

Федеральное агентство научных организаций  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
НАУКИ ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ  
ИМ. С.А. ХРИСТИАНОВИЧА СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК  
(ИТПМ СО РАН)

УДК 533.6  
№ госрегистрации 01201351878  
Инв. № 7/17

УТВЕРЖДАЮ  
Директор ИТПМ СО РАН  
чл.-корр. РАН  
А.Н. Шиплюк  
«29» декабря 2016 г.



ОТЧЕТ  
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ  
РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ДИАГНОСТИКИ  
ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ  
(заключительный)

Номер проекта в ИСГЗ ФАНО 0323-2014-0004

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

Программа ФНИ СО РАН III.22.5 Газо- и термодинамика летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях полета

Протокол Ученого совета ИТПМ СО РАН  
№ 12 от 01.12.2016



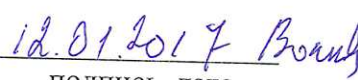



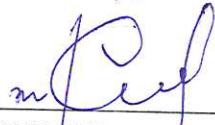
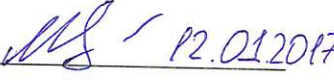
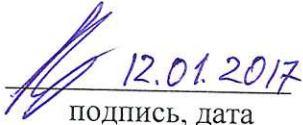
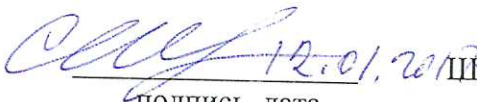
Руководитель проекта  
чл.-корр. РАН



А.Н. Шиплюк

Новосибирск 2016

## СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель проекта:			
Зав. лаб., чл.-корр. РАН	 _____ подпись, дата	Шиплюк А.Н.	
Исполнители:			
н.с., к.т.н.		Васенев Л.Г.	(блок 1)
м.н.с.	 _____ подпись, дата	Внучков Д.А.	(блок 1)
с.н.с., к.ф.-м.н.	 _____ подпись, дата	Волков В.Ф.	(блок 2)
с.н.с., к.ф.-м.н.	 _____ подпись, дата	Гилёв В.М.	(блок 1)
г.н.с., д.т.н.	 _____ подпись, дата	Звегинцев В.И.	(блок 1)
м.н.с.	 _____ подпись, дата	Лукашевич С.В.	(блок 1)
м.н.с.	 _____ подпись, дата	Киселёва Т.А.	(блок 2)
м.н.с.	 _____ подпись, дата	Морозов С.О.	(блок 1)
н.с., к.т.н.	 _____ подпись, дата	Наливайченко Д.Г.	(блок 1)
с.н.с., к.т.н.		Чиркашенко В.Ф.	(блок 2)
н.с., к.ф.-м.н.	 _____ подпись, дата	Шпак С.И.	(блок 1)

## Реферат

**Отчет:** 61 с., 2 табл., 42 рис.

**Ключевые слова:** аэрогазодинамика, ПВРД, энергоподвод пульсирующим оптическим разрядом, тепловой след, тандемная компоновка летательного аппарата, звуковой удар, ламинарно-турбулентный переход.

**Объект исследования** – аэротермодинамика внешних и внутренних течений применительно к перспективным высокоскоростным летательным аппаратам.

**Цель работы:** совершенствование методов моделирования и диагностики высокоскоростных течений; повышение эффективности рабочего процесса ПВРД; снижение уровня звукового удара и ламинаризация обтекания высокоскоростных летательных аппаратов.

**Метод проведения работы** - комплексные расчетно-экспериментальные исследования.

### **Краткое изложение важнейших результатов работы и их новизны**

Разработаны методики построения новых типов кольцевых, секторных и туннельных сверхзвуковых воздухозаборных устройств для высокоскоростных ПВРД;

Разработана методика экспериментального определения характеристик горения твердых топлив для ПВРД в условиях обдува высокоскоростным высокотемпературным потоком воздуха;

Выполнены комплексные исследования влияния пассивного пористого покрытия на вторую моду возмущений в гиперзвуковом пограничном слое конуса. Впервые показано, что покрытие эффективно подавляет вторую моду возмущений на наветренной и на подветренной сторонах острого конуса под углами атаки, а место расположения покрытия на конусе играет важную роль в задаче стабилизации течения;

Проведены комплексные численные и экспериментальные исследования снижения звукового удара от летательного аппарата путем формирования перед головной ударной волной области энерговыделения, генерируемой оптическим пульсирующим разрядом. Показано, что параметры теплового следа хорошо описываются с помощью теории сферического точечного взрыва с учетом противодействия. Показана возможность ослабления ударных волн в результате их взаимодействия с тепловым следом.

Проведены параметрические исследования параметров звукового удара и аэродинамических характеристик схематизированной компоновки сверхзвукового самолета, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже, с мотогондолами. Впервые показана возможность 50 % уменьшения уровня звукового удара.

## Оглавление

Введение.....	5
Основная часть.....	7
1. Разработка основ моделирования и новых методов экспериментальных исследований гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями на твёрдом топливе в наземных аэродинамических установках. (Блок 1).....	7
1.1. Разработка и комплексные исследования рабочих характеристик новых типов сверхзвуковых воздухозаборных устройств для ПВРД.....	7
1.2. Накопление экспериментальной информации по горению твердых топлив в широком диапазоне параметров воздушного потока с целью верификации предлагаемых критериев моделирования. ....	16
1.3. Исследование влияния пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое.....	21
1.4. Исследование и решение научно-технических проблем, относящихся к созданию новой гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-304.....	25
2. Исследования по разработке нетрадиционных методов снижения уровня звукового удара, создаваемого сверх – и гиперзвуковыми летательными аппаратами. (Блок 2) .....	30
2.1. Активное управление.....	30
2.2. Нетрадиционные схемы компоновок.....	41
Заключение.....	53
Приложение.....	57

## **Введение**

Настоящий отчет является заключительным по теме: *«Развитие методов моделирования и диагностики гиперзвуковых течений»*, по которой были представлены отчеты по этапам 2013, 2014, 2015 годов.

Исследования, выполняемые в рамках проекта, ориентированы на решение задач, относящихся к направлению «Транспортные и космические системы», которое входит в Перечень приоритетных направлений развития науки, технологий и техники Российской Федерации. Эти исследования непосредственно связаны с такими темами, включенными в Перечень критических технологий Российской Федерации, как «Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения», «Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники».

Основные усилия исследований, выполняемых в рамках проекта, нацелены на накопление научного и технического потенциала, отработку методов исследования, получение результатов при решении отдельных задач гиперзвуковой аэродинамики, которые в дальнейшем будут служить основой создания высокоскоростных летательных аппаратов.

Освоение продолжительного полета в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями станет качественным скачком в современном авиа- и ракетостроении. Коммерческое применение гиперзвуковых технологий самоочевидно — летательный аппарат, способный развить такую скорость, сможет долететь из Лондона до Нью-Йорка меньше, чем за час. Освоение гиперзвука в военных целях даёт возможность обрести высокоэффективные системы вооружения с принципиально новыми свойствами. Гиперзвуковое оружие существенно повысит эффективность боевой техники за счет возрастания быстродействия, обеспечения неуязвимости современными средствами перехвата, расширения диапазона применения по дальности и высоте, а также увеличения кинетической энергии поражающих элементов.

Решение задач по созданию высокоскоростных летательных аппаратов чрезвычайно осложняется взаимосвязью таких традиционно разделяемых научно-технических областей как аэродинамика, силовая установка, конструкция и прочность, динамика полета и так далее. Недостаточная изученность всех этих аспектов приводит к тому, что существующие разработки носят во многом все еще поисковый характер.

На весь период выполнения проекта и на этап 2016 года были определены следующие цели:

- экспериментальное исследование процессов горения твёрдых топлив в высокоскоростном потоке газообразного окислителя с целью широкого применения их в силовых установках перспективных высокоскоростных летательных аппаратов, изучение работы камеры сгорания прямоточной силовой установки на твердом топливе и вопросов интеграции камеры сгорания и воздухозаборных устройств, проведение исследований суммарных тягово-аэродинамических характеристик моделей с работающей силовой установкой. В рамках 2016 года по этому направлению было запланировано проведение стендовых испытаний с горением образцов твердого топлива. Выбор обобщающих критериев для описания процессов горения. Исследование горения твердого топлива при высоких температурах ( $>1500\text{K}$ ) набегающего газового потока.

- экспериментальные исследования по разработке методов снижения ЗУ, используя активное формирование возмущенного вблизи летательного аппарата течения путем подвода массы и энергии, а также используя схемы нетрадиционной компоновки. В 2016 году запланировано определение эффективности воздействия оптического пульсирующего разряда (ОПР) лазерного излучения, введенного перпендикулярно скорости сверхзвукового воздушного потока ( $M=1.35$ ,  $d_c=50\text{мм}$ ), на формирование структуры обтекания (в ближней зоне) и аэродинамическое сопротивление модели в зависимости от удаления энергоисточника, частоты импульсов и формы модели. Определение влияния на параметры звукового удара расположения мотогондол двигателей на компоновке СПС и режима их обтекания при  $M=2$ , по результатам исследований экспериментально-расчетным методом;

- решение ряда научно-технических вопросов по модернизации существующих и созданию новых экспериментальных установок. В этом направлении, в 2016 году, перед коллективом была поставлена задача выполнить отработку методики проведения тестовых испытаний основных элементов гиперзвуковой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-304 и подготовку соответствующих аппаратно-программных средств;

- развитие новых методов моделирования и диагностики высокоскоростных течений. В 2016 году заявлено исследование влияния положения пассивного пористого покрытия на устойчивость гиперзвуковых ламинарных пограничных слоев, а также определение возможности стабилизации возмущений второй моды пограничных слоев пассивным пористым покрытием при гиперзвуковом обтекании конуса под углами атаки.

## Основная часть

### 1. Разработка основ моделирования и новых методов экспериментальных исследований гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями на твёрдом топливе в наземных аэродинамических установках. (Блок 1)

#### 1.1. Разработка и комплексные исследования рабочих характеристик новых типов сверхзвуковых воздухозаборных устройств для ПВРД

##### 1.1.1. Методика построения кольцевых изоэнтропических воздухозаборников

Рассмотрена новая методика построения изоэнтропических воздухозаборников внутреннего сжатия, которая, в частности, позволяет строить кольцевые воздухозаборники, охватывающие корпус летательного аппарата.

Для построения сверхзвуковых изоэнтропических воздухозаборников используется свойство обратимости течения изоэнтропического потока, когда воздухозаборник образуется из сопла после разворота потока на  $180^\circ$ . При этом сверхзвуковое осесимметричное сопло рассчитывается методом характеристик в рамках стационарной модели совершенного идеального (невязкого нетеплопроводного) газа. Поскольку методика построения сопла может обеспечивать изоэнтропическое течение без скачков, представляют интерес характеристики воздухозаборника, полученного на основе такого сопла. При этом полагается, что сопло может иметь центральное тело, которое задано и начинается до входа в сопло, как показано на рис. 1.

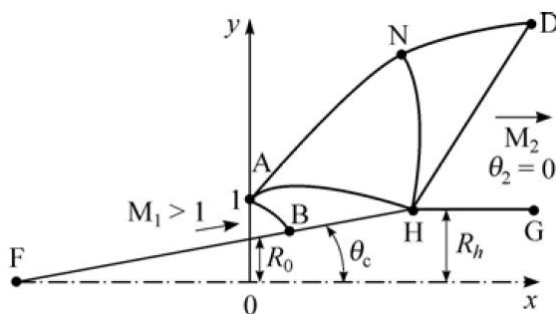


Рис. 1. Схема построения осесимметричного сопла с центральным телом.

Общая схема, показанная на рис. 1, включает в себя следующие частные случаи (см. рис. 2).

1. Центральное тело – цилиндр (рис. 2а). При этом  $R_0 = R_h$ ,  $\theta_c = 0$ . На входе задается равномерный поток с числом Маха  $M_1$  и углом наклона  $\theta_1 = 0$ , на выходе задается равномерный поток с числом Маха  $M_2$  и  $\theta_2 = 0$ .
2. Центральное тело отсутствует (рис. 2б). Это классическое сопло с равномерными параметрами  $M_1$ ,  $\theta_1 = 0$  на входе и равномерными параметрами  $M_2$ ,  $\theta_2 = 0$  на выходе.
3. Центральное тело – конус, а цилиндрическое тело отсутствует (рис. 2с). На входе задается характеристика АВ, на выходе задается только постоянное число Маха  $M_2$ .

Во всех указанных конфигурациях необходимо найти профиль сопла, при этом исходными параметрами являются  $k$ ,  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $R_0$ ,  $R_h$ ,  $\theta_c$ . Очевидно, что реализовать течение в таком сопле можно путем ускорения и поворота потока в волне разрежения около угловой точки А с его последующим выравниванием и ускорением около угловой точки Н (см. рис. 1). Для этого в рамках указанной модели наиболее естественно для расчета сопла использовать метод характеристик.

На рис. 2 изображен набор возможных контуров кольцевых изоэнтропических сопел, построенных по предлагаемой методике для  $M_2 = 4$ . Для удобства сравнения полученных контуров координаты  $X$  и  $Y$  нормированы на радиус  $R$  сечения выхода (ордината точки D). Контур сопла соответствует линии тока с расходом  $G_{AB}$  или с относительным расходом  $g = G/G_{AB} = 1$ . Внутри сопла показаны линии тока, соответствующие относительным расходам  $g = G/G_{AB} = 0,1, 0,3, 0,5, 0,7$ . Из сравнения рис. 2а–2с видно существенное уменьшение длины контуров при использовании центрального тела с начальным коническим участком.

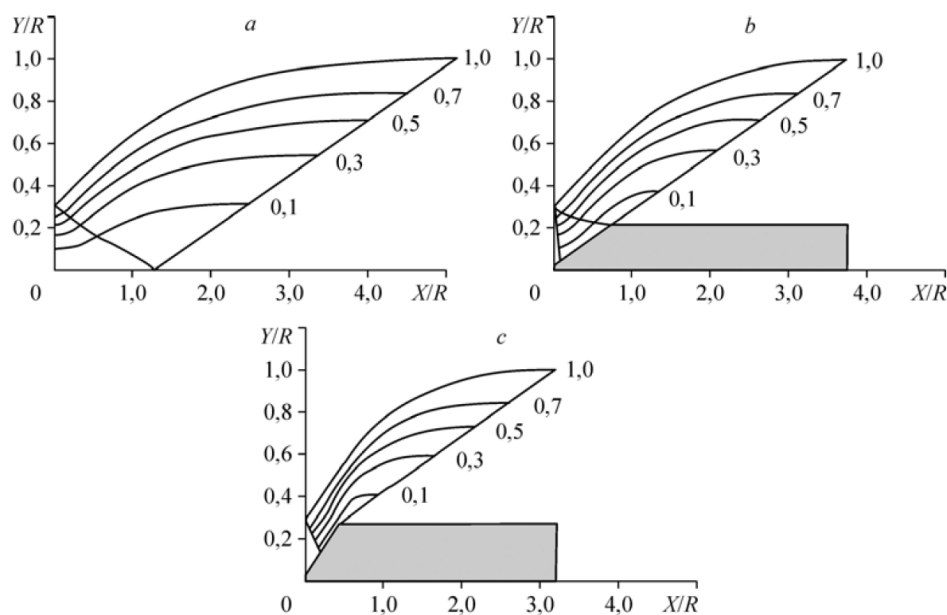


Рис. 2. Варианты кольцевых изоэнтропических сопел для  $M_2 = 4$ .  
 а – без центрального тела, б – конус с  $\theta_c = 14^\circ$ , с – конус с  $\theta_c = 30^\circ$ .



В качестве примера реализации предлагаемой методики построения ниже рассматриваются два воздухозаборника, один из которых строится как изоэнтропическое сопло без центрального тела (по линиям тока с относительным расходом  $g = 0,0-1,0$ ), а второй – как вырезка из этого же изоэнтропического сопла по линиям тока с относительным расходом  $g = 0,5-1,0$ . При построении сопла на входе в минимальном сечении сопла принято число Маха  $M_1 = 1,01$  и на выходе – число Маха  $M_2 = 4$ . Полученные воздухозаборники обладают высокой степенью геометрического сжатия: для воздухозаборника без центрального тела относительная площадь горла составляет  $f = F_g / F_0 = 0,0938$  и для воздухозаборника с центральным телом –  $f = 0,1228$ . Вниз по потоку за минимальным сечением канал воздухозаборника расширяется в виде конуса с полууглом  $10^\circ$ . Схемы построенных воздухозаборников и результаты расчета течения в них при  $M = 4$  показаны соответственно на рис. 3 и 4.

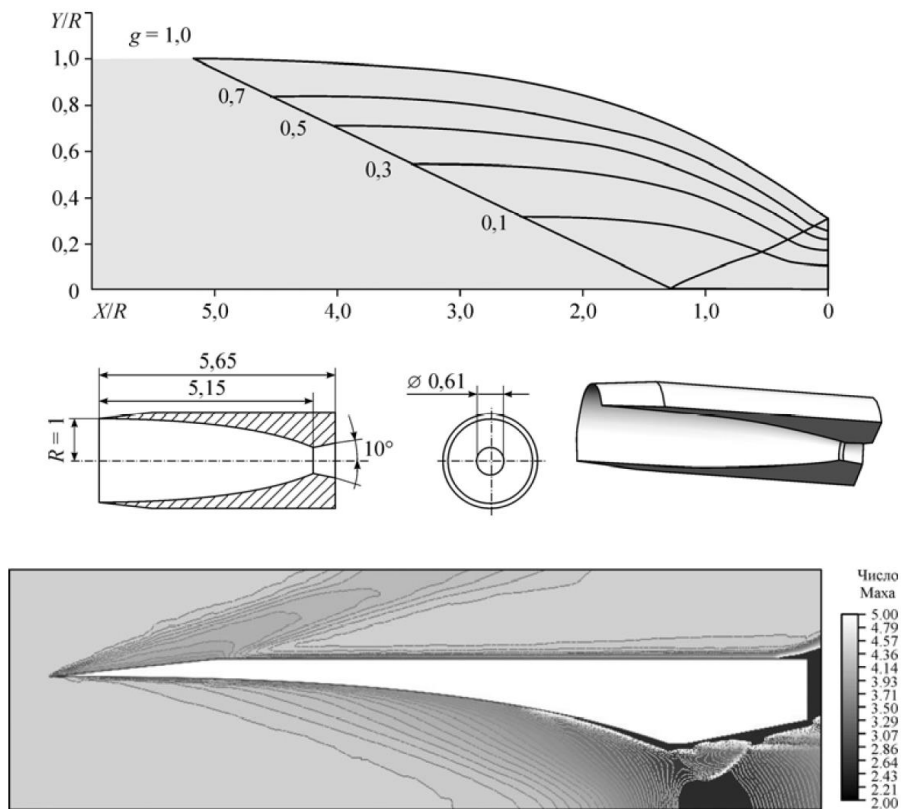


Рис. 3. Воздухозаборник без центрального тела с относительным расходом  $g=0,0-1,0$ .

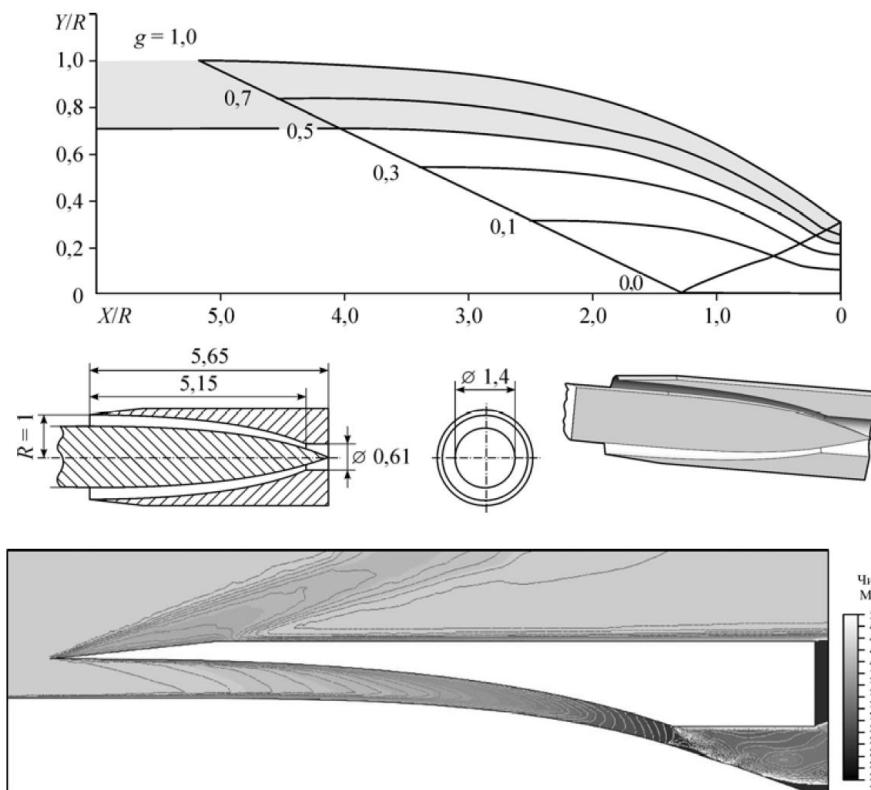


Рис. 4. Воздухозаборник с центральным телом и относительным расходом  $g=0,5-1,0$ .

Рассчитанные параметры течения в рассматриваемых воздухозаборниках приведены в таблице 1.

Таблица 1. Относительные параметры потока в рассматриваемых воздухозаборниках

Параметр	Воздухозаборник без центрального тела	Воздухозаборник с центральным телом
$F_r / F_0$	0,250	0,245
$M_r$	2,206	2,153
$\sigma = P_{0r} / P_{02}$	0,871	0,780
$P_r / P_2$	11,506	11,850
$\varphi = G_r / G_0$	1,005	1,007

### 1.1.2. Испытания кольцевого сверхзвукового воздухозаборника изоэнтропического сжатия в аэродинамической трубе

Для проверки предложенной методики профилирования кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изоэнтропического сжатия была разработана модель открывающегося секторного воздухозаборника, рассчитанного на  $M=3$ .

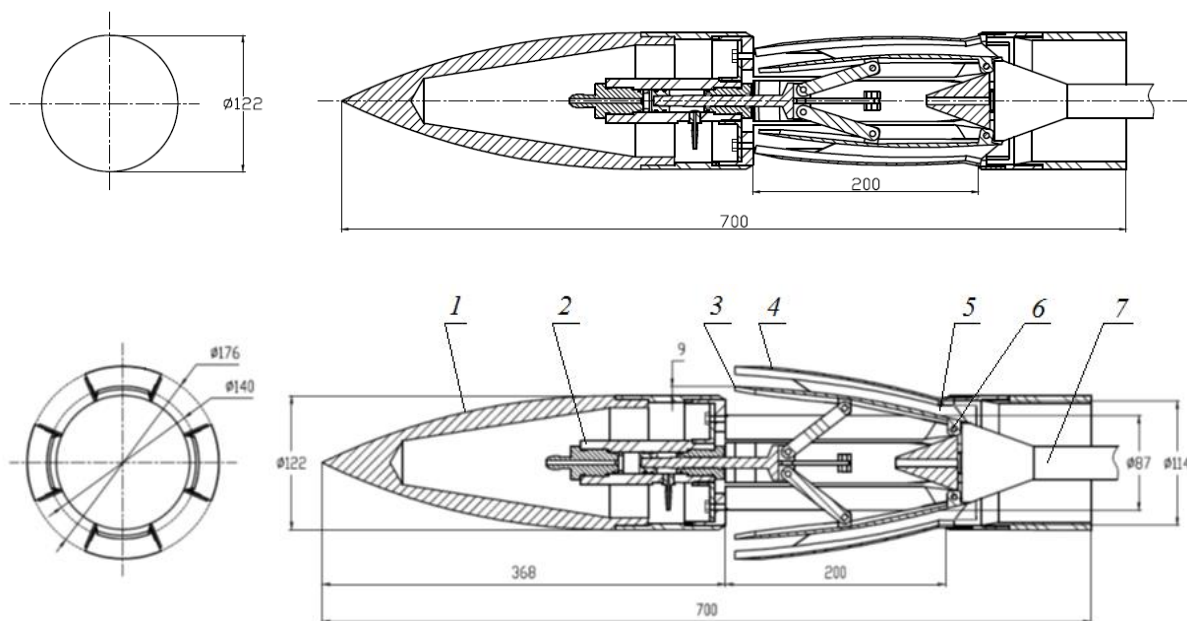


Рис. 5. Схема модели открывающегося 4-х секторного воздухозаборника  
 а) закрытое положение, б) открытое положение: 1 – носовая часть; 2 – пневмоцилиндр; 3 – нижняя обечайка; 4 – верхняя обечайка; 5 – горло; 6 – ось вращения; 7 – державка

Носовая часть (1) модели имеет оживальную форму. Отсек воздухозаборника занимает длину 200 мм. В отсеке размещаются 4 открывающиеся сектора с углом  $40^\circ$ , между которыми имеются продольные перегородки толщиной 2 мм, обеспечивающие жесткость всей конструкции. Каждый сектор состоит из верхней (4) и нижней (3) обечайек, жестко соединенных между собой тонкими боковыми щечками (рис. 3). Обечайки спрофилированы в соответствии с описанной выше процедурой и образуют сужающийся канал сжатия и горло (5). После горла поток воздуха из каждого сектора вытекает в расширяющийся кольцевой канал, после которого может быть установлена камера сгорания.

Для раскрытия секторов воздухозаборника используется пневмоцилиндр (2) с диаметром поршня 20 мм, установленный по оси модели и соединенный с нижней обечайкой каждого сектора при помощи рычажной системы. Рабочее давление в цилиндре до 10 МПа. При подаче давления в полость «на открытие» шток пневмоцилиндра перемещается по потоку на 30 мм, и рычаги одновременно выдвигают из корпуса все 4 сектора, поворачивая их относительно соответствующих осей вращения (6). В процессе выдвигания задние кромки верхней и нижней обечайек упираются в цилиндрический корпус и в корпус центрального тела, образуя герметизированный стык и проток воздуха из сектора в расширяющийся канал. За счет подгонки стыкуемых поверхностей обеспечивается точное фиксированное положение верхней и нижней обечайек

относительно цилиндрического корпуса в открытом состоянии секторов. При подаче давления в полость «на закрытие» шток пневмоцилиндра перемещается против потока, и рычаги одновременно прячут в корпусе все 4 подвижные сектора. Для крепления модели в аэродинамической трубе предусмотрена хвостовая державка (7) диаметром 30 мм.

Испытания модели воздухозаборника были проведены в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН в диапазоне  $M = 2.5 \div 4$ . Целью испытаний являлась, прежде всего, визуальная проверка работы механизма открытия и закрытия секторов воздухозаборника в условиях набегающего сверхзвукового потока воздуха.

На рис. 6 показаны фотографии обтекания одного из секторов воздухозаборника в закрытом (левая фотография) и в открытом (правая фотография) положении. На поверхности модели перед входом в воздухозаборник хорошо виден пограничный слой толщиной 4-5 мм. Изменение числа Рейнольдса в 2 раза практически не влияет на видимую толщину пограничного слоя. Для открывания в пневмоцилиндр подавался сжатый воздух с давлением порядка 1 МПа. Аэродинамическое сопротивление способствовало процессу открывания, поэтому открывание секторов воздухозаборника происходило быстро (примерно за 0.05 с). После открывания пограничный слой попадает под нижнюю обечайку и не влияет на течение внутри контура сжатия. Внутри воздухозаборника виден скачок уплотнения от верхней обечайки и веер волн разрежения от нижней обечайки. Это обозначает, что внутренний тракт запускается сразу после открывания и остается в запущенном состоянии вплоть до закрывания. Для закрывания в пневмоцилиндр подавалось давление порядка 7 МПа, после чего происходило закрывание в течение 0.25÷0.28 с. Увеличение давления в пневмоцилиндре и замедление процесса закрывания объясняются необходимостью преодоления высоких аэродинамических нагрузок на сектора воздухозаборника, в отличие от процесса открывания.

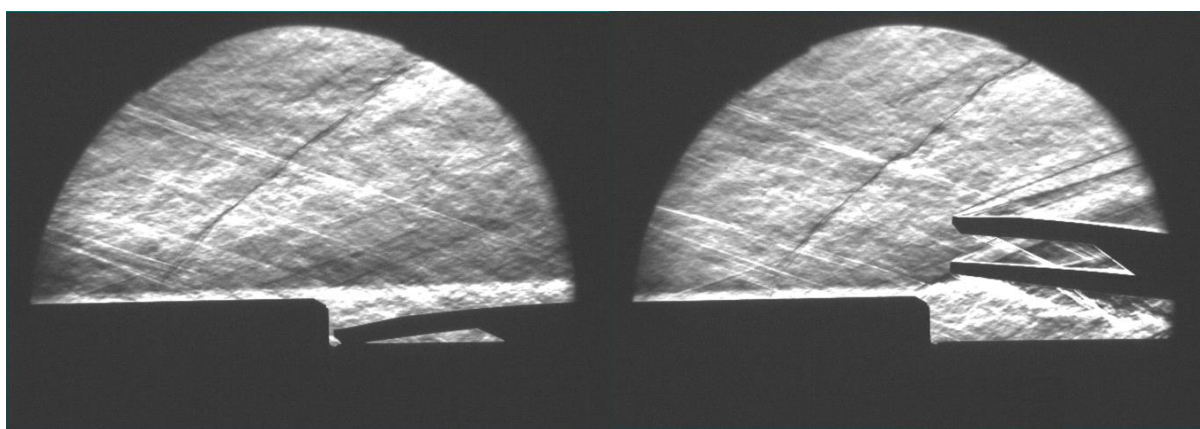


Рис. 6. Опыт в Т-313;  $M = 3.05$

### 1.1.3. Методика построения туннельных изоэнтропических воздухозаборников

Предложена методика построения так называемых «туннельных» или «утопленных» воздухозаборников, которые не имеют элементов, выступающих за габариты корпуса летательного аппарата.

Известно, что поворот сверхзвукового потока без использования выступающих частей возможен только через веер волн разрежения. На рис. 7а показан вариант туннельного воздухозаборника с начальным поворотом потока на угол  $\theta$  в веере волн разрежения около угла  $O_1$ .

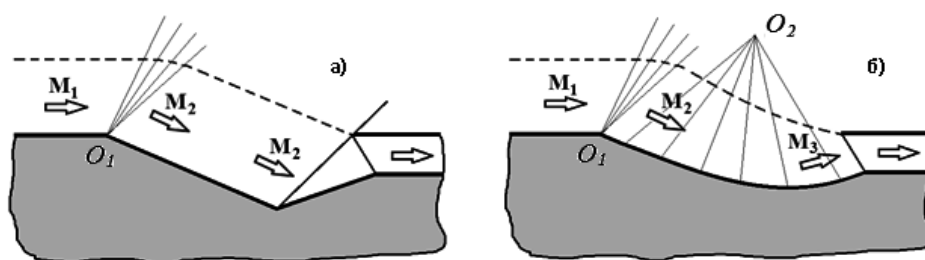


Рис. 7. Варианты сверхзвуковых туннельных воздухозаборников:

- а) воздухозаборник с торможением в скачках уплотнения; б) воздухозаборник с изоэнтропическим торможением.

После поворота скорость потока увеличивается от числа Маха  $M_1$  до  $M_2$ , вследствие чего последующее торможение в скачках уплотнения приводит к значительным потерям полного давления в канале воздухозаборника. Именно поэтому туннельные воздухозаборники до сих пор не представляют интереса для реальных летательных аппаратов.

Однако существенное повышение характеристик сверхзвукового туннельного воздухозаборника можно получить, если торможение потока после волны разрежения выполнять не через скачки уплотнения, а при помощи изоэнтропического течения сжатия. На рис. 7б показан вариант туннельного воздухозаборника с изоэнтропическим торможением потока в волне, центрированной относительно точки  $O_2$ . В предлагаемом варианте воздухозаборника число Маха потока уменьшается от  $M_2$  до  $M_3$  без потерь полного давления, что обеспечивает улучшение характеристик заторможенного потока в канале воздухозаборника.

В качестве основы для построения сверхзвукового туннельного осесимметричного воздухозаборника в данной работе используется обращенное течение в сверхзвуковом кольцевом осесимметричном сопле, схема которого показана на рис. 8.

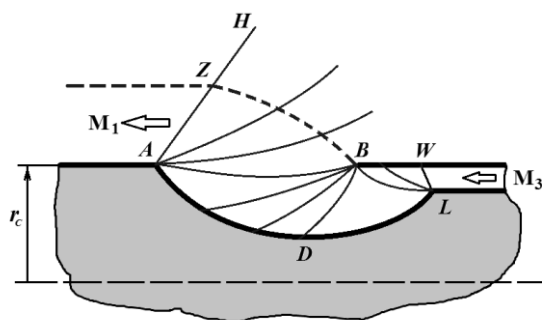


Рис. 8. Схема кольцевого осесимметричного сопла с изоэнтропическим течением.

В этой схеме равномерный исходный поток с числом Маха  $M_3$  течет справа налево из кольцевой щели между обечайкой  $BW$  и центральным телом  $LDA$ . Около угловой точки  $L$  поток разворачивается в веере волн разрежения  $BLW$ . Далее поток выходит из-под цилиндрической обечайки  $BW$  и разворачивается в веере волн разрежения  $ABD$  вокруг угловой точки  $B$ . После третьего разворота в центрированной волне вокруг угловой точки  $A$  левее характеристики  $AH$  формируется внешний равномерный поток с числом Маха  $M_1$ , который течет параллельно оси цилиндра.

Если направление потока в рассмотренном сверхзвуковом осесимметричном кольцевом сопле обратить слева направо, то это течение превращается в сверхзвуковое течение с изоэнтропическим торможением от входного числа Маха  $M_1$  до числа Маха  $M_3$  в минимальном сечении осесимметричного туннельного воздухозаборника. Заметим, что если точки  $A$  и  $D$  поместить на ось абсцисс, то получается известное осесимметричное сопло с центральным телом, а после обращения течения это будет сверхзвуковой воздухозаборник с центральным телом изоэнтропического сжатия.

Численное моделирование вязкого течения в рассматриваемом воздухозаборнике выполнялось с помощью коммерческого программного пакета ANSYS Fluent. Решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса с  $k-\epsilon$  (SST) моделью турбулентности. Вдоль стенок использовались условия непроницаемости и адиабатического пограничного слоя. Воздух рассматривался как термически и калорически совершенный газ с динамической вязкостью, соответствующей закону Сазерленда. На левой границе расчетной области задавались параметры набегающего потока: число Маха 4, статическое давление 101325 Па, статическая температура 293,2 К. Итерационный процесс заканчивался, когда невязки достигали 0,01% от максимального значения параметров, а закон сохранения массы выполнялся с точностью 0,1%.

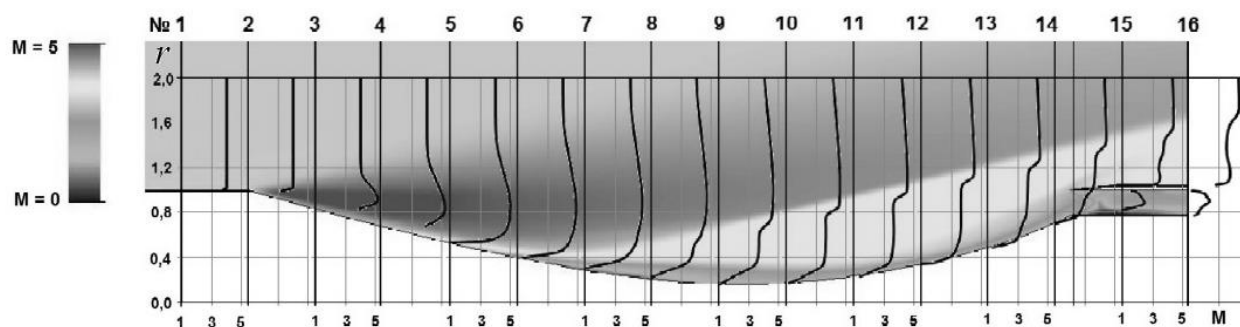


Рис. 9. Распределение чисел Маха и эпюры чисел Маха в поле вязкого течения.

На рис. 9 показаны результаты расчетов поля течения по числу Маха, на которое наложены эпюры распределения чисел Маха по 16 равноотстоящим сечениям. Видно, что после начального поворота поток ускоряется в веере волн разрежения от  $M_1=4$  до примерно 5. Начиная с сечения 6, в поле течения образуется зона изоэнтропического торможения, ограниченная висячим скачком уплотнения, в которой число Маха потока уменьшается от 4,5 до 3,5. Перед входом в канал воздухозаборника число Маха потока не превышает 3. При рассматриваемых начальных условиях и выбранной геометрии течения поток в горле воздухозаборника остается в среднем сверхзвуковым, что свидетельствует о запуске воздухозаборника.

Таблица 2. Интегральные характеристики течения на входе в горло воздухозаборника

Параметр	Невязкое течение	Вязкое течение
Геометрическая степень сжатия захватываемой струи	0,3137	0,3137
Коэффициент восстановления полного давления	0,8700	0,7320
Число Маха	2,8350	2,6129
Коэффициент расхода	0,8070	0,7664
Степень повышения статического давления	5,2470	5,3210

В таблице 2 приведены осредненные по площади и интегральные характеристики течения на входе в горло воздухозаборника. Здесь геометрическая степень сжатия соответствует отношению площади кольцевого сечения горла к площади миделевого сечения летательного аппарата. Коэффициент расхода соответствует отношению расхода в сечении горла к расходу через миделевое сечение в набегающем потоке. В колонке под названием «Вязкое течение» приведены результаты расчетов для воздуха с динамической вязкостью  $1,85 \cdot 10^{-5}$  Па·с. В колонке под названием «Невязкое течение» приведены результаты расчетов для воздуха с динамической вязкостью  $1,85 \cdot 10^{-10}$  Па·с, т.е. с исчезающе малой вязкостью.

Видно, что замена изэнтропического течения расширения на реальное течение сжатия в построенном геометрическом контуре, даже при отсутствии вязкости, приводит к образованию висячего скачка уплотнения и к уменьшению полного давления в потоке на 13%. Наличие сил вязкости приводит к дополнительным потерям в пограничном слое и полное давление уменьшается еще на 13,8% по сравнению с изэнтропическим потоком. Остальные параметры потока при изменении значения динамической вязкости изменяются существенно меньше: число Маха – на 8,5%, расход – на 5,3%, степень повышения статического давления – на 1,4%.

## 1.2. Экспериментальное определение характеристик горения твердых топлив в широком диапазоне параметров воздушного потока с целью верификации предлагаемых критериев моделирования.

Разработана и экспериментально проверена методика исследования характеристик горения образцов твердого топлива для ПВРД в условиях обдува высокоскоростным потоком воздуха.

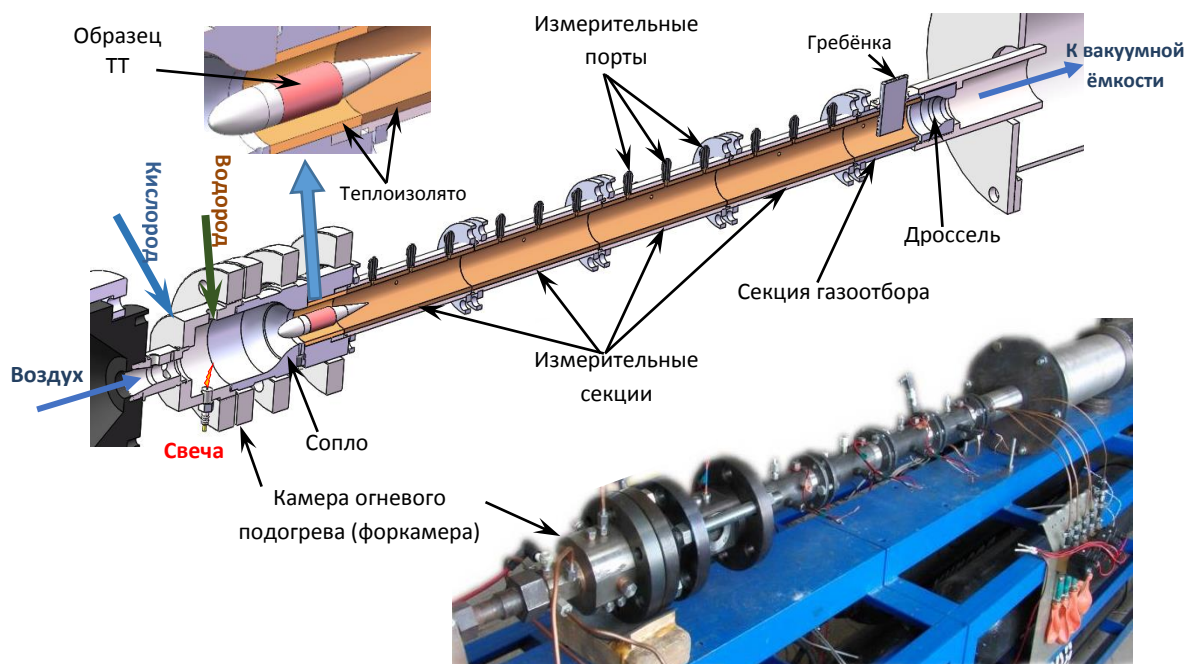


Рис. 10. Схема экспериментальной установки.

В качестве основы для создаваемой экспериментальной установки использовалась простая Модельная Аэродинамическая Установка (МАУ), разработанная в ИТПМ СО РАН и предназначенная для проведения научно-исследовательских работ и обучения студентов вузов. МАУ обеспечивает получение осесимметричного сверхзвукового и



гиперзвукового потока диаметром 100 мм с хорошими метрологическими характеристиками в широком диапазоне режимов работы. Установка характеризуется простотой конструкции, низкими расходами сжатого газа и электроэнергии и комплектуется цифровой регистрирующей аппаратурой.

Для проведения исследований по горению твердого топлива установка МАУ подверглась модернизации (см. рис. 10). Вместо рабочей части и форкамеры установки организована камера сгорания, система дополнительного подогрева воздуха, и выхлопная система для удаления продуктов сгорания. Установка оборудована автоматизированной системой управления процессами в экспериментах с горением. В процессе эксперимента рабочий газ – сжатый воздух, поступает в форкамеру установки через омический подогреватель, разогретый до 800 К. В форкамере воздух разогревается до необходимой температуры  $< 1600$  К с помощью огневого подогрева (водород+кислород). Далее, через звуковое сопло, газ поступает в кольцевую камеру смешения, где на пилоне с обтекателем установлен образец твердого топлива, представляющий собой цилиндр диаметром 20 и длиной 40 мм. Для реализации широкого диапазона параметров потока предусмотрено два варианта камеры смешения с внешним диаметром кольцевого канала 30 и 40 мм.

Разработана и проверена в реальных экспериментах методика обработки экспериментальных данных при исследовании характеристик горения образцов твердого топлива для ПВРД в условиях обдува высокоскоростным потоком воздуха.

При помощи разработанной методики получены характеристики горения: полнота сгорания, удельное тепловыделение, скорость горения и прирост удельного импульса двух видов твердого топлива в диапазоне условий, соответствующих реальным значениям параметров потока в камере сгорания ПВРД. Типичные значения полученных характеристик показаны на рисунках 11, 12.

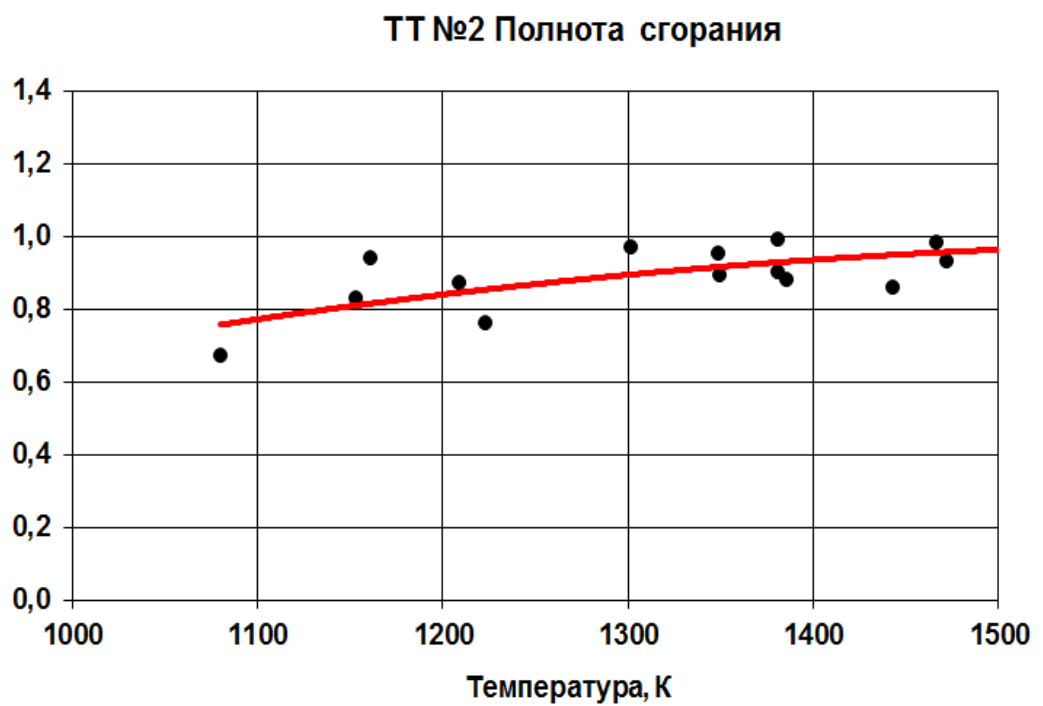
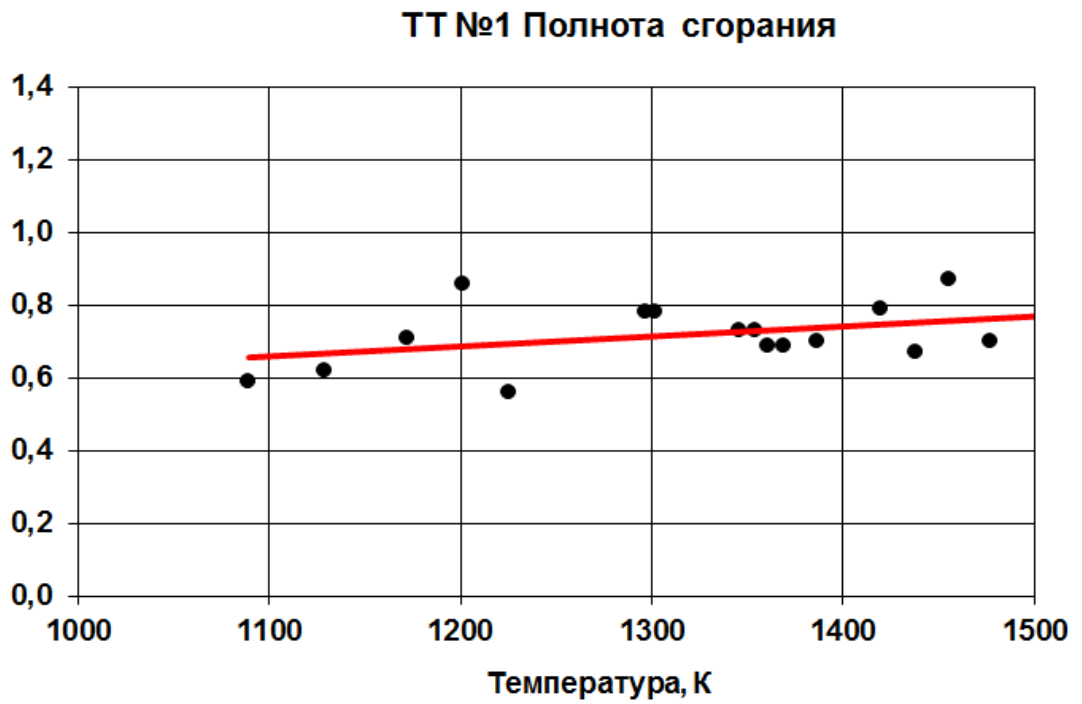


Рис. 11. Полнота сгорания для топлив ТТ №1 и ТТ №2 в зависимости от температуры потока на входе

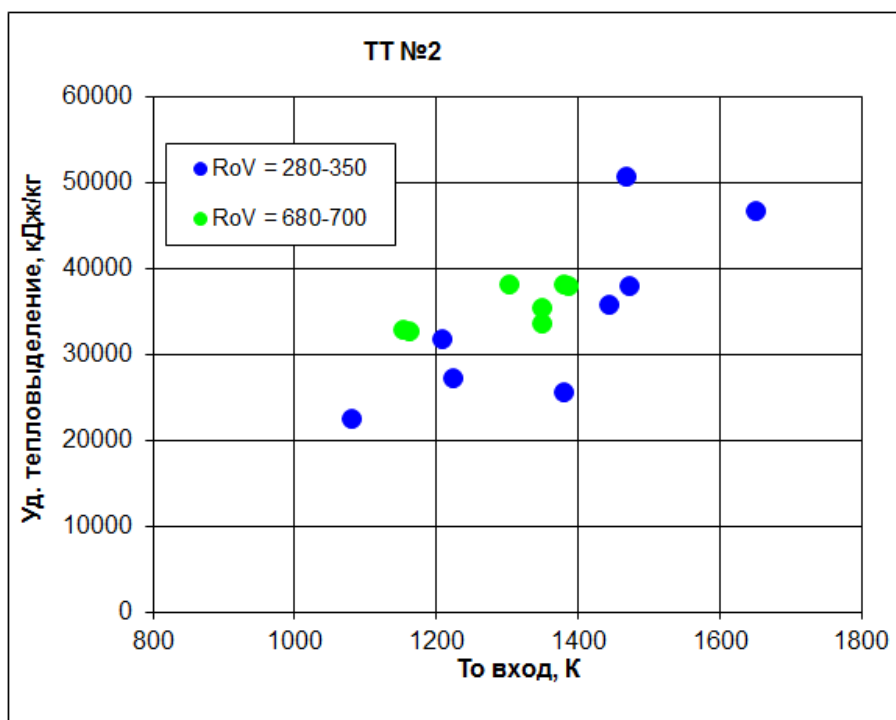
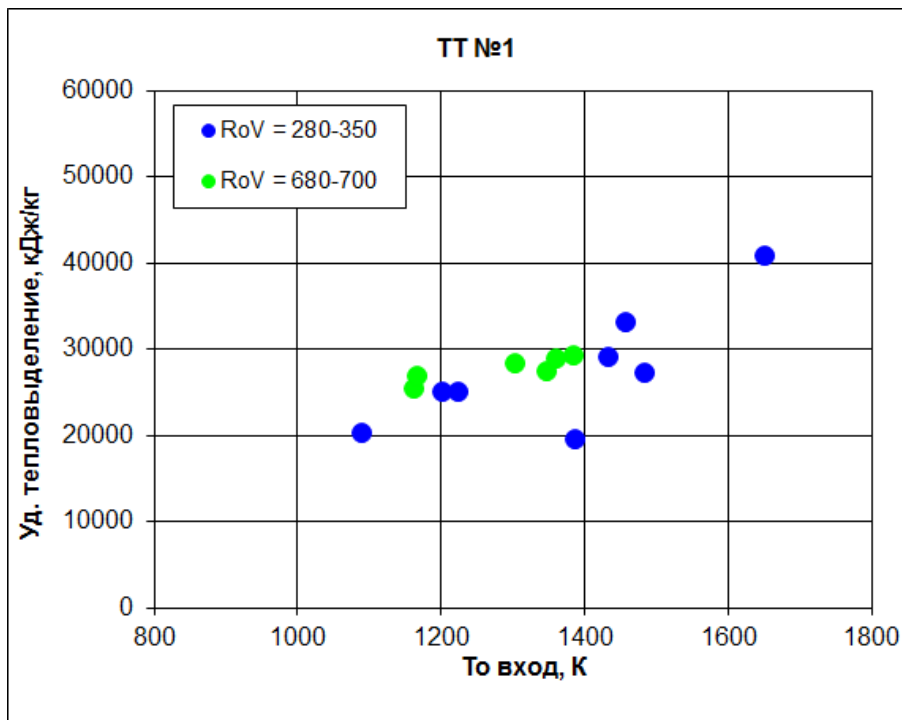


Рис. 12. Удельное тепловыделение для топлив ТТ №1 и ТТ №2 в зависимости от температуры потока на входе в канал образца для различных значений плотностей тока в канале

Начата разработка математической модели для описания процесса горения твердого топлива в рассматриваемой экспериментальной установке, согласующейся с полученными экспериментальными результатами.

Математическое моделирование процесса горения сводится к решению трех уравнений неразрывности для компонент смеси X, O<sub>2</sub> и Y

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div} \vec{j}_m^i = J_i = \sum_k J^{(ki)}, \quad (1)$$

у которых правая часть определяется обобщенным уравнением реакции



и кинетическими соотношениями

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= -\mu_2 k_2 K_r [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \\ \frac{dO_2}{dt} &= -\mu_3 K_r [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \\ \frac{dY}{dt} &= \mu_4 k_4 K_r [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \end{aligned} \quad (3)$$

Вводя обозначения:  $K_2 = \mu_2 K_r$ ,  $K_3 = \mu_3 K_r$ ,  $K_4 = \mu_4 K_r$ , систему (3) можно переписать в виде:

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= -k_2 K_2 [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \\ \frac{dO_2}{dt} &= -K_3 [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \\ \frac{dY}{dt} &= k_4 K_4 [X][O_2]^{k_2} e^{-E_r/RT} \end{aligned} \quad (4)$$

В итоге, процесс горения определяется семью параметрами, входящими в модель  $k_2$ ,  $k_4$ ,  $K_2$ ,  $K_3$ ,  $K_4$ ,  $E_r$  и величиной тепловыделения  $Q$ , входящей в уравнение энергии. Если состав топлива неизвестен, то эти величины подлежат определению из экспериментальных данных.

Из эксперимента известна температура потока в нескольких точках, расположенных вдоль канала и массовая доля кислорода в нескольких точках, расположенных в поперечном сечении. Из условия минимума функционала, являющегося суммой квадратичных отклонений экспериментальных и расчетных значений этих величин потока по указанным выше семи параметрам, восстанавливаем характеристики топлива.

### 1.3. Исследование влияния пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое

#### 1.3.1. Экспериментальное исследование влияния положения пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое острого конуса

Проведены экспериментальные исследования влияния положения участка с пассивным пористым покрытием на естественные возмущения в гиперзвуковом пограничном слое на остром конусе при нулевом угле атаки, числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 5,8$ , единичных числах Рейнольдса  $Re_{1\infty} = 2,6 \cdot 10^6 \div 10^7 \text{ м}^{-1}$ . Схема экспериментальной модели показана на рис. 13. С использованием линейной теории устойчивости проведены расчеты волновых характеристик пограничного слоя.

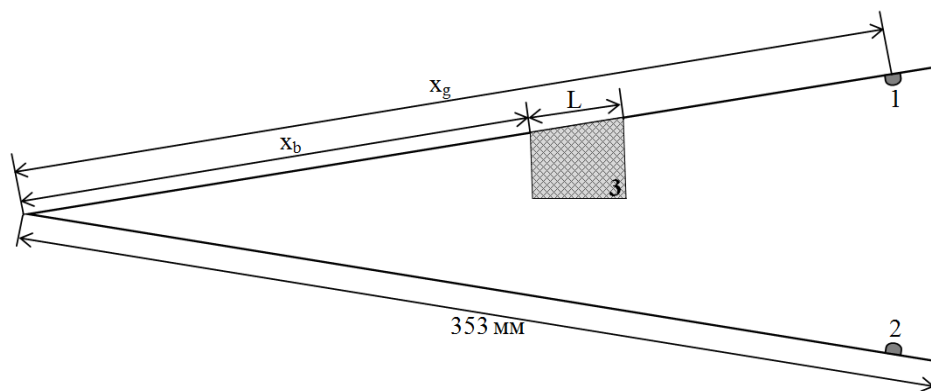


Рис. 13. Схематичное изображение модели.

1, 2 – высокочастотные датчики давления, 3 – участок с пассивным пористым покрытием  $L = 38$  мм.  $X_b$  – координата начала пористого участка

Получены спектры пульсаций давления в хвостовой части конуса на сплошной поверхности и поверхности с пористым покрытием. Получена расчетная зависимость N-фактора от продольной координаты для возмущений второй моды на сплошной поверхности конуса. На рис. 14 приведены результаты в виде экспериментальной зависимости нормированной амплитуды второй моды возмущений от положения пористого участка и расчетной зависимости N-фактора от продольной координаты.

Видно, что эффективность стабилизации второй моды возмущений при помощи пассивного пористого покрытия зависит от его положения вдоль поверхности модели. Впервые экспериментально обнаружено, что наличие пористого покрытия в области, где вторая мода возмущений на сплошной поверхности устойчива ( $X_b^* < 0.5$ ), приводит к

увеличению амплитуды этой моды. Для эффективной стабилизации течения необходимо размещать пористое покрытие в области неустойчивости второй моды ( $X_b^* > 0.5$ ).

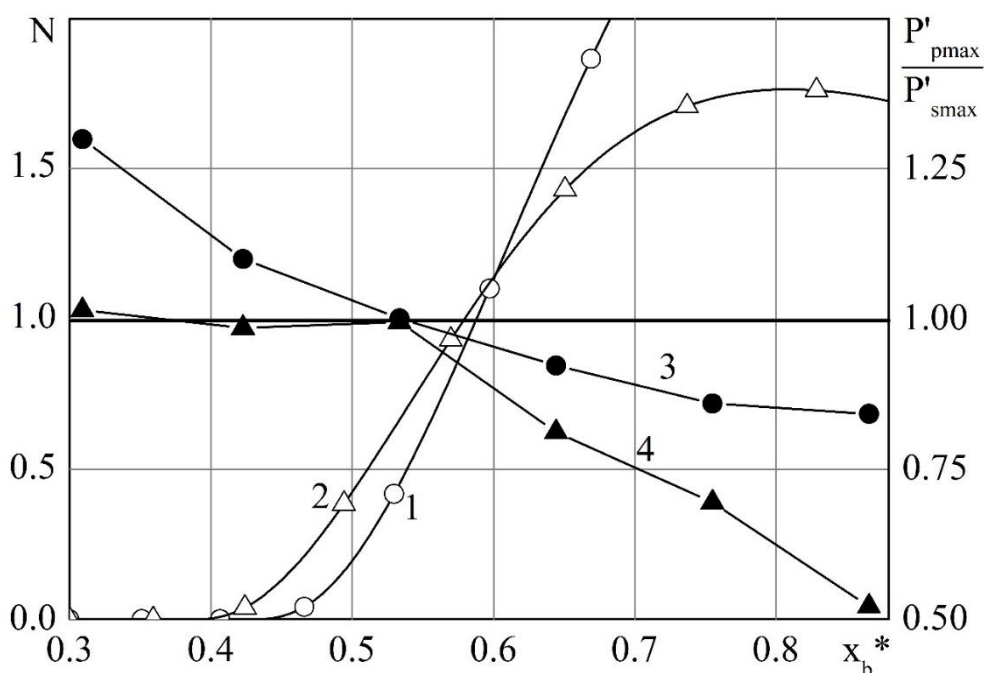


Рис. 14. Расчетная зависимость N-фактора от продольной координаты (1, 2) и экспериментальная зависимость амплитуды второй моды возмущений от положения пористого участка (3, 4):

1, 3 –  $Re_{1\infty} = 2,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ,  $f = 130 \text{ кГц}$ , 2, 4 –  $Re_{1\infty} = 4,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ,  $f = 170 \text{ кГц}$

$X_b^*$  – нормированная координата начала пористого участка

### 1.3.2. Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое острого конуса при углах атаки

Проведены экспериментальные исследования влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое острого конуса при углах атаки  $\alpha = 0^\circ, 0.1^\circ, 0.5^\circ, 1^\circ$  при числе Маха  $M_\infty = 5,8$ , единичных числах Рейнольдса  $Re_{1\infty} = 2,6 \cdot 10^6, 4,6 \cdot 10^6$  и  $6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Схема экспериментальной модели показана на рис. 15.

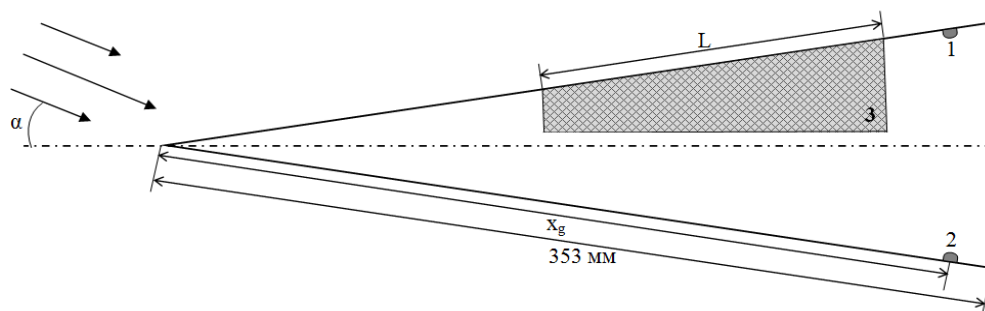


Рис. 15 Схематичное изображение модели.

1, 2 – высокочастотные датчики давления, 3 – участок с пассивным пористым покрытием,  $L = 64$  мм

Результаты экспериментов приведены на рис. 16 в виде спектров пульсаций давления на поверхности модели. Видно, что на наветренной стороне модели амплитуда второй моды возмущений на сплошной поверхности уменьшается с увеличением угла атаки, но при этом остается доминирующим возмущением в измеренном диапазоне частот. При этом амплитуда второй моды на пористой поверхности всегда ниже чем на сплошной. На подветренной стороне возмущения в измеренном диапазоне частот увеличиваются, при увеличении угла атаки до определенного значения. При дальнейшем увеличении угла атаки амплитуда второй моды уменьшается, а амплитуда первой моды возмущений увеличивается, что соответствует началу переходного режима течения. Амплитуда второй моды на пористой поверхности на подветренной стороне ниже чем на сплошной поверхности для всех исследуемых углов атаки.

В результате измерений пульсаций давления на поверхности конуса с пассивным пористым покрытием при углах атаки впервые показано, что пористое покрытие эффективно стабилизирует вторую моду возмущений как на наветренной, так и на подветренной стороне конуса.

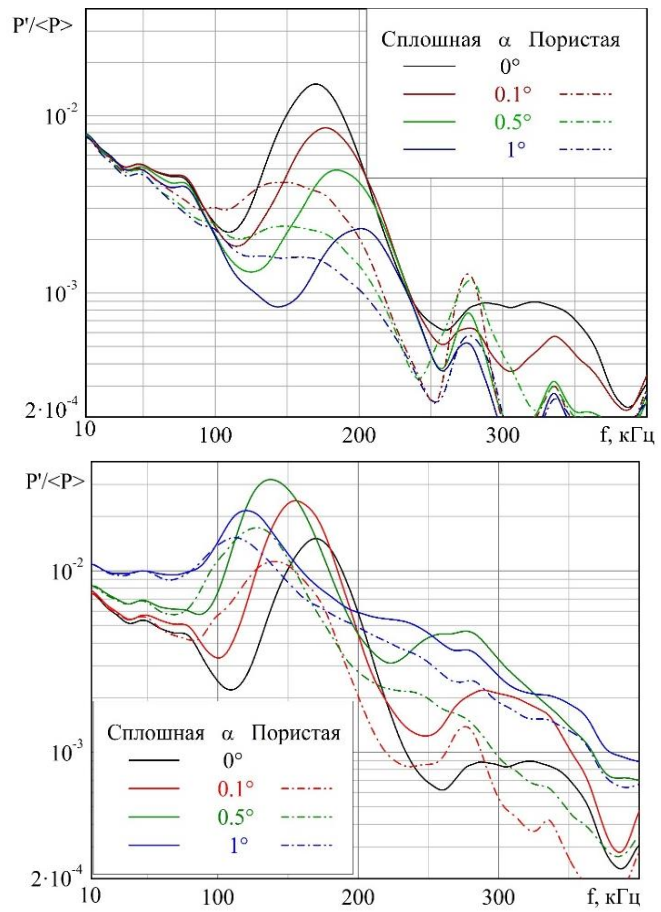


Рис. 16 Спектры пульсаций давления.

$Re_{\infty 1} = 4,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ; наветренная сторона (слева) и подветренная сторона (справа)



#### 1.4. Исследование и решение научно-технических проблем, относящихся к созданию новой гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-304

##### *Основные элементы системы автоматизации гиперзвуковой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-304*

1) *Информационно-измерительный комплекс (ИИК).* Информационно-измерительный комплекс, разработанный в рамках данного проекта, является дополнением автоматизированной системы управления (АСУ) создаваемой в институте гиперзвуковой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-304. ИИК предназначен для регистрации экспериментальных данных, полученных на установках АТ-303, Транзит-М и, в том числе, на представляемой аэродинамической трубе АТ-304. Внешний вид ИИК показан на рис. 17.



Рис.17. Внешний вид информационно-измерительного комплекса ИИК

2) *АРМ экспериментатора.* В процессе выполнения работ по проекту была произведена отладка и настройка АРМ экспериментатора информационно-измерительного комплекса (ИИК). На рис. 18 приведено рабочее окно АРМ ИИК в режиме работы с термопарами.

3) *Информационное обеспечение измерительно-испытательного стенда.* В процессе выполнения задач проекта в рамках базового бюджета был разработан и запущен в эксплуатацию измерительно-испытательный стенд, предназначенный для настройки и тестирования отдельных элементов аэродинамической трубы по мере их изготовления. Так,

был создан измерительно-испытательный стенд вместе с программным обеспечением для проверки динамических характеристик омического подогревателя (каупера) аэродинамической трубы. По мере проведения его испытаний были получены соответствующие теплофизические (динамические) характеристики каупера аэродинамической трубы (рис. 21 – 22). Структурная схема ИИС представлена на рис. 20.

**4) Программное обеспечение сбора экспериментальных данных.** В процессе выполнения задач проекта в рамках базового бюджета было разработано и запущено в эксплуатацию необходимое программное обеспечение информационно-измерительного комплекса для ИИК. На рис. 19 представлено рабочее окно программы сбора экспериментальных данных.

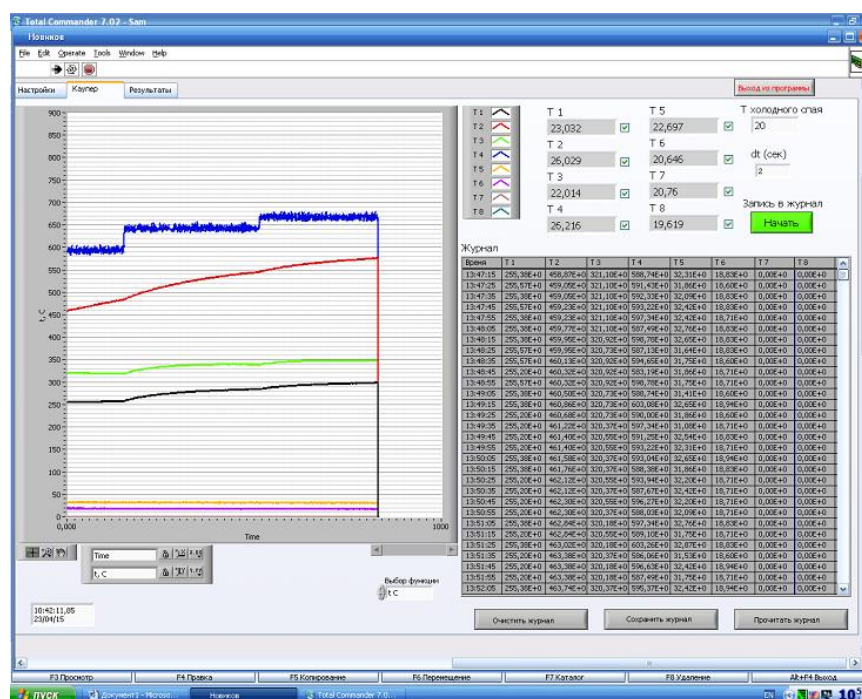


Рис.18. Рабочее окно АРМ ИИК. Работа с термопарами

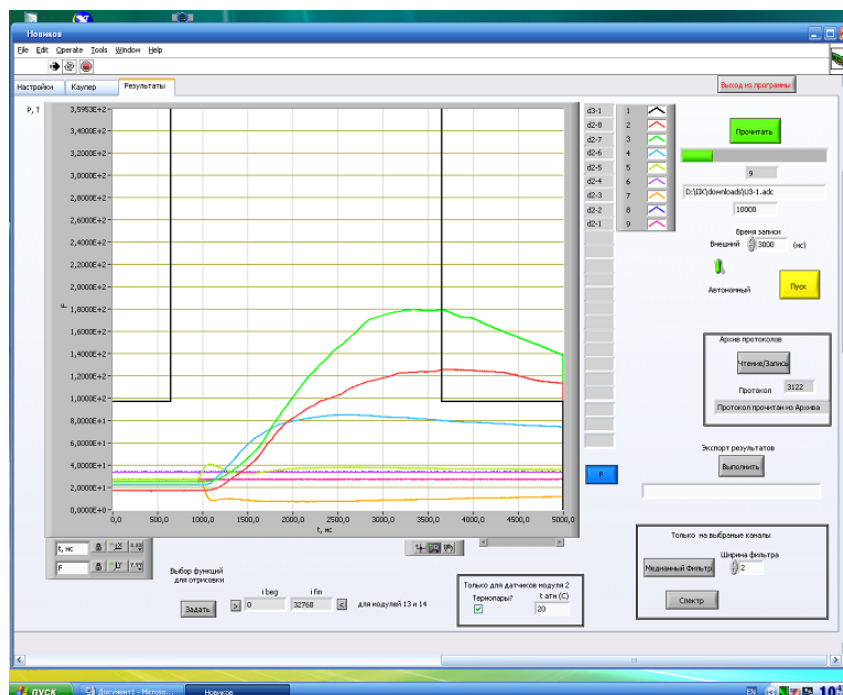


Рис.19. Рабочее окно измерительно-испытательного стенда

Произведена отладка и настройка базы данных ИИК гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-304. Создаваемая база данных предназначена для хранения как экспериментальных результатов, так и различных настроечных данных.

Результаты выполненной работы опубликованы в рецензируемых журналах (статьи в журналах WoS, ВАК, РИНЦ. А также представлялись на международных и Российских конференциях:

- Международные конференции ICMAR;
- Всероссийская конференция «Чаплыгинские чтения» (г. Новосибирск, СибНИА им. С.А. Чаплыгина, 2 доклада),
- Всероссийская конференция с международным участием «Индустриальные информационные системы ИИС-2015 (г. Новосибирск, КТИ ВТ СО РАН – 3 доклада).

В рамках выполненных работ всего опубликовано 48 научных работ (журнальные публикации, доклады на международных и российских конференциях).

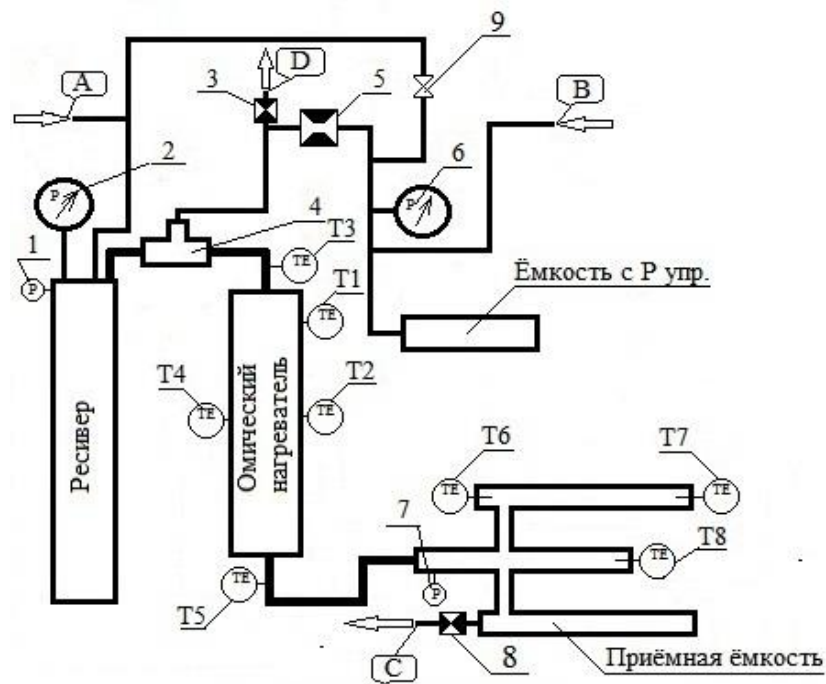


Рис. 20 Структурная схема измерительно-испытательного стенда

1. Датчик давления воздуха в ресивере.
  2. Манометр давления воздуха в ресивере.
  3. Электроклапан сброса управляющего давления пневмоклапана.
  4. Пневмоклапан.
  5. Дроссель.
  6. Манометр управляющего давления воздуха.
  7. Датчик давления воздуха в приёмной ёмкости.
  8. Электроклапан сброса давления воздуха в приёмной ёмкости.
  9. Вентиль.
- T1, T2 Термопары X-A на корпусе подогревателя  
T4 Термопара X-A на спирали подогревателя.  
T3, T5 Термопары X-K в трубопроводе.  
T6, T7, T8 Термопары X-K в приёмной ёмкости.
- A Подача воздуха для заправки ресивера.  
B Подача воздуха для заправки ёмкости с управляющим давлением.  
C Сброс воздуха из приёмной ёмкости.  
D Сброс управляющего давления пневмоклапана.

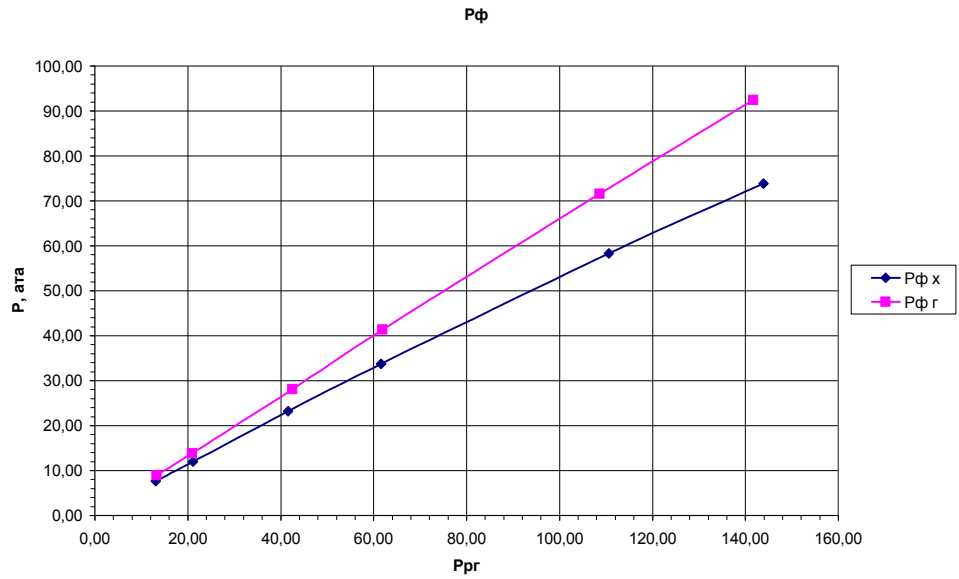


Рис. 21 Давления в приемной емкости в зависимости от давления в ресивере

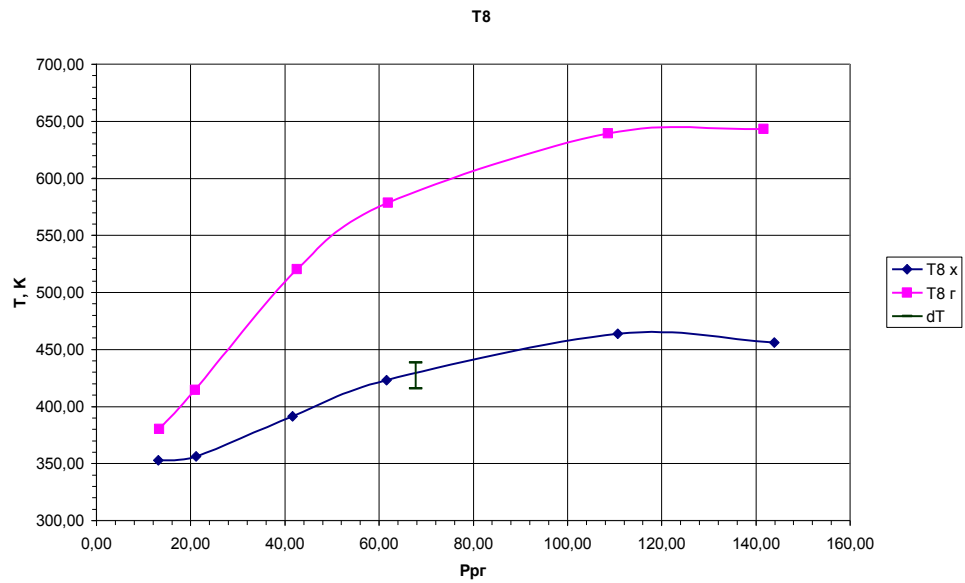


Рис. 22 Достигаемые температуры T8 в зависимости от давления в ресивере

## **2. Исследования по разработке нетрадиционных методов снижения уровня звукового удара, создаваемого сверх – и гиперзвуковыми летательными аппаратами. (Блок 2)**

### **2.1. Активное управление**

По результатам методических испытаний в условиях сверхзвукового ( $M = 1.36; 1.9$ ) воздушного потока различного масштаба (поперечный размер 10 и 50 мм) разработаны и отлажены методики пневмометрической и оптической диагностики параметров возмущенного потока и ударно-волновой структуры при локальном энергоподводе в поток пульсирующим лазерным излучением. Оптический разряд формировался с помощью фокусировки излучения импульсно-периодического  $CO_2$ - лазера на продольной оси симметрии потока в перпендикулярном к нему направлении на различных расстояниях от среза сопла. Существенно расширен диапазон реализуемых частот (7-150 кГц) оптико - механической модуляции излучения используемого  $CO_2$ -лазера. Это позволило заметно уменьшить тепловую неравномерность в следе, формируемом зонами энерговыделения, генерируемыми пульсирующим лазерным излучением, введенным перпендикулярно скорости сверхзвукового потока.

Используемая система оптической диагностики (рис.23) включает комплект из двух коллиматоров на базе телескопов ТАЛ-100R или АК-0.5 (1), скоростную видеокамеру Videoscan-285 (2) с варьируемым временем экспозиции в широких пределах с минимальным значением этого параметра 3.5 мкс. Для получения снимков с более коротким временем экспозиции (от 150 нс) включение лазера подсветки (3) и видеокамеры было синхронизовано соответствующим образом с помощью двухканального генератора импульсов Г5-56 (6). При съемке «усредненной» картины течения с большой (200 мкс) экспозицией для подавления собственного свечения плазмы использовались светофильтры и диафрагмы (4).

В ходе работы были апробированы различные виды оптических методов, базирующихся на: прямотеневых схемах и схемах с плоским ножом Фуко (5), выполненном в виде пластины, располагающейся вертикально или горизонтально, а также в виде кругового отверстия, а также на схемах с использованием в качестве визуализирующих диафрагм адаптивного визуализирующего транспаранта или самонаводящегося фильтра Цернике на основе эффекта просветления. Апробация и отладка методов производилось на аэродинамическом стенде ( $d_c = 10\text{мм}$ ).

Повышенная освещенность зондирующего излучения за счет использования коллиматора меньшего размера (АК-50 вместо АК-100) и источника света в виде импульсного лазера с диодной накачкой ( $\lambda = 800\text{ нм}$ ), а также малые времена экспозиции

(до 150 нс), обеспеченные временем существования подсветки, позволили получить качественное изображение нестационарных неоднородностей как в тепловом следе, так и в области оптического пробоя.

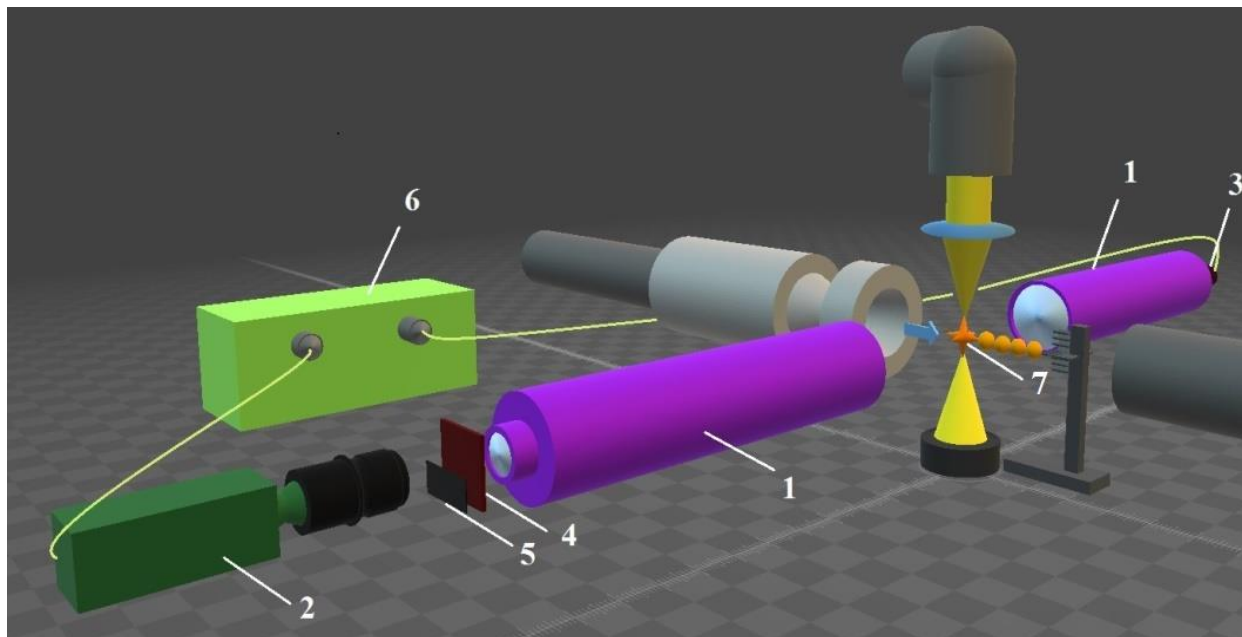


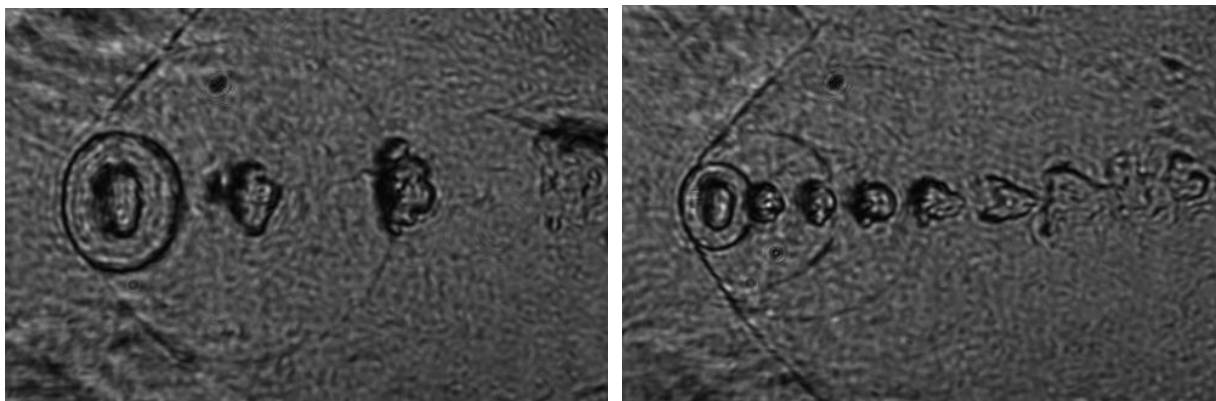
Рис. 23. Схема визуализации

1 - телескопы, 2 – видеокамера, 3 – лазер подсветки, 4 – светофильтры, диафрагма, 5 –нож Фуко, 6 – генератор, 7 – ОПР

На рисунке 23 приведены теньевые снимки формирования в сверхзвуковом воздушном потоке теплового следа, генерируемого оптическим пульсирующим разрядом (ОПР). На снимках, полученных при времени экспозиции 150 нс (рис.24 а, б), показана «мгновенная» картина течения, реализующаяся при организации ОПР в сверхзвуковом воздушном потоке при частотах следования импульсов 60 кГц (рис.24 а) и 150 кГц (рис.24 б). Каждый оптический пробой воздуха генерирует ударную волну. В момент времени, близкий ко времени возникновения оптического пробоя, скорость УВ больше скорости потока, УВ распространяется вверх по потоку на некоторое расстояние, где обе скорости – потока и УВ – выравниваются. В дальнейшем снижение скорости УВ привело бы к её сносу вниз по потоку. Ввиду повторяемости процесса ослабевающая УВ подпитывается последующей волной. В результате головная ударная волна от ОПР формируется как результат объединения сферических волн от каждого точечного взрыва и периодически меняет форму и интенсивность в зависимости от стадии процесса. С увеличением частоты, генерируемые оптическим пробоем волны имеют меньшую интенсивность и порождают регулярную головную УВ без заметных изменений ее формы.

Также в результате ОПР формируются дискретные области с пониженной плотностью и повышенной температурой (каверны), которые сносятся потоком, формируя

тепловой след. Начальная эллиптическая форма каверн обусловлена протяженной формой лазерной плазмы, формирующейся в условиях протяженной каустики оптического луча в зоне фокусировки. Размер каверн составляет 4,2 мм поперек и 2,6 мм вдоль потока при частоте следования лазерных импульсов 60 кГц. При увеличении частоты размер каверн уменьшается согласно закону  $r \sim \sqrt[3]{\varepsilon}$ , где  $\varepsilon$  – энергия лазерного импульса.



а

б

Рис. 24. Структура ударных волн и теплового следа, формируемых в сверхзвуковом потоке воздуха от ОПР

а - 60 кГц, время экспозиции кадра 150 нс; б - 150 кГц, время экспозиции кадра 150 нс

«Усредненная» картина течения, полученная при времени экспозиции 200 мкс, которое намного превышает период следования импульсов, приведена на рис. 25. Наблюдается головная УВ, а также тепловой след за оптическим пульсирующим разрядом.

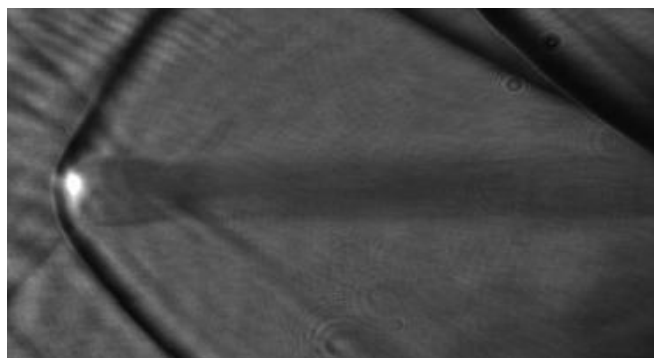


Рис. 25. Структура ударных волн и теплового следа, формируемых в сверхзвуковом потоке воздуха от ОПР при частоте следования лазерных импульсов 150 кГц.

Результаты измерений осредненного полного давления за прямым скачком уплотнения в тепловом следе, полученные с использованием гребенки миниатюрных зондов, представлены на рисунке 25. Показаны профили полного давления за прямым



скачком уплотнения, измеренные в поперечном сечении теплового следа, удаленном по потоку от фокуса лазерного излучения на 6.5 мм.

Данные на рис. 26 получены на аэродинамическом стенде  $d_c = 10$  мм на режиме  $M_c = 1.9$ ,  $p_0 = 0.9$  МПа для частоты следования лазерных импульсов  $f = 45$  кГц. Цифрами на рис. 26 обозначено: 1 – распределение давления без энергоподвода, 2 – с энергоподводом. Прослеживается значительная неоднородность потока (диапазон давлений 3.6 - 5,6 ата), вызванная структурой недорасширенной сверхзвуковой струи. На фоне существующей неоднородности сверхзвукового потока наблюдается практически одинаковое в вертикальном (рис. 26 а) и горизонтальном (рис. 26 б) направлениях уменьшение полного давления за прямым скачком уплотнения, составляющее 0.07-0.08 МПа. Различие значений давления в точке 0, являющейся общей для горизонтального и вертикального направлений, можно объяснить небольшими различиями полного давления в форкамере установки в разных пусках, приводящих к значительным изменениям полного давления за прямым скачком уплотнения (до 20%) в результате большого влияния числа  $M$ , которое на удалении 10 мм от среза сопла было равным  $M = 2.4$ .

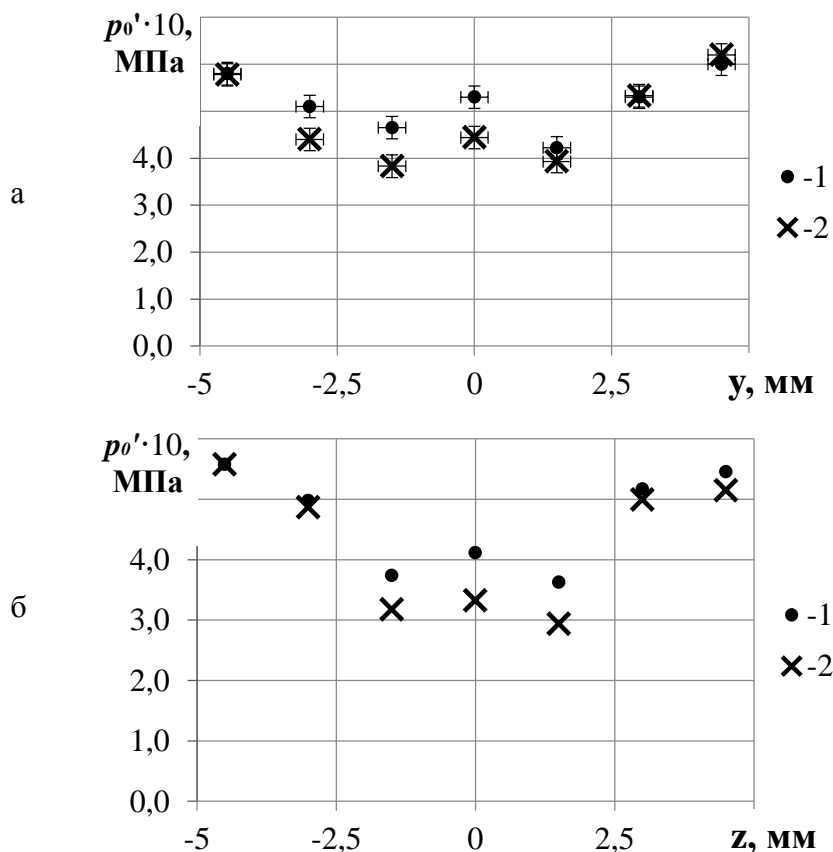


Рис. 26. Распределение полного давления за прямым скачком уплотнения в поперечном сечении теплового следа, удаленном по потоку от фокуса лазерного излучения на 6.5 мм

а) – горизонтальное направление, б) – вертикальное направление

1 – без энергоподвода, 2 – с энергоподводом  $f = 45$  кГц

По мере удаления от места фокусировки лазерного излучения наблюдается большее снижение величины давления Пито относительно исходного распределения давления. При удалении на 12.2 мм (рис. 27 а) максимальное снижение полного давления за прямым скачком уплотнения составляет 0.13МПа и 0.28МПа при удалении на 17,8 мм (рис. 27 Рис. б). Однако при последующем удалении величина изменения давления стабилизируется и сохраняется на уровне 0.18 - 0.23 МПа вплоть до удаления 50 мм (рис. 27 в). На большем удалении измерения не производились. На рис. 27 а, б также представлены величины полного давления за прямым скачком уплотнения, полученные в результате численного моделирования для заданных параметров потока.

Уменьшение давления регистрировалось в узкой зоне сверхзвукового потока, размеры которой в вертикальном и горизонтальном направлениях составляют 3 - 5 мм и слабо изменяются при удалении от фокуса излучения. Лишь на удалении от 40 мм уменьшение давления Пито регистрируется в 4-х точках измерений, что соответствует поперечным размерам теплового следа 5 - 7 мм. Оценки размеров поперечного сечения теплового следа приведены с точностью до 0.75 мм, что соответствует половине расстояния между смежными приемниками давления гребенки.

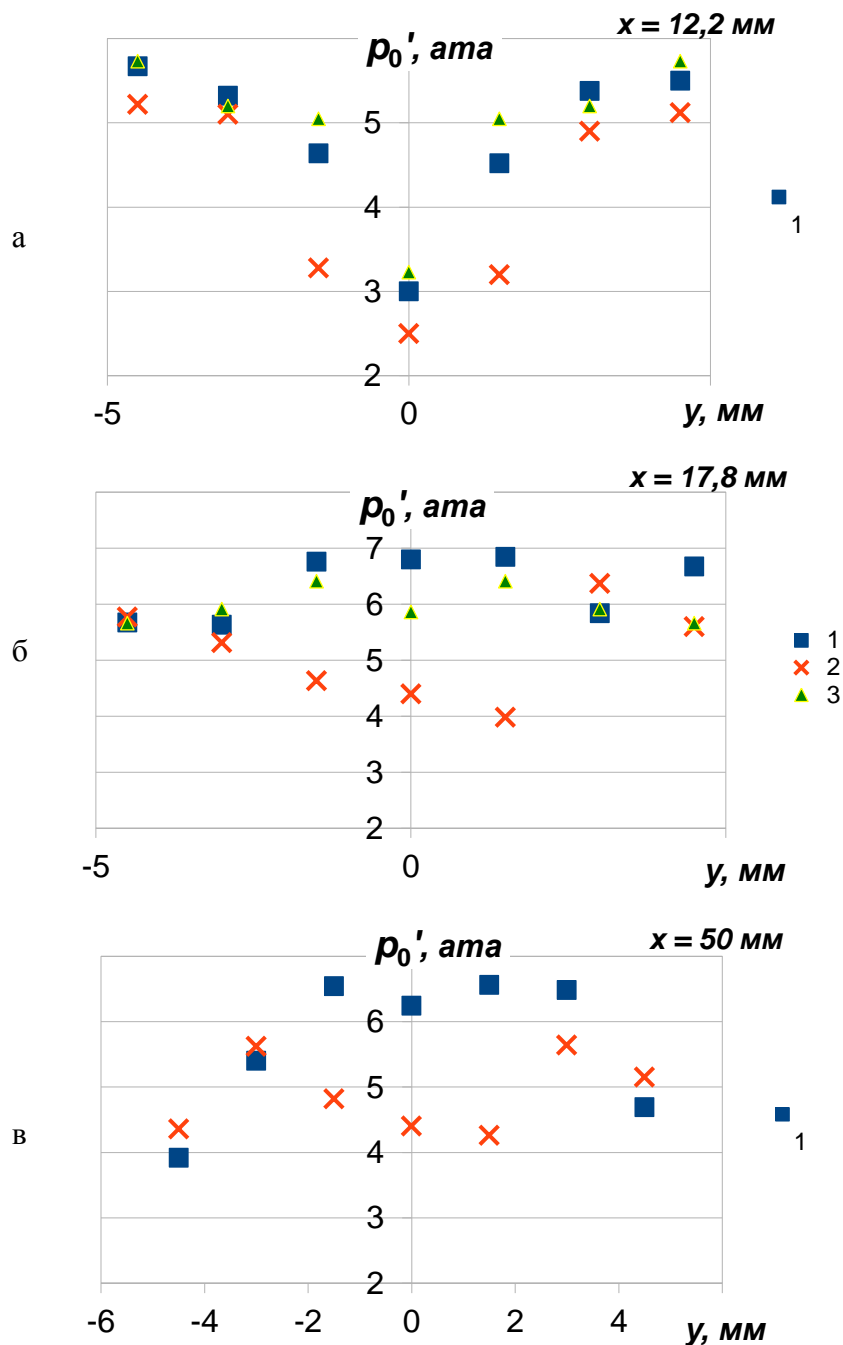


Рис. 27. Распределения полного давления за прямым скачком уплотнения в тепловом следе в горизонтальном направлении на различных удалениях от оси сопла:

а – 12.2 мм, б – 17.8 мм, в – 50 мм

1 – без энергоподвода, 2 – с энергоподводом  $f = 45$  кГц, 3 – без энергоподвода (численный расчет)

Результаты измерения распределений статического давления и полного давления за прямым скачком уплотнения в продольном и поперечном направлении теплового следа подтверждают размер каверны, определенный визуальными наблюдениями. Показано заметное уменьшение полного давления за прямым скачком уплотнения в тепловом следе (относительно невозмущенного потока), которое наблюдается при удалении от фокуса излучения до 60 мм, и слабо зависит от частоты следования импульсов.

Полученные распределения давления в тепловом следе и результаты оптических наблюдений указывают на трехмерный характер течения вблизи области энерговыделения, что отличается от осесимметричного течения, реализующегося при вводе излучения в направлении скорости сверхзвукового потока.

Распределение чисел Маха по оси потока, рассчитанное по экспериментально измеренным полному давлению за прямым скачком уплотнения и статическому давлению, представлено на рис. 28. Относительная погрешность определения числа Маха составляла 4,2%. В исследованном диапазоне газодинамических и энергетических параметров течение в тепловом следе оставалось сверхзвуковым, но величины чисел Маха при этом становились меньше соответствующих величин, реализуемых в условиях без энергоподвода.

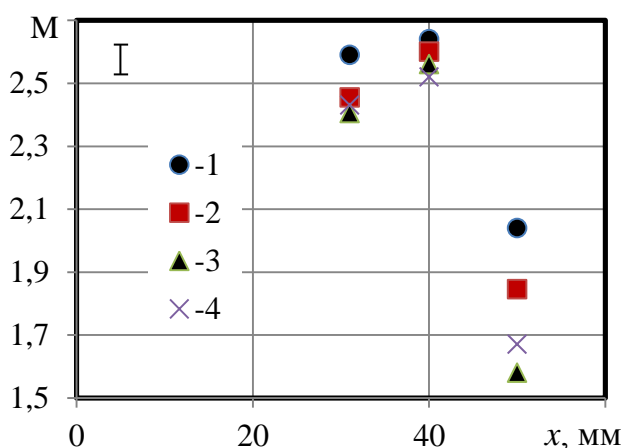


Рис. 28. Распределение чисел Маха вдоль оси потока

1 – без энергоподвода, 2 – частота импульсов 45 кГц, 3 – 120 кГц, 4 – 150 кГц

Для исследования характера взаимодействия теплового следа с наклонными ударными волнами в сверхзвуковой поток устанавливалась модель. На рис. 29 представлены шпирен-снимки течения с установленной в поток моделью – генератором УВ, полученные в отсутствии энергоподвода (рис. 29, а) и при частоте ОПР 150 кГц (рис. 29 б). Генерируемые моделью УВ при взаимодействии с каверной испытывают возмущения в виде разрывов, уширении зон неоднородности. Сильные градиенты плотности на УВ претерпевают изменения в сторону их уменьшения, что свидетельствует о достаточно сильном ослаблении УВ в процессе взаимодействия с тепловым следом.

На рис. 30 представлены прототеневые снимки структуры течения, полученные в моменты времени, когда УВ не взаимодействует непосредственно с тепловыми кавернами, а попадает в слабовозмущенную область потока между ними. При сравнении фотографии структуры течения без энергоподвода (рис. 30 а) и при наличии ОПР (рис. 30 б, в, г,) видно, что УВ проникает внутрь теплового слоя при большом расстоянии между

кавернами (рис. 30 б), которое возникает при частоте следования импульсов 60 кГц. Однако с увеличением частоты следования лазерных импульсов (рис. 30 в, г) сильных градиентов плотности, характеризующих наличие УВ, внутри области, называемой тепловым следом, не наблюдается. Это происходит потому, что в достаточно короткие периоды между импульсами, меньшие характерных газодинамических масштабов времени, ударно-волновая структура потока не успевает восстановиться до невозмущенного состояния. Однако вопрос о характере трансформации УВ до конца не может быть решен без количественных данных, которые могут быть получены только в экспериментах с регистрацией давления в определенных контрольных точках потока.

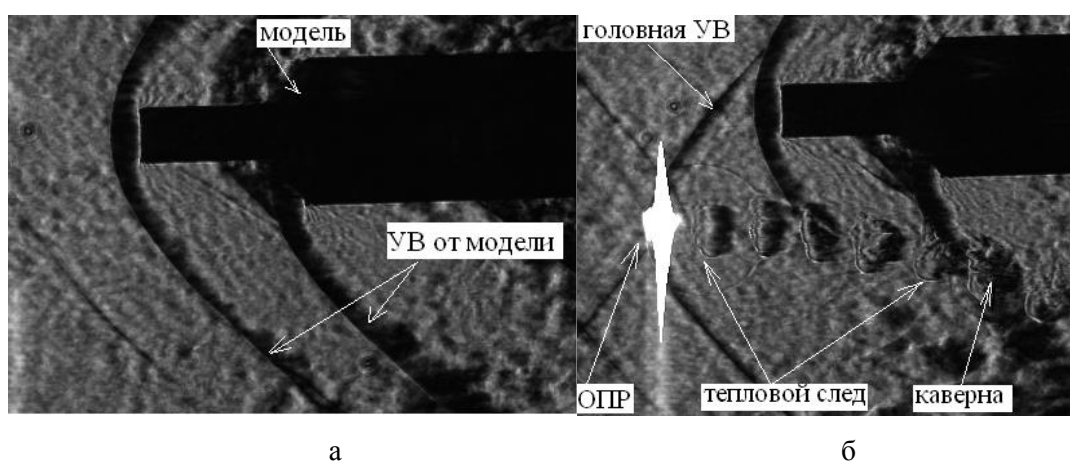


Рис. 29. Теневой снимок обтекания модели ( $M=1.36$ ,  $f=150$  кГц,  $t=150$  нс,  $N=4$ кВт):  
 а – без энергоподвода, б – с энергоподводом: ОПР – оптический пульсирующий разряд, УВ – ударная волна.

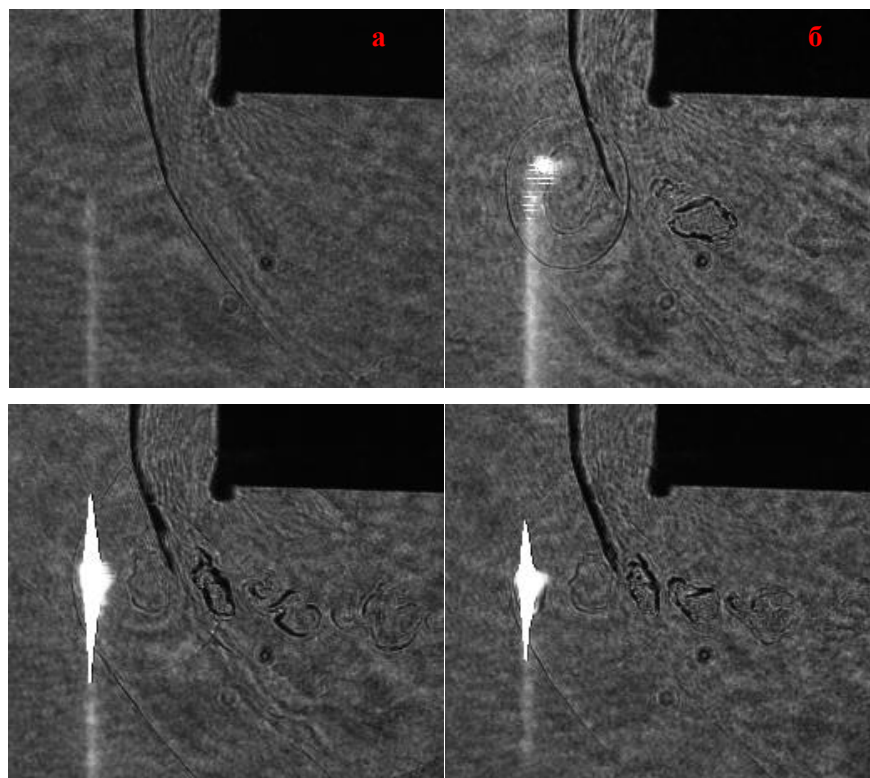


Рис. 30.Теневые фотографии взаимодействия УВ с тепловым следом.

а – без энергоподвода, б – частота следования лазерных импульсов 60 кГц, в – 120кГц, г – 150 кГц.

Для измерения силы аэродинамического сопротивления, воспринимаемого модельным объектом при обтекании в условиях пульсирующего энергоподвода, разработаны и изготовлены однокомпонентные тензометрические весы. Проведены методические исследования основных характеристик тензовесов, и измерения аэродинамического сопротивления модельных объектов. Исследовано обтекание цилиндрических тел вращения с носовыми частями в виде полусферы и конуса (угол полураствора  $\beta_k=15^\circ$ ) в сверхзвуковом потоке ( $M=1.36$ ) при локальном подводе энергии ( $N=3,5$  кВт,  $f=40$  кГц). На рис. 31 а представлен осредненный по времени (экспозиция  $\tau=200$ мкс) теневой снимок обтекания модели (полусфера на цилиндре диаметром  $d_m=7$ мм) при организации перед моделью пульсирующего оптического пробоя, генерируемого излучением  $CO_2$ -лазера со средней мощностью до 3.5 кВт. Практически «мгновенный» снимок, полученный при экспозиции  $\tau = 200$  нс, представлен на рис. 31 б при относительном удалении области энергоподвода от модели  $\bar{l} = l/d_m = 4$ , где  $l$  – расстояние от фокуса лазерного излучения до носка модели.

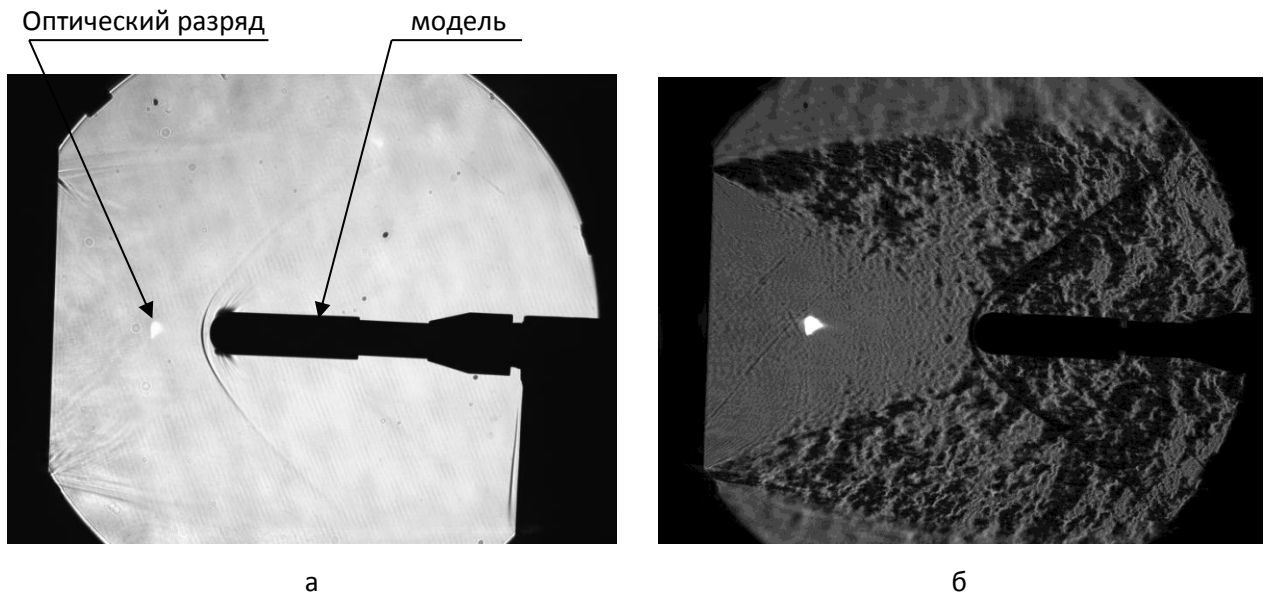


Рис. 31. Теневые снимки обтекания модели (полусфера на цилиндре,  $M = 1.36$ ) при локальном подводе энергии ( $N=3,5\text{кВт}$ ,  $f=40\text{кГц}$ ): а – экспозиция  $\tau = 200$  мкс,  $\bar{l} = l/d_m = 1.34$ , б –  $\tau = 200$  нс,  $\bar{l} = 4$

По результатам измерений показано, что при поперечном вводе излучения в воздушный сверхзвуковой поток при энергетических, газодинамических и геометрических параметрах ( $N=3,5\text{кВт}$ ,  $f=40\text{кГц}$ ,  $M = 1.36$ ,  $\bar{l} = l/d_m = 1 - 4$ ), соответствующих условиям ввода излучения в направлении скорости сверхзвукового потока аргона, при которых было реализовано уменьшение аэродинамического сопротивления тела, в данных условиях сопротивление модели не изменилось и визуально изменений структуры обтекания модели не обнаружено. Это обусловлено, по-видимому, низкой частотой воздействующих импульсов, не обеспечивающих квазиоднородности теплового следа.

Из рис. 29-30 видно, что области низкой плотности располагаются на некотором расстоянии друг от друга. Определим условие квазинепрерывности следа как условие контакта следующих друг за другом в потоке областей возмущения плотности. При вводе излучения в направлении перпендикулярном скорости потока, согласно полученным результатам, наиболее приемлемой моделью процесса пульсирующего энергоподвода является точечный взрыв со сферической симметрией. Так как относительно низкие уровни энергии не позволяют выполнить условия сильного точечного взрыва, используется модель точечного взрыва с учетом противодействия. Учитывая, что длительность импульса ( $0,5-1$  мкс) существенно меньше характерного масштаба времени  $T = 1/f$ , где  $f$  – частота, а  $T$  – период следования импульсов, можно считать, что основное условие процесса взрыва – «мгновенность» энерговыделения при пульсирующем

энергоподводе выполняется. Характерная особенность используемого решения состоит в установлении при  $\tau = t/t^0 \geq 0,14$  практически постоянной величины радиуса каверны  $r_0$ , плотности газа и других параметров в тепловом следе (каверне) в условиях изобарического режиме течения. Для определения абсолютных величин времени  $t$  и координат  $r_0$ ,  $r_1$  и  $r_n$  используются безразмерные параметры: времени  $\tau = t/t^0$  и радиуса  $r/r_n = \xi^{1/3}$ , где  $r_n = r^0/R_n$  – радиус ударной волны,  $\xi$  и  $R_n$  – табулированные данные, а также динамические параметры  $r^0 = (E/p_\infty)^{1/3}$  и  $t^0 = r^0(\rho_\infty/p_\infty)^{1/2}$ .

На рис. 32 представлено сравнение результатов эксперимента по пульсирующему подводу излучения перпендикулярно направлению сверхзвукового потока с результатами расчета в рамках модели точечного взрыва с учетом противодействия. При характерных

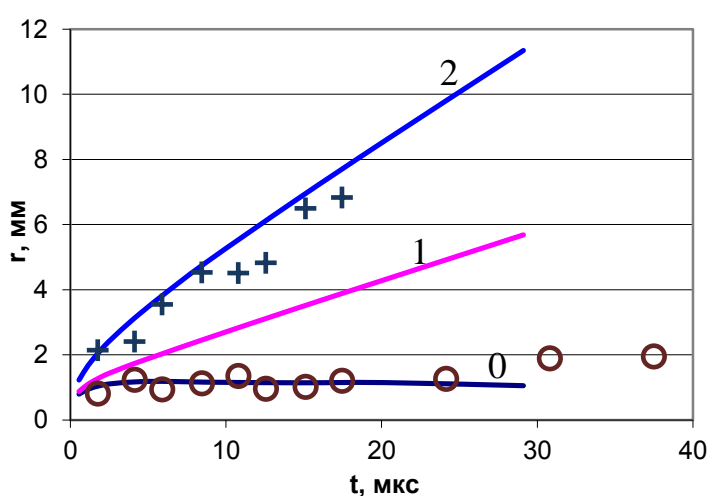


Рис.32. Структура течения в сверхзвуковом потоке при организации оптического пульсирующего разряда.

0 – радиус каверны –  $r_0$ , 1- радиус верхней границы возмущенной плотности –  $r_1$ , 2 – радиус ударной волны –  $r_2$ . расчетные данные, + o – результаты экспериментов.

—  
 параметрах излучения  $N = 4,1$  кВт,  $f = 150$  кГц и поглощении 70%, получаем подведенную энергию в импульсе  $E = 1,9 \cdot 10^{-2}$  Дж. При параметрах невозмущенного потока  $p_\infty = 1,65 \cdot 10^5$  и  $\rho_\infty = 1,65 \cdot 10^5$  получаем соответствующие величины динамических параметров  $r^0 = 4,87$  мм,  $t^0 = 19,8$  мкс. Для приведенных на рис. 32 данных получаем, что радиус  $r_0 = 1,12$  мм области низкой плотности или каверны устанавливается за время после импульса  $t = 2,79$  мкс. При скорости потока около 400 м/с это происходит на расстоянии  $x = 1,17$  мм от места пробоя газа. Результаты сравнения расчетных данных с экспериментальными результатами подтверждают правомерность выбранной модели. Таким образом, использование решений задачи о сферическом точечном взрыве с противодействием при пульсирующем лазерном разряде в потоке позволяет получить однозначную взаимосвязь



энергетических и газодинамических параметров для условия квазистационарного энергоподвода, даже для не полностью сферически симметричной области пробоя.

Критическая частота, соответствующая переходу от нестационарного течения в тепловом следе к квазистационарному, определяется из условия контакта внешних границ областей пониженной плотности  $2r_1 = u/f$ , то есть диаметр области пониженной плотности равен расстоянию, на которое сместится каверна набегающим потоком за время равное периоду энергоподвода. С учетом  $r_1 = 0,31r^0$  получаем  $0,62r^0 = u/f$  или  $0,62(E/p)^{1/3}r^0 = u/f$ . Используя связь  $E = N/f$ , где  $E$  и  $N$  энергия и мощность импульса, получаем соотношение:  $f = 21u^{3/2}(p/N)^{1/2}$ , где давление  $p$  измеряется в атмосферах, средняя мощность  $N$  – в кВт. Для условий эксперимента ( $p = 0,16$  МПа,  $N = 2,8$  кВт) получаем  $f \approx 127$  кГц. Более жесткие условия определяются при обеспечении контакта границ каверн, соответствующих минимальной плотности  $r_0 \approx 0,23r^0$ . При этом для тех же условий эксперимента  $f = 193$  кГц. Согласно полученным оценкам (слабое условие контакта) при частоте импульсов  $f = 150$  кГц реализуется квазистационарный подвод энергии.

## 2.2. Нетрадиционные схемы компонок

На основании ранее полученных данных и проведенных численных и экспериментальных исследований по влиянию поперечного перераспределения объема фюзеляжа на параметры звукового удара (ЗУ) и аэродинамическую эффективность определена перспективная базовая схематизированная компоновка сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), выполненная по схеме моноплан и, эквивалентная ей по длине и площади несущих поверхностей, тандемная компоновка. На основе базовой тандемной компоновки, путем вариаций относительной площади и положения на фюзеляже переднего крыла, определено их влияние на параметры ЗУ и аэродинамическое качество компоновки заданной длины (40 м) и веса (400 кН), совершающей полет на заданной высоте (18 км) со скоростью соответствующей числу Маха  $M=2$ . Расчеты проводятся в диапазоне определяющих параметров  $\bar{s}_1 = 0.1 - 0.3$ ;  $\bar{x}_1 = 0 - \bar{x}_{1\max}$ . (рис.33) Показано, что модифицированное степенное тело, используемое в качестве носовой части, обеспечивает протяженность средней зоны, превышающую высоту крейсерского полета, и дистанцию между головной и промежуточной ударными волнами, позволяющую существенно уменьшить эффективность воздействия волны звукового удара. Снижение интенсивности головной ударной волны относительно соответствующей величины для эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме моноплан, составляет 50% при уменьшении аэродинамического качества на 2%.

Показано (при прочих равных условиях) существенное влияние формы носовой части фюзеляжа, удельной нагрузки на крыло и положения крыльев относительно поперечного сечения фюзеляжа.

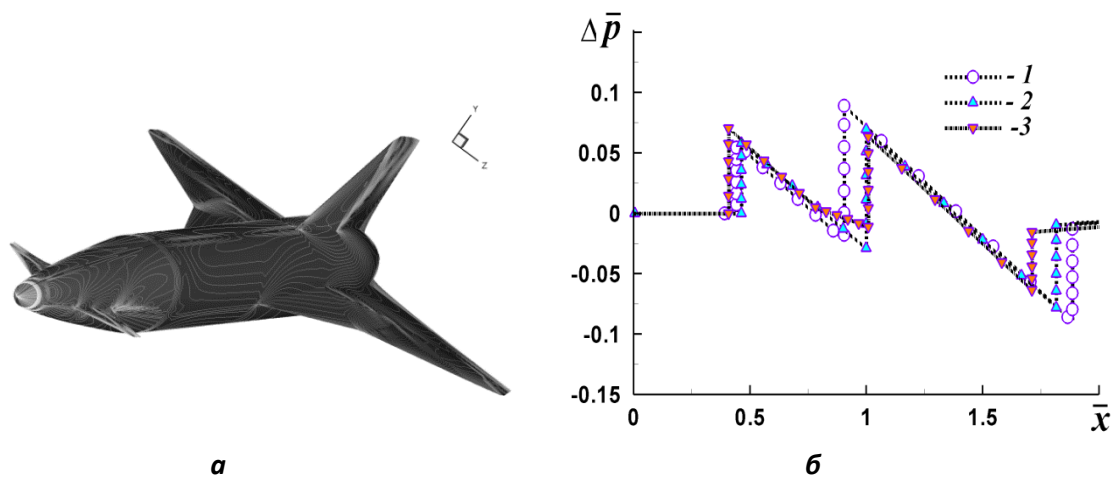


Рис.33 Профили избыточного давления, генерируемые тандемными компоновками в ближней зоне  $K=1.33$ :

**a** - тандемная компоновка площадь переднего крыла  $\bar{S}_k = S_k / S_0 = 0.1$ ,

**б** - положение  $\bar{x}_k = 0.18$  и площадь переднего крыла;

**1** -  $\bar{S}_k = 0.1$ , **2** -  $\bar{S}_k = 0.2$ , **3** -  $\bar{S}_k = 0.3$ .

Сопоставление результатов, полученных комплексным расчетным методом с данными экспериментально – расчетного метода (см. рис. 34) указывает на удовлетворительное согласование интенсивностей ударных волн и длины волны ЗУ, но при этом наблюдается существенное занижение протяженности средней зоны ЗУ, определенное расчетом, относительно данных экспериментально – расчетного метода.

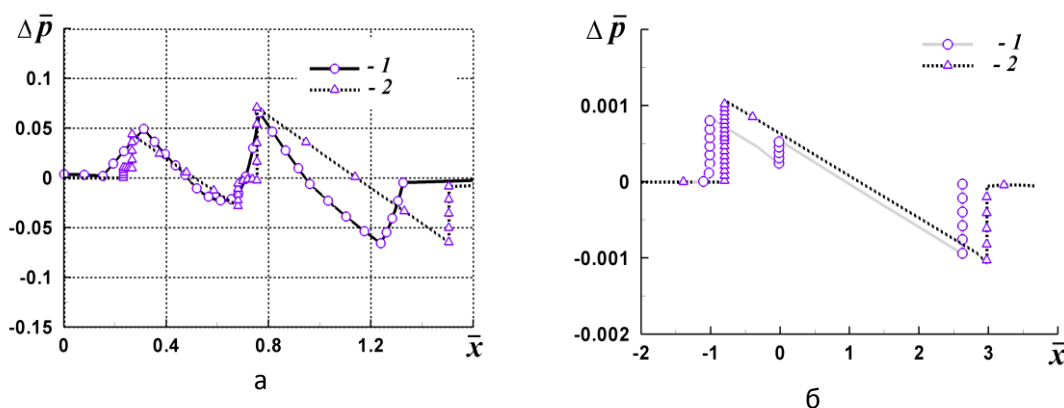


Рис. 34. Профили избыточного давления, генерируемые тандемной компоновкой ( $S_1 = 0.1S_0, \bar{x}_1 = 0.1$ ); а-  $K=1.33$ , б-  $K=450$ : 1- экспериментально- расчётный метод, 2- комплексный расчетный метод

Для повышения достоверности определения параметров звукового удара, создаваемого пространственной конфигурацией летательного аппарата, с помощью комплексного расчетного метода проведена доработка схемы расчета возмущенного течения в ближней зоне компоновки. В рамках численной схемы расчета, с использованием трехмерных уравнений Навье – Стокса (программный комплекс FLUENT 6.3.), проведено расширение расчетной области и разработан программный модуль организации пересчета профилей возмущенного давления, генерируемых в различных азимутальных направлениях, на удаленную горизонтальную поверхность от компоновки под трассой ее полета. При этом, помимо учета влияния вязкости, нелинейных эффектов и поперечных градиентов давления в ближней зоне на эволюцию возмущенного течения при распространении на большие расстояния, заметно увеличено разрешение положения ударных волн по пространству. Представление профилей возмущенного давления, генерируемых в различных азимутальных направлениях, на горизонтальной поверхности в зависимости от бокового удаления от трассы полета моделирует процесс взаимодействия трехмерной волны звукового удара с поверхностью земли. Представление информации в таком виде позволяет определить достигнутые эффекты уменьшения интенсивности звукового удара при удалении от расы полета, что демонстрируется на рис.35.

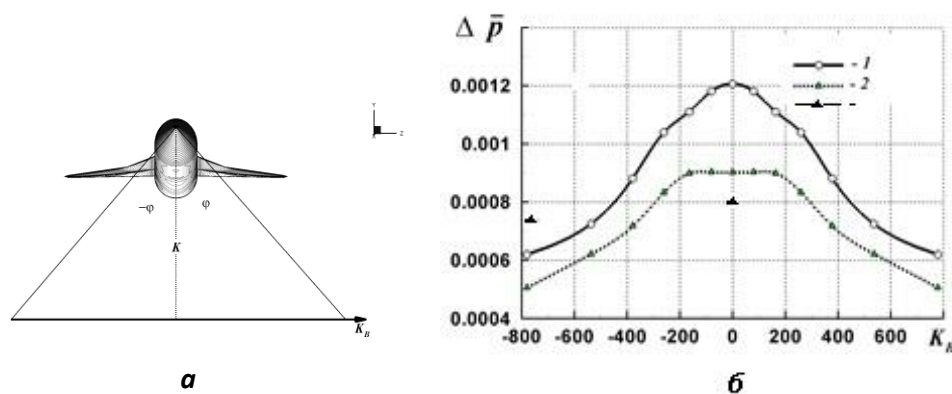


Рис.35. Распределение интенсивности головной ударной волны в зависимости от бокового удаления от трассы полета: а - схема распространение возмущений на поверхность, б - интенсивность звукового удара генерируемые компоновками; 1 – моноплан, 2 – тандем, 1,2 – комплексный расчетный метод, 3 – экспериментально-расчетный метод

По результатам численных и экспериментальных исследований на режиме  $M_\infty = 2.03$ ,  $P_\infty = 0.024 \text{ МПа}$ ,  $\alpha = 3.5^\circ$  для тандемной компоновки с параметрами ( $\bar{x}_1 = 0.1$ ,  $\bar{S}_1 = 0.1$ , см. рис. 35), определены профили интенсивности возмущенного давления на

контрольной поверхности, расположенной на относительном удалении  $Ko=1.33$  (длины компоновки) от модели.

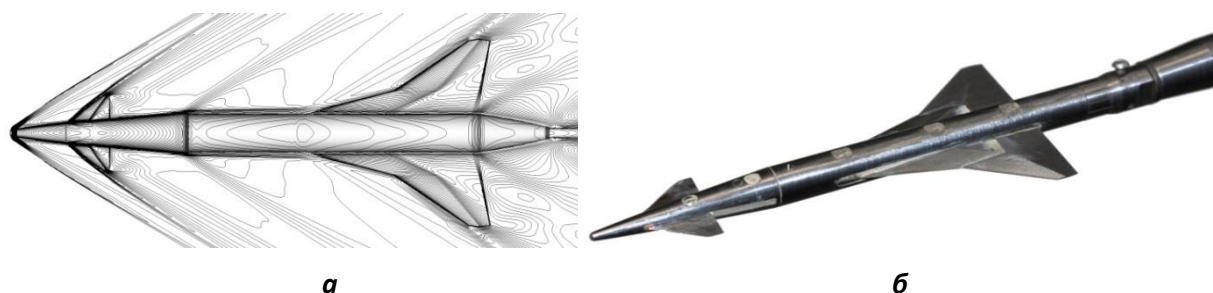


Рис. 36. Тандемная компоновка ( $\bar{x}_1 = 0.1, \bar{S}_1 = 0.1$ ): а - геометрическая модель, б - физическая модель.

Здесь  $\bar{x}_1 = x/L = 0.1$  - относительное удаление начала бортовой хорды переднего крыла от носка фюзеляжа, а  $\bar{S}_1 = S_1/S_o = 0.1$  - относительная площадь переднего крыла, где  $L$  и  $S_o$  длина компоновки и суммарная площадь крыльев ( $S_1+S_2=S_o$ ), соответственно.

Основными элементами геометрической и физической моделей компоновки являются: осесимметричный цилиндрический фюзеляж с носовой частью в виде модифицированного степенного тела ( $\lambda=4.5, n=0.75, \bar{r}_s = r_s/r_m = 0.2$ ), переднее трапецевидное крыло удлинением  $\lambda=1.6$  с углом стреловидности по передней кромке  $56^\circ$ , и заднее крыло с передним наплывом, базовая часть которого геометрически подобна переднему крылу. Крылья, установленные в средней части фюзеляжа без заклинения к его оси, имели симметричный ромбовидный профиль с относительной толщиной 5.2%. Длина и удлинение фюзеляжа составляли 0.15 м и 14, соответственно. По конструктивным ограничениям в кормовой части физической модели геометрическое подобие расчетной геометрии не обеспечивалось. Кормовая часть расчетной модели (см. рис. 36 а) формировалась вблизи задней кромки заднего крыла сопряжением цилиндрической и оживальной поверхностей с торцевым уступом в конце фюзеляжа. В кормовой части физической модели на длине, превышающей длину кормовой части расчетной компоновки, сохраняется цилиндрический фюзеляж с исходным диаметром (см. рис. 36 б) при последующем увеличении диаметра до 15 мм посредством конического переходника, который, естественно, являлся генератором ударной волны, за которой следует центрированная волна разрежения, формирующаяся на стыке конической и цилиндрической ( $d=15$  мм) поверхностей.

С учетом заданного относительного расстояния  $K = R/L_f = 1.33$  размер области в поперечном направлении принимался равным  $L_r = 4.5 \cdot L_f$ , а в продольном направлении

$L_x = 5 \cdot L_f$ , где  $L_f$  – длина геометрической модели, а  $R$  – удаление от модели в поперечном направлении.

По результатам расчетов распространения исходных профилей возмущенного давления с контрольной поверхности ( $K_0=1.33$ ), в соответствующих азимутальных направлениях, на большие расстояния определены профили возмущенного давления на горизонтальной поверхности, удаленной от модели, под трассой ее полета, на расстояние  $K = 450$ . Эти профили возмущенного давления, соответствующие различным боковым удалениям от трассы полета, совершаемого на высоте  $K=450$ , представлены на рис. 37 соответствующими азимутальными направлениями ( $\varphi$ ).

Согласно результатам расчетов, в результате произошедшего взаимодействия ударных волн от носовой части корпуса и переднего крыла, профили интенсивности возмущенного давления на удалении  $K=1.33$  от компоновки в рассмотренном диапазоне азимутальных углов имеет трехскачковую конфигурацию. Это головной скачок, генерируемый лидирующей ударной волной, промежуточный – от заднего крыла и замыкающий скачок от хвостовой ударной волны.

В ближней зоне компоновки (рис. 37 а) с увеличением азимутального угла от  $\varphi=0^\circ$ , соответствующего наветренной стороне в плоскости трассы полета компоновки, происходит перераспределение максимального возмущенного давления из области заднего крыла в область переднего крыла, что обусловлено уменьшением вклада подъемной силы. В результате этой перестройки течения происходит увеличение разницы скоростей распространения ударных волн, генерируемых передним и задним крылом. В процессе распространения трехмерной волны звукового удара наблюдаемое увеличение разницы скоростей ударных волн, по мере увеличения  $\varphi$ , приводит к увеличению дистанции между головной и промежуточной ударными волнами, что и наблюдается на удалении  $K=450$  (см. рис.37 б).

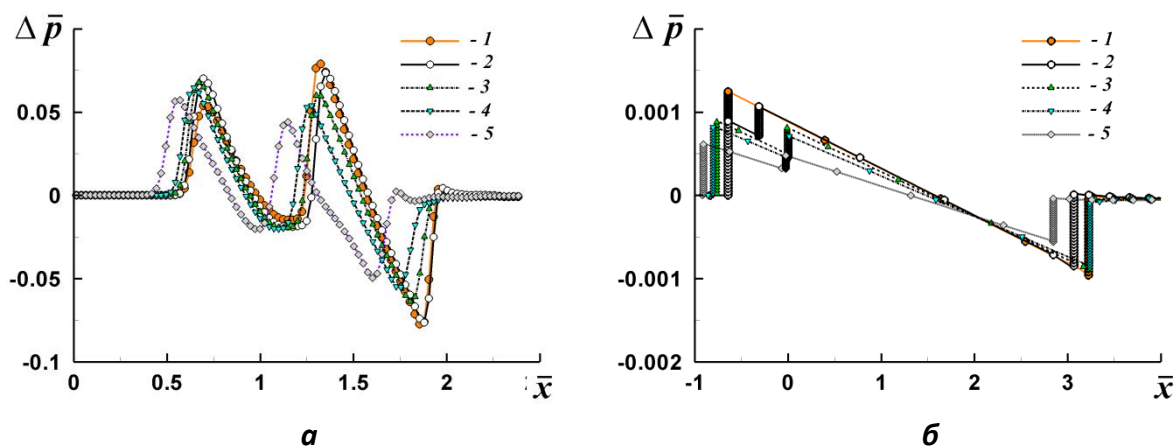


Рис. 37. Профили относительного избыточного статического давления на различных удалениях и азимутальных направлениях: *а* -  $K = 1.33$ , *б* -  $K=450$ ; *1* - моноплан  $\varphi = 0^\circ$ , тандем: *2* -  $\varphi = 0^\circ$ , *3* -  $\varphi = 20^\circ$ , *4* -  $\varphi = 30^\circ$ , *5* -  $\varphi = 50^\circ$

Таким образом показано, что тандемная компоновка на удалении, соответствующем высоте крейсерского полета, с увеличением азимутального угла обеспечивает на поверхности земли увеличение дистанции между головной и промежуточной ударными волнами и, тем самым, уменьшение уровня звукового удара, реализованного за счет эффекта средней зоны.

При азимутальных углах  $\varphi=0^\circ$  и  $30^\circ$  (см. рис. 38 а, б) наблюдается хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных по амплитуде интенсивностей возмущенных давлений и завышение на (13-15)% длины волны звукового удара, определенной расчетом.

Промежуточный скачок на профиле давления зарегистрированный экспериментально при  $\varphi = 60^\circ$  (см. рис. 38 в), обусловленный ударной волной от переднего крыла, расчетом не определяется. Вполне возможно, что по результатам расчета этот скачок давления находится в области избыточного давления, генерируемого ударной волной от носовой части корпуса, что подтверждается формированием плато давления в области максимального уровня интенсивности возмущенного давления. При этом низкая разрешающая способность метода не позволяет выделить скачок. Время нарастания максимального давления на фронте профиля, полученного расчетом, заметно больше соответствующей величины на профиле, полученном экспериментально, что также указывает на низкую разрешающую способность расчетного метода. При  $\varphi = 90^\circ$  и больших азимутальных углах (см. рис.38 г, д, е) промежуточный скачок, генерируемый ударной волной от переднего крыла, присутствует на расчетном профиле, что согласуется с экспериментальными данными, но интенсивность этого скачка, определенная расчетом, заметно превышает величину, определенную экспериментально. Таким образом, показано,

что в области возмущенного течения, генерируемого моделируемыми элементами физической модели компоновки, наблюдается удовлетворительное согласование параметров возмущенного потока, определенных экспериментально и численным расчетом.

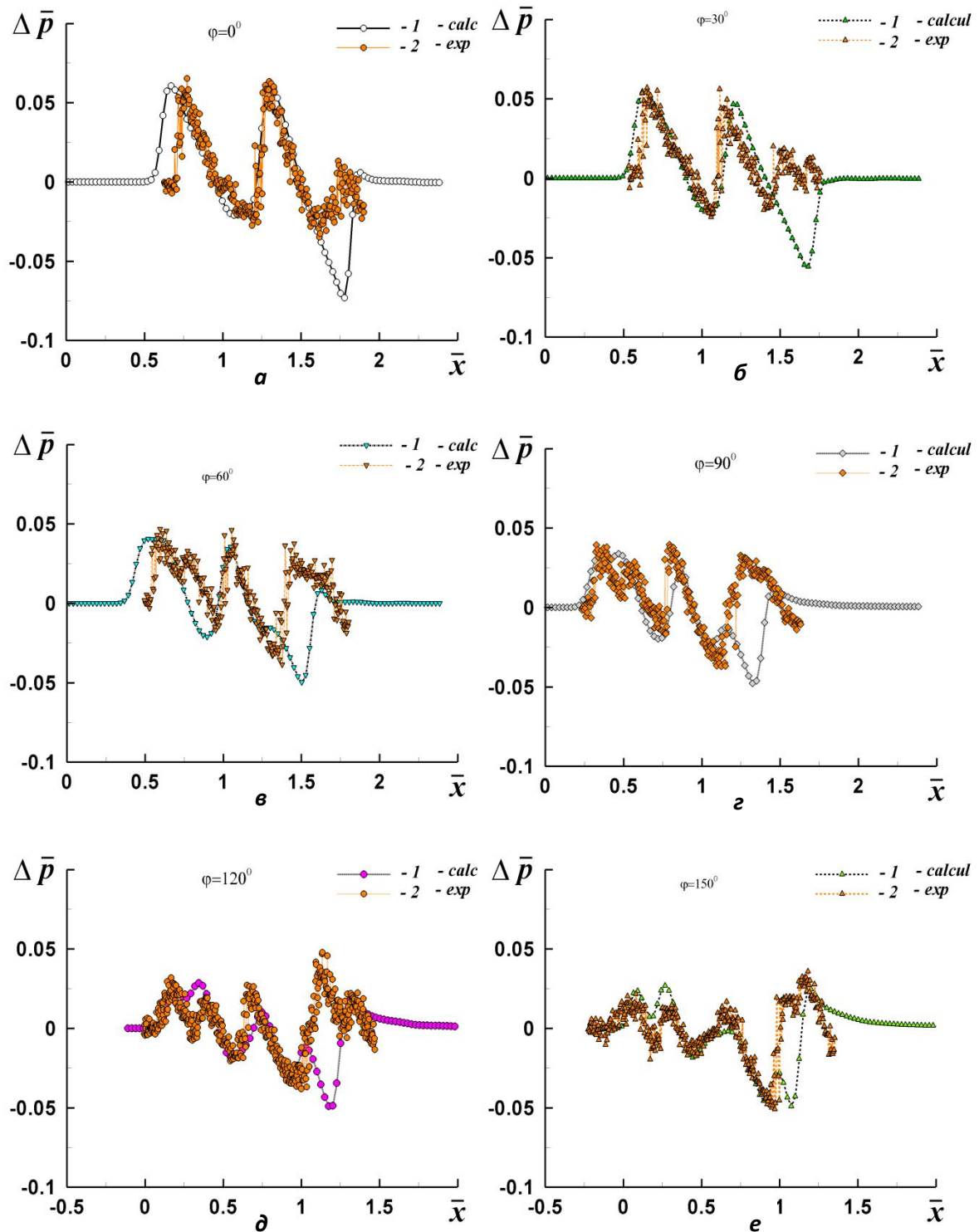


Рис.38. Профили относительного избыточного статического давления на удалении  $K = 1.33$  в различных азимутальных плоскостях: 1 - численный расчет, 2 - эксперимент;  $a$  -  $\varphi = 0^\circ$ ,  $b$  -  $\varphi = 30^\circ$ ,  $в$  -  $\varphi = 60^\circ$ ,  $г$  -  $\varphi = 90^\circ$ ,  $д$  -  $\varphi = 120^\circ$ ,  $e$  -  $\varphi = 150^\circ$ .

Проведено исследование влияния мотогондол сверхзвукового пассажирского самолета на параметры звукового удара. Геометрические модели компоновок с мотогондолами строились на базе оптимальной тандемной компоновки (рис. 39).

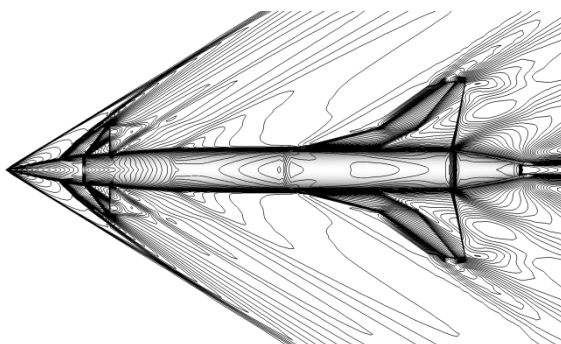


Рис.39. Оптимальная тандемная компоновка

Оптимальная компоновка по снижению уровня интенсивности лидирующей ударной волны в профиле звукового удара и оптимальная по аэродинамическому качеству имеет переднее крыло, относительная площадь которого составляет  $\bar{s}_k = 0.15$  и расположено на относительном расстоянии от носка корпуса  $\bar{x}_k = 0.1$ .

Для исследования влияния мотогондол двигателей на параметры звукового удара геометрической моделью послужил прототип гондолы модели СПС, которая использовалась при экспериментальных исследований интерференции мотогондол с планером.

Задача распространения возмущений на большие расстояния и формирования волны звукового удара, генерируемые компоновкой, решалась в два этапа.

На первом этапе решалась задача сверхзвукового обтекания компоновки при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2.03$ . По результатам численного решения этой задачи определялись аэродинамические характеристики и параметры возмущенного потока на контрольной поверхности, генерируемого компоновкой в ближней зоне на заданном расстоянии от оси тела.

Численное решение задачи обтекания компоновки для определения параметров течения в возмущенной области проводилось в рамках уравнений Навье-Стокса.

Решение задач обтекания рассматриваемых компоновок проводились при следующих условиях: постоянство аэродинамического коэффициента подъемной силы, которым обладает исходная компоновка моноплан при полете со скоростью соответствующая числу Маха  $M_\infty = 2.03$  под углом атаки  $\alpha_0$ .



На втором этапе решалась задача распространения волны звукового удара от контрольной поверхности на большие расстояния от источника возмущений. В качестве начальных данных, использовались распределение избыточных возмущенных давлений на контрольной поверхности, которые определены на первом этапе.

Вариант Var-1. Мотогондолы на наветренной стороне компоновки. Общий вид компоновки с мотогондолами, расположенными на наветренной стороне заднего крыла, показан на рис. 40 *a*. На этом рисунке обозначены: Wing - профиль прикорневого наплыва заднего крыла,  $C_w$  - клин сжатия в канале воздухозаборника, 1 - ударная волна, 2 - сечение поверхности входа в канал, 3 - пограничный слой на клине сжатия, 4 - сечение горла воздухозаборника.

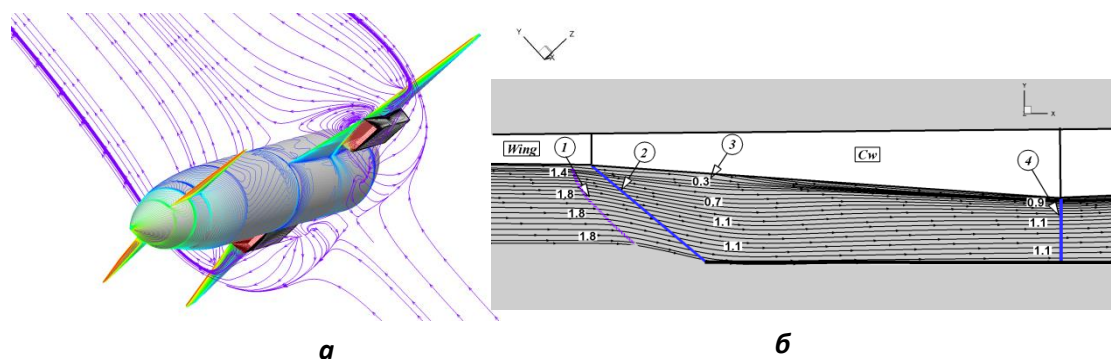


Рис. 40 *a* - мотогондолы на наветренной стороне заднего крыла  
*б* - канал воздухозаборника.

Влияние мотогондол на формирование возмущённых давлений в окрестности компоновки зависит от характера течения в канале воздухозаборника, формирование которого в значительной степени зависит от геометрических параметров канала, и параметров возмущенного потока перед входом в канал. Применительно к решаемой задаче, клин сжатия  $C_w$  (рис.40*б*), угол которого был принят равным  $10^\circ$ . При заданных геометрических параметрах канала на поверхности клина сжатия происходит вспучивание пограничного слоя (рис. 40*б* маркер 3), что приводит к формированию выбитой ударной волны 1 и к снижению пропускной способности воздухозаборника, коэффициент которого

$$\eta = \frac{G}{\rho_\infty V_\infty F_{ex}} = 0.70 .$$

Вариант Var-2. Мотогондолы на подветренной стороне компоновки (рис. 41,*a*). При положении мотогондол на подветренной стороне основной особенностью при формировании возмущенного течения в окрестности компоновки является то, что обтекание мотогондол происходит в условиях интенсивной волны разрежения, которая генерируется передней кромкой прикорневого наплыва.

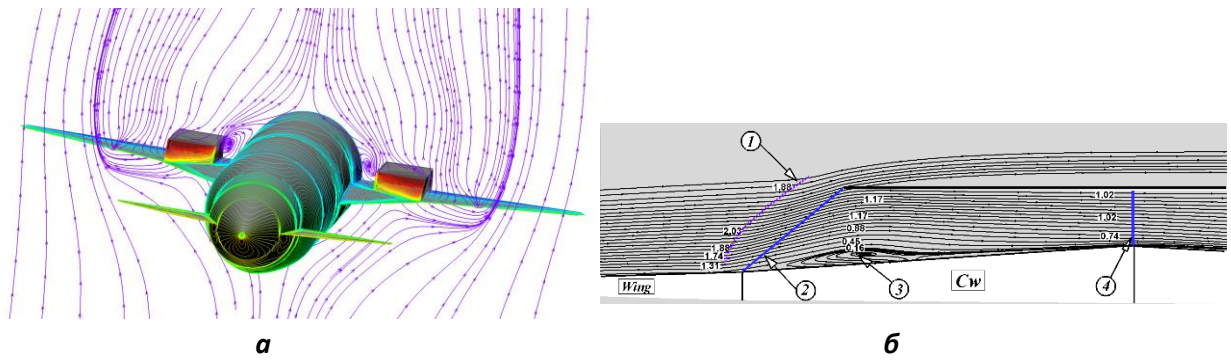


Рис. 41 а - мотогондолы на подветренной стороне заднего крыла, б - канал воздухозаборника

На рис. 41б представлена картина течения в продольной плоскости симметрии канала воздухозаборника. На поверхности клина сжатия реализуется отрыв пограничного слоя, что приводит к формированию области поперечного вихревого течения - вихревой "пробки" (рис. 41б - маркер 3), обтекание которой сопровождается появлением выбитой ударной волны, что в значительной мере снижает эффективность пропускной способности воздухозаборника, коэффициент которого составил  $\eta = 0.57$ .

Мотогондолом на подветренной стороне компоновки обтекает в потоке волны разрежения, генерируемой передней кромкой прикорневого наплыва основного крыла. Этот эффект приводит к следующему результату. Значительно снизилась амплитуда лидирующей волны сжатия (рис. 42а-2) от переднего крыла компоновки, отсутствие промежуточной волны сжатия, увеличение амплитуды замыкающей волны и её смещение вверх по потоку.

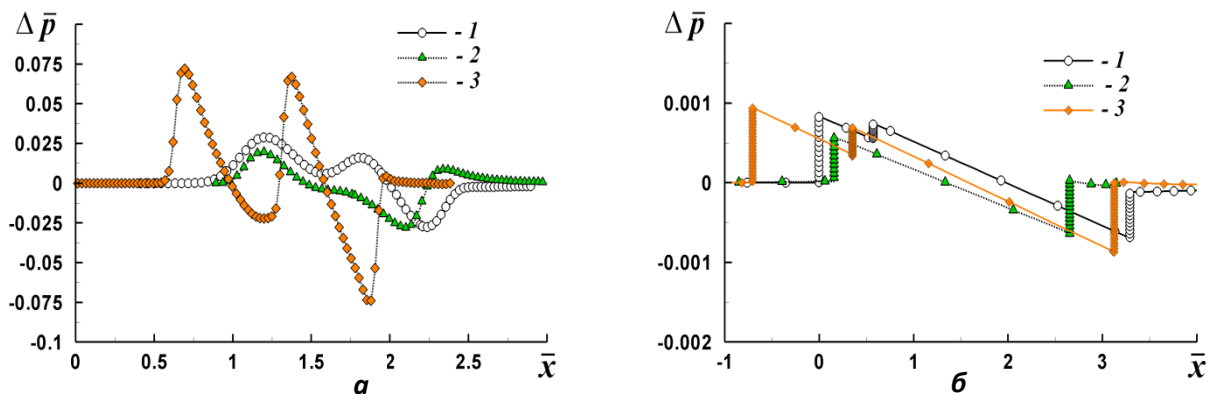


Рис. 42. Профили избыточного относительного давления, генерируемые тандемными компоновками:

а - на контрольном сечении  $K=1.33$ , б -  $K=450$ ;

- 1 - компоновка с мотогондолом на наветренной стороне – *Var-1*,
- 2 – компоновка с мотогондолом на подветренной стороне – *Var-2*,
- 3 – оптимальная компоновка.

Профили избыточного относительного давления на расстоянии  $K = 450$ , генерируемые источниками возмущений, показаны на рис. 41б. Из представленных результатов можно отметить следующее: по сравнению с профилем-3, генерируемый оптимальной тандемной компоновкой, значительно уменьшилась длина волны звукового удара (профиле-1) и на 13% снизилась интенсивность головного скачка в данном профиле. Эффект снижения уровня звукового удара объясняется тем, что обтекание компоновки с мотогондоломи на наветренной стороне сопровождается увеличением давления на части прикорневого наплыва крыла между корпусом и стенкой мотогондолы, что ведет к увеличению подъемной силы. Это увеличение подъемной силы сверх заданного значения парируется путем снижения угла атаки.

Профиль волны звукового удара от источника с мотогондоломи на подветренной стороне крыла вырожден N-волну (рис. 41б профиль 2-Var2), уровень интенсивности которой значительно ниже на 54% уровня интенсивности волны ЗУ, генерируемой исходной компоновкой при потере на 6% аэродинамического качества.

Экспериментальное моделирование процесса обтекания модели (см. рис. 36) в условиях аэродинамической трубы АТ-313 показало, что при расположении мотогондол на подветренной стороне модели распределение давления (рис. 42б - 4104) совпадает с распределением давления в их отсутствии (рис. 42б - 4060). При расположении мотогондол на наветренной стороне модели на профиле давления наблюдаются две ударные в области заднего крыла при неизменной интенсивности головной ударной волны.

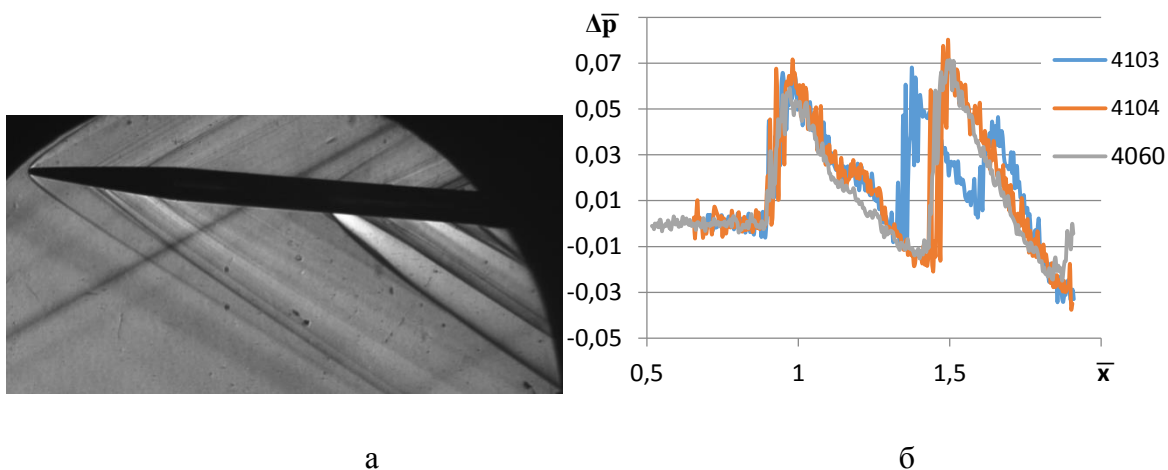


Рис. 42. Обтекание модели.

а – Шлирен-фотография структуры ударных волн, б - профили избыточного относительного давления, генерируемые тандемными компоновками на контрольном сечении

$K=1.33$ :

- 4103* - компоновка с мотогондоломи на наветренной стороне,
- 4104* – компоновка с мотогондоломи на подветренной стороне,
- 4060* – оптимальная компоновка.

## Заключение

### Наиболее важные результаты проекта:

- предложена методика построения сверхзвуковых кольцевых воздухозаборников изоэнтропического сжатия. При помощи численного моделирования показана возможность реализации обращенного течения в таких воздухозаборниках. Впервые осуществлен процесс открывания и закрывания бокового воздухозаборника в сверхзвуковом набегающем потоке. Открывание воздухозаборника происходило за 0.05 с, а закрывание за 0.25 с. Получены фотографии открытого и закрытого состояния воздухозаборника в сверхзвуковом потоке. По фотографиям видно, что при открывании воздухозаборник запускается в исследованном диапазоне чисел Маха и остается в запущенном состоянии на протяжении рабочего режима аэродинамической трубы;
- предложена методика построения контуров сверхзвуковых туннельных воздухозаборников, использующая метод характеристик и свойство обратимости изоэнтропических сверхзвуковых течений. В качестве примера построен контур туннельного воздухозаборника, размещенного на боковой поверхности летательного аппарата и не имеющего элементов, выступающих во внешний поток. Расчет течения вязкого газа в построенном контуре показал, что в рассматриваемом случае реально существующие скачки уплотнения и пограничный слой приводят к ухудшению основных характеристик воздухозаборника и, в частности, к уменьшению коэффициента восстановления полного давления на 26,8%;
- разработана и проверена в реальных экспериментах методика исследования характеристик горения образцов твердого топлива для ПВРД в условиях обдува высокоскоростным потоком воздуха;
- впервые экспериментально показано, что эффективность стабилизации второй моды возмущений при помощи пассивного пористого покрытия зависит от его положения вдоль поверхности модели. Обнаружено, что наличие пористого покрытия в области, где вторая мода возмущений на сплошной поверхности устойчива, приводит к увеличению амплитуды этой моды. Для эффективной стабилизации течения необходимо размещать пористое покрытие в области неустойчивости второй моды. Проведены экспериментальные исследования влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое острого конуса при углах атаки. Впервые показано, что пористое покрытие эффективно стабилизирует вторую моду возмущений как на наветренной, так и на подветренной стороне модели конуса.
- на основе результатов оптической диагностики показано формирование головной ударной волны от оптического пульсирующего разряда и теплового следа в виде

распространяющихся по потоку областей низкой плотности. С применением пневмометрических измерений установлено, что при введении в поток энергии лазерного излучения происходит уменьшение полного давления, давления Пито и числа Маха. Проведены измерения аэродинамического сопротивления тел в условиях энергоподвода. При поперечном вводе излучения в воздушный сверхзвуковой поток при выбранных параметрах испытания уменьшения аэродинамического сопротивления тела и визуального изменения структуры обтекания не обнаружено, что обусловлено, низкой частотой воздействующих импульсов, не обеспечивающих квазистационарной однородности теплового следа.

- для характерных энергетических и газодинамических параметров сверхзвукового воздушного потока при пульсирующем энергоподводе проведен расчет основных параметров возмущенного течения с помощью теории сферического точечного взрыва с учетом противодействия. Определена критическая частота следования лазерных импульсов, соответствующая переходу от нестационарного течения в тепловом следе к квазистационарному. Проведено сравнение результатов численного расчета, проведенного с учетом неоднородности параметров потока в тепловом следе (определенных оптическими измерениями) с данными пневмометрических измерений давлений в тепловом следе. Показано хорошее согласование результатов расчета с экспериментальными данными.
- на основе комплексного расчетного метода проведены параметрические исследования параметров звукового удара и аэродинамических характеристик схематизированной компоновки сверхзвукового самолета, выполненной по схеме тандемного расположения двух крыльев на фюзеляже. Показано, что снижение интенсивности головной ударной волны относительно соответствующей величины для эквивалентной по длине и площади крыла компоновки, выполненной по схеме моноплан, составляет 50% при уменьшении аэродинамического качества на 2%.
- разработан программный модуль, позволяющий провести расчет распространения возмущений с контрольной цилиндрической поверхности на удаленную горизонтальную поверхность от компоновки под трассой ее полета в различных азимутальных направлениях. По результатам численных и экспериментальных исследований для тандемной компоновки определены профили интенсивности возмущенного давления на контрольной поверхности. Показано, что тандемная компоновка на удалении, соответствующем высоте крейсерского полета, с увеличением азимутального угла обеспечивает на поверхности земли увеличение дистанции между головной и промежуточной ударными волнами и, тем самым, уменьшение уровня

звукового удара, реализованного за счет эффекта средней зоны. Наблюдается удовлетворительное согласование параметров возмущенного потока, определенных экспериментально и численным расчетом.

- Представлены результаты расчетов уровней звукового удара, создаваемые сверхзвуковым пассажирским самолетом на крейсерском режиме полета при числе Маха равным 2.03. Исследовано влияние мотогондол двигателей самолета на аэродинамическое качество и на параметры волны звукового удара на больших удалениях от источника возмущений. Показано, что относительно исходной компоновки моноплан, уровень интенсивности звукового удара, генерируемый тандемной компоновкой с мотогондолой на наветренной стороне, снижен на 34%, при потере на 6% аэродинамического качества. Профиль волны звукового удара от компоновки с мотогондолами на подветренной стороне крыла вырожден в N - волну, у которой значительно снижены интенсивность головного и замыкающих скачков.

В ходе выполнения проекта опубликовано более 70 научных работ. Результаты работы по проекту представлены на российских и международных конференциях.

Полученные научные результаты соответствуют следующим приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в Российской Федерации:

- Перспективные виды вооружения, военной и специальной техники.
- Транспортные и космические системы.
- Энергоэффективность, энергосбережение, ядерная энергетика.

Полученные научные результаты соответствуют следующим критическим технологиям Российской Федерации:

- Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники, боеприпасов и спецхимии.
- Технологии создания высокоскоростных транспортных средств и интеллектуальных систем управления новыми видами транспорта.
- Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения.
- Технологии энергоэффективного производства и преобразования энергии на органическом топливе.

**Оценка полноты решений поставленных задач по НИР в целом.**

Поставленные в проекте задачи НИР решены в полном объеме.

## **Рекомендации по конкретному использованию результатов НИР по НИР в целом.**

В ходе выполнения проекта по первому блоку были разработаны новые современные численные и экспериментальные методики, которые являются научной основой для развития новых перспективных технологий и конструирования высокоскоростных летательных аппаратов нового поколения. Результаты проекта показывают возможность существенного повышения характеристик высокоскоростных летательных аппаратов с ПВРД и получили высокую оценку от соответствующих организаций оборонно-промышленного комплекса РФ, занимающихся разработкой таких аппаратов (ЦАГИ, ЦИАМ, АО «Сплав», АО «Корпорация Тактическое Ракетное Вооружение», АО МИТ и др.).

Результаты НИР по второму блоку могут использоваться при оценке характеристик звукового удара сверхзвуковых летательных аппаратов, развитии новых способов снижения звукового удара и разработке перспективных высокоскоростных летательных аппаратов. Заинтересованными в данных результатах организациями являются ЦАГИ, ЦИАМ, ПАО «Туполев», ОАК, Ассоциация «Технологическая платформа «Авиационная мобильность и авиационные технологии» и др.

### **Оценка научного уровня выполненной НИР в целом в сравнении с лучшими достижениями в данной области.**

Научный уровень выполненной НИР характеризуется высоким уровнем публикаций результатов в ведущих журналах данной области знаний. Основные результаты работы можно отнести к лучшим мировым достижениям. Все результаты являются новыми и в основном уникальными.



## Приложение

Сводная таблица

<b>Индикатор</b>	<b>Всего за 2013-2016 гг.</b>	<b>2013</b>	<b>2014</b>	<b>2015</b>	<b>2016</b>
<b>Количество публикаций в ведущих российских и международных журналах по результатам исследований, полученных в процессе реализации проекта</b>	<b>43</b>	<b>13</b>	<b>12</b>	<b>9</b>	<b>9</b>
<b>Количество публикаций в мировых научных журналах, индексируемых в базе данных «Сеть науки» (WEB of Science)</b>	<b>20</b>	<b>4</b>	<b>3</b>	<b>2</b>	<b>11</b>
<b>Число тезисов в конференциях</b>	<b>77</b>	<b>14</b>	<b>27</b>	<b>17</b>	<b>12</b>
<b>Число охраняемых объектов интеллектуальной собственности</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>
<b>Количество научных сотрудников</b>	<b>12</b>				

## Список работ, опубликованных по данному этапу проекта

1. Мажуль И.И., Волков В.Ф., Звегинцев В.И., Иванов И.В. Численное моделирование влияния отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения. Теплофизика и аэромеханика, 2016, том 23, № 1. – с. 1-11.
2. Волков В.Ф., Мажуль И.И., Звегинцев В.И. Численное моделирование влияния бокового пилона на аэродинамические характеристики моделей при испытаниях в аэродинамической трубе. Теплофизика и аэромеханика, 2016, том 23, № 3. С 331-340.
3. Галкин В.М., Звегинцев В.И., Внучков Д.А. Исследование кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изэнтропического сжатия. Теплофизика и аэромеханика, т.23, №5, 2016. – с. 671-681.
4. Е.Я. Брагунцов, Д.А. Внучков, В.М. Галкин, И.В. Иванов, В.И. Звегинцев. Испытания кольцевого сверхзвукового воздухозаборника изэнтропического сжатия в аэродинамической трубе. Вестник Томского государственного университета, 2016, Математика и механика, № 5(43). С. 43-50.
5. Kislovsky V.A., Zvegintsev V.I. Study of changes in the aerodynamic characteristics of the axisymmetric aircraft in case of change of flow distribution on its surface. International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016). April 24-25, 2016 in Phuket, Thailand. DEStech Publications, Inc. P. 254-259.
6. A.Yu. Melnikov, V.I. Zvegintsev. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock. International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016). April 24-25, 2016 in Phuket, Thailand. DEStech Publications, Inc. P. 259-264
7. Perov V., Zarko V., Zvegintsev V., Nalivaichenko D. New Method for Measuring Transient Mass Gasification Rate of Condensed Systems. The 56th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences (IACAS-56), Tel Aviv, Israel, March 9-10, 2016.
8. Аульченко С.М., Звегинцев В.И., Лукашевич С.В., Наливайченко Д.Г. Методика расчетно-экспериментальных исследований характеристик горения твердых топлив в высокоскоростном потоке воздуха. XII Международная конференция НЕМs-2016, Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение. Томск, Россия, 07-10 сентября 2016 г.
9. Аульченко С.М., Кисловский В.А., Звегинцев В.И., Иванов И.В. Расчетный анализ траекторий полета летательного аппарата с периодическим включением ПВРД. IX Всероссийская конференция «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики», Томск, 25 – 29 сентября 2016 года.

10. D. A. Vnuchkov, D. G. Nalivaychenko, A. V. Starov, and V. I. Zvegintsev. Numerical investigation of the liquid fuel particles movement in the schematic duct ramjet. (Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г., Старов А.В.. Численное исследование движения частиц жидкого топлива в проточном тракте прямоточного воздушно-реактивного двигателя). ISMAR-2016, Пермь. AIP Conference Proceedings 1770, 040008 (2016); doi: 10.1063/1.4964077. 5 p.
11. 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 (Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Старов А.В. Отработка системы подачи жидкого топлива при испытаниях ПВРД в АДТ кратковременного действия). AIP Conference Proceedings 1770, 040008 (2016); doi: 10.1063/1.4964077. 5 p.
12. A.Yu. Melnikov, V.I. Zvegintsev. Supersonic Flow Deceleration in a Long Cylindrical Channel with Pseudoshock Formation. (Экспериментальное исследование вязкого сверхзвукового течения в длинном канале с образованием псевдоскачка). AIP Conference Proceedings 1770, 030007 (2016); doi: 10.1063/1.4963949. 7 p.
13. V.A. Kislovskiy and V.I. Zvegintsev. Study of changes in the aerodynamic characteristics of the axisymmetric supersonic vehicle in case of gas blowing from the lateral surface. AIP Conference Proceedings 1770, 030013 (2016); doi: 10.1063/1.4963955. 6 p.
14. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Князев С.Ю. Разработка лобового поликлинового воздухозаборника для малогабаритных ПВРД. В сборнике материалов V Всероссийской конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования», Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2016 г. С. 109 – 112.
15. Внучков Д.А., Звегинцев В.И. Методика исследования горения твёрдого топлива в высокоскоростном потоке газообразного окислителя. В сборнике материалов V Всероссийской конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования», Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2016 г. С. 60 – 63.
16. Внучков Д.А., Звегинцев В.И. Экспериментальные исследования моделей прямоточных воздушно – реактивных двигателей в наземных аэродинамических установках. В сборнике материалов V Всероссийской конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования», Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2016 г. С. 56 – 59.
17. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shplyuk A.N. Experimental studying the effect of porous coatings of different lengths on second-mode disturbances in a hypersonic boundary layer of sharp and blunted cones // XVIII International Conference on the Methods of

Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016), AIP Conference Proceedings Volume 1770, 13 October 2016, Article number 030062.

18. Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое. 2. Влияние положения пористого покрытия // Прикладная механика и техническая физика. - 2016. -Т.57, №.5. -С. 127-133. DOI: 10.15372/PMTF20160514.
19. С.Л. Чернышев А.И. Иванов, А.Ф. Киселев, В.В. Коваленко, В.Е. Мошаров, В.Ф.Чиркашенко, В.Ф. Волков, В.М. Фомин, А.М. Харитонов. Совершенствование методов физического моделирования явления звукового удара от сверхзвукового самолета // Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения / Сборник статей. — М.: Российская академия наук («Наука» РАН), 2016. — 512 с. — ISBN 978-5-9908169-6-1
20. Kiseleva T.A., Orishich A.M., Chirkashenko V.F., Yakovlev V.I. Creation of the reduced-density region by a pulsing optical discharge in the supersonic air flow. В сборнике: 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) Sep. "AIP Conference Proceedings" Russian National Committee on Theoretical and Applied Mechanics, National Committee of International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science (IFTOMM), Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Ural Branch of Russian Academy of Sciences, Institute of Continuous Media Mechanics, Perm National Research Polytechnic University, Aviadvigatel Company; Editor: Vasily Fomin. S.l., 2016. С. 030104.
21. Т.А. Киселева Экспериментально-расчетное исследование структуры сверхзвуковых течений с тепловым следом. дис. ... канд. наук. ИТПМ СО РАН, Новосибирск, 2016. 134 с.

## **Копия плана НИР по данной теме-проекту.**

### **Совершенствование и развитие экспериментальных аэродинамических установок.**

Отработка методики проведения тестовых испытаний основных элементов гиперзвуковой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-304. Подготовка соответствующих аппаратно-программных средств.

### **Экспериментальное исследование процессов горения твёрдых топлив в высокоскоростном потоке газообразного окислителя.**

Проведение стендовых испытаний с горением образцов твердого топлива. Выбор обобщающих критериев для описания процессов горения. Исследование горения твердого топлива при высоких температурах ( $>1500\text{K}$ ) набегающего газового потока.

### **Комплексные экспериментальные и расчетные исследования аэротермодинамики элементов и узлов конструкций высокоскоростных летательных аппаратов.**

Определение эффективности воздействия оптического пульсирующего разряда (ОПР) лазерного излучения, введенного перпендикулярно скорости сверхзвукового воздушного потока ( $M=1.35$ ,  $d_c=50\text{мм}$ ), на формирование структуры обтекания (в ближней зоне) и аэродинамическое сопротивление модели в зависимости от удаления энергоисточника, частоты импульсов и формы модели.

Определение влияния на параметры звукового удара расположения мотогондол двигателей на компоновке СПС и режима их обтекания при  $M=2$ , по результатам исследований экспериментально-расчетным методом.

Исследования влияния положения пассивного пористого покрытия на устойчивость гиперзвуковых ламинарных пограничных слоев.

Определение возможности стабилизации возмущений второй моды пограничных слоев пассивным пористым покрытием при гиперзвуковом обтекании конуса под углами атаки.