

На правах рукописи

Епищенко Сергей Владимирович

**РАЗРАБОТКА МАЛОРАЗМЕРНОЙ РАКЕТНОЙ КАМЕРЫ
ДЛЯ ГЕНЕРАЦИИ АЭРОЗОЛЯ**

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Самара – 2010

Работа выполнена в ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» (СГАУ) на кафедре механической обработки материалов

Научный руководитель:	доктор технических наук, профессор Первышин Александр Николаевич
Официальные оппоненты:	доктор технических наук, профессор Бирюк Владимир Васильевич доктор технических наук, профессор Носырев Дмитрий Яковлевич
Ведущая организация:	ОАО «Самарское конструкторское бюро машиностроения» (г. Самара)

Защита состоится «11» июня 2010 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д.212.215.02 при ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» по адресу 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, ауд. 209.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева»

Автореферат разослан «06» мая 2010 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.215.02
доктор технических наук, доцент

А.Н. Головин

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Ракетные двигатели, помимо создания тяги, обладают уникальными энергетическими возможностями, что позволяет расширить диапазон областей их применения. Источником энергии является химическая энергия топлива, выделяющаяся при горении в камере сгорания. Данная энергия транспортируется струей продуктов сгорания к объекту воздействия. Высокие скорости около 2000 м/с и температуры около 3000 К продуктов сгорания обеспечивают концентрацию энергии в струе $\approx 10^{10}$ Вт/м², уступающую лишь лучу лазера и электронному лучу, превышая их по мощности.

В широком классе технологических процессов необходима высокая концентрация энергии, в том или ином виде, которая затем преобразуется в полезную работу, позволяя значительно повысить их эффективность при одновременном уменьшении габаритов и массы используемого инструмента. К таким процессам относятся: разделительная резка, напыление, наплавка, зачистка поверхностей, парогенерация, пожаротушение.

Исследование рабочего процесса ракетных и воздушно-реактивных камер на жидких горючих в нетрадиционных областях применения проводилось в МГТУ им. Н.Э. Баумана, Национальном аэрокосмическом университете имени Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» и многих других учреждениях. Это направление развивалось в работах Кудрявцева В.М., Поляева В.М., Генбача А.Н., Грушенко А.М. и других исследователей.

Впервые возможность использования газообразных горючих в ракетных двигателях была предложена в 70-х годах в Куйбышевском авиационном институте, ныне Самарском государственном аэрокосмическом университете имени академика С. П. Королева (СГАУ), в работах Лукачёва В.П., Левина В.Я., Заботина В.Г., Косенко А.И., Первышина А.Н. В последние годы эти разработки широко используются на многочисленных отечественных и зарубежных предприятиях.

В СГАУ на базе ракетной камеры был разработан генератор сверхзвуковых струй (ГСС) на кислородно-водородном топливе, который показал высокие эксплуатационные характеристики, но не нашел достаточно широкого применения из-за дороговизны компонентов топлива. В качестве решения этой проблемы был предложен газогенератор на компонентах кислород-пропан, который использовался во многих технологических процессах. Дальнейшее развитие позволило повысить эффективность газогенератора и упростить его эксплуатацию, перейдя на компоненты топлива воздух-пропан.

Основная задача генераторов сверхзвуковых струй не только обеспечение достаточного уровня концентрации энергии, но и её эффективное преобразование в полезную работу технологического процесса, что требует формирования соответствующих целевых функций на базе исследования рабочего процесса ракетной камеры, при необходимости её модификации, выборе режимных и конструктивных параметров в каждом конкретном случае.

Энергетические возможности ракетных двигателей могут эффективно использоваться для генерации аэрозоля и его транспортировки к месту потребления, в частности, для пожаротушения и обогрева пожарно-технического вооружения. Действительно, в Московском авиационном институте (государственном техническом университете) в работах Лепешинского И. А., Карпышева А. В., Душкина А. Л., в Академии государственной противопожарной службы в работах Безбородько М. Д., Безродного И. Ф. показано, что эффективность пожаротушения определяется дисперсностью распыла с диаметрами капель в диапазоне от 100 до 500 мкм в зависимости от класса очага пожара и энергетических возможностей устройства по доставке капель к очагу пожара.

В ГСС струя продуктов сгорания может использоваться как средство для дробления жидкости и транспортировки огнетушащего аэрозоля к очагу пожара. Это позволяет: существенно сократить время ввода огнетушащего аэрозоля в зону тушения за счёт мобильности, короткого времени запуска и выхода на номинальный режим; уменьшить расход жидкости на пожаротушение вследствие регулирования дисперсности распыливания; исключить дополнительную подачу окислителя в очаг пожара. Установление связи этих параметров с режимными и конструктивными характеристиками соответствующих генерирующих систем и поиск рациональных решений является основной проблемой, возникающей при разработке устройств для генерации огнетушащих аэрозолей.

Целью работы является разработка малоразмерного устройства на базе ракетной камеры для генерации аэрозоля с заданными параметрами.

Задачи исследования:

1. Анализ современного состояния исследований рабочего процесса ракетной камеры как источника высокоэнергетического рабочего тела для формирования аэрозоля заданной дисперсности.
2. Разработка моделей физических процессов диспергирования, испарения и транспортирования жидкости в камере сгорания и струе.
3. Разработка рекомендаций по проектированию, создание экспериментального образца ракетного генератора аэрозоля и разработка экспериментального оборудования для его исследования.
4. Определение области рациональных режимных и конструктивных параметров ракетного генератора аэрозоля, обеспечивающих заданный уровень дисперсности и кинетических параметров аэрозоля.

Методы исследования. Для решения поставленных задач были использованы методы высшей математики, физики, газовой динамики, методы проектирования и расчета ракетных двигателей малой тяги на газообразном топливе, экспериментальные методы исследования двухфазных струй, а также ряд вычислительных программ.

Научная новизна. Математическая модель движения, дробления и испарения потока капель жидкости в дозвуковой части сопла впервые учитывает их совместное влияние на рабочий процесс ракетной камеры.

Результаты расчёта влияния режимных и конструктивных факторов на дисперсность и кинетические параметры аэрозоля.

Показано, что камера сгорания ракетного двигателя обеспечивает режимы распыливания жидкости с дисперсностью от 100 до 500 мкм и установлены границы существования этих режимов.

Практическая ценность. Обоснованы принципы организации рабочего процесса ракетной камеры для генерации огнетушащего аэрозоля регулируемой дисперсности. Разработанный метод расчёта кинетических характеристик потока капель жидкости в потоке продуктов сгорания позволяет выделить область режимных и конструктивных факторов, обеспечивающих требуемое качество диспергирования жидкости. Предложенная конструкция генератора мелкодисперсного аэрозоля на базе ракетной камеры, реализующая разгон и диспергирование жидкости, может использоваться как для пожаротушения, так и в других технологических процессах. Созданный комплекс экспериментального оборудования позволяет использовать его для исследований высококонцентрированных газок капельных потоков.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы были обсуждены на международных научно-технических конференциях: «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самара СГАУ 2007 г., 2009 г.), на ежегодных всероссийских научно-технических конференциях «Королёвские чтения» (Самара, СГАУ).

Кроме того, часть положений работы были доложены на выставке, приуроченной к заседанию коллегии по вопросам безопасности и антитеррористической деятельности, совместно с МЧС России в г. Самара, 2008 г.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 7 печатных работ, в том числе в изданиях, определенных ВАК Российской Федерации – 4 работы. Получен патент на полезную модель.

Структура диссертации. Диссертация состоит из введения, 4-х глав, выводов, списка использованных источников из 109 наименований, приложений. Общий объем диссертации составляет: 116 стр., 41 рисунок, 12 таблиц.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность выбранной темы и направления исследования, дана краткая характеристика диссертационной работы, сформулированы основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе работы на основании анализа научно-технической литературы были рассмотрены пути использования высокой энерговооруженности ракетных двигателей в технологических целях. Проведен анализ существующих устройств, формирующих мелкодисперсный аэрозоль, являющихся источником

концентрированных потоков энергии, а также теоретических и экспериментальных методов исследования двухфазных струй. Установлены и сформулированы основные проблемы проектирования подобных устройств, что позволило определить цель и задачи диссертационной работы.

Вторая глава посвящена разработке математической модели. Процесс распыливания жидкости в генераторе мелкодисперсного аэрозоля представлен на рисунке 1.

В предлагаемом генераторе возможна организация распыливания струи жидкости как в режимах пневматического распыливания или геликоидальных волн, обеспечивающих эффективный распыл, так и в режиме симметричных колебаний. Последний режим характеризуется образованием больших диаметров капель, наличием большого нераспавшегося участка струи, что приводит к снижению огнетушащей эффективности аэрозоля, так как диаметр получаемых капель жидкости более 500 мкм.

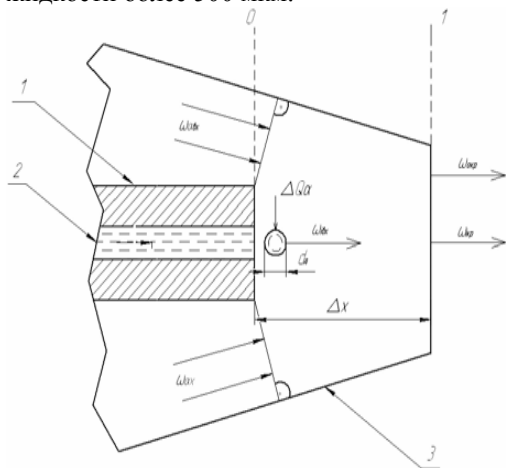


Рисунок 1 – Схема формирования струи аэрозоля: 1 – жидкостная форсунка; 2 – канал подачи жидкости; 3 – сопловой аппарат

В работах Витмана Л. А., Первышина А. Н. были определены границы распыливания струи жидкости ракетной камерой:

Для режима симметричных колебаний:

$$\text{Re} \cdot Lp^{-0,42} \cdot (\bar{\rho})^{0,5} \cdot (\bar{\eta})^{0,29} = 6 \quad (1)$$

для режима распыливания:

$$\text{Re} \cdot Lp^{-0,42} \cdot (\bar{\rho})^{0,5} \cdot (\bar{\eta})^{0,29} = 22,4, \quad (2)$$

где

$$\text{Re} = \frac{\rho_i \cdot D_{жс} \cdot \Delta\omega_\alpha}{\eta_i}, \quad Lp = \frac{\rho_i \cdot D_{жс} \cdot \sigma}{\eta_i^2},$$

$$\bar{\rho} = \frac{\rho_i}{\rho_\alpha}, \quad \bar{\eta} = \frac{\eta_i}{\eta_\alpha}.$$

ρ_i – плотность жидкости;

ρ_α – плотность продуктов сгорания;

η_α – вязкость продуктов сгорания;

η_i – вязкость жидкости;

σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкости;

$D_{жс}$ – диаметр жидкостной форсунки;

$\Delta\omega_\alpha$ – скорость скольжения фаз.

Скорость скольжения фаз для механического распыливания (3) и для режима пневматического распыливания (4):

$$\Delta\omega_{\alpha 1} = \frac{6 \cdot \eta_i \cdot \left(\frac{\rho_i \cdot D_{жс} \cdot \sigma}{\eta_i^2} \right)^{0,42}}{D_{жс} \cdot \rho_i \cdot \left(\frac{\rho_{\alpha}}{\rho_i} \right)^{0,5} \cdot \left(\frac{\eta_i}{\eta_{\alpha}} \right)^{0,29}}, \quad (3)$$

$$\Delta\omega_{\alpha 2} = \frac{22,4 \cdot \eta_i \cdot \left(\frac{\rho_i \cdot D_{жс} \cdot \sigma}{\eta_i^2} \right)^{0,42}}{D_{жс} \cdot \rho_i \cdot \left(\frac{\rho_{\alpha}}{\rho_i} \right)^{0,5} \cdot \left(\frac{\eta_i}{\eta_{\alpha}} \right)^{0,29}}. \quad (4)$$

Соответствующие границы режимов распыливания представлены на рисунке 2:

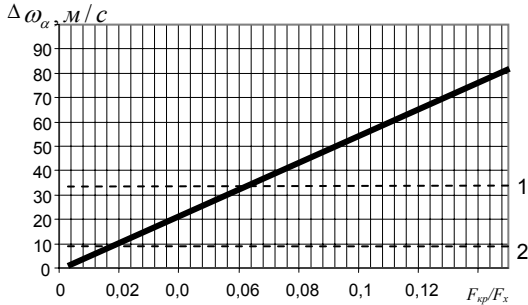


Рисунок 2 – Границы режимов распыливания

наклонной линией показано изменение продольной скорости продуктов сгорания в зависимости от относительной площади сечения сопла, линией 2 показана граница режима механического распыливания, описываемая уравнением 3, т. е. области лежащей ниже данной линии соответствует механический распыл.

Область между линиями 1 и 2 соответствует распылу в области геликоидальных волн. Область выше линии 1, описываемая уравнением 4, соответствует пневматическому распыливанию, причём в этой области струя жидкости разрушается за счёт скоростного напора продуктов сгорания, и чем меньше скорость жидкости, тем интенсивней процесс разрушения при прочих равных условиях.

Для определения диаметра капель, образуемых при различных продольных положениях капилляра, т.е. при разных скоростях скольжения фаз, используем уравнение, полученное Витманом Л. А. для распыливания жидкостей прямоточными форсунками с затопленным соплом

$$\frac{d_i}{D_{жс}} = A \cdot \left[1 + B \cdot \left(\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_{\alpha}} \right)^m \right] \cdot \left(\frac{\rho_{\alpha} \cdot \Delta\omega_{\alpha}^2 \cdot D_{жс}}{\sigma_i} \right)^{-0,45}, \quad (5)$$

где $A = 0,77$ и $B = 0,011$ – постоянные для определённого профиля камеры сгорания и сопла, $m = 2$ – коэффициент, зависящий от конструкции камеры сгорания и соплового аппарата.

Из рисунка 2 видно, что наиболее эффективное распыливание струи жидкости (размер капель менее 500 мкм) в конфузоре сопла генератора будет происходить на скоростях продуктов сгорания не менее 34 м/с.

При решении задачи движения газожидкостного потока сопловой части ракетной камеры были приняты следующие допущения:

- поток капель жидкости монодисперсный, вторичное дробление капель отсутствует;
- диспергирование жидкости происходит сразу за срезом капилляра;
- при диспергировании температура жидкости не меняется, теплообмен происходит только с поверхностным слоем капли, без изменения температуры неиспарившейся части капли;
- со стороны газового потока на капли действует только аэродинамическая сила сопротивления, действие остальных сил пренебрежимо мало.

Тогда уравнение движения капель можно записать в виде:

$$P_i = \dot{m}_{жс} \cdot \frac{d\omega_i}{d\tau}, \quad (6) \quad \text{где} \quad P_i = \frac{1}{2} \cdot c_i \cdot f_i \cdot \rho_\alpha \cdot (\omega_\alpha - \omega_i)^2. \quad (7)$$

Подставив в уравнение (6) уравнение (7) с учётом коэффициента аэродинамического сопротивления $c_i = \frac{13}{\sqrt{Re}}$ (8), получим дифференциальное

$$\text{уравнение движения капли: } \frac{d\omega_i}{d\tau} = A_i [\omega_\alpha - \omega_{вх}]^{1,5}, \quad (9) \quad \text{где} \quad A_i = \frac{\xi_1}{d_i^{1,5}}, \quad \xi_1 = \frac{3}{4} \cdot \frac{\psi_i \cdot \eta_\alpha^{0,5} \cdot \rho_\alpha^{0,5}}{\rho_i}, \quad (10)$$

где \dot{m} – массовый расход, ω – скорость, f – площадь поперечного сечения, ψ – коэффициент лобового сопротивления, d – диаметр; индексы: $жс$ – жидкость, i – капля, α – продукты сгорания, $вх$ – параметры на входе, $кр$ – критическое сечение.

Скорость активного потока продуктов сгорания меняется на участке 0-1 от $\omega_{\alpha вх}$ до $\omega_{\alpha кр}$. Причём можно предположить, что для каждого из этих параметров ($\omega_{\alpha вх}, \omega_{\alpha кр}$) это изменение скорости незначительно, так как в минимальном сечении сопла всегда реализуется критическая скорость, а изменением давления и температуры торможения в камере сгорания при незначительном времени разгона капель и значительно большей плотности жидкости по сравнению с продуктами сгорания можно пренебречь. Тогда при интегрировании уравнения (9) можно допустить, что на участке разгона скорость активного потока постоянна и соответствует средней скорости:
$$\bar{\omega}_\alpha = \frac{\omega_{\alpha вх} + \omega_{\alpha кр}}{2}.$$

Это позволяет получить аналитическую зависимость для определения промежутка времени $\Delta\tau$, в течение которого капля жидкости переместится из сечения 0 в сечение 1 (рисунок 1):

$$\Delta\tau_i = \frac{2 \cdot (k - \sqrt{\bar{\omega}_\alpha - \omega_{кр}})}{A_i \cdot k \cdot \sqrt{\bar{\omega}_\alpha - \omega_{кр}}}, \quad (11) \quad \text{где} \quad k = \sqrt{\bar{\omega}_\alpha - \omega_{\alpha вх}}.$$

Уравнение скорости капли в критическом сечении сопла будет иметь вид:

$$\omega_{кр} = 2 \cdot \left[S \cdot \sqrt{S^2 - \bar{\omega}_\alpha} - (S - \bar{\omega}_\alpha) \right], \quad (12) \quad \text{где} \quad S = \frac{1}{2} \cdot \left(k + \frac{\bar{\omega}_\alpha}{k} + \frac{A_i \cdot \Delta x}{2} \right).$$

Для оценки возможности регулирования дисперсности распыла была определена интенсивность испарения балласта и влияние испарившейся части на температуру струи в зависимости от места ввода жидкости.

К капле на участке движения (0-1) за время $\Delta \tau_i$ от окружающего высокотемпературного газа подводится энергия:

$$\Delta Q_{\alpha(0-1)} = \alpha^* \cdot F_{i0} \cdot (T_\alpha - T_s(p_k)) \cdot \Delta \tau_i.$$

Температура смеси продуктов сгорания и испарившейся части жидкости в камере сгорания определим из уравнения сохранения энергии:

$$T_k^* = \frac{\frac{1-q}{q} \cdot \bar{c}_{pa} \cdot T_\alpha + \bar{c}_{pn} \cdot T_s(p_k) - r(p_k) - \bar{c}_i \cdot (T_s(p_k) - T_{вк})}{\frac{1-q}{q} \cdot \bar{c}_{pa} + \bar{c}_{pn}}, \quad (13)$$

где $q = \frac{\dot{m}_{исп}}{\dot{m}_\alpha + \dot{m}_{исп}}$ – коэффициент балластирования, учитывающий только испарившуюся поверхностную часть капли, \dot{m}_α – массовый расход топлива,

$$\dot{m}_{исп} = \frac{\Delta M_i}{\Delta \tau_i} \text{ – массовый расход испарившейся части балласта.}$$

Уравнение (13) позволяет оценить температуру в камере сгорания при подводе балласта как в виде жидкости, так и в виде пара.

Наличие балласта в камере сгорания приводит к изменению работоспособности рабочего тела за счёт изменения как его температуры, так и состава. Молярную массу рабочего тела после испарения жидкости можно определить:

$$\mu_k = \frac{1}{q \cdot \left(\frac{1}{\mu_i} + \frac{1-q}{q} \cdot \frac{1}{\mu_\alpha} \right)}. \quad (14)$$

Расчёт испарения капли состоит из ряда итераций (j), где рассматривается движение капли жидкости от выхода из капилляра до критического сечения сопла. Скорость движения продуктов сгорания на участке 0-1 в первой итерации определяется как среднее значение скорости в сечениях 0 и 1. В первой итерации не учитывается влияние испарившейся части жидкости на скорость и температуру в камере. Учёт этого влияния производится в последующих итерациях. Необходимо отметить, что значение температуры в камере сгорания T_α остаётся неизменным. Во всех итерациях производится последовательное изменение термодинамических

параметров продуктов сгорания: скорости $w_{\alpha kj} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} \cdot \frac{R_{\mu}}{\mu_{kj}} \cdot T_{kj}^*}$, молярной массы μ_{kj} ,

температуры торможения T_{kj}^* , давления p_{kj} и плотности $\rho_{\alpha j}$ в камере сгорания:

$$p_{kj} = p_{kj-1} \cdot \frac{1-q_{j-1}}{1-q_j} \cdot \sqrt{\frac{T_{kj}^* \cdot \mu_{kj-1}}{T_{kj-1}^* \cdot \mu_{kj}}}, \quad (16) \quad \rho_{\alpha j} = \frac{p_{kj} \cdot \mu_{kj}}{R_{\mu} \cdot T_{kj}^*}. \quad (17)$$

Третья глава. При проектировании ракетного генератора аэрозоля был разработан ряд рекомендаций.

1. В качестве топлива использовать пару пропан-воздух, энергетика которых достаточна для выполнения поставленных задач, с коэффициентом избытка окислителя $\alpha < 1$ с целью уменьшения подачи в очаг пожара дополнительного кислорода.

2. Для диспергирования и подачи в зону горения жидкости с расходом до 350..400 г/с расход компонентов топлива составляет $\dot{m}_m = 8..10$ г/с.

3. Давление в камере сгорания принять равным $5 \times 10^5 \text{ Н/м}^2$. Давление подачи компонентов, исходя из возможности питания газогенератора воздухом, как от стандартной рабочей пневмосети, так и переносных баллонов и составляет не менее $10 \times 10^5 \text{ Н/м}^2$, что обеспечивает независимость расхода компонентов от давления в камере сгорания.

4. Смесеобразование обеспечить радиальной подачей компонентов.

5. Профиль камеры сгорания ракетного генератора аэрозоля должен обеспечивать:

- подачу жидкости по прямолинейной траектории с возможностью регулирования дисперсности распыла;
- регулировку дисперсности распыла за счёт продольного перемещения форсунки для подачи жидкости.

6. Для воспламенения топлива использовать безрасходную систему электроискрового зажигания.

7. Для успешной ликвидации горения различных классов пожара осуществлять подачу огнетушащего аэрозоля с дисперсностью от 100 до 500 мкм. Получение данной дисперсности в ракетном генераторе аэрозоля обеспечивает поток продуктов сгорания на скорости от 34 до 200 м/с. Данные скорости продуктов сгорания можно получить при относительной площади сечения сопла от 0,04 до 0,23. Исходя из того, что диаметр критического сечения сопла равен $5,5 \times 10^{-3}$ м, максимальный диаметр сопла ракетного генератора в месте ввода жидкости для получения капель с диаметром 500 мкм не должен превышать величины $D_x = 23,9 \times 10^{-3}$ м.

8. Длина участка сопла ракетного генератора аэрозоля определяется исходя из требуемого диапазона скорости продуктов сгорания в месте ввода жидкости (от 34 до 200 м/с) и зависимости этой скорости от положения форсунки подачи жидкости, что составляет 30×10^{-3} м. Исходя из длины сопла и его максимального диаметра определяется угол сужения, который составляет 33° .

На основании предложенных рекомендаций была разработана конструкция и изготовлен экспериментальный ракетный генератор аэрозоля, рисунок 3.

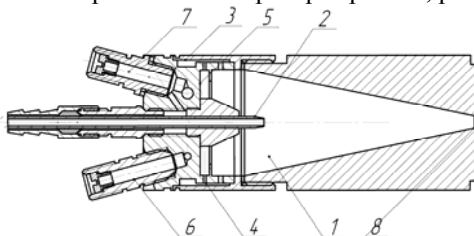


Рисунок 3 – Ракетный генератор аэрозоля:

1 – камера сгорания; 2 – форсунка подачи жидкости для генерации аэрозоля; 3 – коллектор; 4 – форсунки топливной смеси; 5 – предкамера; 6 – жиклёр горючего; 7 – жиклёр окислителя; 8 – дозвуковое сопло

В эксперименте для замера параметров частиц использовано устройство контроля дисперсной фазы, основанное на бесконтактном оптическом методе регистрации, рисунок 4, разработанное в ОНИЛ № 16 СГАУ.

Устройство контроля дисперсной фазы предназначено для измерения скорости и диаметра капель жидкости в газовых сверхзвуковых потоках как в воздухе, так и в продуктах сгорания.

Измерение в данном устройстве осуществляется путем визуализации данных, передаваемых на компьютер непосредственно с датчика. Данные представляют собой: диаметры частиц и соответствующие им скорости в виде гистограммы.

Испытания ракетной камеры для получения мелкодисперсного аэрозоля производилось на модифицированном стенде в лаборатории ОНИЛ № 3 СГАУ, дополненным разработанной системой измерения расхода и подачи жидкости, а также термографом ИРТИС 2000 для измерения температуры продуктов сгорания до и после ввода балласта. Принципиальная схема стенда представлена на рисунке 5.

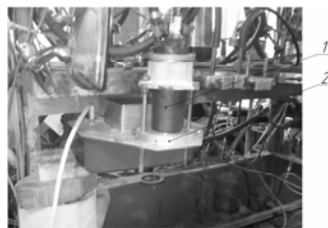


Рисунок 4 – Ракетный генератор аэрозоля с устройством контроля дисперсной фазы:

1 – ракетный генератор аэрозоля; 2 – устройство контроля дисперсной фазы УК-905

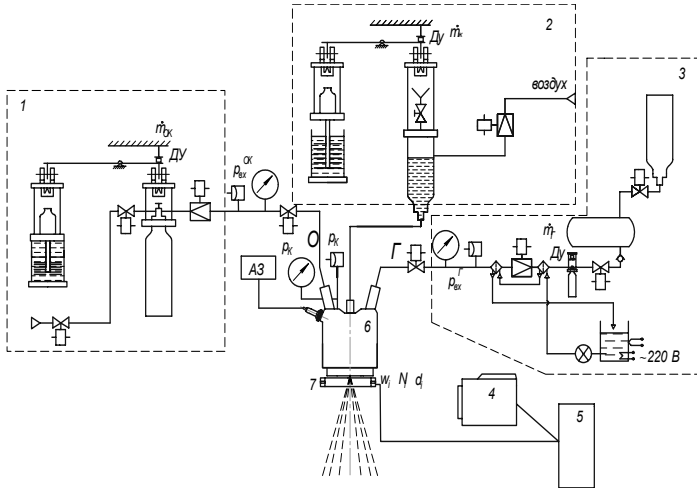


Рисунок 5 - Принципиальная схема стенда для испытания ракетной камеры:
 1– система измерения расхода окислителя; 2– система измерения расхода жидкости; 3– система замера расхода горючего; 4– термограф ИРТИС 2000;
 5– персональный компьютер; 6– ракетная камера; 7– устройство контроля дисперсной фазы УК-905

Измерения расходов окислителя, горючего и жидкости производились весовым методом с использованием датчиков усилия, что позволило снизить погрешность измерения расхода пропана, поступающего в генератор в паровой фазе.

Относительные погрешности измерения: расход горючего - 2,9%, окислителя - 2,2 %, жидкости - 2,9%, давления в камере сгорания - 0,5% с доверительной вероятностью 0,95.

Четвёртая глава содержит результаты эксперимента и их анализ.

Объектом испытания являлся ракетный генератор аэрозоля на газообразном топливе (рисунок 3).

Экспериментальные и расчётные данные по дисперсности распыливания жидкости и скорости капель в критическом сечении сопла без процесса горения при $\Delta x = 19 \text{ мм}$; $\dot{m}_{\text{ок}} = 20 \text{ г/с}$; $\dot{m}_{\text{жс}} = 0,2 \text{ г/с}$ представлены на рисунке 6.

Расчеты дисперсности и скоростей капель жидкости производились по модели для монодисперсного потока по выражениям (3, 10).

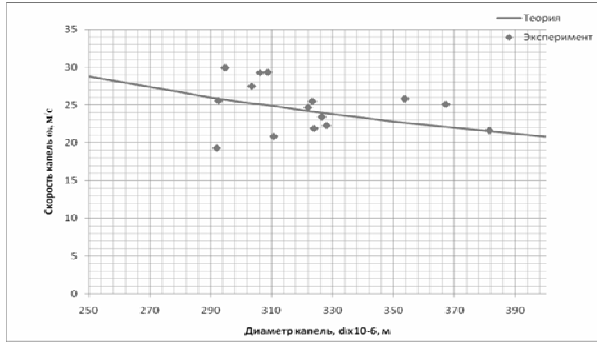


Рисунок 6 – Данные эксперимента и расчета по определению дисперсности и скоростей каплей жидкости в критическом сечении сопла на режиме без горения

Как видно из рисунка 6 отклонение экспериментальных значений от расчётных по скорости каплей не превышает $\delta_{\omega_i} = 24\%$, а по диаметру каплей $\delta_{d_i} = 15,2\%$.

Результаты запуска генератора на топливе пропан-воздух без подвода балласта: $\dot{m}_{ок} = 9,34$, г/с; $\dot{m}_z = 0,66$, г/с; $\dot{m}_m = 10$, г/с; $\alpha = 0,9$; $p_k = 5 \times 10^5$ Н/м². Полнота расходного комплекса составила $\varphi_\beta = 0,96$, что подтверждает правильность выбора профиля камеры сгорания и её геометрических размеров.

На рисунке 7 видно хорошее соответствие расчётных и экспериментальных данных полученной модели по выражению (16), где отличие составляет не более $\delta_{p_k} = 2,5\%$.

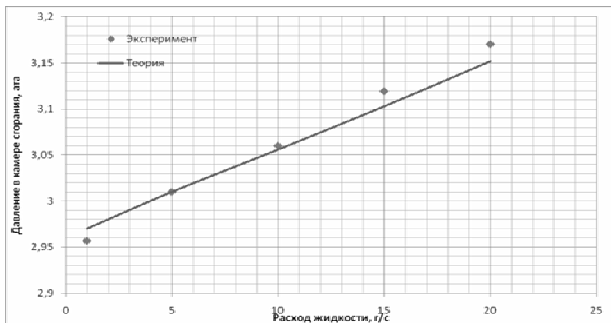


Рисунок 7 – Данные эксперимента и расчета по изменению давления в камере сгорания при подводе балласта с горением

С помощью термографа ИРТИС-2000 определялось влияние на температуру продуктов сгорания балластирования.

При подводе балласта с расходом жидкости 25 г/с зарегистрировано уменьшение температуры продуктов сгорания (рисунок 8, рисунок 9) до величины

750 °С, расчётное значение по формуле (13) составило 710 °С. Временной график изменения температуры продуктов сгорания в критическом сечении сопла при балластрировании представлен на рисунке 10.

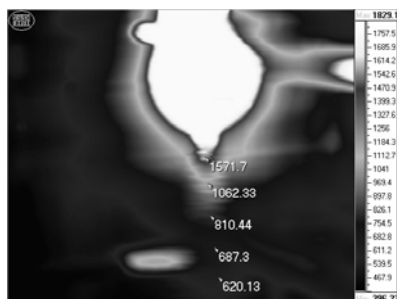


Рисунок 8 – Термовизуализация работы ракетной камеры без подвода балласта

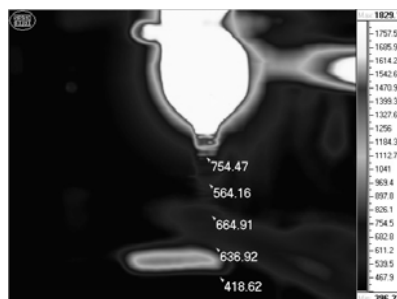


Рисунок 9 – Термовизуализация работы ракетной камеры с подводом балласта

Таким образом, отклонение экспериментальных значений от расчётных не превышает $\delta_{T_k} = 18 \%$.

На рисунке 10 представлена диаграмма изменения температуры продуктов сгорания в критическом сечении от времени при подводе балласта с расходом жидкости 25 г/с. Подача жидкости производилась на 80-ой секунде эксперимента, на 124-ой секунде подача жидкости была прекращена.

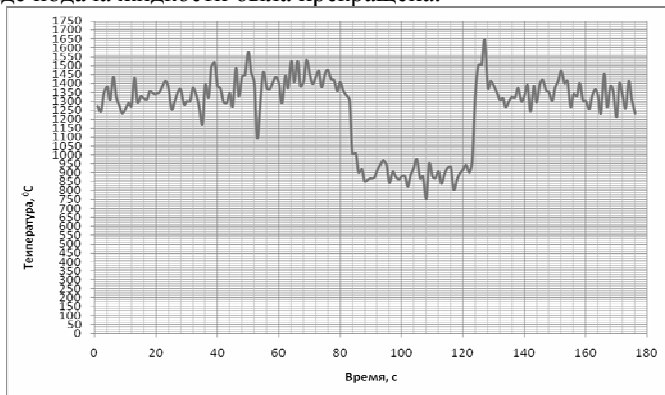


Рисунок 10 – Временной график изменения температуры продуктов сгорания в критическом сечении сопла при балластрировании

Для оценки огнетушащей эффективности генерируемого аэрозоля были проведены натурные огневые испытания. Испытания проводились на модельном очаге класса 5 В, имитирующем условия реального пожара на открытой площадке, согласно норм пожарной безопасности НПБ 316-03.

Модельный очаг пожара класса 5 В представлял собой круглый противень, изготовленный из листовой стали, площадью $0,16 \text{ м}^2$. В качестве горючего материала применялся бензин летнего вида Аи-92. Количество жидкости в противне: 1,5 литра воды и 3,5 литра бензина.

Результаты испытаний: время запуска устройства: 1...2 секунды; расход горючего (пропан-бутановая смесь) 0,5 г/с; расход окислителя (воздух) 8 г/с; расход воды 90 г/с; давление в камере $2 \times 10^3 \text{ Н/м}^2$; температура аэрозоля (на расстоянии 2,5 метра от сопла) 303 К; время тушения модельного очага класса 5 В составило 16 секунд. Полученные показатели свидетельствуют о высокой огнетушащей способности генерируемого аэрозоля.

Основные результаты и выводы по работе

Разработано малогабаритное устройство на базе ракетной камеры для генерации огнетушащего аэрозоля с заданными параметрами.

1. Анализ современного состояния исследований ракетной камеры как источника рабочего тела и мощности для формирования мелкодисперсного аэрозоля показал, что энергетические возможности ракетных двигателей могут эффективно использоваться для генерации огнетушащего аэрозоля с дисперсностью от 100 до 500 мкм и его транспортировки к месту потребления.

2. Разработаны модели физических процессов диспергирования, испарения и транспортирования в условиях формирования аэрозоля, на основе которых определена область рациональных режимных и конструктивных параметров генератора аэрозоля на базе ракетной камеры.

3. Предложены рекомендации, на основании которых разработана конструкция генератора мелкодисперсного аэрозоля на базе ракетной камеры, реализующая разгон и диспергирование жидкости, которая может использоваться как для пожаротушения, так и в других технологических процессах.

4. Создан комплекс экспериментального оборудования, позволяющий использовать его для исследований высококонцентрированных газочапельных потоков. Экспериментально подтверждена адекватность теоретических моделей. Показано, что математическая модель определения кинетических характеристик потока капель жидкости даёт отклонение экспериментальных значений от расчётных по скорости капель не более $\delta_{\omega_i} = 24\%$, по диаметру капель не более $\delta_{d_i} = 15,2\%$, по изменению температуры продуктов сгорания и внутрикамерного давления при балластировании не более $\delta_{T_x} = 18 \%$ и не более $\delta_{p_x} = 2,5\%$ соответственно.

Основное содержание диссертации опубликовано

в рецензируемых журналах и изданиях, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации:

1. Епищенко, С. В. Метод оценки диспергирования в генераторе мелкодисперсного аэрозоля [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск. Актуальные вопросы тепло и массообмена, энергоэффективность, исследование вихревых закрученных потоков.– 2008.– С. 76-79.

2. Епищенко, С. В. Модель движения монодисперсного газожидкостного потока в трансзвуковой части ракетной камеры [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2008. – № 3 (16). – С. 126-129.

3. Епищенко, С. В. Модель оценки влияния испарения диспергированной жидкости на теплофизические параметры продуктов сгорания ракетной камеры [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин // Известия Самарского научного центра РАН. – 2008.– № 3– С. 279-282.

4. Епищенко, С. В. Физико-математическая оценка параметров огнетушащего аэрозоля, образованного путём распыливания жидкости продуктами сгорания ракетной камеры [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин // Известия Самарского научного центра РАН. – 2008.– № 3– С. 283-285.

в других изданиях:

5. Епищенко, С.В. Малогабаритное устройство на базе ракетной камеры для ликвидации пожара в замкнутом объёме [Текст] / С.В. Епищенко, А.Н. Первышин // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Матер. междунар. научн.-технич. конф. (21-23 июня 2006 г.). – Самара: СГАУ, 2006. – С. 151-152.

6. Епищенко, С.В. Оценка огнетушащей эффективности мелкодисперсного аэрозоля, генерируемого малогабаритным устройством на базе ракетной камеры [Текст] / С.В. Епищенко // IX Королевские чтения: Сб. тезис. доклад. научн. конф. – Самара, 2007. – С. 68.

7. Епищенко, С. В. Экспериментальное определение параметров дисперсности огнетушащего аэрозоля генерируемым ракетным генератором аэрозолей на холодном пуске [Текст] / С. В. Епищенко, А.Н. Первышин, Д. В. Корнилин // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Матер. междунар. научн.-технич. конф. (24-26 июня 2009 г.). – Самара: СГАУ, 2009. – В 2ч. Ч.1. – С. 65-66.

8. Патент № 84715 RU, МПК А62С 3/00. Установка для пожаротушения [Текст] / Епищенко С. В., Первышин А. Н., Гуляев Ю. И. Опубликовано 20.07.2009, Бюл. №20.