

**Митрохов Николай Вячеславович**

**СТАБИЛИЗАЦИЯ ГОРЕНИЯ НА СТРУЯХ НАГРЕТОГО  
ГАЗООБРАЗНОГО ГОРЮЧЕГО В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ПВРД**

Специальность 05.07.05

"Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов"

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Работа выполнена в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) (МАИ)

Научный руководитель: доктор технических наук,  
Аврашков Валерий Наумович

Официальные оппоненты: Абашев Виктор Михайлович  
доктор технических наук, профессор, Московский  
авиационный институт (национальный  
исследовательский университет), профессор.

Куприк Виктор Викторович  
кандидат технических наук, НТЦ им. А.Люльки НПО  
«Сатурн», Главный конструктор.

Ведущая организация: ЗАО "Конструкторское бюро "ИСКРА"

Защита состоится "17" декабря 2012г. в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ).

Автореферат разослан " \_\_\_\_ " \_\_\_\_\_ 2012г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета,  
д.т.н., профессор

Ю. В. Зуев

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Основной тенденцией развития авиационной и ракетной техники является наращивание скорости полета летательных аппаратов. В соответствии с этим идет процесс исследований и разработок силовых установок – двигателей.

Для атмосферных летательных аппаратов наилучшими удельными характеристиками, в диапазоне чисел Маха полета от 2–5 и выше, обладает широкодиапазонный прямоточный воздушно-реактивный двигатель – ШДПВРД.

Ключевой проблемой, решение которой открывает путь к использованию ШДПВРД в ракетно-космической и авиационной технике, является реализация эффективного рабочего процесса в камере сгорания. Для ее решения необходимо обеспечить эффективный процесс смесеобразования и стабилизацию горения на всех режимах работы двигателя. Используемые в настоящее время способы стабилизации – плохо обтекаемые тела, внезапное расширение канала и т.д., эффективны на малых сверхзвуковых скоростях полета, когда скорость в камере сгорания дозвуковая, но не дают удовлетворительных результатов на больших сверхзвуковых скоростях полета, когда необходимость в стабилизации горения не требуется и механические стабилизаторы лишь вызывают дополнительные гидравлические потери.

Рассматривая вопросы смесеобразования применительно к высокоскоростным двигателям, таким как, например, ШДПВРД, следует отметить, что в настоящее время накоплен обширный материал по взаимодействию высокоскоростных струй (как спутных, так и поперечных) со сверхзвуковым потоком. С другой стороны менее освещены вопросы по исследованию взаимодействия разогретых высоконапорных струй с дозвуковым потоком, что может быть использовано при организации смесеобразования и стабилизации горения в камере сгорания ШДПВРД, работающей в дозвуковом режиме.

В связи с вышесказанным, представляет интерес исследование стабилизации горения на плоских струях газообразного топлива. Требуется более глубокое исследование процессов смесеобразования и горения, с привлечением новых средств измерений, в том числе лазерно-оптических, в комплексе с испытаниями и доводкой камер сгорания, а также разработка на этой основе инженерных методик расчета последовательных стадий процессов. Необходимо определить оптимальное соотношение расходов компонентов в основном потоке и в стабилизирующей струе для наиболее эффективной стабилизации. Возможность регулировки скорости и состава стабилизирующей струи дает возможность оптимизировать горение в камере сгорания,

работающей в дозвуковом режиме, или полностью отключать стабилизатор на сверхзвуковом режиме.

**Цель работы:**

Исследовать стабилизацию горения на струях нагретого газообразного горючего в камерах сгорания ПВРД.

**Задачи работы:**

- разработка методики расчета коаксиального теплообменника для наземных испытаний камер сгорания ПВРД;
- разработка методики расчета глубины проникновения струй топлива в поток и длины начального участка;
- разработка экспериментального стенда и вспомогательного оборудования для исследования стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего;
- проведение экспериментов по исследованию стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего;
- накопление экспериментального материала для расширения представления об исследуемом явлении и верификации численных методов.

**Научная новизна:**

- впервые показана возможность и эффективность стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего втекающих в поток под углом  $135^\circ$ ;
- произведено обобщение пределов стабилизации пламени на струях нагретого газообразного горючего, полученных в широком диапазоне режимных параметров.

**Научная и практическая ценность:**

- спроектированный для проведения экспериментов коаксиальный теплообменник, работающий совместно с малоразмерной камерой сгорания и позволяющий нагревать топливо до высокой температуры имеет простую и технологичную конструкцию, позволяет отказаться от использования электрической сети высокой мощности на стенде и может использоваться для подогрева различных компонентов при исследованиях камер сгорания и различных конструкционных материалов;

- разработанная методика расчета глубины проникновения струй топлива в поток и длины начального участка позволяет оценить необходимую длину камеры сгорания для обеспечения высокой полноты сгорания;
- стенд, спроектированный в процессе работы, обеспечивает проведение экспериментов в широком диапазоне параметров и может использоваться для проведения экспериментов с разными модельными камерами ПВРД;
- накопленный экспериментальный материал расширяет представление о механизмах стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего, что позволяет проектировать эффективные камеры сгорания для широкодиапазонных ПВРД.

**Достоверность результатов** диссертационной работы подтверждается многократной повторяемостью результатов. Для повышения точности и достоверности измерений были применены современные методы и устройства сбора, накопления и обработки экспериментальных данных, многократные калибровки датчиков и измерительной аппаратуры.

**На защиту выносятся:**

- результаты экспериментальных исследований параметров коаксиального теплообменника для подогрева горючего, подаваемого в модельную камеру сгорания;
- результаты экспериментальных исследований стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего;

**Апробация работы и публикации.** По материалам диссертации опубликованы 3 научные работы в рецензируемых журналах, входящих в перечень ВАК.

**Личный вклад автора.** Основные результаты диссертации получены лично автором, либо при его непосредственном участии в качестве ведущего исполнителя на всех этапах исследований, а именно: при постановке конкретных задач, разработке основных систем установки, проведении всех экспериментов, в обработке, анализе и обобщении полученных данных, подготовке печатных работ по результатам исследований. Совместные результаты представлены с согласия соавторов.

**Структура и объем диссертации.** Диссертация состоит из введения, обзора литературы, трех глав, заключения и списка литературы из 81 наименования. Общий объем диссертационной работы составляет 153 страниц, включая 36 рисунков.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** анализируется современное состояние проблемы стабилизации горения в камерах сгорания ПВРД, кратко изложена актуальность работы, ее научная новизна и практическая ценность, сформулированы задачи исследования.

**В обзоре литературы** кратко изложен анализ опубликованных работ по теме диссертации, приведены основные результаты и выводы, полученные в данных работах.

**Первая глава** посвящена разработке методики расчета коаксиального теплообменника для подогрева топлива, подаваемого в модельную камеру сгорания. Описан принцип работы теплообменника, механизм процесса теплообмена, методика расчета теплообменного процесса, программа для его расчета и его конструкция.

Процесс теплообмена в теплообменнике происходит следующим образом (Рис. 1.):

1. Передача тепла от горячего газа в стенку трубки за счет конвективного теплообмена.
2. Передача тепла от внутренней стенки трубки к внешней за счет теплопроводности.
3. Передача тепла от внешней стенки трубки нагреваемому компоненту за счет конвективного теплообмена.

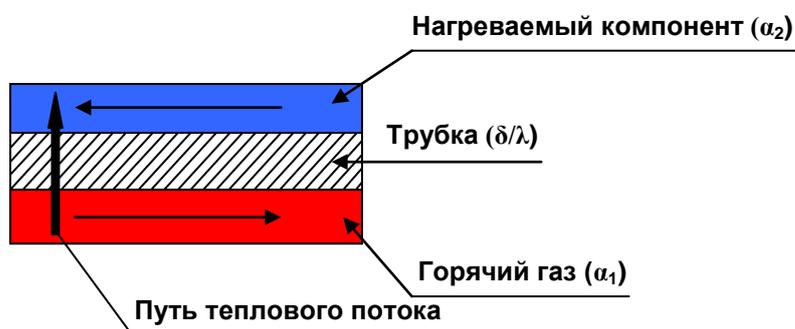


Рис. 1. Схема передачи тепла от горячего газа нагреваемому компоненту в коаксиальном теплообменнике

Передача тепла в теплообменнике от горячего газа нагреваемому компоненту описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} Q = \alpha_1 \cdot (T_{f1} - T_{w1}) \cdot F_1 , \\ Q = \frac{\delta}{\lambda} \cdot (T_{w1} - T_{w2}) \cdot F_2 , \\ Q = \alpha_2 \cdot (T_{w2} - T_{f2}) \cdot F_3 ; \end{cases} \quad (1)$$

где  $Q$  – тепловой поток в элементе теплообменника;  
 $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  – коэффициенты теплоотдачи от горячего газа к трубке и от трубки к нагреваемому компоненту соответственно;  
 $T_{f1}$  и  $T_{f2}$  – температуры горячего газа и нагреваемого компонента соответственно;  
 $T_{w1}$  и  $T_{w2}$  – температуры трубки со стороны горячего газа и со стороны нагреваемого компонента соответственно;  
 $\delta$  – толщина стенки трубки;  
 $\lambda$  – теплопроводность стенки трубки;  
 $F_1, F_2$  и  $F_3$  – соответствующие площади, через которые идет тепловой поток.

Коэффициенты теплоотдачи для конвективного теплообмена рассчитываются по формуле:

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda}{l}; \quad (2)$$

где  $Nu$  – критерий Нуссельта;  
 $\lambda$  – теплопроводность;  
 $l$  – характерный размер.

Критерий Нуссельта рассчитывается по эмпирической формуле:

$$Nu = 0,021 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,4}; \quad (3)$$

где  $Re$  – критерий Рейнольдса;  
 $Pr$  – критерий Прандтля.

Схема экспериментов, проведенных с коаксиальным теплообменником приведена на Рис. 2.

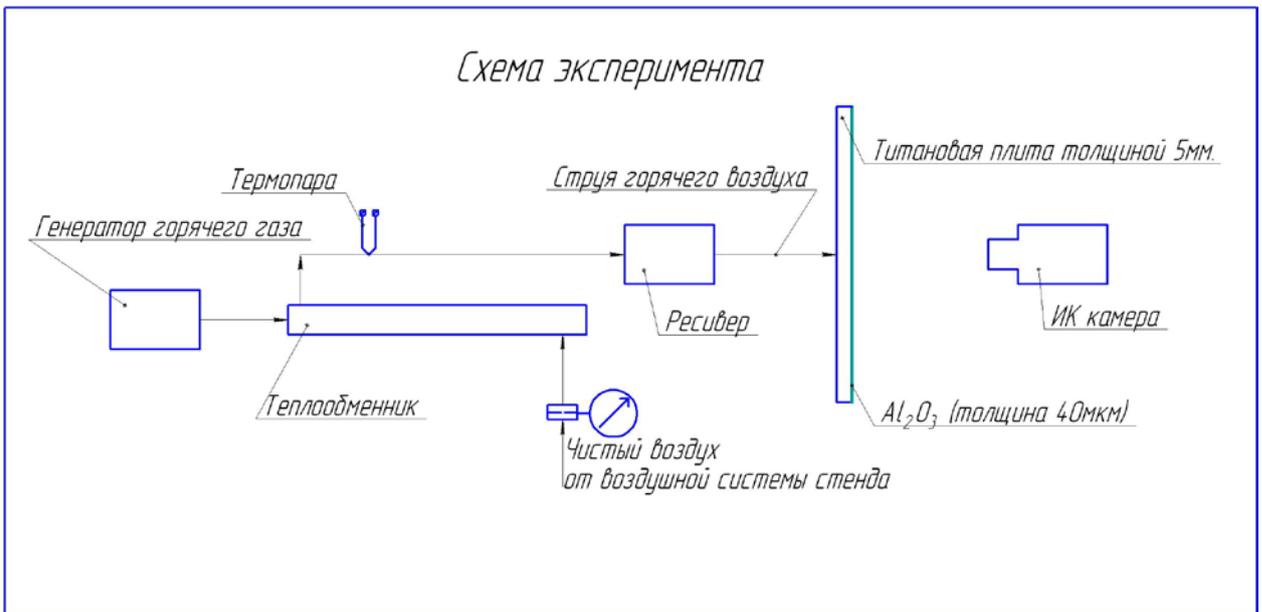


Рис. 2. Схема эксперимента с коаксиальным теплообменником

Пример изображения снятого ИК камерой приведен на Рис. 3.

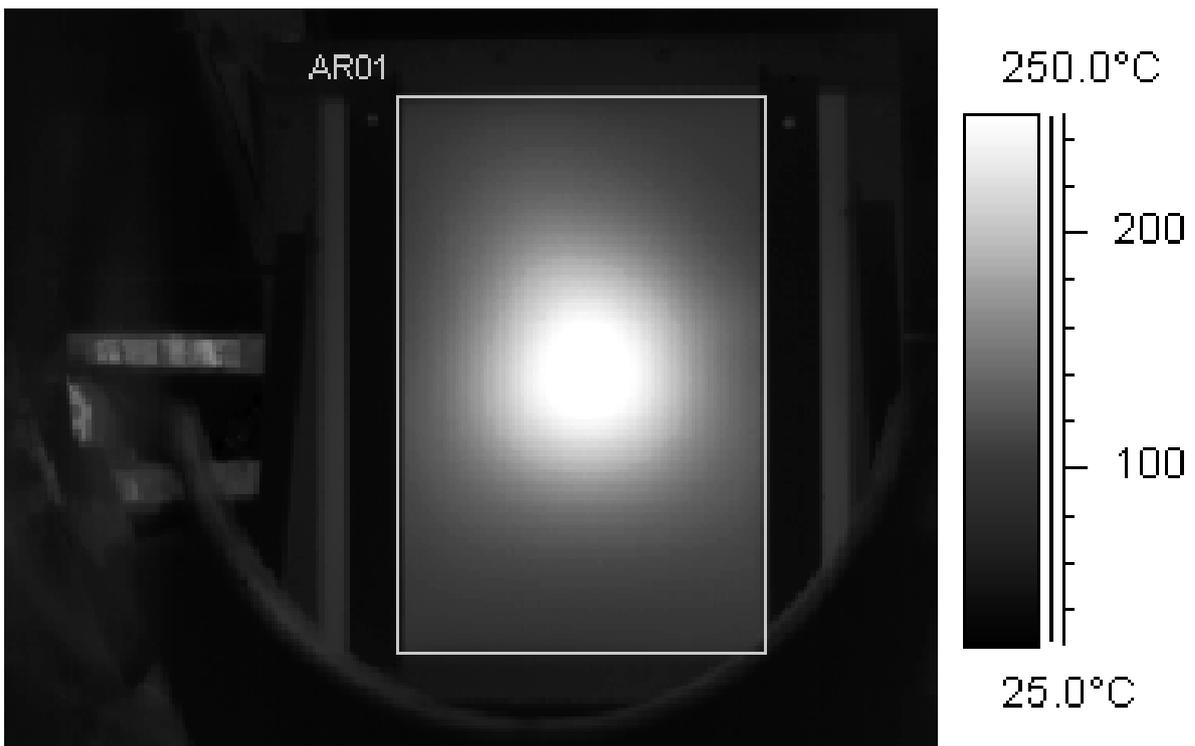


Рис. 3. Инфракрасное изображение титановой плиты в ходе эксперимента

Приведены результаты расчета параметров теплообменника и сравнение их с экспериментальными данными (Рис. 3.).

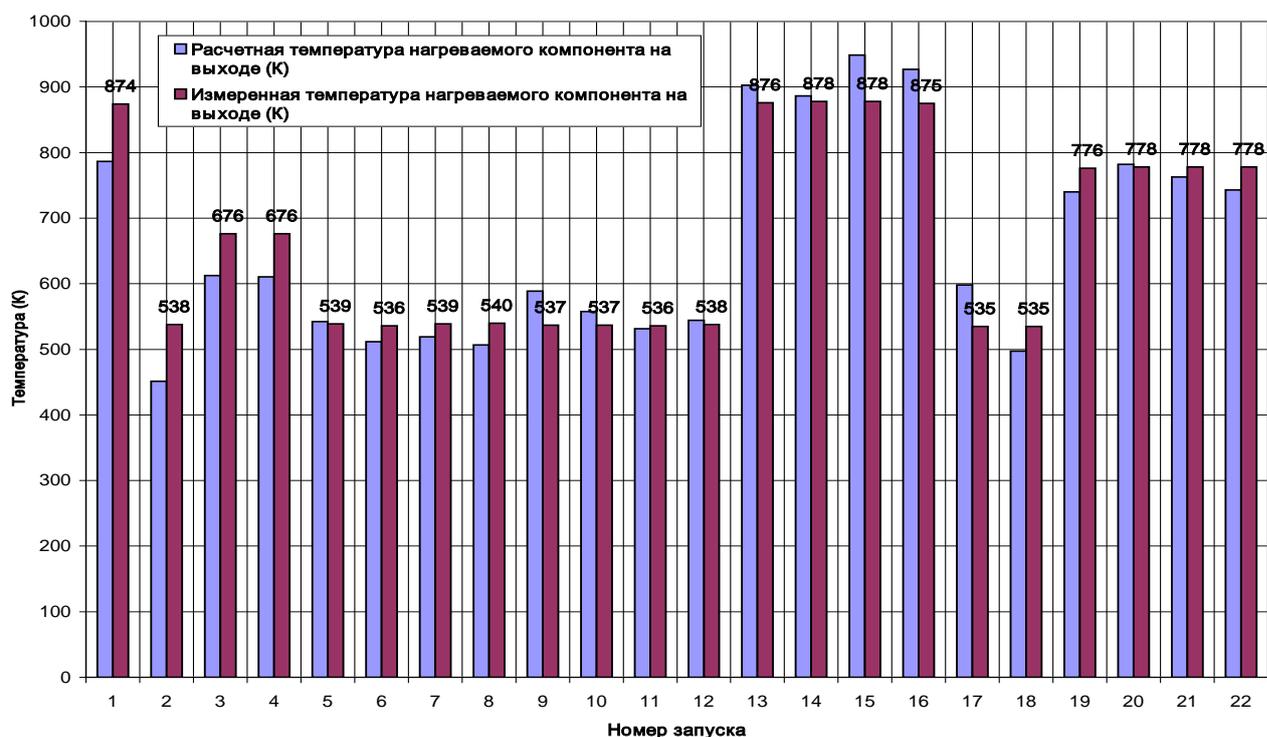


Рис. 3. Сравнение результатов расчета теплообменника с экспериментами

Из Рис. 2. видно, что погрешность расчета большинства экспериментов не превышает  $\pm 10\%$ .

Основные результаты главы 1:

- разработана конструкция коаксиального теплообменника, состоящая из простых и технологичных элементов;
- разработана программа расчета, позволяющая производить проектировочные расчеты характеристик разработанного теплообменника.
- проведен цикл из 22 экспериментов по изучению характеристик теплообменника, результаты которых были использованы для верификации его математической модели;
- с использованием программы расчета характеристик теплообменника автором проведена оценка технических возможностей проектируемого стенда для исследования камер сгорания ПВРД в условиях присоединенного воздухопровода, с целью обеспечения чистого подогрева модельного потока воздуха и подогрева топлива;
- опробована работа и получены предварительные данные по нагреву в разработанном теплообменнике жидких компонентов – воды и авиационного керосина;

- даны рекомендации по применению коаксиальных теплообменников для испытания камер сгорания ПВРД.

**Вторая глава** посвящена рассмотрению физической картины взаимодействия потоков (струй и основного) с целью определения глубины проникновения струи, влияния струй на основные характеристики течения, определения профилей скорости, температуры, концентрации и других параметров. Это весьма важно для правильной организации оптимальных процессов смесеобразования в тракте двигательной установки и реализации рабочего процесса с оптимальными параметрами. Имеющиеся в литературе экспериментальные данные по пределам стабилизации пламени на встречных струях разрознены, а на веерных и парных плоских струях практически отсутствуют.

При расчете траектории газовой струи на практике используется эмпирическая зависимость, описывающая изменение расстояния от стенки до центральной линии струи, что может характеризовать глубину ее проникновения в сносящий дозвуковой поток со скоростями, типичными для прямоточных камер сгорания:

$$H = 0,41 \cdot d_{\phi} \cdot (\bar{q} + 3)^{0,88} \quad (4)$$

где:  $d_{\phi}$  – диаметр форсунки, мм;

$\bar{q}$  – отношение начального скоростного напора струй к скоростному напору газа после полного смешения струй и сносящего потока.

Изучение закономерностей распространения пламени и динамики выгорания топлива в турбулентном потоке продолжает оставаться актуальной задачей с точки зрения практики и теории турбулентного горения. В результате проведенных к настоящему времени исследований, основное внимание в которых было сосредоточено на скорости распространения пламени в смесях с избытком окислителя, установлена определяющая роль начальных физико-химических и гидродинамических параметров турбулентного потока на характеристики горения: скорость распространения пламени, протяженность зоны и связанное с ней время горения. Существующие представления о механизме горения и созданные на их базе полуэмпирические теории требуют экспериментальной проверки с целью уточнения влияния отдельных параметров потока на характеристики горения.

Теория, в соответствии с экспериментальными данными, предсказывает уменьшение степени влияния температуры на скорость распространения пламени с

ростом начальной скорости потока. Анализ зависимостей показывает, что практически полное согласие с теорией имеют экспериментальные данные для  $\alpha=1,0$ . Близки к расчетной области и данные для  $\alpha=0,8$ . В то же время экспериментальные зависимости для бедных смесей далеких от стехиометрии, показывают более сильное влияние температуры на скорость распространения пламени, чем это следует из теории. Этому можно дать следующее объяснение. "Поверхностная" модель горения предполагает эстафетный перенос пламени с горящего моля, в свежую смесь. При этом совершенно не учитывается роль эффектов, приводящих к угасанию пламени горящих молей (например, под действием очень быстрых пульсаций) и способности свежей горючей смеси к воспламенению. К этим эффектам должны быть более чувствительны пламена смесей, имеющих невысокую скорость распространения пламени и температуру горения. С увеличением температуры свежей смеси улучшается тепловое состояние горящего моля, внедрившегося в свежую смесь, которая обладает к тому же и большей способностью к воспламенению. Уменьшается вероятность угасания горящих молей под действием пульсаций, что приводит к более быстрому росту скорости распространения пламени, чем это следует из теории.

Для высококалорийных смесей перечисленные эффекты не лимитируют процесса распространения пламени, поэтому в этом случае теория эстафетного распространения пламени дает полное согласие с экспериментальными данными.

Одним из наиболее перспективных технических решений для увеличения скорости полета является сжигание топлива в сверхзвуковом потоке, т.е. переход к сверхзвуковым скоростям в камере сгорания. Этот подход приводит к дополнительным трудностям, связанным с обеспечением высокой полноты сгорания топлива и со стабилизацией процесса горения. В дозвуковом потоке стабилизация пламени происходит в застойных зонах за плохообтекаемыми телами. Использование стабилизаторов пламени в сверхзвуковом потоке приводит к дополнительным скачкам уплотнения, потерям полного давления и, следовательно, к снижению эффективности двигателя в целом. Одним из решений этой проблемы является стабилизация процесса горения на струях, которые одновременно обеспечивают торможение потока на косых скачках уплотнения и подачу топлива в камеру сгорания.

При струйной стабилизации пламени можно плавно изменять размеры циркуляционной зоны, регулировать состав и температуру газа в ней независимо от основного потока, комплексно решать вопросы смесеобразования и стабилизации пламени, создавать зоны повышенной турбулентности в потоке, эффективно охлаждать систему смесеобразования и стабилизации пламени.

Основные выводы главы 2:

- с ростом начальной температуры стабилизирующей струи скорость распространения пламени возрастает, причем с увеличением скорости набегающего потока влияние температуры уменьшается;
- повышенная турбулентность, особенно в зоне смешения струи с потоком, интенсифицирует процесс горения смеси в потоке, поэтому струи можно эффективно использовать как регулируемые и отключаемые газодинамические турбулизаторы потоков.
- использование систем поперечных высокотемпературных струй газообразного топлива в дозвуковой камере сгорания ПВРД может служить эффективным средством для розжига, стабилизации и организации процесса.

**Третья глава** посвящена экспериментальному исследованию стабилизации горения на плоских струях.

На Рис. 4 приведена схема эксперимента по исследованию глубины проникновения испаренного керосина в основной поток камеры сгорания.

Стенд состоит из следующих составных частей:

1. Подогревателя с соплом и диффузором, которые позволяют моделировать поток с необходимыми температурой и скоростью, соответствующими температуре и скорости на входе в камеру сгорания летательного аппарата в полете.
2. Теплообменника с генератором горячего газа, позволяющим нагревать керосин до высокой температуры и в испаренном виде подавать в щель подачи топлива модельной камеры сгорания.
3. Модуля щелевой подачи топлива в модельную камеру сгорания, позволяющего подавать газообразное топливо под углом  $135^\circ$  к основному потоку.
4. Тонкой металлической пластины, которая используется для фиксации глубины проникновения струи в основной поток.
5. ИК камеры для фиксации теплового следа струи при смешении с основным потоком.

Модуль щелевой подачи топлива установлен на срезе диффузора так, что является продолжением его нижней стенки.

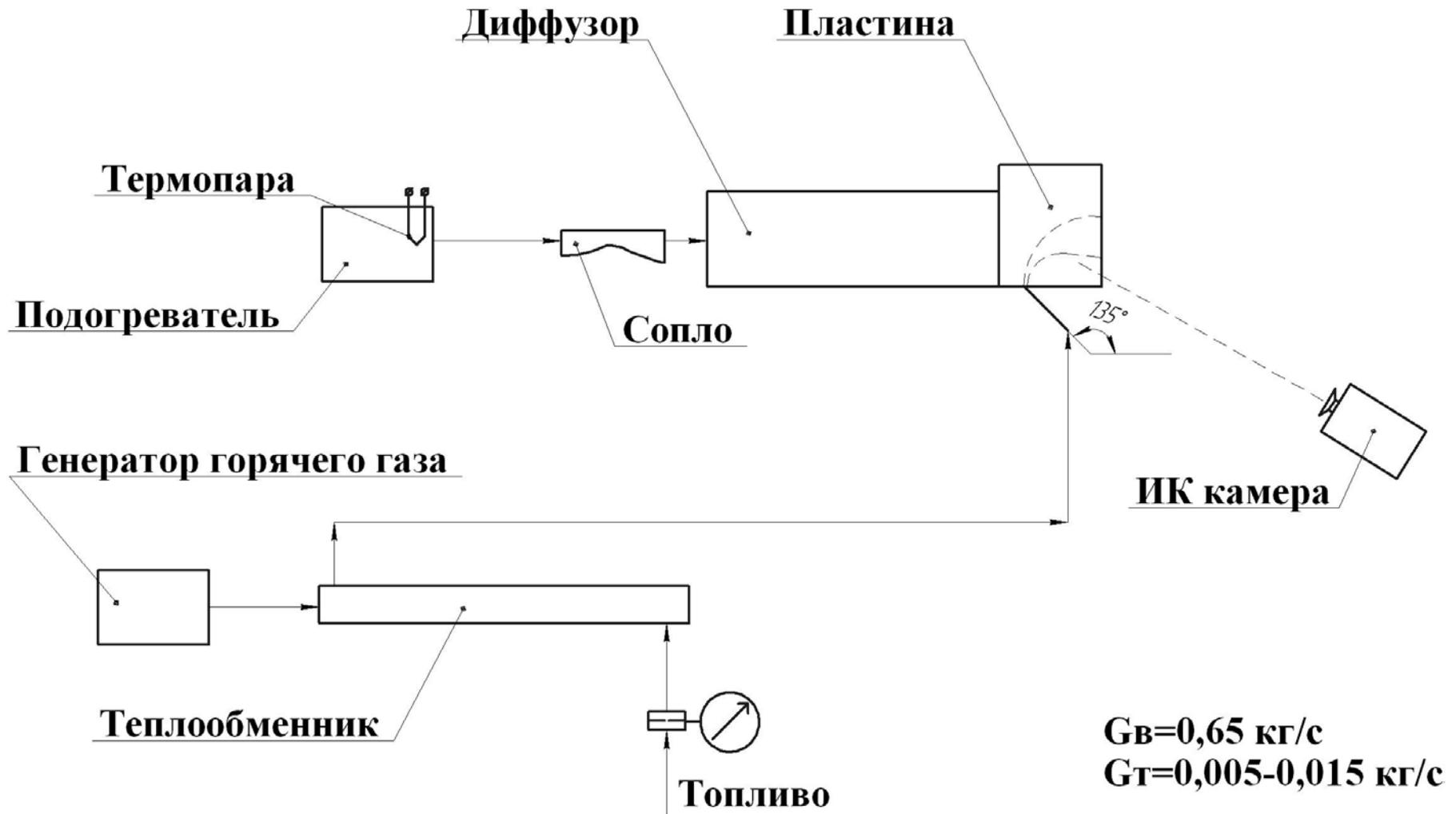


Рис. 4 Схема эксперимента по исследованию глубины проникновения испаренного керосина в основной поток

Также на срезе диффузора по центру выходного сечения закреплена тонкая пластина из стали 12Х18Н10Т таким образом, что струя, которая выходит из щели, смешиваясь с основным потоком, образует на пластине тепловой след. Этот тепловой след фиксируется ИК камерой, установленной перпендикулярно пластине, для последующего определения глубины проникновения струи в основной поток.

Вдув горячей струи топлива происходит в более холодный основной поток. Толщина металлической пластины составляет 0,3мм. При таких условиях тепловой поток вдоль пластины очень мал и им можно пренебречь. Поэтому на ИК фотографии тепловой след струи хорошо различим и позволяет установить траекторию ее движения.

При смешении горячей струи с холодным основным потоком на границе струи возникает резкий перепад температуры, который фиксируется на ИК фотографиях.

Глубиной проникновения струи в основной поток считается расстояние, на котором температурный градиент на ИК фотографии имеет максимальное значение.

Во время эксперимента топливо в подогреватель не подается, поэтому температура испаренного керосина, выходящего из щели, значительно выше температуры основного потока.

На Рис. 5 приведена ИК фотография металлической пластины, установленной на срезе диффузора. На ней можно видеть, что градиент температуры на границе струи при смешении ее с основным потоком составляет порядка  $40^\circ$ , что позволяет определить границу струи с достаточной точностью.

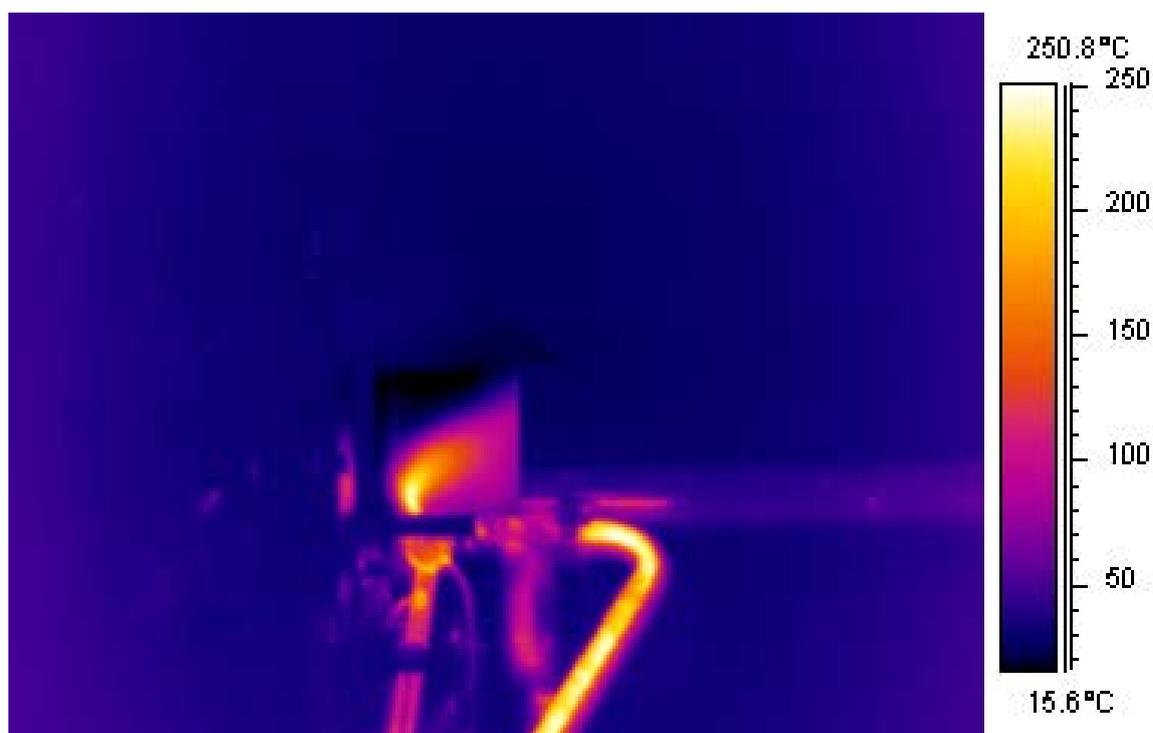


Рис. 5 ИК фотография металлической пластины на срезе диффузора

На Рис. 6 приведен обобщенный график зависимости глубины проникновения испаренного керосина в основной поток камеры сгорания от соотношения скоростных напоров основного потока и струи топлива.

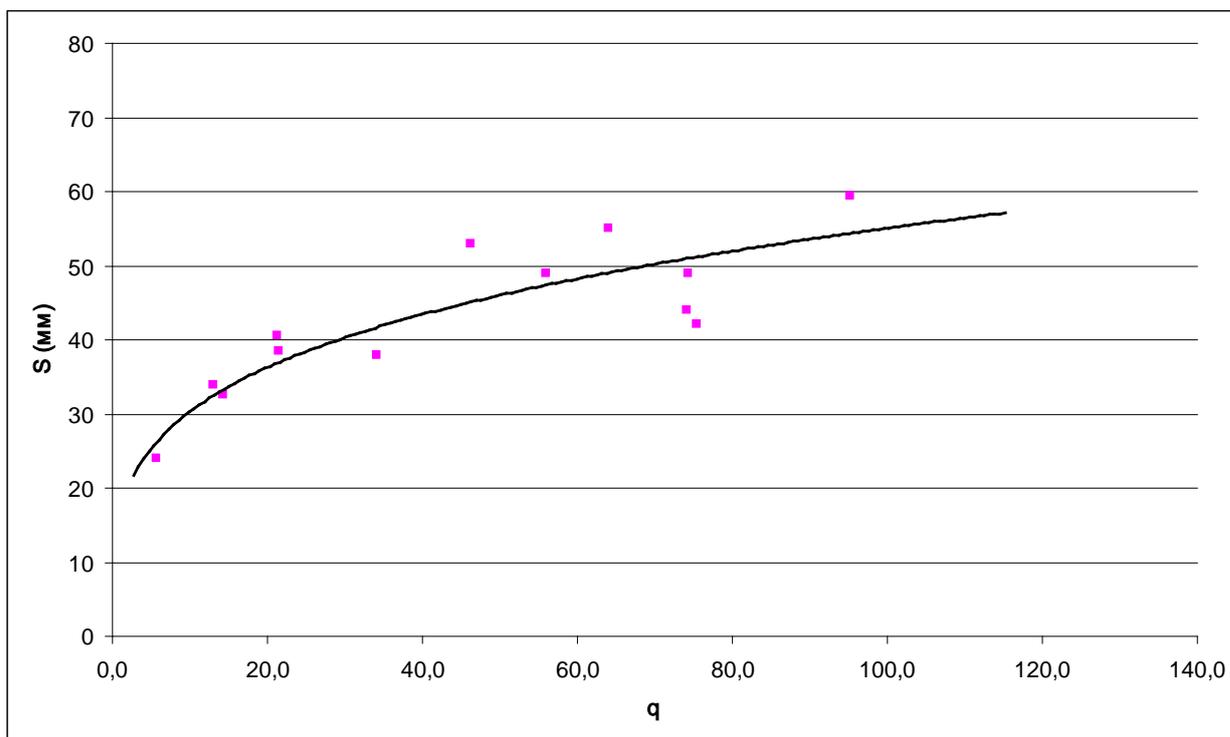


Рис. 6 Экспериментальная зависимость глубины проникновения струи испаренного керосина в основной поток от соотношения скоростных напоров потока и струи.

По результатам экспериментов можно сделать следующие выводы:

1. Плоская щель обеспечивает достаточную глубину проникновения стабилизирующей струи топлива в основной поток, а значит, является эффективным способом подачи топлива в камеру сгорания;
2. Глубина проникновения струи испаренного керосина в основной поток зависит от соотношения скоростных напоров струи и основного потока и не зависит от геометрических характеристик самой щели;
3. Полученную экспериментальную зависимость можно использовать для оценки глубины проникновения топлива в основной поток для других параметров топливоподающей щели.

На Рис. 7 приведена схема проточной части стенда со всеми основными размерами и координатами замеров статического давления. Перед камерой сгорания установлен диффузор для создания требуемых начальных параметров потока на входе в камеру.

На Рис. 8 показана поверхность с концентрацией топлива в потоке 5% вдоль проточной части модельной камеры сгорания, полученная в результате численного расчета.

С целью снижения общей сложности и уменьшения количества контролируемых параметров эксперименты проводились без оценки эффективности рабочего процесса в модельной камере сгорания. Исследовалась только принципиальная возможность работы камеры сгорания со стабилизацией горения на струе подогретого топлива и устойчивость рабочего процесса.

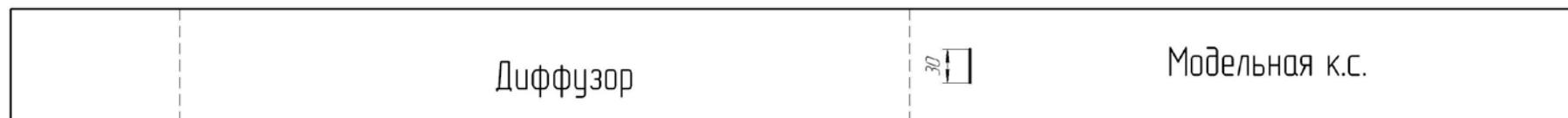
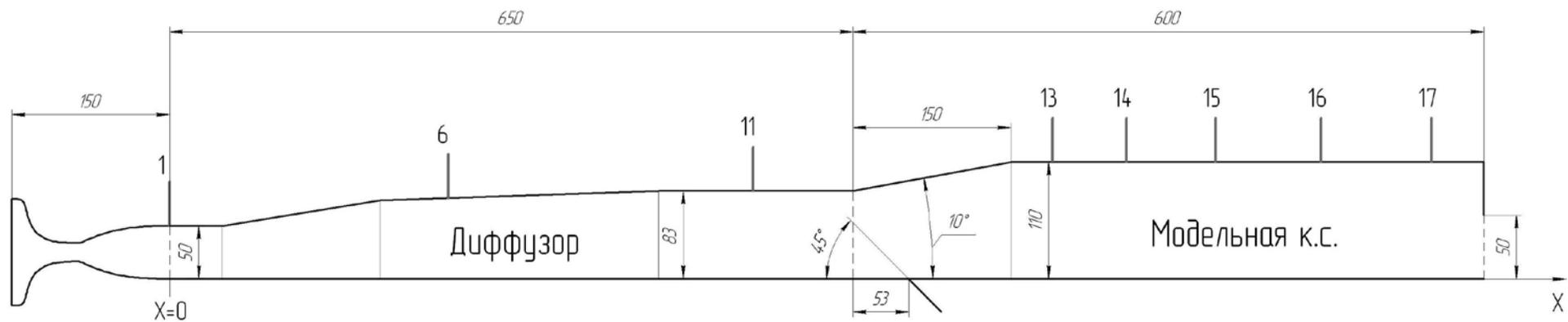
Воздух для модельной камеры сгорания поступает от воздушной системы стенда. Проходит через подогреватель в котором нагревается до необходимой температуры. Далее через сопло и диффузор поступает в модельную камеру сгорания. Сопло совместно с диффузором позволяют смоделировать необходимое давление и скорость на входе в модельную камеру сгорания. Таким образом, подогреватель совместно с соплом и диффузором позволяют смоделировать полетные параметры основного потока в камере сгорания.

Топливо для модельной камеры сгорания поступает из наддуваемого топливного бака, нагревается в теплообменнике и в газообразном виде поступает в топливоподающую щель камеры сгорания. Таким образом, моделируется охлаждение конструкции камеры сгорания летательного аппарата топливом. До выхода на номинальный режим работы всех систем стенда в качестве нагреваемого компонента в теплообменник вместо керосина подается воздух. Такой прием позволяет значительно повысить безопасность проведения эксперимента, снижая вероятность самопроизвольного возгорания нагретого керосина в выхлопной системе стенда. Переключение нагреваемого компонента с воздуха на керосин и обратно производится двумя пневматическими клапанами, работающими в противофазе. Это позволяет переключить нагреваемый компонент в теплообменнике практически без задержек и избежать его разрушения. Для исключения попадания воздуха в топливную магистраль на подводящих трубках теплообменника установлены обратные клапаны.

Поступая в камеру сгорания под углом  $135^\circ$  к основному потоку, топливо смешивается с основным потоком. Во время смешения непосредственно за местом подачи топлива создается зона обратных токов, которая позволяет эффективно поддерживать горение без использования механических стабилизаторов.

Смесь воздуха с топливом в камере сгорания воспламеняется поджигающим устройством, которое выключается сразу после начала самостоятельной работы камеры.

Некоторая часть газов зоны циркуляции за счет турбулентного обмена на границах постоянно обновляется, замещаясь тем же количеством свежей горючей смеси.



	<i>X (mm)</i>
<i>Pw1</i>	0
<i>Pw6</i>	265
<i>Pw11</i>	555
<i>Pw13</i>	840
<i>Pw14</i>	910
<i>Pw15</i>	995
<i>Pw16</i>	1095
<i>Pw17</i>	1200

Рис. 7 Схема проточной части стенда.

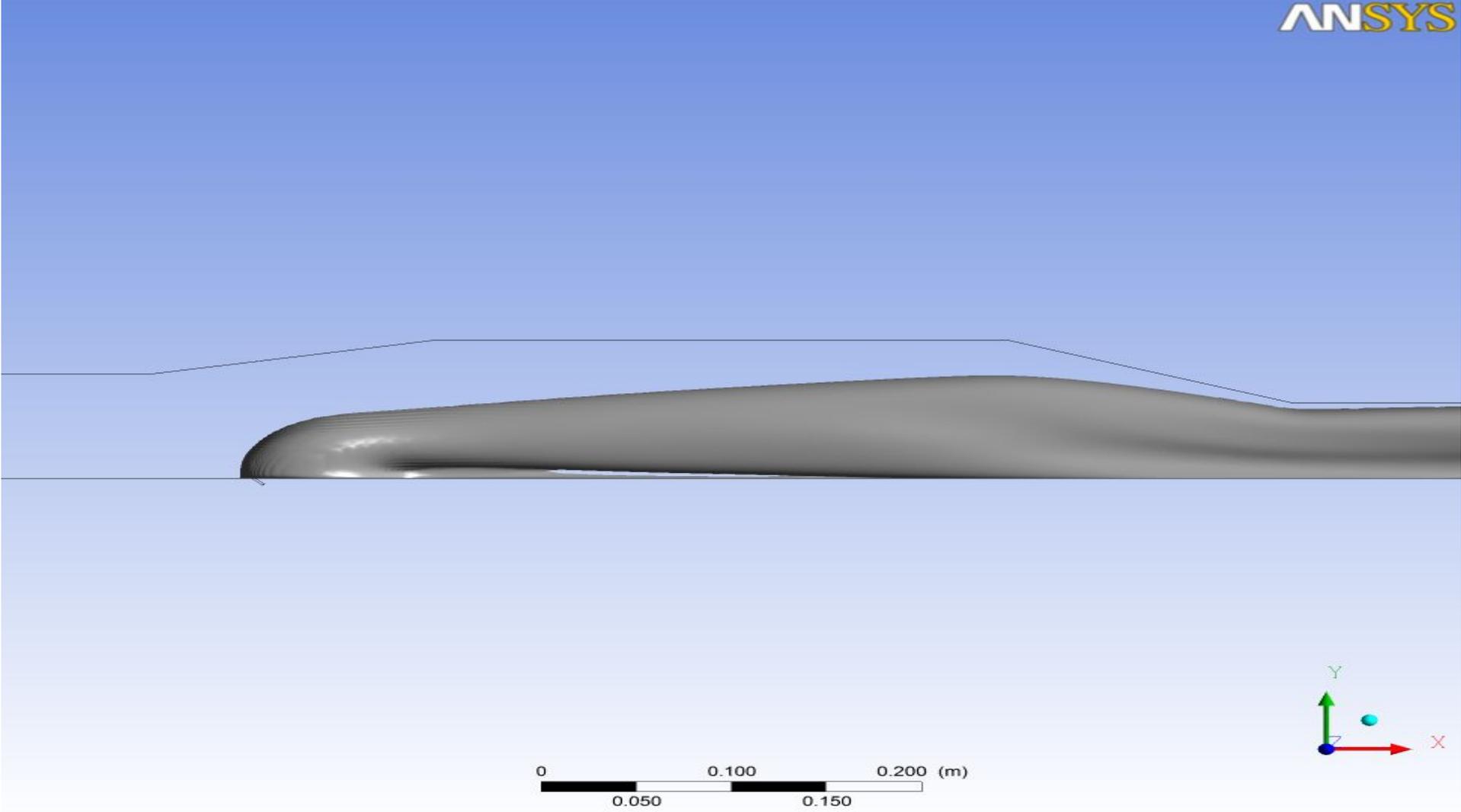


Рис. 8 Поверхность с концентрацией топлива в потоке после смешения 5% полученная в результате численного расчета течения

В зоне, расположенной вблизи передней границы зоны обратных токов, вследствие диффузионного смешения струи с горючей смесью и продуктами сгорания образуется смесь местного состава. За счет тепла и активных химических центров газов – продуктов сгорания зоны обратных токов (а также тепла, вносимого струей и набегающим потоком) – эта смесь нагревается и воспламеняется. В области высокой турбулентности между зоной обратных токов и внешним потоком (а, следовательно, в прямом токе зоны циркуляции) развивается интенсивное горение. Часть продуктов сгорания смеси местного состава циркуляционным течением переносится в зону обратных токов, чтобы поджигать новые порции свежей горючей смеси. Другая часть продуктов сгорания воспламеняет свежую смесь во внешнем потоке.

На режимах устойчивого горения зона обратных токов заполнена продуктами полного сгорания смеси.

Во время работы модельной камеры сгорания производятся измерения статического давления на верхней стенке по длине камеры. По его скачкообразному росту можно установить наличие горения внутри камеры. Также производится видеосъемка выхода из камеры сгорания, что позволяет визуально подтвердить наличие горения.

Расходы газообразных компонентов измеряются с помощью мерных шайб различного диаметра. Расходы жидких компонентов измеряются с помощью расходомеров турбинного типа.

Давления в контрольных точках стенда измеряются с помощью датчиков давления.

Температуры в контрольных точках стенда измеряются с помощью термомпар различных типов.

Все измеряемые параметры во время проведения эксперимента с помощью системы сбора данных записываются на компьютер для последующей обработки и анализа.

На Рис. 9 приведена схема эксперимента со стабилизацией горения на струях подогретого топлива.

В результате аналогичных экспериментов проведенных в лаборатории горения американского университета Буффало (University at Buffalo) в штате Нью-Йорк установлено, что струйная стабилизация пламени в камерах сгорания выгодно отличается от стабилизации на плохообтекаемых телах повышенной турбулизацией потока и возможностью простого управления параметрами струйного стабилизатора для оптимизации устойчивости рабочего процесса. Также струйный стабилизатор обеспечивает более высокую скорость тепловыделения по сравнению с механическим стабилизатором, что позволит уменьшить длину камеры сгорания.

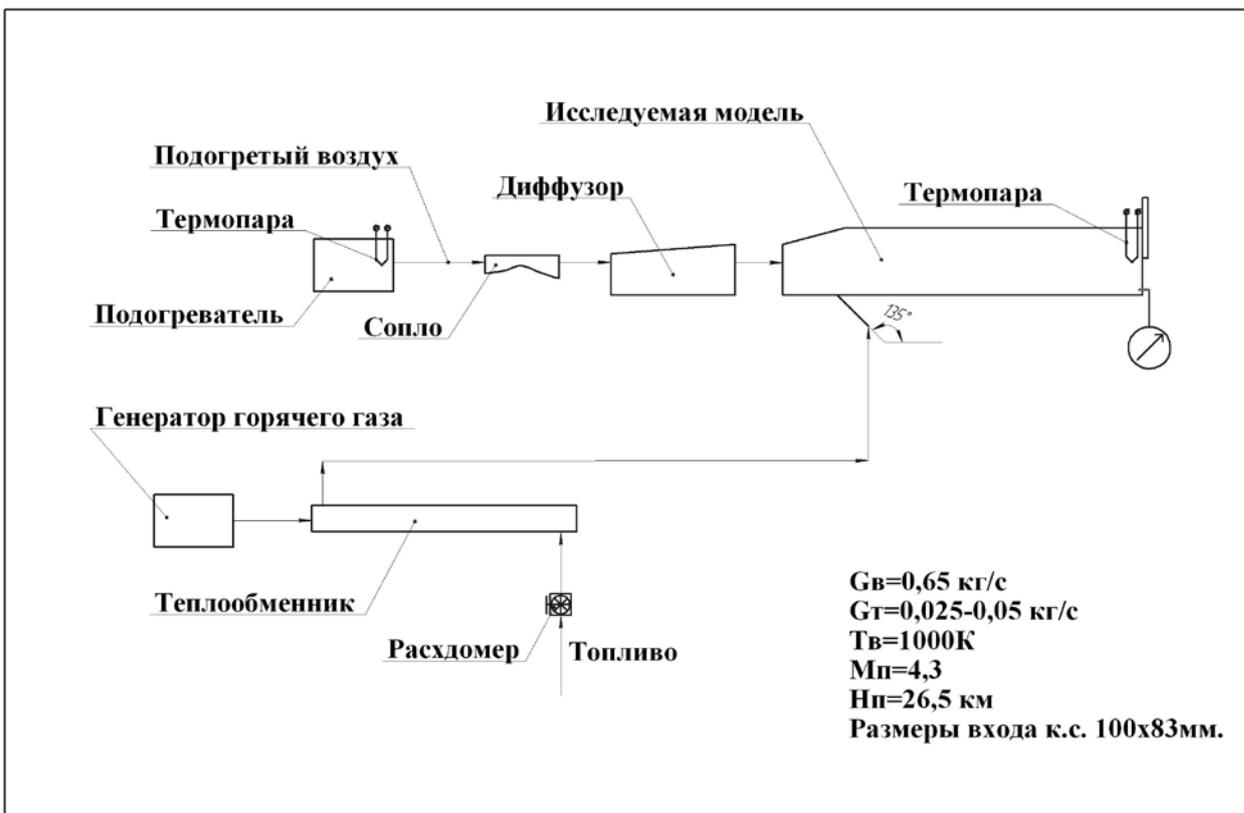


Рис. 9 Схема эксперимента со стабилизацией горения на струе подогретого топлива

В качестве рабочей точки для проведения экспериментов со стабилизацией горения на струе подогретого топлива были выбраны следующие параметры стенда:

1. Размеры проточной части модельной камеры сгорания 100x110мм;
2. Расход воздуха через модельную камеру сгорания 0,65кг/с;
3. Температура воздуха на входе в модельную камеру сгорания 1000К;
4. Температура топлива подаваемого в модельную камеру сгорания не менее 650К;
5. Размеры топливоподающей щели модельной камеры сгорания 30x1,5мм;
6. Высота выхода модельной камеры сгорания 50мм.

Фото выхода из модельной камеры сгорания снятого во время эксперимента приведено на Рис. 10

Так как оценка эффективности рабочего процесса в камере сгорания не проводилась по результатам проведенных экспериментов невозможно оценить полноту сгорания.

Начало самостоятельного горения в модельной камере сгорания определялось по скачку статического давления в ее проточной части после подачи в щель испаренного керосина и его воспламенения с помощью поджигающего устройства.

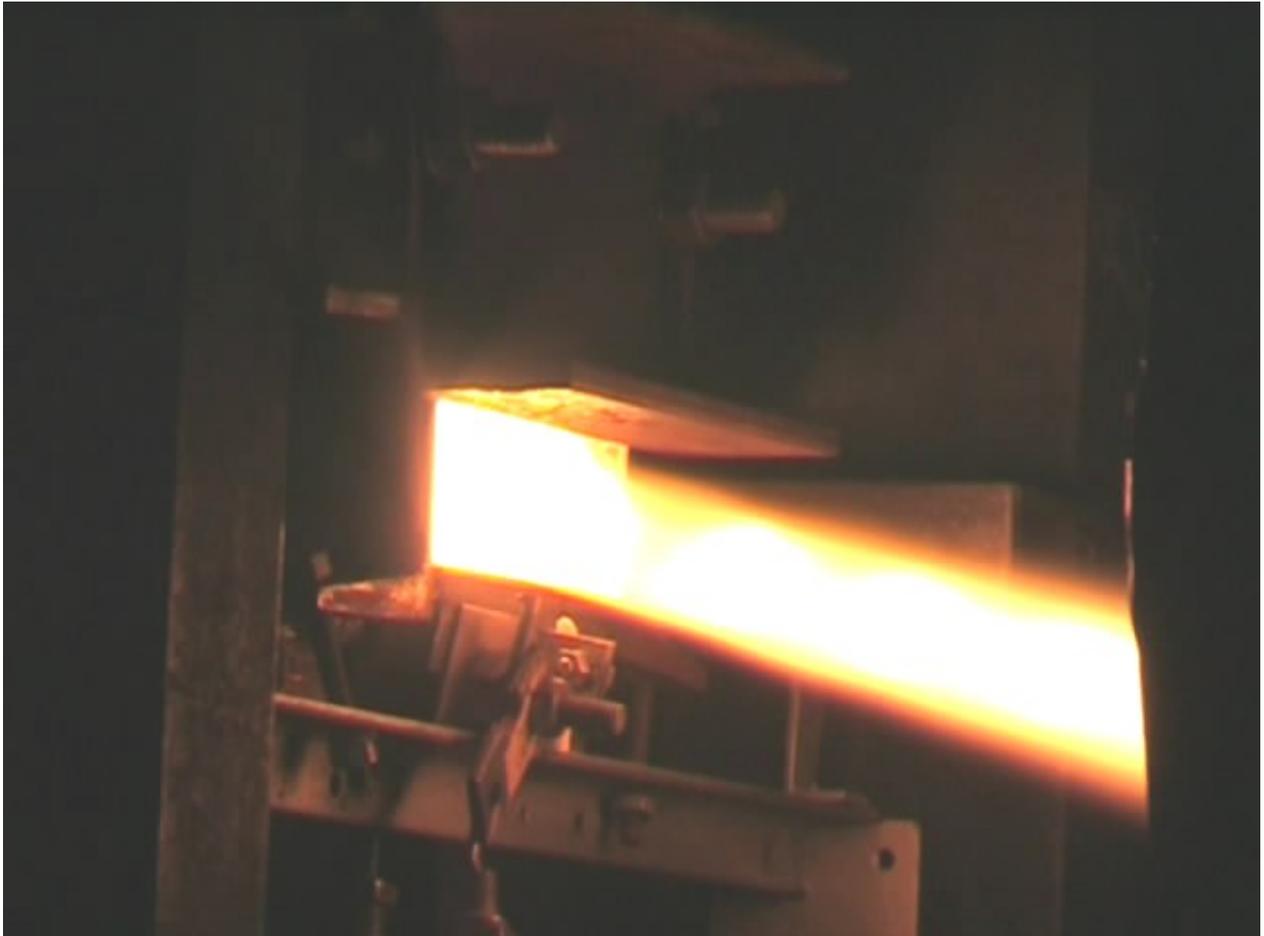


Рис. 10 Фото выхода модельной камеры сгорания, снятое во время эксперимента

На Рис. 11 приведены графики статического давления в проточной части камеры сгорания и расхода топлива через топливоподающую щель во время эксперимента. По ним видно, что подъем статического давления после воспламенения составляет  $0,75 \text{ атм}$  при  $ER$  близком к единице, что позволяет надежно определить наличие горения во время эксперимента. После прекращения подачи керосина в камеру сгорания и прекращения горения видно скачкообразное падение статического давления в ее проточной части. Небольшая фазовая задержка падения давления от прекращения подачи топлива объясняется достаточно большим внутренним объемом теплообменника и подводящих трубок. После переключения теплообменника с керосина на воздух замещения, оставшийся керосин вытесняется воздухом, что вызывает задержку погасания модельной камеры сгорания.

Устойчивость рабочего процесса оценивалась по пульсациям статического давления и по видеозаписи. При погасании камеры сгорания или ее работе на предсрывном режиме пульсации статического давления в ее проточной части увеличиваются. Это можно видеть по резкому повышению статического давления, а затем

его резкому падению после прекращения подачи керосина. Видеозапись также позволяет установить наличие пульсаций на предсрывных режимах работы камеры сгорания.

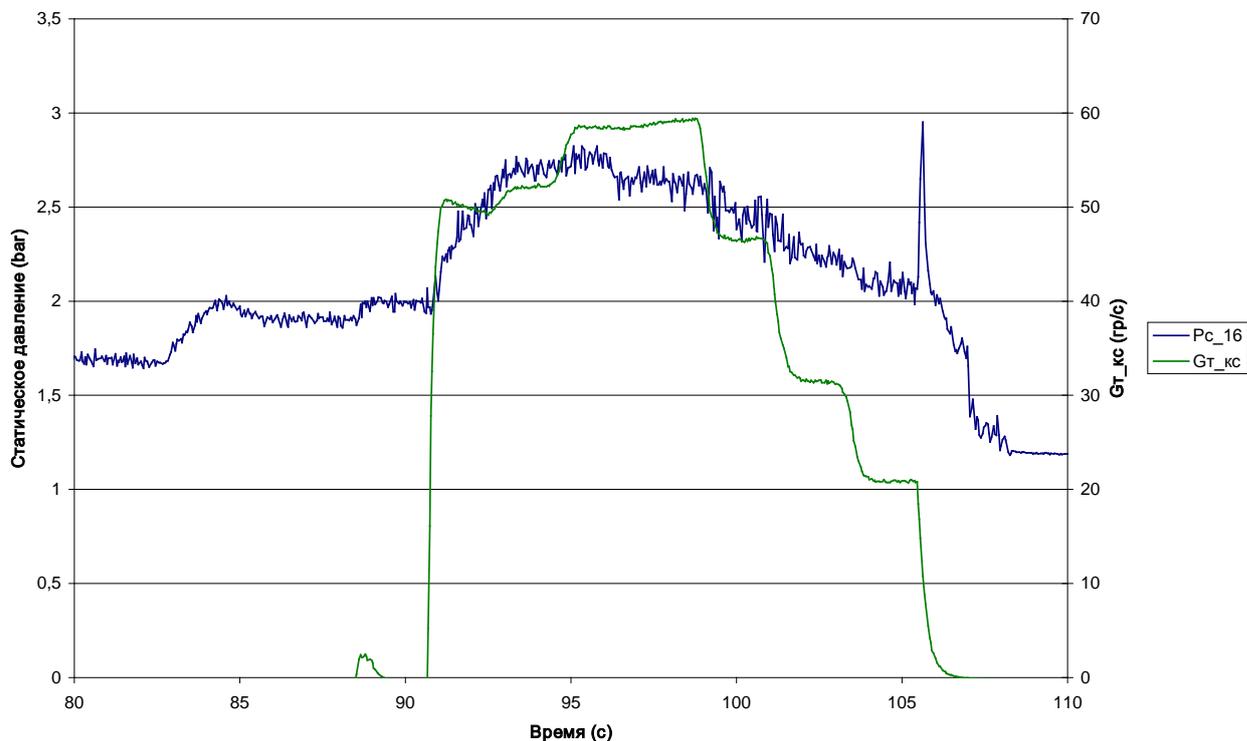


Рис. 11 Статическое давление в модельной камере сгорания и расход топлива во время эксперимента

В результате проведенных экспериментов получена устойчивая работа модельной камеры сгорания в диапазоне  $ER$  от 0,5 до 1,37. При этом  $ER=0,5$  оказался режимом близким к срывному, что позволила установить видеозапись.

**В заключении** приведены основные выводы по работе:

1. разработана методика расчета коаксиального теплообменника для подогрева до высокой температуры различных компонентов при испытаниях камер сгорания ПВРД, позволяющая выполнять проектировочные расчеты, необходимые для определения конструктивных размеров теплообменника;
2. разработана методика оценки глубины проникновения струй топлива в поток и длины начального участка, позволяющая оценить параметры газодинамического стабилизатора и длину камеры сгорания;
3. спроектирован и внедрен коаксиальный теплообменник для подогрева топлива перед подачей в модельную камеру сгорания, моделирующий тем самым охлаждение конструкции камеры сгорания летательного аппарата топливом. Написана программа, позволяющая рассчитывать такие теплообменники;

4. спроектирован экспериментальный стенд для исследования стабилизации горения на струях, позволяющий проводить эксперименты в широком диапазоне параметров;
5. накоплен экспериментальный материал для расширения представления о механизмах стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего и верификации численных методов;
6. показана возможность стабилизации горения на струях нагретого газообразного горючего втекающих в поток под углом  $135^\circ$ , что дает основание считать стабилизацию пламени на струях одним из возможных и эффективных способов стабилизации пламени и интенсификации горения смесей в потоке;
7. показана эффективная работа струйного стабилизатора в широком диапазоне режимных параметров.

**Основные результаты диссертации** опубликованы в работах:

1. Аврашков В.Н., Метелкина Е.С., Мещеряков Д.В., Митрохов Н.В. История и практика работ по созданию камер сгорания высокоскоростных ПВРД на факультете «Двигатели летательных аппаратов» МАИ // Двигатель, 2009, №6, С.16-18.
2. Митрохов Н.В. Экспериментально-расчетное исследование характеристик коаксиального теплообменника для нагрева газообразного и жидкого топлива при проведении испытаний высокотемпературных композиционных материалов // 10-я Международная конференция "Авиация и космонавтика – 2011", Москва, 8-10 ноября 2011, С.186-187.
3. Митрохов Н. В. Экспериментально-расчетное исследование характеристик коаксиального теплообменника для нагрева топлива при исследованиях горения // Вестник Московского авиационного института, 2011, Т.18, №6, С.47-52.
4. Митрохов Н. В., Грисхаммер С. Численное моделирование трехмерного течения в канале стенда для исследования прямооточных воздушно-реактивных двигателей // Научно-технический вестник Поволжья, 2012, №5.