysis of the evolution of a single wave packet in supersonic boundary layer // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. - S.1., 2016. -030037 p.
5. Yatskikh A.A., Rumenskikh M.S., Yermolaev Y.G., Kosinov A.D., Semionov N.V. Excitation of localized wave packet in swept-wing supersonic boundary layer // MATEC Web of Conferences: XXXIII Siberian Thermophysical Seminar (STS-33) (Russia, Novosibirsk, 6 - 8 Jun., 2017): Proceedings. -Vol.115, No.02015-paper. -S.1., 2017. -P. 1-4
6. Yermolaev Y.G., Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V. Propagation of the wave packet in a boundary layer of swept wing at Mach number 2 //

Proceedings of the XXV Conference on 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 Conference Proceedings. -Vol.1893, No.1. -S.l.: AIP Publishing, 2017. -020007 p.

7. Yatskikh A.A., Ermolaev Y.G., Kosinov A.D., Semionov N.V. Hot-wire visualization of the evolution of localized wave packets in a supersonic flat-plate boundary layer // Journal of Visualization. - 2017. -Vol.20, No.3. -P. 549–557.