

Федеральное агентство научных организаций

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
НАУКИ  
ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ  
ИМ. С.А. ХРИСТИАНОВИЧА СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

УДК 532.516  
№ госрегистрации 01201351882  
Инв. № 10/17

УТВЕРЖДАЮ  
Директор ИТТМ СО РАН  
чл.-корр. РАН  
  
29 декабря 2016 г.



ОТЧЕТ  
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

Проект III.22.6.1. Исследование физических проблем управления газовыми и  
плазменными сдвиговыми течениями  
(заключительный)

Номер проекта в ИСГЗ ФАНО 0323-2014-0007

Приоритетное направление III.22. Механика жидкости, газа и плазмы,  
многофазных и неидеальных сред, механика горения, детонации и взрыва

Программа ФНИ СО РАН III.22.6. Исследование физических проблем  
управления до-, сверх- и гиперзвуковыми течениями неравновесных газов и  
плазменных сред

Протокол Ученого совета ИТТМ СО РАН  
№ 12 от «01» 12 2016 г.

Руководитель проекта  
Д.ф.-м.н.

(подпись, дата)






























А.А. Маслов

22.12.2016

Новосибирск, 2016

## СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель проекта зав.лаб., д.ф.-м.н.	Маслов А.А.		22.12.2016
ГНС, д.ф.-м.н.	Миронов С.Г.		22.12.2016
ВНС, д.ф.-м.н.	Поплавская Т.В.		23.12.2016
ВНС, д.ф.-м.н.	Фомичев В.П.		23.12.2016
ВНС, д.т.н.	Шумский В.В.		23.12.2016
СНС, д.ф.-м.н.	Анискин В.М.		22, дек 16, итз
СНС, д.ф.-м.н.	Коротаева Т.А.		22.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Бунтин Д.А.		22.12.2016
СНС, к.т.н.	Гольдфельд М.А.		22.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Поливанов П.А.		22.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Потапкин А.В.		22.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Сидоренко А.А.		22.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Старов А.В.		23.12.2016
СНС, к.ф.-м.н.	Цырюльников И.С.		22.12.2016
СНС, к.т.н.	Ярославцев М.И.		22.12.2016
НС, к.ф.-м.н.	Будовский А.Д.		22.12.2016
НС, к.ф.-м.н.	Москвичев Д.Ю.		29.12.2016
МНС, к.ф.-м.н.	Громько Ю.В.		22.12.2016
МНС, к.ф.-м.н.	Кириловский С.В.		22.12.2016
МНС, к.ф.-м.н.	Ядренкин М.А.		23.12.2016
МНС	Вишняков О.И.		23.12.2016
ст. лаборант, аспирант	Тимофеев И.В.		22.12.2016
вед. инженер, к.ф.-м.н.	Шашкин А.П.		22.12.2016
вед. инженер	Мещеряков А.М.		22.12.2016
ст. инженер	Тимофеев К.Ю.		22.12.16
ст. конструктор	Лавров В.В.		23.12.16
нач. установки	Соколовский А.С.		23.12.16

## РЕФЕРАТ

**Объем отчета:** 30 стр., 18 рисунков, 2 приложения

**Дата начала и окончания НИР:** 2013-2016 гг.

**Ключевые слова и словосочетания:** управление течением, трубный эксперимент, численное моделирование, газопроницаемые пористые вставки, ударный и пограничный слои, колебательно возбужденный газ, ламинарно-турбулентный переход, минимизация звукового удара, горение в трактах двигателей ЛА, повышение параметров рабочего тела импульсной установки, микротечения, диэлектрический барьерный и искровой разряды, плазменное и МГД воздействия.

**Название и структура проекта:** Исследование физических проблем управления газовыми и плазменными сдвиговыми течениями

Блок 1. Управление внешним обтеканием

Блок 2. Управление внутренними течениями

Блок 3. Управление микротечениями

Блок 4. Плазменные эффекты в управлении течениями

**Цель проекта:** исследование физических механизмов воздействия структурированных покрытий и активных методов управления на до-, сверх- и гиперзвуковые течения, их экспериментальная реализация и выработка рекомендаций по их использованию. Цели и задачи, поставленные на этап 2016 года: 1) исследование влияния нагрева газопроницаемой пористой вставки на аэродинамическое сопротивление цилиндра в сверхзвуковом потоке; 2) экспериментальные и численные исследования течений одно- и двухкомпонентных газов в гиперзвуковом ударном слое на пластине под углом атаки с учетом реальных свойств газов; 3) исследование ламинарно-турбулентного перехода в течение пуска в аэродинамической трубе при падающих параметрах потока; 4) численное исследование воздействия охлаждения элементов поверхности тонкого тела вращения на уровень звукового удара; 5) определение режимов работы импульсной установки и схем подачи топлива для реализации искусственного воспламенения в сверхзвуковой камере сгорания; 6) изучение образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела высокоэнтальпийной импульсной установки; 7) экспериментальное исследование структуры сверхзвуковых плоских микроструй; 8) исследование воздействия плазмы диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разрядов на ламинарный пограничный слой с целью его принудительной турбулизации; 9) исследование МГД-воздействия на сверхзвуковое обтекание пластины и ламинарно-турбулентный переход.

Все поставленные задачи успешно выполнены. Результаты исследований приведены в основной части отчета. Ниже приведен важнейший результат за всё время выполнения проекта.

### **Важнейший результат проекта.**

В комплексном экспериментальном исследовании сверхзвуковых осесимметричных микроструй выявлены новые режимы течения газовых струй и условия их существования. Составлена карта режимов. Показано, что в случае ламинарного течения в струе происходит значительное увеличение ее дальнобойности по сравнению с дальнобойностью макроструй. В турбулентном режиме дальнобойность микроструи соответствует дальнобойности макроструи. Экспериментальными исследованиями показана возможность моделирования газодинамической структуры сверхзвуковых нерасчетных микроструй с помощью числа Рейнольдса. Численное моделирование полей течения ламинарных и турбулентных микроструй показало хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных, что подтверждает возможность использования уравнений, полученных для макроскопических течений, при моделировании газовых микроструй.

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Введение	5
2. Основные результаты, полученные в ходе выполнения этапа 2016 года. Обобщение результатов 2013 – 2016 годов.	6
2.1. Управление внешним обтеканием.	6
2.1.1. Исследование влияния нагрева газопроницаемой пористой вставки на аэродинамическое сопротивление цилиндра в сверхзвуковом потоке.	6
2.1.2. Экспериментальные и численные исследования течений одно- и двухкомпонентных газов в гиперзвуковом ударном слое на пластине под углом атаки с учетом реальных свойств газов.	7
2.1.3. Исследование поведения ламинарно-турбулентного перехода в течение пуска в аэродинамической трубе «Транзит-М» при падающих параметрах потока.	8
2.1.4. Численное исследование воздействия локального охлаждения элементов поверхности тонкого тела вращения на уровень звукового удара.	9
2.2. Управление внутренними течениями.	10
2.2.1. Определение режимов работы импульсной установки и схем подачи топлива для реализации искусственного воспламенения в сверхзвуковой камере сгорания.	10
2.2.2. Изучение образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела высокоэнтальпийной импульсной установки.	12
2.3. Управление микротечениями. Экспериментальное исследование структуры сверхзвуковых плоских микроструй.	13
2.4. Плазменные эффекты в управлении течениями.	14
2.4.1. Исследование воздействия плазмы диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разрядов на ламинарный пограничный слой с целью его принудительной турбулизации.	14
2.4.2. Исследование МГД-воздействия на сверхзвуковое обтекание пластины и ламинарно-турбулентный переход.	15
2.5. Обобщение результатов 2013 – 2016 годов.	16
3. Заключение	18
4. Приложение 1. Перечень статей, опубликованных по тематике проекта	20
5. Приложение 2. Копия плана НИР по данному проекту	27

## 1. Введение.

Вопросы управления газовыми и плазменными течениями тесно связаны с развитием новых технологий в авиационной и аэрокосмической отрасли промышленности. Разработка новых методов и подходов к управлению течениями в перспективе позволит повысить экономичность и надежность летательных аппаратов, снизить их отрицательное воздействие на окружающую среду. Поэтому проблемы управления газовыми и плазменными течениями будут актуальными в ближайшее десятилетие.

Одной из таких проблем является снижение сопротивления и тепловых потоков на поверхность летательных аппаратов, движущихся в воздушной среде с дозвуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой скоростью. Это может быть достигнуто через ламинаризацию течения в пограничном слое и устранения областей с отрывом потока. Для достижения этого результата, в зависимости от скорости и режима обтекания, могут быть использованы различные методы управляющего воздействия на поток, которые включают использование структурированных поверхностей, локальных плазменных образований, физические механизмы которых еще не вполне понятны и до конца не изучены. Другой важной проблемой является интенсификация смешения и организация устойчивого горения в двигателях высокоскоростных летательных аппаратов. Для достижения этой цели возможно использование различных типов электрического разряда, генерацию вихрей, стационарный и нестационарный вдув/отсос газа. Решение вышеупомянутых проблем предполагает совершенствование методов диагностики трубного и летного эксперимента. Важнейшей задачей создания сверхзвукового пассажирского транспорта является проблема снижения уровня звукового удара с помощью активного и пассивного воздействия на поток. Современная тенденция к миниатюризации технических устройств различного приложения пробуждает интерес к изучению течения жидкости и газа на микромасштабах. Наибольшее внимание исследователей привлекают течения жидкости в микроканалах и связанные с ним вопросы теплоотдачи. Также в зоне внимания находятся дозвуковые и сверхзвуковые микроструйные течения вследствие их возможности применения в управлении макротечениями, в струйных системах охлаждения, для позиционирования микроспутников.

Найденные в этих направлениях исследований методы и подходы к управлению потоками могут найти широкое применение в технологиях других отраслей промышленности, что повышает актуальность и практическую значимость таких исследований.

Цель настоящего проекта: исследование физических механизмов воздействия структурированных покрытий и активных методов управления на до-, сверх- и гиперзвуковые течения, их экспериментальная реализация и выработка рекомендаций по их использованию. Цели и задачи этапа 2016 года: 1) исследование влияния нагрева газопроницаемой пористой вставки на аэродинамическое сопротивление цилиндра в сверхзвуковом потоке; 2) экспериментальные и численные исследования течений одно- и двухкомпонентных газов в гиперзвуковом ударном слое на пластине под углом атаки с учетом реальных свойств газов; 3) исследование ламинарно-турбулентного перехода в течение пуска в аэродинамической трубе при падающих параметрах потока; 4) численное исследование воздействия охлаждения элементов поверхности тонкого тела вращения на уровень звукового удара; 5) определение режимов работы импульсной установки и схем



подачи топлива для реализации искусственного воспламенения в сверхзвуковой камере сгорания; 6) изучение образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела высокоэнтальпийной импульсной установки; 7) экспериментальное исследование структуры сверхзвуковых плоских микроструй; 8) исследование воздействия плазмы диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разрядов на ламинарный пограничный слой с целью его принудительной турбулизации; 9) исследование МГД-воздействия на сверхзвуковое обтекание пластины и ламинарно-турбулентный переход.

Настоящий отчет является заключительным по теме «Исследование физических проблем управления газовыми и плазменными сдвиговыми течениями», по которой были представлены отчеты по этапам 2013, 2014, 2015 годов.

## 2. Основные результаты, полученные в ходе выполнения этапа 2016 года.

### 2.1. Управление внешним обтеканием.

#### 2.1.1. Исследование влияния нагрева газопроницаемой пористой вставки на аэродинамическое сопротивление цилиндра в сверхзвуковом потоке.

На фильтрационном стенде, созданном на базе аэродинамической установки Т-327А, проведен цикл измерений скорости фильтрации воздуха через газопроницаемый ячеисто-пористый никель при наличии нагрева пористого материала. Измерения скорости фильтрации осуществлялись по оригинальной методике, основанной на постоянстве расхода воздуха в канале, имеющем в одном из сужений сечения звуковую скорость потока. Результаты измерений фильтрационных зависимостей для различных температур нагрева воздуха в пористых образцах были использованы в численном эксперименте для выбора параметров дискретной модели пористой среды до полного совпадения данных измерений и расчета. Это дало возможность перейти от методических измерений на стенде к трубным экспериментам по определению влияния нагрева передней газопроницаемой ячеисто-пористой вставки на аэродинамическое сопротивление продольного сверхзвуковому потоку цилиндра. Эксперименты были выполнены в аэродинамической трубе Т-327Б при числе Маха  $M = 4,85$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_{1\infty} = 3,3 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Перед пуском трубы осуществлялся лучистый нагрев модели с передней пористой вставкой 1 в полузамкнутом омическом трубчатом нагревателе 2 (рис. 1).

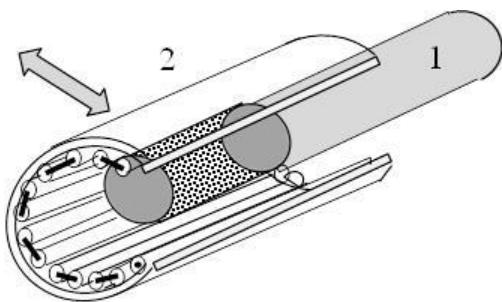


Рис.1

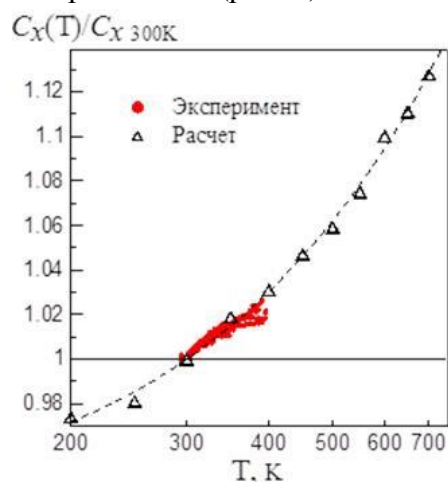


Рис.2

Затем нагреватель отводился в сторону за границу потока и осуществлялся пуск аэродинамической трубы. Измерялась сила аэродинамического сопротивления модели в зависимости от текущей температуры пористой вставки. Данные измерений были

сопоставлены с результатами численного моделирования в рамках дискретной модели пористого материала. На рис. 2 приведены экспериментальные и расчетные зависимости относительного сопротивления модели от температуры вставки. Видно хорошее совпадение результатов в диапазоне температур  $300 \div 400$  К, что говорит о правильном подборе параметров дискретной модели из экспериментов на фильтрационном стенде. Здесь коэффициент аэродинамического сопротивления  $C_x$  нормирован на коэффициент сопротивления при температуре 300 К.

### **2.1.2. Экспериментальные и численные исследования течений одно- и двухкомпонентных газов в гиперзвуковом ударном слое на пластине под углом атаки с учетом реальных свойств газов.**

Расчетно-экспериментальным методом получены данные по динамике развития возмущений на пластине, обтекаемой гиперзвуковым потоком колебательно возбуждённой смеси азота и углекислого газа при разных углах атаки.

Численное моделирование проводилось с помощью пакета ANSYS Fluent на базе решения двумерных уравнений Навье - Стокса в рамках модели термически совершенного газа. Задача о развитии возмущений решалась в два этапа. На первом этапе решалась задача гиперзвукового обтекания пластины без возмущений (стационарная задача), на втором этапе в расчетную область вводились акустические возмущения набегающего потока, и решалась нестационарная задача до момента выхода решения на установившийся периодический режим. Акустические возмущения моделировались заданием суперпозиции стационарного течения и плоских монохроматических акустических волн быстрой моды на левой и верхней границах расчётной области. Моделирование неравновесной кинетики газа в потоке смеси углекислого газа с азотом проведено в рамках двухтемпературной модели с учетом двух каналов колебательной релаксации молекул  $\text{CO}_2$ : при столкновениях с молекулами  $\text{CO}_2$  и при столкновениях с молекулами  $\text{N}_2$ . Проведены расчеты обтекания пластины гиперзвуковым ( $M_\infty=6-8$ ) потоком смесей при температурах торможения  $T_0=2000-3000\text{K}$ , единичных числах Рейнольдса  $Re_1=8\div 13 \times 10^5 \text{m}^{-1}$  и углах атаки  $\alpha = 0\div 20^\circ$ .

Экспериментальное исследование развития возмущений в вязком ударном слое на плоской пластине длиной  $L=0.2\text{м}$ , расположенной под углом атаки  $\alpha=10.2^\circ$  в гиперзвуковом течении смесей воздуха и  $\text{CO}_2$ , было проведено в высокоэнтальпийной аэродинамической трубе ИТ-302М. В форкамере трубы газ нагревался электрическим разрядом до температуры 3000К. Были измерены пульсации давления на поверхности пластины с помощью двух датчиков РСВ А132, расположенных на расстоянии 80 мм (датчик 1) и 180 мм (датчик 2) от носика. По этим данным были вычислены степени роста пульсаций давления (отношение спектральных амплитуд датчика 2 к датчику 1). Этот эксперимент был смоделирован численно, получены результаты, согласующиеся с экспериментальными данными (рис. 3). На рис. 4 представлены полученные в расчетах среднеквадратичные пульсации давления на поверхности пластины длиной 0.4м для углов атаки  $\alpha = 5\div 20^\circ$  при частоте внешней быстрой акустической волны  $f = 120$  кГц. Получено, что в зависимости от угла атаки максимум интенсивности пульсаций давления сначала нарастает до  $\alpha = 15^\circ$ , а затем практически выходит на полочку. При этом максимум интенсивности пульсаций давления сдвигается к передней кромке пластины, что говорит об увеличении скорости нарастания возмущений, а это, в свою очередь, может привести к более раннему ламинарно-турбулентному переходу вниз по потоку.

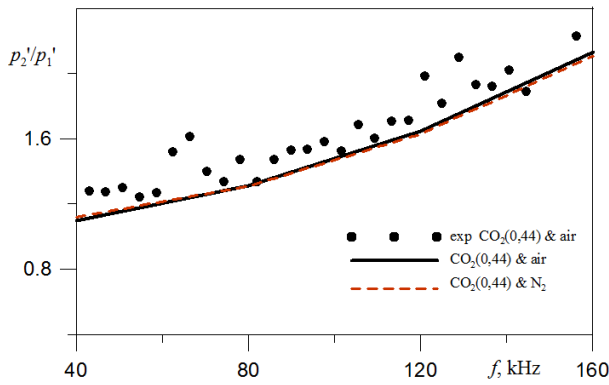


Рис. 3. Степени роста пульсаций давления на поверхности пластины при воздействии быстрой акустической волны

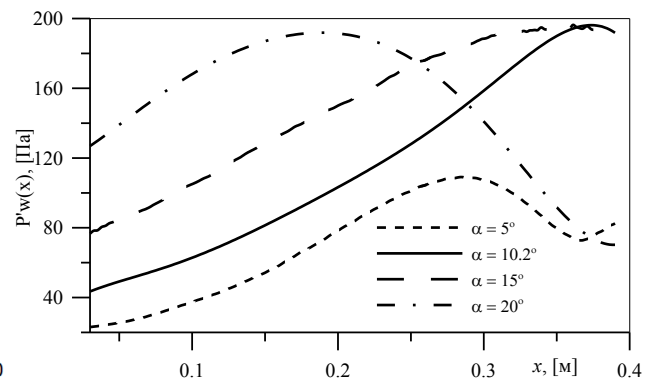


Рис. 4. Среднеквадратичные пульсации давления на поверхности пластины

### 2.1.3. Исследование поведения ламинарно-турбулентного перехода в течение пуска в аэродинамической трубе «Транзит-М» при падающих параметрах потока.

Получены экспериментальные зависимости параметров потока во время пуска АДТ «Транзит-М» (рис. 5).

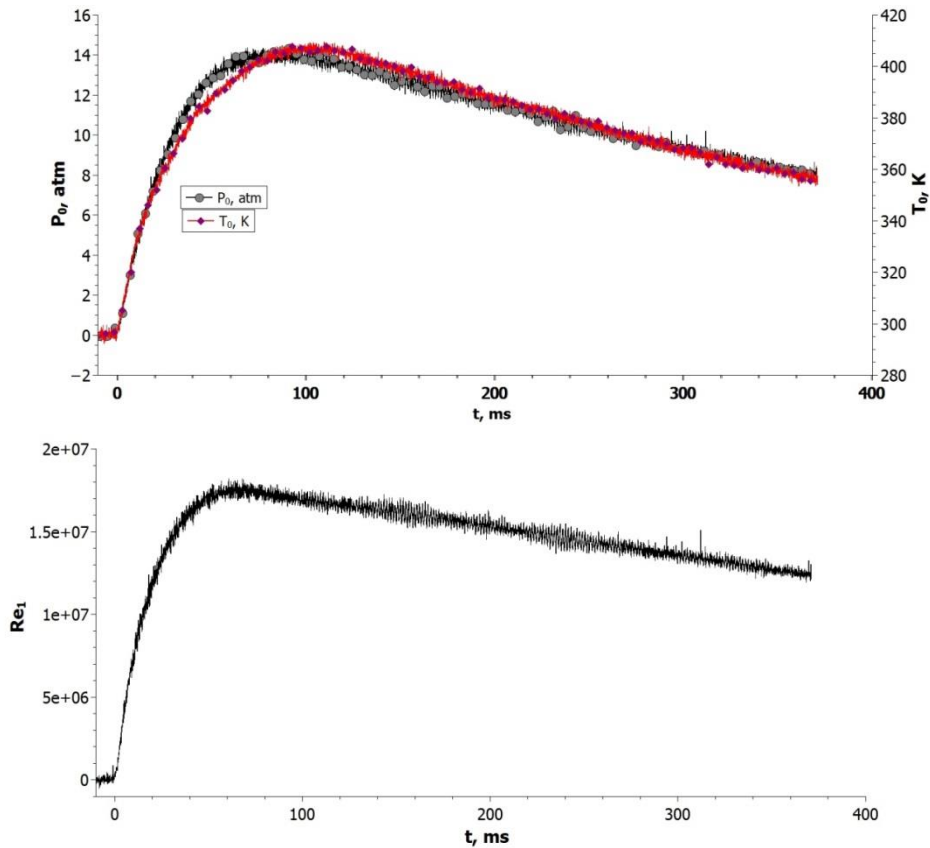


Рис. 5. Изменение параметров потока во время пуска: сверху – температура и давление, внизу – единичное число Рейнольдса

Несмотря на то, что начиная с 90 мс параметры пуска монотонно падают, зависимость координаты перехода от времени получилась немонотонной. Положение перехода сначала немного сдвигается носику, а затем неравномерно двигается к хвосту модели. Данные получены при  $M = 6$  на модели острого конуса путем измерения тепловых потоков на поверхности. Также было получено, что данная зависимость и характер немонотонности меняются при разных режимах работы трубы (рис. 6).



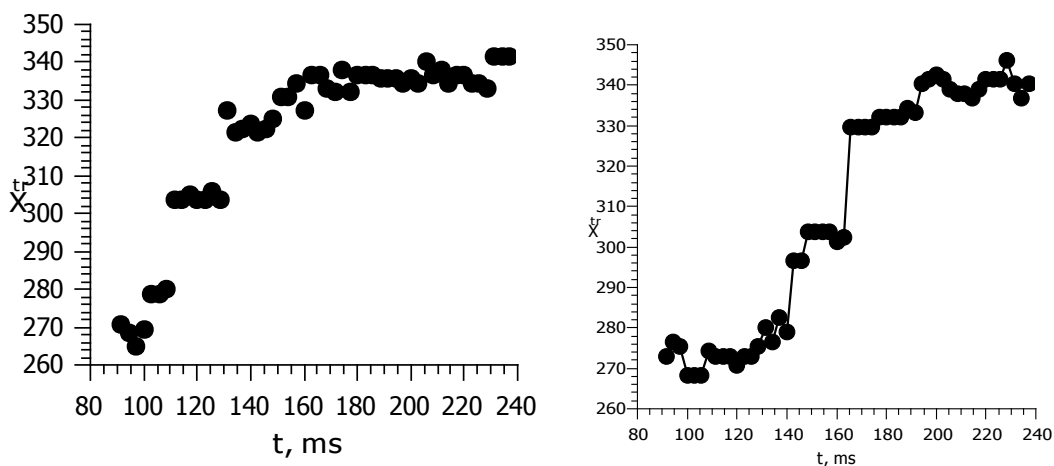


Рис. 6. Изменение координаты конца перехода во время пуска: слева - пуск 1, справа – пуск 2.

После анализа более 20 пусков с разными режимами были выбраны наиболее приемлемые временные интервалы пуска, где течение можно рассматривать как квазистационарное:  $t = 95-105$  мс и  $170-180$  мс. В данных интервалах положение ламинарно-турбулентного перехода практически не меняется, что позволяет проводить исследования по переходу.

#### 2.1.4. Численное исследование воздействия локального охлаждения элементов поверхности тонкого тела вращения на уровень звукового удара.

Численно исследовалась возможность снижения интенсивности ударных волн от тонкого тела при охлаждении элементов его поверхности. Расчеты течения выполнены в рамках модели вязкого теплопроводного газа с помощью двумерных уравнений Навье – Стокса, дополненных моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса. Для решения использовался пакет ANSYS Fluent. Расчеты проводились при числе Маха набегающего потока  $M=2$  для двух случаев: охлаждение элемента поверхности (рис. 7а) и охлаждение пристеночного течения (рис. 7б). Для второго случая  $\Delta r_c$  – расстояние от поверхности тела до внешней границы охлажденного потока.

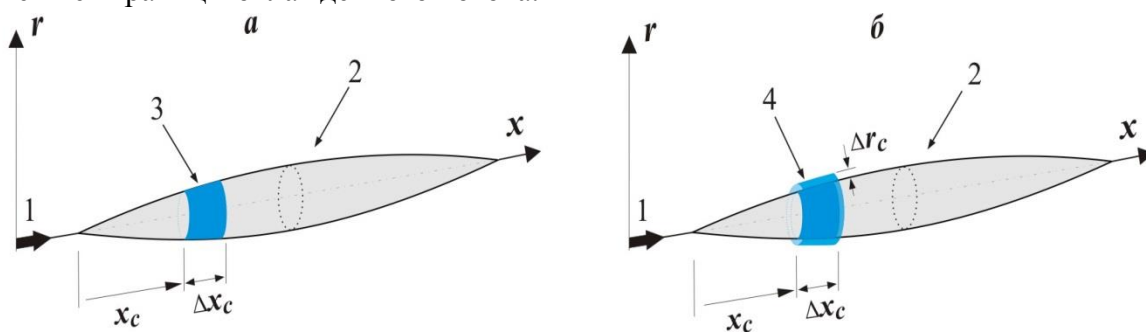


Рис. 7. Тело вращения с охлаждением поверхности (а) и охлаждением пристеночного течения (б).  
1 – набегающий поток, 2 – тонкое тело, 3 – охлаждение элемента поверхности тела,  
4 – охлаждение течения вблизи поверхности тела.

Примеры результатов расчетов приведены на рис. 8 для параметров набегающего потока воздуха на высоте 20 км (статическая температура  $T_0 \sim 216.65$  К и давление  $p_0 \sim 5475$  Па). Температура торможения потока  $T^* \sim 390$  К, длина тела  $L = 40$  м.  $T_C^H$  и  $T_C^{OБЛ}$  – температура поверхности тела при охлаждении и наименьшая температура потока при охлаждении течения вблизи поверхности тела, соответственно.

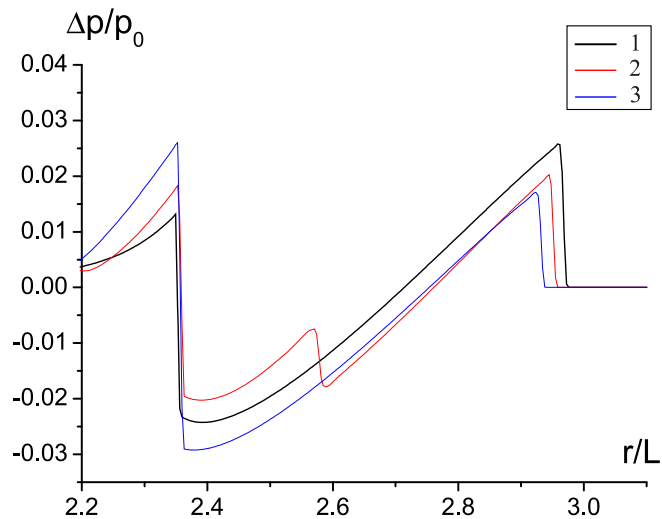


Рис. 8. Профиль избыточного давления на расстоянии от носика тела  $x/L \sim 5$ .

1 – тонкое тело без охлаждения,

2 – охлаждение поверхности тела до температуры  $T_C^H = 0.9T_0$  от носика тела до  $x/L = 0.5$  и охлаждение потока вблизи поверхности тела для  $\Delta r_c \sim 0.025L$  с  $T_C^{OБЛ} \sim 0.44T_0$ ,

3 - охлаждение поверхности до  $T_C^H = 0.9T_0$  от носика тела до  $x/L = 1.0$  с охлаждением потока вблизи тела для  $\Delta r_c \sim 0.04L$  и  $T_C^{OБЛ} \sim 0.38T_0$

Рис. 8 демонстрирует возможность уменьшения интенсивности головной ударной волны от тонкого тела при одновременном охлаждении элементов поверхности и охлаждении потока вблизи поверхности тела. Расчеты показали, что охлаждение только поверхности тела не приводит к заметному изменению картины ударных волн и их интенсивностей для гладких тонких тел. Ослабление ударных волн может быть достигнуто за счет локального охлаждения потока вблизи поверхности тела, но это - гипотетическая возможность снижения интенсивности ударных волн. Есть предположение, что эффект снижения интенсивности ударных волн при охлаждении тела может быть достигнут для тел, имеющих поверхность с уступами. В застойных зонах охлаждение потока может оказать существенное влияние на интенсивности ударных волн. Это – предмет дальнейших исследований.

## 2.2. Управление внутренними течениями.

### 2.2.1. Определение режимов работы импульсной установки и схем подачи топлива для реализации искусственного воспламенения в сверхзвуковой камере сгорания.

Экспериментальные исследования процессов инициирования горения при числе Маха 3,84 с помощью электронного пучка были выполнены в импульсной установке со временем действия 100 мс. Показано, что применение искусственного воспламенения может быть успешным только при использовании эффективной системы стабилизации горения. Представлены результаты расчетов течения реагирующей водородно – воздушной смеси в сверхзвуковой камере сгорания, выполненные на основе предложенной модели воспламенения. Расчеты показали, что математическая модель позволяет предсказать воспламенение смеси при низких температурах торможения на входе в камеру сгорания (до 1000 К).

Математическое моделирование течения реагирующей смеси позволило определить влияние конфигурации стабилизатора и структуры течения на устойчивость горения. На основании расчетов установлено, что горение не распространяется по всей камере сгорания, если не обеспечена эффективная стабилизация пламени с помощью

дополнительных стабилизаторов или дополнительного поджатия потока на входе в камеру сгорания. Показано, что предварительное сжатие потока может быть эффективным средством стабилизации горения по всему объему камеры сгорания. При этом течение в канале остается сверхзвуковым (рис. 9). Эти результаты были подтверждены экспериментально.

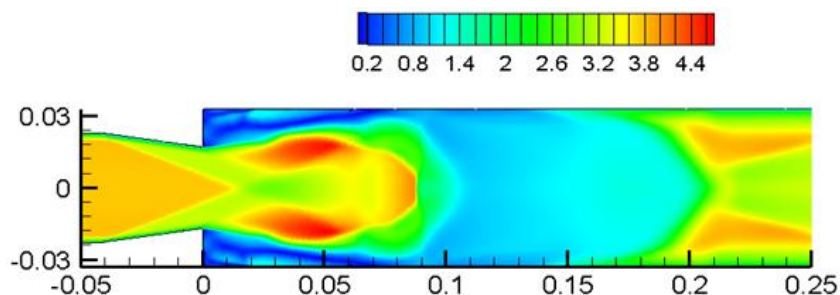


Рис. 9. Изменение числа Маха при горении водородно-воздушной смеси,  $M=3,84$ .

Оценка полноты сгорания по величине концентрации воды показала, что при воздействии электронного пучка достигается средний коэффициент полноты сгорания в диапазоне 0,6-0,7, что является достаточно высоким уровнем для числа Маха 3,84 на входе в камеру сгорания при относительно низкой температуре торможения на входе в канал.

Предложена оригинальная схема камеры сгорания (КС) с щелевыми каналами на всю ширину основного канала. Реализовано самовоспламенение водорода и далее выхлоп горячих продуктов сгорания из щелевых каналов, что приводит к воспламенению и стабилизации горения в основном канале камеры сгорания. Длительность горения при  $M=4$  в КС с щелевыми каналами составила 110 мс. Это соответствует срыву горения при полной температуре  $T=1660\text{K}$ , что на  $480\text{K}$  ниже температуры срыва горения варианта КС без щелевых каналов. Общий уровень повышения статического давления также существенно выше в КС с щелевыми каналами (рис. 10). Установлено, что с ростом числа Маха эффективность щелевого канала в качестве стабилизатора горения увеличивается. При числе Маха  $M=4$  использование щелевых каналов оказывается определяющим условием интенсивного горения.

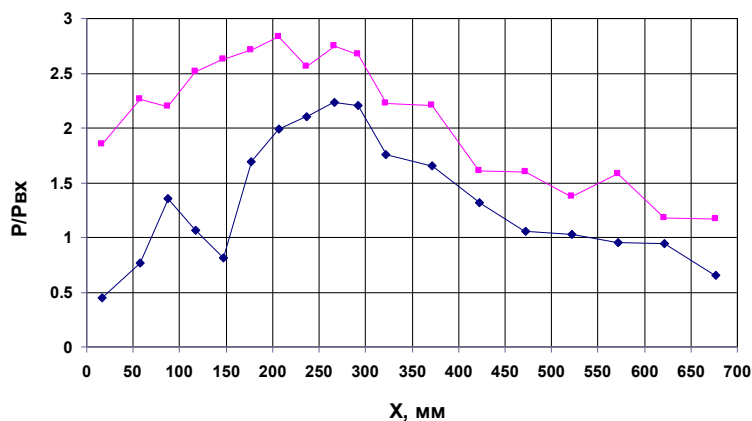


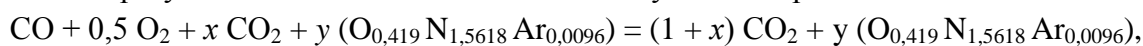
Рис. 10. Максимум относительного статического давления при горении водорода в КС без и с щелевыми каналами.

### 2.2.2. Изучение образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела высокоэнтальпийной импульсной установки.

Рассмотрена возможность образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела высокоэнтальпийной установки кратковременного режима за счет электрической дуги + экзотермической химической реакции  $\text{CO} + 0,5 \text{O}_2 + x \text{CO}_2$ . Показано, что указанный способ получения  $\text{CO}_2$  в качестве рабочего тела обеспечивает получение температуры рабочего тела до 4000 К. Изменение в исходной смеси содержания  $\text{CO}_2$ , который служит балластом, позволяет в широких пределах регулировать температуру образующегося  $\text{CO}_2$  за счет изменения мольной доли  $x$ .

В импульсной трубе ИТ-302М для давления накачки исходной смеси в форкамеру (ФК)  $p_{\text{ch}}(\text{н}) = 21$  бар и напряжения зарядки конденсаторной батареи  $U = 2,5$  кВ ( $Q_{\text{el}} = 250$  кДж) были проведены эксперименты при  $x = 0,4; 0,6; 0,88$  с инициированием реакции дугой, возникающей при разряде конденсаторной батареи.

В опытах в ИТ-302М перед вводом  $\text{CO}$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{CO}_2$  в форкамеру в ней уже находится атмосферный воздух при давлении 1 бар. Поэтому, вместо исходной, формула реакции для анализа результатов опытов записывается следующим образом:



где  $y$  – количество молей атмосферного воздуха, эквивалентная формула которого  $\text{O}_{0,419} \text{N}_{1,5618} \text{Ar}_{0,0096}$  соответствует чистому сухому воздуху.

На рис. 11 приведено сравнение расчетных и экспериментальных (символы) значений давления, получающегося в результате образования в ФК рабочего газа  $\text{CO}_2$ . Цифры на графике: **1** - в ФК накачивается смесь  $\text{CO} + 0,5 \text{O}_2 + x \text{CO}_2$ ,  $p_{\text{ch}}(\text{н}) = 20$  бар,  $Q_{\text{el}}=0$ ; **2, 3** - в ФК накачивается смесь  $\text{CO} + 0,5 \text{O}_2 + x \text{CO}_2 + y (\text{O}_{0,419} \text{N}_{1,5618} \text{Ar}_{0,0096})$ ,  $p_{\text{ch}}(\text{н}) = 21$  бар,  $p_{\text{возд}}(\text{н}) = 1$  бар; **2** -  $Q_{\text{el}} = 0$ ; **3** -  $Q_{\text{el}} = 250$  кДж; **4** – показывает увеличение параметров рабочего тела в ФК за счет добавления к теплу, выделяющемуся при сгорании  $\text{CO}$ , тепла  $Q_{\text{el}} = 250$  кДж за счет разряда конденсаторной батареи.

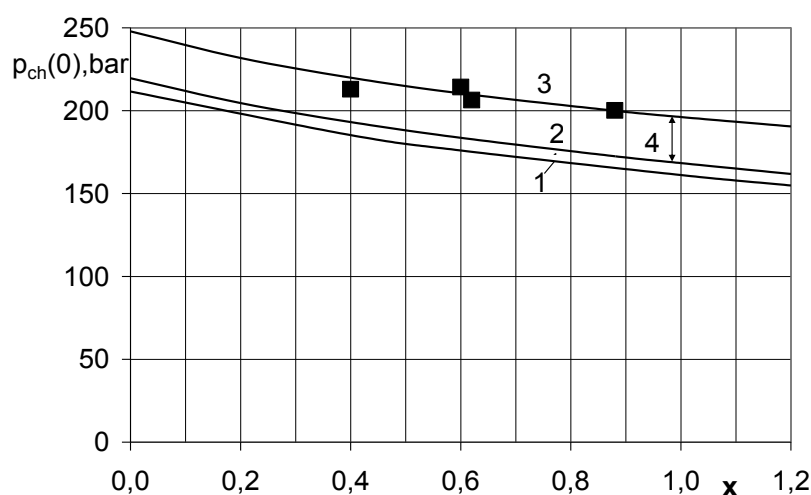


Рис. 11. Давление в ФК после завершения реакции в зависимости от мольной доли  $x$  углекислого газа.

Результаты испытаний показали, что рост давления от  $p_{\text{ch}}(\text{р})$  в ФК в изохорном процессе за счет совместного подвода тепла, выделяющегося в результате реакции  $\text{CO} + 0,5 \text{O}_2$  и электрического разряда, соответствует полноте сгорания  $\text{CO}$ , практически равной единице. Время завершения реакции при инициировании ее электрической дугой составляет не более нескольких миллисекунд.

### 2.3. Управление микротечениями.

#### Экспериментальное исследование структуры сверхзвуковых плоских микроструй.

Выполнен большой цикл измерений средней скорости и пульсаций скорости в плоских микроструях. Измерения проведены в поперечном потоке направлении при различных расстояниях от среза сопла. Измерения выполнены для микроструй, истекающих из сопел высотой 83,3 мкм и 22,3 мкм при различных значениях нерасчетности струй. На рис.12 и 13 показано распределение изолиний среднего сигнала датчика термоанемометра и пульсаций сигнала датчика для струй со степенью нерасчетности  $n=1,06$ .

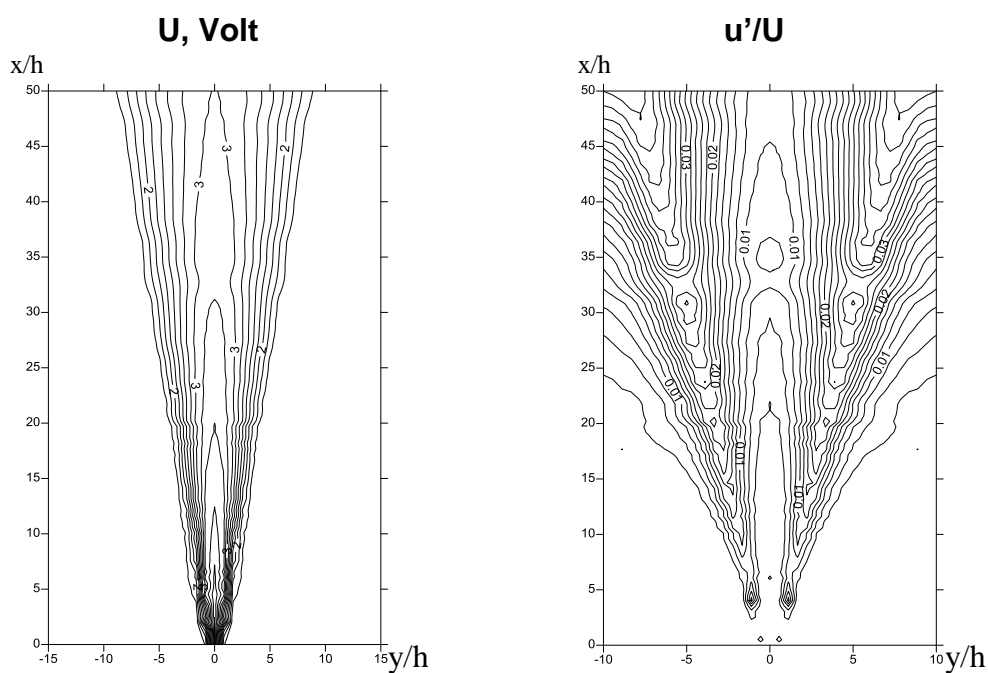


Рис. 12. Изолинии для  $h=83,3$

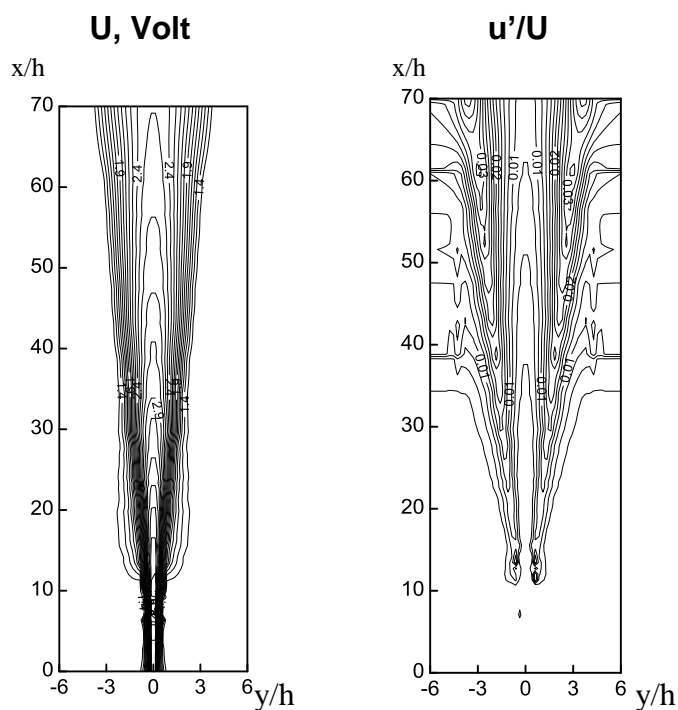


Рис. 13. Изолинии для  $h=22,3$

В настоящее время начат анализ массива полученных экспериментальных данных с целью установления связи пульсационных характеристик с дальностью струи.

## 2.4. Плазменные эффекты в управлении течениями.

### 2.4.1. Исследование воздействия плазмы диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разрядов на ламинарный пограничный слой с целью его принудительной турбулизации.

Эксперименты проведены на аэродинамических установках ИТПМ с помощью измерения давления, тепловизионных измерений, PIV и шлирен-визуализации. Получено, что при использовании диэлектрического барьерного разряда (ДБР) для воздействия на пограничный слой с высоким уровнем естественных пульсаций при  $M=1,5$  разряд слабо воздействует на среднюю картину течения, но приводит к изменению уровня пульсаций. Наибольший эффект достигнут при использовании контрагированного ДБР разрядника (рис. 14).

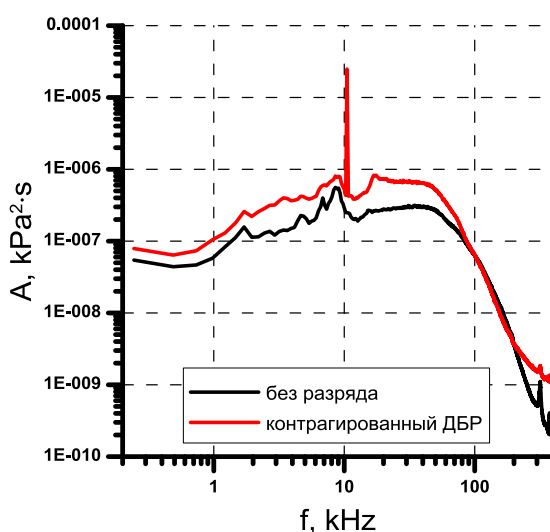


Рис. 14. Спектры мощности пульсаций давления.

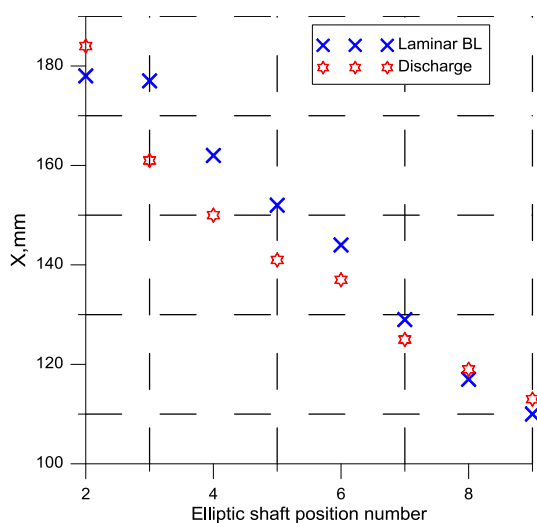


Рис. 15. Влияние искрового скользящего разряда на положение ударной волны при  $M=0,7$ .

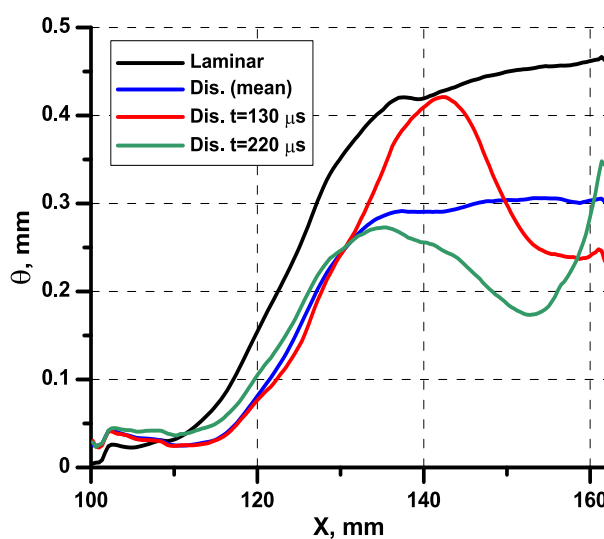


Рис. 16. Влияние искрового разряда на толщину потери импульса при  $M=1,5$ .



Получено, что применение ДБР классической компоновки в высокоскоростном дозвуковом потоке при  $M=0,7$  приводит к слабому возмущению ламинарного пограничного слоя на пластине. Применение искрового скользящего разряда приводит к подавлению ламинарного пузыря и смещению ударной волны вверх по течению (рис. 15). Применение искрового разряда для управления взаимодействием ударной волны с пограничным слоем позволяет в среднем снизить потери количества движения в следе за ударной волной, уменьшая толщину потери импульса на 30% по сравнению со случаем ламинарного набегающего пограничного слоя (рис. 16).

#### 2.4.2. Исследование МГД-воздействия на сверхзвуковое обтекание пластины и ламинарно-турбулентный переход.

Подготовлен экспериментальный стенд для исследования МГД-воздействия на пограничный слой на пластине (рис. 17,а). С помощью ПЗС-камеры осуществляется визуализация пограничного слоя, процесса МГД-взаимодействия и момент ламинарно-турбулентного перехода (рис. 17,б).

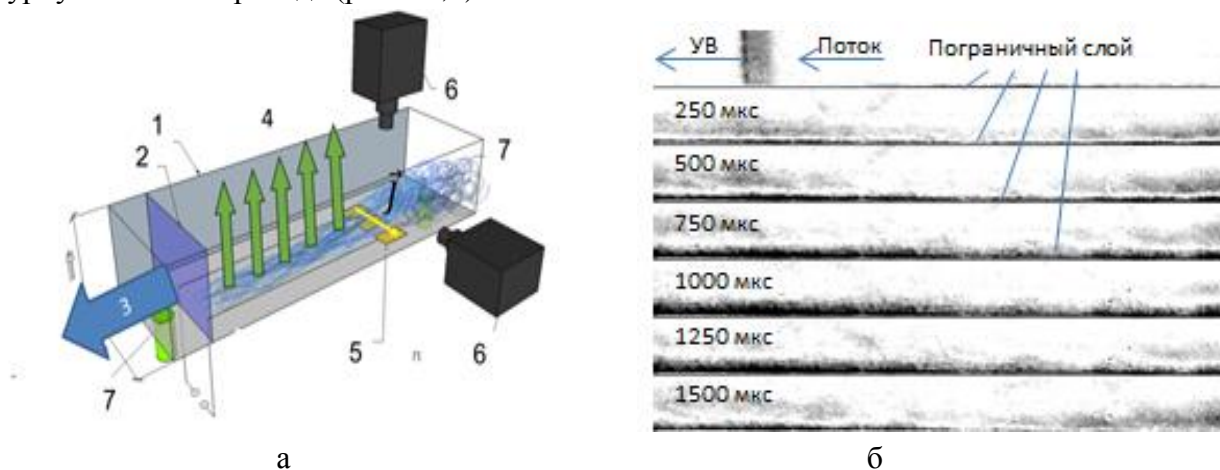


Рис. 17. Схема эксперимента и результат визуализации развития пограничного слоя.

1 – канал, 2 – ударная волна, 3 – направление движения УВ и потока, 4 – магнитное поле, 5 – электроды, 6 – ПЗС-камера, 7 – датчик давления.

Результаты экспериментов позволили выявить развитие пограничного слоя на стенке канала за фронтом проходящей ударной волны и определить положение зоны ламинарно-турбулентного перехода. С целью демонстрации возможности ионизации потока вблизи поверхности пластины был реализован импульсный высоковольтный дуговой разряд. Инициация разряда происходила в зоне ламинарного участка пограничного слоя. Показано слабое влияние высоковольтного импульсного разряда в магнитном поле на структуру пограничного слоя в сверхзвуковом потоке, возникающем за проходящей ударной волной в прямоугольном канале.

Для численных исследований разработана технология для исследования структуры сверхзвукового потока при обтекании пластины с острой кромкой и локализацией области МГД-взаимодействия на ее поверхности в рамках пакета ANSYS FLUENT, в котором оцененные силы Лоренца и Джоулево нагревание могут быть заданы как объемные источники силы и энергии. Решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, дополненные моделью турбулентности SST Transition. На рис. 18 показаны результаты обработки визуализации пограничного слоя, развивающегося за проходящей УВ в эксперименте (а) и результаты численного моделирования распределения

коэффициента давления в пограничном слое на пластине, полученного при различной степени турбулентности (б) без МГД-взаимодействия (1-4) и при реализации МГД-взаимодействия (5).

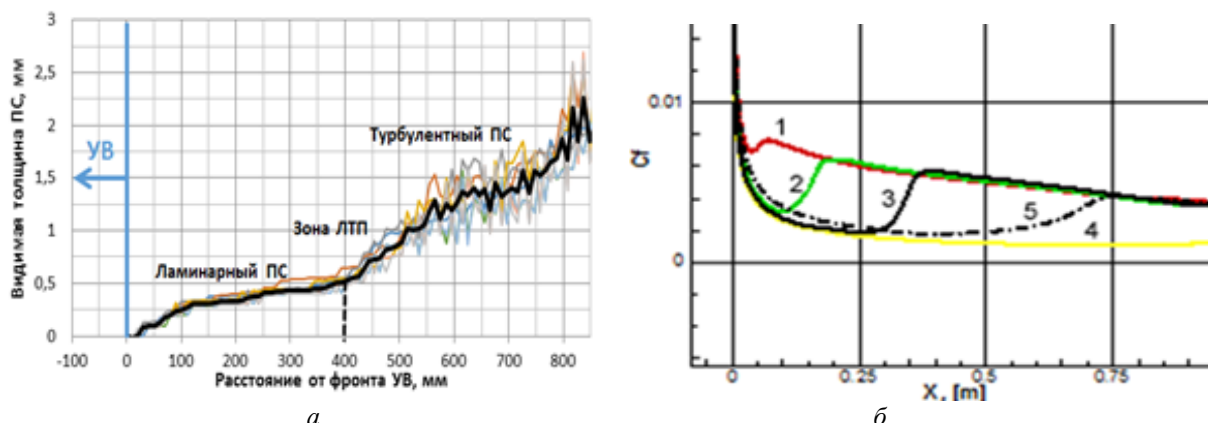


Рис. 18. Результаты обработки визуализации развития ПС в эксперименте и распределение коэффициента давления в пограничном слое в расчете.

Результаты численных исследований показали, что организация стационарной области МГД-взаимодействия в начале ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) приводит к его затягиванию в условиях, близких к экспериментальным. Зона стационарного МГД-взаимодействия располагалась в начале ламинарно-турбулентного перехода вдоль оси X от 0.25м до 0.255м. По высоте эта область занимала примерно весь пограничный слой. В эксперименте такое затягивание ЛТП не было обнаружено. Вероятно, это объясняется плохой локализацией разряда у поверхности стенки канала. Разряд локализовался в области потока, превышающей толщину пограничного слоя. Для положительного эффекта требуется реализовать ионизацию потока с помощью распределенного по поверхности разряда. Для достижения этой цели разработан и создан генератор высоковольтных наносекундных импульсов.

Полученные результаты и методики позволяют спрогнозировать и реализовать эффективное МГД-управление положением ЛТП.

## 2.5 Обобщение результатов 2013 – 2016 годов.

На основе комплексного, экспериментального и численного, исследования показана принципиальная возможность управления силой аэродинамического сопротивления тел с высокопористыми вставками в сверхзвуковом потоке с помощью изменения температуры пористой вставки. Показано, что «дискретная» модель пористой среды адекватно описывает изменение аэродинамического сопротивления в условиях вариации температуры пористого материала и может быть использована для предсказания аэродинамических характеристик тел в сверхзвуковом потоке с нагреваемыми /охлаждаемыми пористыми вставками.

Впервые выполнены расчетные исследования динамики развития возмущений на пластине, обтекаемой гиперзвуковыми потоками воздуха и углекислого газа с учетом возбуждения и релаксации колебательных степеней свободы молекул  $\text{CO}_2$ . Показано, что равновесное возбуждение колебательных степеней свободы молекул  $\text{CO}_2$  приводит к увеличению интенсивности возмущений, развивающихся в вязком ударном слое на пластине, по сравнению с воздухом.

Результаты тщательного изучения пространственных распределений и спектральных характеристик аэродинамического шума в установке кратковременного действия «Гранзит-М» дали возможность проводить корректные количественные исследования ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). В экспериментах на модели острого конуса при  $M=6$  установлено, что секционное охлаждение модели сдвигает ЛТП вниз по потоку, т.е. способствует стабилизации гиперзвукового пограничного слоя. Получено, что локальный нагрев сдвигает переход вверх по течению. Выявлена немонотонность зависимости координаты ЛТП от времени при падающих параметрах потока для разных режимов работы трубы. Найдены временные интервалы, где положение ЛТП практически не меняется, что позволяет проводить исследования по переходу.

Результаты расчетов с помощью нестационарных уравнений Навье - Стокса показали возможность уменьшения интенсивности ударных волн от тонкого тела в ближнем и среднем поле при использовании затупленных носовых насадков, локального нагрева воздуха перед телом, а также при одновременном охлаждении элементов поверхности и охлаждении потока вблизи поверхности тела.

Для обеспечения воспламенения и стабилизации в сверхзвуковой камере сгорания (КС) предложена оригинальная схема КС с щелевыми каналами на всю ширину основного канала. Эксперименты проводились при числах Маха от 2 до 6. Установлено, что с ростом числа Маха эффективность щелевого канала в качестве стабилизатора горения увеличивается. При  $M=4$  использование щелевых каналов оказывается определяющим условием интенсивного горения. В заявленном диапазоне чисел Маха были определены положения, время воспламенения и срыва горения.

На базе импульсной трубы ИТ-302М ИТПМ проведены исследования по повышению энтальпии рабочего газа за счет использования химической энергии, по увеличению времени режима со стабилизацией параметров рабочего тела за счет форкамер большого объема. Рассмотрена возможность образования и нагрева углекислого газа в качестве рабочего тела. Отработана методика определения силовых и моментных характеристик тяжелых газодинамических моделей с горением (массой 30-40 кг). Результат исследований – демонстрация, на примере ИТ-302М, расширения возможностей высокоэнтальпийных установок кратковременного действия.

В комплексном экспериментальном исследовании течения сверхзвуковых осесимметричных микроструй выявлены новые режимы течения газовых струй и условия их существования. Составлена карта режимов. Показано, что в случае ламинарного течения в струе происходит значительное увеличение ее дальнобойности по сравнению с дальнобойностью макроструй. В турбулентном режиме дальнобойность микроструи соответствует дальнобойности макроструи.

В условиях покоящегося газа исследованы нестационарные газодинамические характеристики плазмы диэлектрического барьерного разряда (ДБР), получены сравнительные характеристики эффективности разгона газа в ДБР и поверхностном скользящем разряде. Впервые обнаружено, что эффективность генерации генерируемой ДБР нестационарной электрогазодинамической силы с изменением доли кислорода в газовой смеси меняется слабо. На установках Т-325 и Т-327Б проведены исследования эффекта турбулизации пограничного слоя (ПС) и возможности использования разрядов для управления взаимодействием ударной волны с ПС. Получено, что применение ДБР в высокоскоростном дозвуковом потоке при  $M=0,7$  приводит к слабому возмущению

ламинарного ПС. Искровой скользящий разряд генерирует возмущения в ПС в виде теплового пятна и следующего за ним турбулентного пятна, которые распространяются вниз по течению. Турбулентное пятно приводит к подавлению ламинарного пузыря и смещению ударной волны вверх по течению. Применение искрового разряда для управления взаимодействием ударной волны с ПС позволяет в среднем снизить потери количества движения в следе за ударной волной, уменьшая толщину потери импульса на 30% по сравнению со случаем ламинарного набегающего ПС.

Численные и экспериментальные исследования обтекания головной частью модели спускаемого аппарата показали, что МГД-взаимодействие, локализованное перед головной частью модели спускаемого аппарата, приводит к отходу ударной волны от модели и снижению давления в центральной точке. Исследованы закономерности изменения аэродинамических и теплообменных характеристик летательных аппаратов при глобальной модификации поля течения посредством разрядных, плазменных или МГД-воздействий. Показаны возможности управления ударно-волновой структурой течения при обтекании модели пластины при  $M = 6$ . Продемонстрирована трансформация присоединенного скачка уплотнения в отошедший головной скачок, а также генерация висячего скачка уплотнения в области взаимодействия. Показана эффективность МГД-управления положением ламинарно-турбулентного перехода. Данные эффекты могут быть использованы для изменения сопротивления тела, тепловых потоков к поверхности и траектории движения.

### **3. Заключение.**

По всем четырем блокам Проекта проведен большой объем исследований и получены новые научные результаты.

На основе комплексного, экспериментального и численного, исследования показана принципиальная возможность управления силой аэродинамического сопротивления тел с высокопористыми вставками в сверхзвуковом потоке с помощью изменения их температуры. Установлено, что секционное охлаждение модели стабилизирует гиперзвуковой пограничный слой, а локальный нагрев сдвигает переход вверх по течению. Показано, что равновесное возбуждение колебательных степеней свободы молекул  $CO_2$  приводит к увеличению интенсивности возмущений, развивающихся в вязком ударном слое, по сравнению с воздухом. Результаты расчетов с помощью нестационарных уравнений Навье - Стокса показали возможность уменьшения интенсивности ударных волн от тонкого тела в ближнем и среднем поле при использовании затупленных носовых насадков, локального нагрева воздуха перед телом, а также при одновременном охлаждении элементов поверхности и охлаждении потока вблизи поверхности тела. Для обеспечения воспламенения и стабилизации в сверхзвуковой камере сгорания предложена оригинальная схема со щелевыми каналами. Установлено, что с ростом числа Маха эффективность щелевого канала в качестве стабилизатора горения увеличивается. В комплексном экспериментальном исследовании течения сверхзвуковых осесимметричных микроструй выявлены новые режимы течения газовых струй и условия их существования. Составлена карта режимов. Показано, что для импульсных аэродинамических труб возможно повышение энтальпии рабочего газа за счет использования химической энергии и увеличение времени режима со стабилизацией параметров рабочего тела за счет форкамер большого объема. Исследованы эффекты

турбулизации пограничного слоя с помощью различного типа разрядов (искрового, искрового скользящего, барьерного, тлеющего) и показана возможность их использования для управления взаимодействием ударной волны с пограничным слоем. Применение искрового разряда позволило снизить потери количества движения в следе за ударной волной, уменьшить толщину потери импульса на 30% по сравнению со случаем ламинарного набегающего пограничного слоя. Численные и экспериментальные исследования обтекания головной частью модели спускаемого аппарата показали, что МГД-взаимодействие, локализованное перед головной частью модели спускаемого аппарата, приводит к отходу ударной волны от модели и снижению давления в центральной точке. Показана эффективность МГД-управления положением ламинарно-турбулентного перехода.

Работы выполнены на высоком уровне, в экспериментах и в численном моделировании использованы современные методы и подходы. Все, без исключения, результаты получены впервые. Важность и научное значение работ подтверждается уровнем изданий, в которых опубликованы результаты, а также отечественных и международных конференций с участием исполнителей Проекта. Во время выполнения Проекта по его темам защищены 1 докторская и 2 кандидатских диссертации, получено 5 патентов.

#### 4. Приложение 1. Перечень статей, опубликованных по тематике проекта.

##### Публикации – 2016

###### Глава в коллективной монографии

[Fomin V.M.](#), [Kharitonov A.M.](#), [Maslov A.A.](#), [Shplyuk A.N.](#), [Shumskii V.V.](#), [Yaroslyavtsev M.I.](#), [Zvegintsev V.I.](#) Hypersonic short-duration facilities for aerodynamic research at ITAM, Russia // [Experimental Methods of Shock Wave Research](#). -Vol.9. -Berlin-Heidelberg-New York: Springer-Verlag, 2016. -P. 315-346. -(Shock Wave Science and Technology Reference Library). DOI: 10.1007/978-3-319-23745-9\_10.

###### Статьи в российских журналах

1. [Петров Н.В.](#), [Кириловский С.В.](#), [Поплавская Т.В.](#), [Шоев Г.В.](#) Численное исследование неравновесных течений с помощью различных моделей колебательной релаксации // [Письма в ЖТФ](#) . - 2016. -Т.42, №13. -С. 72-79.
2. [Цырюльников И.С.](#), [Кириловский С.В.](#), [Поплавская Т.В.](#) Коэффициенты преобразования длинноволновых возмущений набегающего потока в пульсации давления на поверхности клина в сверхзвуковом потоке // [Письма в ЖТФ](#), 2016, т.42, № 21, С.70-78.
3. [Шумский В.В.](#), [Ярославцев М.И.](#) Сжигание в форкамере импульсной трубы оксида углерода для образования рабочего тела CO<sub>2</sub> // [Теплофизика и аэромеханика](#). 2016. Т. 23. № 2. С. 203-208.
4. [Д.А. Бунтин](#), [Ю.В. Громыко](#), [А.А. Маслов](#), [П.С. Поливанов](#), [А.А. Сидоренко](#). Влияние шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода // [Теплофизика и аэромеханика](#), 2016, том 23, № 5, стр. 655-664.
5. [Кириловский С.В.](#), [Поплавская Т.В.](#) О влиянии одиночной шероховатости на течение в сверхзвуковом пограничном слое затупленного конуса // [Теплофизика и аэромеханика](#), 2016, т.23, № 6, С.
6. [Шумский В.В.](#), [Ярославцев М.И.](#) Расширение возможностей импульсной аэродинамической трубы с оппозитным мультипликатором давления. // [Теплофизика и аэромеханика](#). 2016. Т. 23. №6. С.
7. [Ванькова О.С.](#), [Гольдфельд М.А.](#), [Федорова Н.Н.](#) Управление процессами воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания // [Вестник НГУ. Серия Физика](#). 2016. Том 11, № 2, С. 46-55.
8. [Гольдфельд М.А.](#), [Захарова Ю.В.](#), [Старов А.В.](#), [Тимофеев К.Ю.](#) Щелевой канал как газодинамический источник воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания // [Вестник НГУ. Серия Физика](#). 2016. Т. 11. № 1. С. 34-44.

###### Статьи в зарубежных журналах

1. [Goldfeld M.A.](#) Specific features of ignition and flameholding of hydrocarbon fuels in high-speed flow // [Progress in Propulsion Physics](#) . -Vol.8. -M.: TORUS PRESS, 2016. -P. 333 -352. -(Eucass advances in aerospace sciences book series). DOI: 10.1051/eucass/201608333.
2. [Kirilovskiy S.V.](#), [Poplavskaya, T.V.](#), [Tsyryulnikov I.S.](#) Effect of the mode composition disturbances in a high-enthalpy wind tunnel on wave processes in the hypersonic viscous shock layer // [Journal of Physics: Conference Series](#). - 2016. -Vol.722, No.1. -P. 012019. DOI: 10.1088/1742-6596/722/1/012019.
3. [Maslov A.A.](#), [Aniskin V.M.](#), [Mironov S.G.](#) Features of the laminar-turbulent transition in supersonic axisymmetric microjets // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : [AIP Conference Proceedings](#). -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 020004. DOI: 10.1063/1.4963927 7pp



4. **Aniskin V.M., Maslov A.A., Muchin K.A.** Experimental study of subsonic microjet escaping from a rectangular nozzle // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 020009. **DOI:** 10.1063/1.4963932 4pp
5. **Tsyryulnikov I.S., Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V.** Determination of the mode composition of long-wave disturbances in a supersonic flow in a hotshot wind tunnel // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030018. **DOI:** 10.1063/1.4963960 6pp.
6. **Goldfeld M.A., Maslov A.A., Starov A.V., Shumskii V.V., Yaroslavtsev M.I.** IT-302M hotshot wind tunnel as a tool for the development of hypersonic technologies // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030020. **DOI:** 10.1063/1.4963962 8pp.
7. **Gavrishev A.A., Tsyryulnikov I.S.** Improved method of determining flow parameters in a hotshot wind tunnel // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030021. **DOI:** 10.1063/1.4963963 6pp.
8. **Vishnyakov O.I., Polivanov P.A., Budovsky A.D., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** Control of buffet onset by plasma-based actuators // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030024. **DOI:** 10.1063/1.4963966 10pp.
9. **Timofeev I.V., Aniskin V.M., Mironov S.G.** Experimental investigation of the structure of supersonic two-dimensional air microjets // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030030. **DOI:** 10.1063/1.4963972 4pp.
10. **Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S.** Numerical simulation of interaction of long-wave disturbances with a shock wave on a wedge for the problem of mode decomposition of supersonic flow oscillations // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030040. **DOI:** 10.1063/1.4963982 6pp.
11. **Sidorenko A.A., Polivanov P.A., Gromyko Y.V., Bountin D.A., Maslov A.A.** The evolution of a wave packet to turbulent spot in the boundary layer at high speeds // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030045. **DOI:** 10.1063/1.4963987 10pp.
12. **Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V.** Effect of a single roughness element on wave processes in the boundary layer on a blunted cone // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030048. **DOI:** 10.1063/1.4963990 6pp.
13. **Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** Transition effect on the shock wave / boundary layer interaction region and the wake at low supersonic Mach number // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030051. **DOI:** 10.1063/1.4963993 12pp.
14. **Poplavskaya T.V., Bountin D.A., Kirilovskiy S.V., Maslov A.A.** Effect of local heating/cooling on the laminar-turbulent transition on a blunted cone // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030056. **DOI:** 10.1063/1.4963998 6pp.
15. **Borisov S.P., Bountin D.A., Gromyko Yu.V., Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N.** Experimental and numerical investigation of development of disturbances in the boundary

- layer on sharp and blunted cone // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030057. **DOI:** 10.1063/1.4963999 8pp.
16. **Reshetova A.I., Poplavskaya T.V.** Evolution of disturbances in the shock layer on a flat plate in a flow of vibrationally excited gases // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030059. **DOI:** 10.1063/1.4964001 6pp.
  17. **Bountin D.A., Gromyko Y.V., Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Nastobursky A.S., Maslov A.A.** Effects of temperature factor of cone nose-tip on a transition to turbulence // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030061. **DOI:** 10.1063/1.4964003 4pp.
  18. **Bountin D.A., Gromyko Y.V., Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** Effect of roughness of the blunted cone nose-tip on laminar-turbulent transition // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030064. **DOI:** 10.1063/1.4964006 5pp.
  19. **Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V., Mironov S.G.** Supersonic flow around a cylinder with front gas-permeable insert which modeled by skeleton of porous material // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030067. **DOI:** 10.1063/1.4964009 6pp.
  20. **Fomichev V.P., Yadrenkin M.A., Shipko E.K.** Effect of volumetric electromagnetic forces on shock wave structure of hypersonic air flow near plate // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030068. **DOI:** 10.1063/1.4964010
  21. **Budovsky A.D., Sidorenko A.A., Polivanov P.A., Vishnyakov O.I., Maslov A.A.** Unsteady features of the flow on a bump in transonic environment // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030083. **DOI:** 10.1063/1.4964025 8pp.
  22. **Goldfeld M.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V., Timofeev K.Yu.** Modernized scheme of thermal ignition and flame stabilization at flow supersonic speeds in channel // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030112. **DOI:** 10.1063/1.4964054 6pp.
  23. **Vnuchkov D.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V., Zvegintsev V.I.** Numerical investigation of the liquid fuel particles movement in the schematic duct ramjet // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 040008. **DOI:** 10.1063/1.4964077 5pp.
  24. **Vankova O.S., Valger S.A., Goldfeld M.A., Zakharova Yu.V., Fedorova N.N.** Simulation of mixing and ignition of hydrogen in channels at supersonic speeds // **18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 040016. **DOI:** 10.1063/1.4964085
  25. **Vnuchkov D.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V.** Working-off of system for liquid fuel supply at ramjet test in wind tunnels of short-term operation mode // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : **AIP Conference Proceedings**. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 040019. **DOI:** 10.1063/1.4964088 5pp.

## Труды международных конференций

1. Fedorova N.N., **Goldfeld M.A.**, Valger S.A., Vankova O.S., Zakharova Y.V. Numerical simulation of hydrogen jet injection and ignition in supersonic flow // **Proceedings of the VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS Congress 2016)**. -Vol.4. -Athens: NTUA, 2016. -P. 7237-7244.
2. Fedorova N.N., **Goldfeld M.A.** Research of unsteady flow regimes in channel of hypersonic inlet // **Proceedings of the VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS Congress 2016)**. -Vol.4. -Athens: NTUA, 2016. -P. 7255-7265.
3. **Goldfeld M.A.**, **Pickalov V.V.** Application of the deconvolution methods for processing of measurement signals in the fast processes // **Proceedings of the VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS Congress 2016)**. -Vol.4. -Athens: NTUA, 2016. -P. 8365-8377.
4. **Маслов А.А.** Переход ламинарного течения в турбулентное в гиперзвуковых пограничных слоях // Сопряженные задачи механики реагирующих сред, информатики и экологии (21 – 23 сент. 2016) : материалы XX Всероссийской научной конференции с международным участием. -Томск, 2016. -С. 7-9.
5. **Решетова А.И.**, **Поплавская Т.В.** Численное моделирование развития возмущений в гиперзвуковом потоке смеси колебательно возбужденных газов Сопряженные задачи механики реагирующих сред, информатики и экологии (21 – 23 сент. 2016) : материалы XX Всероссийской научной конференции с международным участием. -Томск, 2016. -С. 175-177.

## Тезисы конференций

1. **Aniskin V.M.**, **Maslov A.A.**, **Muchin K.A.** Experimental study of subsonic microjet escaping from a rectangular nozzle // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. - Perm, 2016. -С. 15-16.
2. **Bountin D.A.**, **Gromyko Y.V.**, **Polivanov P.A.**, **Sidorenko A.A.**, **Maslov A.A.** Effect of roughness of the blunted cone nose-tip on laminar-turbulent transition // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 45-46.
3. **Bountin D.A.**, **Gromyko Y.V.**, **Polivanov P.A.**, **Sidorenko A.A.**, **Nastobursky A.S.**, **Maslov A.A.** Effects of temperature factor of cone nose-tip on a transition to turbulence // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 47.
4. **Budovsky A.D.**, **Sidorenko A.A.**, **Polivanov P.A.**, **Vishnyakov O.I.**, **Maslov A.A.** Unsteady features of the flow on a bump in transonic environment // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 48-49.
5. **Goldfeld M.A.**, **Maslov A.A.**, **Starov A.V.**, **Shumskii V.V.**, **Yaroslavtsev M.I.** IT-302M hotshot wind tunnel as a tool for the development of hypersonic technologies // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 89-90.
6. **Goldfeld M.A.**, **Nalivaychenko D.G.**, **Starov A.V.**, **Timofeev K.Yu.** Modernized scheme of thermal ignition and flame stabilization at flow supersonic speeds in channel // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 91-92.

7. **Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A.** Transition effect on the shock wave/boundary layer interaction region and the wake at low supersonic Mach number // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 169-170.
8. **Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V., Mironov S.G.** Supersonic flow around a cylinder with front gas-permeable insert which modelled by skeleton of porous material // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 173-174.
9. **Sidorenko A.A., Polivanov P.A., Gromyko Y.V., Bountin D.A., Maslov A.A.** Evolution of a wave packet to turbulent spot in the boundary layer at high speeds // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 183-185.
10. **Starov A.V., Shumskii V.V., Yaroslavtsev M.I.** Expansion of capabilities of the hypersonic short-duration wind tunnel with an opposing pressure multiplier // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 192-193.
11. **Timofeev I.V., Aniskin V.M., Mironov S.G.** Experimental investigation of the structure of supersonic two-dimensional air microjets // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 196-197.
12. **Vankova O.S., Valger S.A., Goldfeld M.A., Zakharova Yu.V., Fedorova N.N.** Simulation of mixing and ignition of hydrogen in channels at supersonic speeds // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 206-207.
13. **Vnuchkov D.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V.** Working-off of system for liquid fuel supply at ramjet tests in wind tunnels of short-term operation mode // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 208-209.
14. **Vnuchkov D.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V., Zvegintsev V.I.** Numerical investigation of the liquid fuel particles movement in the ramjet duct // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 210-211.
15. **Borisov S.P., Buntin D.A., Gromyko Yu.V., Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N.** Experimental and numerical investigation of development of disturbances in the boundary layer on sharp and blunted cone // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 32-33.
16. **Fomichev V.P., Yadrenkin M.A., Shipko E.K.** Effect of volumetric electromagnetic forces on shock wave structure of hypersonic air flow near plate // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016): abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 62-63.
17. **Gavrishev A.A., Tsyryulnikov I.S.** Improved method of determining flow parameters in a hotshot wind tunnel // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 76-77.
18. **Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V.** Effect of a single roughness element on wave processes in the boundary layer on a blunted cone // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 96-97.
19. **Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S.** Numerical simulation of interaction of long-wave disturbances with a shock wave on a wedge for the problem of mode decomposition of supersonic flow oscillations // XVIII International Conference on the



- Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 98-99.
20. **Poplavskaya T.V., Buntin D.A., Kirilovskiy S.V., Maslov. A.A.** Effect of local heating/cooling on the laminar-turbulent transition on a blunted cone // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 172-173.
  21. **Reshetova A.I., Poplavskaya T.V.** Evolution of disturbances in the shock layer on a flat plate in a flow of a mixture of vibrationally excited gases // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 179-180.
  22. **Tsyryulnikov I.S., Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V.** Determination of the mode composition of long-wave disturbances in a supersonic flow in a hotshot wind tunnel // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 211-212.
  23. **Vishnyakov O.I., Sidorenko A.A., Polivanov P.A., Budovsky A.D., Maslov A.A.** Control of buffet onset by plasma based actuators // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 223-224.
  24. **Кирилловский С.В., Поплавская Т.В., Цырюльников И.С.** О влиянии модового состава возмущений в высокоэнтальпийной аэродинамической трубе на волновые процессы в гиперзвуковом вязком ударном слое // Всероссийская конференция "Нелинейные волны: теория и новые приложения", посвященная 70-летию со дня рождения члена-корреспондента РАН В. М. Тешукова (29 февр.–2 март. 2016 г.) : тезисы докладов. -Новосибирск, 2016. -С. 54-55.
  25. **Громыко Ю.В., Бунтин Д.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Маслов А.А.** Влияние шероховатости на затупленном носике конуса на ламинарно-турбулентный переход // Модели и методы аэродинамики : материалы Шестнадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016 г.). -М.: ЦАГИ, 2016. -С. 51-52.
  26. **Вишняков О.И., Поливанов П.А., Будовский А.Д., Сидоренко А.А., Маслов А.А.** Воздействие плазменных управляющих устройств на возникновение бафтинга // Модели и методы аэродинамики : материалы Шестнадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016 г.). -М.: ЦАГИ, 2016. -С. 42-43.
  27. **А.И. Решетова, С.В. Кирилловский, Т.В. Поплавская.** Численное моделирование развития возмущений в течении колебательно возбужденных газов на пластине // Материалы XVII Всероссийской конференции молодых ученых по математическому моделированию и информационным технологиям. г. Новосибирск , Россия, 30 октября – 3 ноября 2016 г. – Новосибирск: ИВТ СО РАН, 2016, С. 61.
  28. **A.A. Sidorenko, P.A. Polivanov, Yu. V. Gromyko, D. A. Bountin, A. A. Maslov.** Development and evolution of a wave packet in the hypersonic boundary layer. EFMC 11 (Spain, Seville, 12-16 September 2016).  
[http://www.efmc11.org/download/com/com\\_0581\\_ZJESJ9.pdf](http://www.efmc11.org/download/com/com_0581_ZJESJ9.pdf)
  29. **P.A. Polivanov, Yu. V. Gromyko, D. A. Bountin, A.A. Sidorenko, A. A. Maslov.** Effect of blunt nose roughness on the laminar-turbulent transition at high Mach numbers. EFMC 11 (Spain, Seville, 12-16 September 2016).  
[http://www.efmc11.org/download/com/com\\_0577\\_8CQFK9.pdf](http://www.efmc11.org/download/com/com_0577_8CQFK9.pdf)
  30. **V.M. Aniskin, A.A. Maslov, S.G. Mironov, I.V. Timofeev.** Experimental Investigation of Supersonic Two-Dimensional Free Microjets // 5th Micro and Nano Flows Conference 11 - 14 September 2016, Milan, Italy / Book of Abstract, ID 195, www.mnf2016.com
  31. **P.A. Polivanov, A.A. Sidorenko and A.A. Maslov.** Study of the unsteady structures evolution in shock wave / boundary layer interaction for various upstream conditions. ICAS 2016 (Korea, Daejeon, 25-30 September 2016).

32. **A.A. Sidorenko , O.I. Vishnyakov, P.A. Polivanov, A.D. Budovskiy, and A.A. Maslov.** Plasma control of transonic shock wave. ICAS 2016 (Korea, Daejeon, 25-30 September 2016).
33. **Фомичев В.П., Шипко Е.К., Ядренкин М.А.** Влияние МГД-взаимодействия, локализованного у поверхности пластины, на ее обтекание гиперзвуковым потоком // Современные проблемы аэрогидродинамики (Сочи, 5 – 15 сент. 2016 г.) : тезисы докладов XVIII Всероссийской конференции, посвященной 60-летию Российского национального комитета по теоретической и прикладной механике и 125-летию со дня рождения его первого председателя академика АН СССР Н.И. Мухомеллишвили. -М.: Изд-во МГУ, 2016. -С. 103.

### Патенты

1. **Ярославцев М.И.,** Лазарев А.М. Щелевой инжектор-генератор вихрей и способ его работы. Патент на изобретение №2596077. МПК F02С 7/22 (2006.01). Заявка № 2014150851. Приоритет изобретения 15 декабря 2014г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 08 августа 2016г. Опубликовано 27.08.2016г.

индикатор	Ед. измерения	Всего за 2013-2016 гг.	2013	2014	2015	2016
Количество публикаций в ведущих российских и международных журналах по результатам исследований, полученных в процессе реализации проекта	единиц	<b>70</b>	<b>14</b>	<b>9</b>	<b>14</b>	<b>33</b>
Количество публикаций в мировых научных журналах, индексируемых в базе данных «Сеть науки» (WEB of Science)	единиц	<b>56</b>	<b>12</b>	<b>3</b>	<b>12</b>	<b>29</b>
Число тезисов в конференциях	единиц	<b>147</b>	<b>21</b>	<b>41</b>	<b>52</b>	<b>33</b>
Число охраняемых объектов интеллектуальной собственности:	единиц	<b>5</b>	<b>1</b>	<b>-</b>	<b>3</b>	<b>1</b>
зарегистрированных патентов в России	единиц	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>
зарегистрированных патентов за рубежом						



## **5. Приложение 2. Копия плана НИР по данному проекту.**

### **План исследований на 2013 – 2016 годы.**

#### **БЛОК 1. Управление внешним обтеканием.**

##### **2013 год.**

1. Экспериментальное и численное моделирование течения газа в газопроницаемых пористых материалах с различной геометрией и величиной пористости под действием перепада давления. Экспериментальное и численное исследование сверхзвукового обтекания моделей с газопроницаемой пористой передней вставкой.
2. Проведение экспериментов в импульсной трубе Т-302М ИТПМ СО РАН при числах Маха 6-12 и температурах торможения до 4000К по измерению характеристик среднего течения и пульсаций давления на сплошной и звукопоглощающих поверхностях пластины, обтекаемой двухкомпонентным потоком газа (азот и углекислый газ) при изменении соотношения компонент.
3. Численное исследование с помощью пакета ANSYS FLUENT устойчивости вязкого ударного слоя на пластине под углом атаки с учетом возбуждения колебательных степеней свободы и диссоциации молекул углекислого газа.
4. Экспериментальное исследование полей пульсаций в аэродинамических трубах. Экспериментальное исследование эффективности волнистого покрытия на задержку ламинарно-турбулентного перехода при помощи тепловизионных измерений.
5. Тестирование разработанного алгоритма расчета дальнего поля течения по методу «тел-фантомов» для расчетов параметров звукового удара от затупленных тел.
6. Расчеты звукового удара от тонких тел вращения с носовыми насадками разной формы.

##### **2014 год.**

1. Экспериментальное и численное исследование сверхзвукового обтекания моделей с газопроницаемыми пористыми вставками, являющимися катодом в схеме тлеющего разряда. Параметрическое исследование влияния тока разряда на обтекание моделей.
2. Экспериментальное и расчетное исследование влияния реальных свойств газа на эффективность метода звукопоглощающих покрытий для высокоэнтальпийных гиперзвуковых потоков.
3. Отработка методики введения искусственных волновых пакетов в гиперзвуковой пограничный слой с помощью барьерного разряда. Экспериментальное исследование влияния локального нагрева/охлаждения на устойчивость гиперзвукового пограничного слоя на модели конуса.
4. Исследование влияние нагрева носовых насадков на уровень звукового удара от тонкого тела вращения.

##### **2015 год.**

1. Экспериментальное и численное исследование возникновения аэродинамических моментов при обтекании тел с газопроницаемыми пористыми вставками и электрическим тлеющим разрядом.
2. Численное моделирование неравновесной кинетики газа в ударном слое на пластине и ее влияние на развитие возмущений на примере течений углекислого газа и его смесей с воздухом.

3. Изучение нелинейной стадии развития возмущений и межмодового взаимодействия в аэродинамическом эксперименте методом искусственных волновых пакетов и корреляционными методами на модели плоской пластины.
4. Проведение исследования влияния энергоисточника в сверхзвуковом потоке на параметры звукового удара от тонкого составного тела вращения.

#### **2016 год.**

1. Расчетно-экспериментальные исследования по оптимизации воздействия на сверхзвуковое обтекание тел газопроницаемых пористых вставок при наличии тлеющего разряда.
2. Экспериментальные и численные исследования двухслойных течений газов в гиперзвуковом ударном слое на пластине с целью управления развитием возмущений.
3. Параметрические исследования волнистых покрытий на устойчивость пограничного слоя и тепловых потоков на поверхности модели.
4. Численное исследование воздействия локального охлаждения элементов поверхности тонкого тела на уровень звукового удара.

### **БЛОК 2. Управление внутренними течениями.**

#### **2013 год.**

1. Исследование плоского аналога трубки Гартмана и определение влияния переменных параметров резонатора.
2. Для условий эксперимента будут выполнены двумерные расчеты пульсирующей инъекции струи газа со стенки канала в затопленное пространство и в сверхзвуковой внешний поток. Верификация результатов на основе сравнения с полученными экспериментальными данными.
3. Исследование инициации ламинарно-турбулентного перехода на трехмерной модели носовой части воздухозаборника с помощью поверхностного электрического разряда.
4. Исследования по повышению энтальпии рабочего газа (за счет использования химической энергии) и повышения точности определения начальных параметров рабочего тела в высокоэнтальпийных установках кратковременного действия.

#### **2014 год.**

1. Изготовление экспериментальной модели с встроенной трубкой Гартмана для испытаний в условиях внешнего обдува или в канале.
2. Получение характеристик течения при инъекции газа в канал с помощью трубки Гартмана при различных частотных характеристиках и определение ее влияния на особенности смешения газов в канале при сверхзвуковых скоростях потока на входе.
3. Численное параметрическое исследование влияния начальных условий и геометрии канала на характеристики взаимодействия пульсирующей струи со сверхзвуковым потоком, включая влияние на эффективность смешения.
4. Работы по определению аэродинамических характеристик тяжелых моделей (массой до 30 кг) в гиперзвуковых потоках в установках импульсного действия.

#### **2015 год.**

1. Исследование эффективности смешения топлива с воздухом под воздействием пульсаций давления, акустического воздействия, числа Маха, давления и температуры (температурного фактора) основного потока и относительного давления подачи вторичной струи газа.

2. Подтверждение адекватности моделирования процессов смешения в условиях неравновесного, пульсирующего режима течения на основе прямого сопоставления расчетных и экспериментальных данных. Верификация методов математического моделирования нестационарных турбулентных течений, в том числе с учетом массо- и теплоподвода. Сравнительный анализ процессов смешения в условиях стационарного и пульсирующего режима струи.

3. Исследования по увеличению времени режима со стабилизацией параметров рабочего тела за счет форкамер большого объема в импульсных трубах.

#### **2016 год.**

1. Проведение экспериментальных исследований для измерения характеристик реагирующего газа (скорости, температуры и других), которые необходимы для теоретического описания исследуемых процессов. Определение предельных режимов работы установки и схем подачи топлива, при которых реализуется стимулированное воспламенение.

2. Верификация методов математического моделирования высокоскоростных турбулентных течений с учетом активного воздействия (электронный пучок) на поток. Проверка адекватности моделирования процессов управления в условиях неравновесного течения.

3. Сравнительный анализ физического и вычислительного эксперимента. Сравнение эффективности инициирования воспламенения и стабилизации горения водорода и метана.

4. Тестовые испытания модернизированной установки с учетом исследований, выполненных в 2013-2016 гг.

### **БЛОК 3. Управление микротечениями.**

#### **2013 год.**

1. Исследование дальнобойности и перехода в турбулентный режим сверхзвуковых струй низкой плотности.

2. Моделирование микроструй при атмосферном давлении.

#### **2014 год.**

Исследование взаимодействия сверхзвуковых микроструй с дозвуковым потоком, исследование влияния возбуждения микроструи на взаимодействие.

#### **2015 год.**

Исследование взаимодействия сверхзвуковых микроструй со сверхзвуковым потоком, исследование влияния возбуждения микроструи на взаимодействие.

#### **2016 год.**

Проведение экспериментов по защите поверхности при ее обтекании гиперзвуковым высокотемпературным потоком с помощью массива сверхзвуковых микроструй.

### **БЛОК 4. Плазменные эффекты в управлении течениями.**

#### **2013 год.**

1. Исследование нестационарных газодинамических характеристик плазмы диэлектрического барьерного разряда при помощи измерений PIV в условиях покоящегося газа.

2. Выполнение экспериментов в покоящемся газе с целью сравнения эффективности разгона газа в диэлектрическом барьерном и поверхностном скользящем разрядах.

3. Изучение физико-химических процессов, механизмов передачи энергии и импульса в частично ионизованных газах при движении спускаемого аппарата. Проведение расчетов обтекания в отдельных точках траектории рассматриваемого тела под действием электромагнитных сил.

4. Проведение экспериментов с использованием МГД-стенда. Сопоставление полученных расчетных и экспериментальных данных.

#### **2014 год.**

1. Выполнение экспериментального исследования нестационарных газодинамических характеристик плазмы диэлектрического барьерного разряда в различных газовых смесях с целью выяснения роли отрицательных ионов в процессе генерации течения разрядом.

2. Экспериментальное исследование влияние внешнего течения на образование плазменной области диэлектрического барьерного разряда в дозвуковом потоке.

3. Предсказание достижимых мощностей энерговыделения и величин объемных сил, которые можно получить при создании газоразрядных и плазменных областей в сверх- и гиперзвуковом газовом потоке.

4. Расчетно-экспериментальные параметрические исследования по возможному снижению тепловых потоков при использовании МГД-торможения потока для конфигурации спускаемого аппарата.

#### **2015 год.**

1. Исследование эффекта локального ускорения течения в поверхностном электрическом разряде при обтекании участков поверхности большой кривизны (уступов, волнистости и т.д.)

2. Исследование эффекта генерации ионного ветра в случае барьерного коронного разряда постоянного тока.

3. Исследование закономерностей изменения аэродинамических и теплообменных характеристик летательных аппаратов при глобальной модификации поля течения посредством разрядных, плазменных или МГД - воздействий.

4. Исследование интегральной эффективности локальной или глобальной модификации газового потока и аэродинамических характеристик.

#### **2016 год.**

1. Экспериментальное исследование эффекта турбулизации пограничного слоя при помощи диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разряда в дозвуковом и сверхзвуковом потоке.

2. Экспериментальное исследование возможности использования диэлектрического барьерного и поверхностного скользящего разрядов для управления взаимодействием ударной волны с пограничным слоем при  $M=1.5$ .

3. На основе анализа результатов, полученных на предыдущих этапах, определение обобщающих и критериальных зависимостей и разработка рекомендаций по использованию эффекта МГД-торможения при движении в атмосфере.

#### **Ответственные исполнители проекта.**

**Блок 1:** д.ф.-м.н. Миронов С.Г., д.ф.-м.н. Поплавская Т.В., к.ф.-м.н. Бунтин Д.А., к.ф.-м.н. Потапкин А.В.

**Блок 2:** д.т.н. Шумский В.В., к.т.н. Гольдфельд М.А., к.т.н. Ярославцев М.И.

**Блок 3:** д.ф.-м.н. Миронов С.Г., к.ф.-м.н. Анискин В.М.

**Блок 4:** д.ф.-м.н. Фомичев В.П., к.ф.-м.н. Коротаева Т.А., к.ф.-м.н. Сидоренко А.А.