

Арефьев Константин Юрьевич

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЗОНАНСНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ
СИСТЕМЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ
НА ЗАКИСИ АЗОТА

Специальность: 05.07.05

Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Работа выполнена в Московском Государственном Техническом
Университете имени Н.Э. Баумана на кафедре Ракетные двигатели.

Научный руководитель **Воронцов Андрей Владимирович**, доктор
технических наук, профессор кафедры "Ракетные
двигатели" МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты: **Трусов Борис Георгиевич**, доктор технических наук,
профессор кафедры "Программное обеспечение ЭВМ и
информационные технологии" МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Петренко Владислав Михайлович, кандидат
технических наук, начальник экспериментально-
испытательного отделения ОАО "ТМКБ "Союз".

Ведущая организация: "КБХимМаш" - филиал ФГУП "ГКНПЦ
им. В.М. Хруничева".

Защита диссертации состоится «16» октября 2013 г. в 14-00 час. на
заседании диссертационного совета Д212.141.08 при Московском
Государственном Техническом Университете имени Н.Э.Баумана по адресу:
105005, г. Москва, Лефортовская наб., д. 1, факультет "Энергомашиностроение".

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью
организации, просим направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул.,
д. 5, МГТУ им. Н.Э.Баумана, ученому секретарю диссертационного
Д212.141.08.

Автореферат разослан «___» _____ 2013 г.

Ученый секретарь диссертационного совета

д.т.н., доцент



Перевезенцев В.В.



Актуальность проблемы. Тенденции развития малых космических аппаратов (МКА) направлены на их миниатюризацию, унификацию и расширение области применения, а также снижение затрат на создание и выведение. Диссертационное исследование посвящено вопросам совершенствования двигательных установок (ДУ) наиболее перспективных МКА класса «микро» с массой 10...100 кг.

С уменьшением размеров МКА растет доля сухой массы и снижается массовая энергоотдача ДУ, поэтому применение традиционных технических решений не позволяет достичь требуемого уровня массовой эффективности ДУ.

Основными задачами при создании МКА становятся повышение массовой эффективности и снижение энергопотребления.

В работе рассмотрены следующие пути их решения:

- применение перспективных топлив, в частности закиси азота в паре с газообразным горючим;
- использование газодинамической системы воспламенения (ГСВ) для инициирования рабочего процесса в камере сгорания (КС) ЖРД МТ.

К уникальным свойствам N_2O (как компонента ракетного топлива) относятся возможность разложения ее на свободные кислород и азот с выделением тепловой энергии в количестве 82 кДж/моль, возможность хранения в сжиженном состоянии, упрощение системы подачи за счет эффекта самовытеснения собственными насыщенными парами с давлением более 4 МПа при 290 К, а также нетоксичность (относится к 4 классу малоопасных веществ). Кроме того, для терморегулирования МКА может быть использовано тепло, поглощаемое при фазовом переходе жидкость-газ, происходящем в баке, а также выделяемое при организации рабочего процесса в КС.

Таким образом, применение закиси азота позволяет разработать ДУ МКА, сочетающую в себе высокие энергетические и массовые характеристики, технологичность конструкции и эксплуатации, надежность и многорежимность.

Удельный импульс ЖРД МТ с использованием топливной смеси закись азота/водород составляет более 3300 м/с. В связи с этим данная топливная пара рассматривается в работе в качестве основной.

Однако, топливные композиции на базе N_2O не являются самовоспламеняющимися. Практическая реализация их преимуществ требует отказа от традиционных систем воспламенения, резко ухудшающих массовые характеристики ДУ МКА.

Одним из наиболее перспективных решений этой проблемы является использование ГСВ, что позволяет существенно снизить энергопотребление и массу ДУ, исключить дополнительные структурные элементы, необходимые для запуска РД. Принцип действия ГСВ основан на эффекте Гартмана-Шпренгера, который заключается в ускорении газа в сверхзвуковом сопле и последующем его нагреве в застойной зоне резонатора. Предполагается, что в случае надлежащего профилирования газодинамического тракта, при подаче через сопло газообразной топливной смеси, возможно ее воспламенение.

Однако следует подчеркнуть, что в известных работах пока не удалось достигнуть уровня температур, обеспечивающих стабильный запуск двигателя на закиси азота, а применение ГСВ ограничивается легковоспламеняемыми топливными смесями.

Таким образом, дальнейшие исследования ДУ для МКА на топливной композиции N_2O/H_2 с применением ГСВ является важной научно-технической задачей и требует детального рассмотрения.

Целью диссертационного исследования является создание высокоэффективной резонансной газодинамической системы воспламенения топливных композиций на базе закиси азота для ДУ МКА.

Достижение поставленной в работе цели обеспечивается решением следующих **основных задач**.

1. Расчетными методами определить геометрические и режимные параметры ГСВ, обеспечивающие максимальное тепловыделение в резонаторе и минимальные времена выхода двигателя на номинальный режим.
2. Разработать экспериментальные установки и методики проведения испытаний модельного варианта ГСВ и стендового образца ЖРД МТ с ГСВ на натуральных компонентах топлива.
3. Получить базы экспериментальных данных по влиянию геометрических и режимных параметров ГСВ и двигателя на динамику запуска ЖРД МТ и характеристики его работы на номинальном режиме.
4. Определить возможные диапазоны снижения массы ДУ МКА в случае применения топливных композиций на базе N_2O .

Научная новизна диссертационной работы.

1. Предложен метод инициирования рабочего процесса с помощью ГСВ в ЖРД МТ на топливе N_2O/H_2 . Новизна предложенного метода подкреплена патентом РФ (решение о выдаче №2011/47930).
2. Впервые выполнена комплексная расчетно-экспериментальная оптимизация геометрических и режимных параметров ГСВ для топливной композиции N_2O/H_2 с целью обеспечения надежного воспламенения топлива и минимального времени выхода на режим ЖРД МТ.
3. Проведенная оптимизация ГСВ позволила:
 - получить максимальный на настоящий момент уровень температуры в резонаторе (2100 К) ГСВ, более чем с 7,2 раза превышающий начальную температуру газа;
 - впервые для системы запуска на основе ГСВ экспериментально получить значения времени выхода на режим ЖРД МТ менее 0,1 с.
4. Разработана методика количественной оценки соответствия расчетных и экспериментальных изображений структуры нестационарного газодинамического течения на основе анализа их фрактальных размерностей.
5. Определен диапазон значений полного импульса ДУ, в котором применение топливной пары N_2O/H_2 наиболее эффективно. Приведена оценка степени улучшения показателя массовой энергоотдачи относительно существующих ДУ МКА.

Практическая ценность работы состоит в следующем:

- используемая в работе математическая модель рабочего процесса позволяет проводить расчет характеристик нестационарных газодинамических течений в ЖРД МТ с учетом химических реакций, описывающих процессы разложения закиси азота и последующего взаимодействия с водородом;

- результаты комплексного расчетно-экспериментального исследования ГСВ могут быть использованы при проектировании высокоэффективных систем инициирования рабочего процесса применительно к энергосиловым установкам перспективных образцов аэрокосмической техники, технологическим установкам и другим генераторам высокоэнтальпийного потока на газообразном топливе;

- на основе полученных результатов разработана и апробирована система воспламенения топливной смеси в генераторе высокоэнтальпийного воздушного потока технологической системы имитации высокоскоростных условий полета на стенде Ц16ВК НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова;

- предложенный метод количественного анализа структуры нестационарного газодинамического течения, основанный на сравнении фрактальной размерности результатов натурного и численного экспериментов, может быть распространен на целый ряд научных задач, где требуется выявить соответствие расчетных и экспериментальных полей распределения различных параметров;

- использование полученных результатов делает возможным снижение массы ДУ МКА относительно современного уровня.

Исследования выполнялись в соответствии с планами работ НИИЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана и ЦИАМ им. П.И. Баранова в рамках грантов РФФИ №10-08-00762, №12-08-31114 и государственного контракта «Эксперимент-2015».

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- использованием фундаментальных законов и уравнений газовой динамики и теории горения, а также известными теплофизическими и термодинамическими данными взаимодействия закиси азота и водорода;

- применением современных численных и аналитических методов реализации математических моделей;

- удовлетворительным согласованием результатов расчета и проведенных в работе экспериментов, а также их согласованием с данными других авторов;

- использованием стандартизованных методик, аттестованных средств измерений и регистрации экспериментальных параметров.

Апробация работы. Основные результаты исследований докладывались и обсуждались на международной конференции ICMAR-2012 (г. Казань), Всероссийских XXXVI и XXXVII Академических чтениях по космонавтике (г. Москва), Всероссийских XVII Макеевских чтениях (г. Воронеж), Всероссийской конференции «Перспективные технологии самолетостроения в России и мире» (г. Новосибирск), Всероссийском Научно-техническом конгрессе по двигателестроению (г. Москва), конференциях «Студенческая научная весна- 2012, 2013» (МГТУ им. Н.Э. Баумана), а также на научно-

технических семинарах, проводимых кафедрой Ракетные двигатели МГТУ им. Н.Э. Баумана и отделом Аэрокосмические двигатели ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 5 статей в периодических изданиях, входящих в перечень рекомендованных ВАК Минобрнауки России, выпущено 4 научно-технических отчета по результатам НИР.

Структура и объем диссертационной работы. Работа состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы (111 наименований), приложения. Текст работы изложен на 165 машинописных страницах, включает в себя 110 рисунков и 22 таблицы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна полученных результатов и дана общая характеристика диссертационной работы.

В первой главе диссертационной работы рассмотрены требования к перспективным МКА класса «микро» и приведен анализ работ в области совершенствования ДУ для них. На основе анализа современных ДУ сделан вывод, что для обеспечения требований по снижению стоимости и массы МКА необходимо внедрение перспективных компонентов топлива и реализация схемных решений, позволяющих существенно снизить сухую массу ДУ МКА.

Показано, что одним из направлений, позволяющих повысить массовую эффективность и снизить стоимость создания ДУ МКА, является применение закиси азота в качестве компонента топлива. Рассмотрены основные преимущества N_2O и проведено исследование по определению границ области эффективного применения топлива N_2O/H_2 в ДУ МКА. В качестве критерия массовой эффективности ДУ принят параметр массовой энергоотдачи $\eta_m = I_n / (M_{ду} + M_t)$. Здесь I_n - полный импульс тяги ДУ, $M_{ду}$ - масса конструкции двигательной установки, M_t - масса топлива.

Проведенная количественная оценка позволяет ожидать для рассматриваемой топливной пары повышения η_m более чем на 15% в диапазоне $I_n = 300 \dots 1500$ Н·с, на основе чего можно сделать вывод о целесообразности применения указанных компонентов топлива для ряда МКА широкого спектра действия.

Выполнен обзор литературных источников, касающихся применения N_2O в ракетной технике. Изучены разработки Японии, Великобритании и КНР по созданию однокомпонентных (с использованием термokatалитического разложения N_2O) и двухкомпонентных ЖРД. Рассмотрены результаты моделирования процесса разложения N_2O , выполненные Институтом химической физики РАН и Научным центром прикладной химии, г. Санкт-Петербург. В обзоре приведены результаты работ Аэрокосмического центра КНР по исследованию и испытаниям гибридного РД на закиси азота и бутадиеновом каучуке. Проведен анализ публикаций научных работников университета штата Алабама (США), где были проведены успешные испытания ЖРД на закиси азота и пропане (C_3H_8). Приведен анализ публикаций

сотрудников компании XCOR Aerospace (США), где по заказу NASA и DARPA, созданы и внедрены более 10 вариантов ЖРД на закиси азота с диапазоном тяги 45...2000 Н.

На основе анализа имеющейся научно-технической информации показано, что существенного улучшения характеристик ЖРД МТ на рассматриваемой топливной композиции следует ожидать в случае использования ГСВ.

Механизм термо-акустического нагрева газа внутри резонансной полости ГСВ, исследовали в ЦИАМ Черкез А.Я. и Елисеев Ю.Б., в Центре имени Келдыша Купцов В.М., Сергиенко А.А., Филиппов К.Н. и Червяков А.В., в МАИ Курпатенков В.Д., Кесаев Х.В., Иванов И.Э., Семенов В.В., в ИТПМ СО РАН Дулов В.Г, Третьяков П.К. и др. В проанализированных работах изложены физические основы перехода кинетической энергии сверхзвуковой струи в тепло при циклическом распространении ударных волн в резонансной полости, проведено численное моделирование и экспериментальное исследование пульсационного режима, выявлены основные зависимости и предложены варианты применения данного эффекта. За рубежом исследованию пульсационного течения газа в каналах сложных форм и созданию ГСВ, посвящены работы Гартмана, Шпренгера, Томпсона, Френкена Г., Лян Гочжу и др. Существуют патенты на использование ГСВ для инициирования рабочего процесса в ЖРД первых и вторых ступеней ракет-носителей (США). Следует подчеркнуть, что в рассмотренных работах уровень средней температуры в резонаторе не превышает 1000 К, что недостаточно для воспламенения топливной смеси на основе закиси азота.

Проведен комплекс термодинамических расчетов параметров рабочего тела в КС ЖРД МТ. Исследование позволило выявить оптимальные (по η_m) значения коэффициента избытка окислителя в зависимости от I_n и давления в КС p_k ($\alpha_{\text{опт}}=0,55...0,7$). Показано, что с увеличением полного импульса ДУ существенно возрастает величина η_m . При $I_n=1500$ Н·с, получены значения $\eta_m=275...295$ м/с.

Во второй главе приведены результаты расчетного исследования, направленного на оптимизацию режимных и геометрических параметров ГСВ применительно к ЖРД МТ на топливной композиции N_2O/H_2 .

Конструктивная схема рассматриваемого ЖРД МТ представлена на рис.1 (а). Двигатель включает в себя сверхзвуковое сопло ГСВ 1, резонатор ГСВ 2, форсуночную головку 3, камеру сгорания (КС) 4 и тяговое сопло 5. Для управления работой двигателя используются электромагнитные клапаны окислителя 6 (ЭК1) и горючего 7 (ЭК2), 8 (ЭК3).

При надлежащем профилировании газодинамического тракта ГСВ, истекающая из сопла 1 топливная смесь может быть нагрета в резонаторе 2 до температуры воспламенения. Образовавшиеся высокотемпературные продукты сгорания попадают в КС и инициируют рабочий процесс. Схематично газодинамический тракт ГСВ представлен на рис.2.

Оптимальное соотношение компонентов в КС ($\alpha_2=0,4...0,7$), обеспечивается подачей горючего через форсуночную головку 3. После запуска двигателя подача горючего через сопло 1 прекращается.

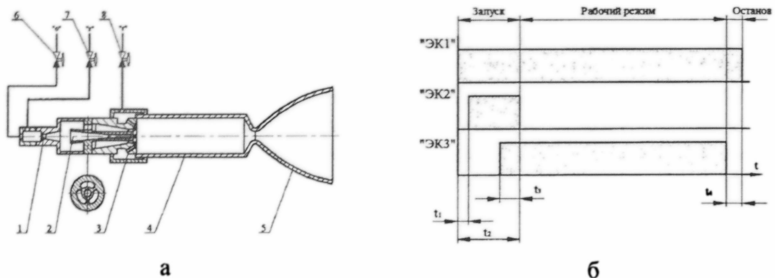


Рис.1. Конструктивная схема ЖРД МТ с ГСВ (а) и циклограмма функционирования (б): 1 – сопло ГСВ; 2 – резонатор; 3 – форсуночная головка, 4 – КС; 5 – тяговое сопло; 6 – электроклапан окислителя; 7;8 – электроклапаны горючего

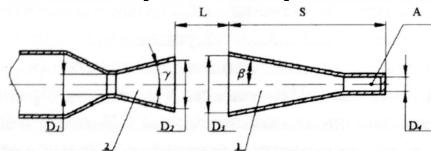


Рис.2. Схема ГСВ: 1 - резонатор; 2 - сопло

Предложенный вариант циклограммы работы двигателя с ГСВ представлен на рис.1 (б), где t_1 - задержка подачи горючего в ГСВ, t_2 - период запуска двигателя, t_3 - интервал одновременной подачи горючего в ГСВ и КС, t_4 - период останова двигателя.

Расчет параметров течения основан на численном решении двумерной нестационарной системы уравнений Навье-Стокса для многокомпонентной смеси с учетом неравновесных химических реакций, описываемых модифицированной моделью горения К.Дж. Яхимовского. Осредненная по Фавру система уравнений замыкалась с помощью двухпараметрической модели турбулентности $k-\varepsilon$ и уравнения состояния идеального газа.

Первый этап численного исследования выполнен для рабочего тела без учета химических реакций. Проведена оптимизация геометрических и режимных параметров ГСВ для газовых смесей N_2O/H_2 с различным соотношением компонентов. Критерием оптимизации на этапе расчетного исследования выбрана осредненная по пространству и времени температура газа в застойной зоне резонатора T_p .

Показано (рис.3), что наиболее интенсивный нагрев газа имеет место при совпадении частот акустических колебаний газового столба в резонансной полости и пульсаций прямого скачка уплотнения, значения которых зависят от геометрических параметров ГСВ: расстояния между срезом сопла и входной кромкой резонатора (L) а также глубины резонансной полости (S). Наиболее сильно резонансный эффект проявляется в области частот 3...4 кГц. Значения температуры газа в застойной зоне резонатора приводятся в относительных величинах T_p/T_0 , где T_0 - температура подаваемой газовой смеси.

Впервые проведена двухпараметрическая оптимизация параметров L и S (рис.4). Показано, что T_p имеет максимум в при $L/D_1=2$ и $S/D_1=13$.

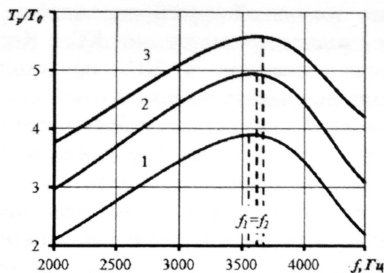


Рис.3. Резонансный эффект в ГСВ:
1 - $k=1,3$; 2 - $k=1,35$; 3 - $k=1,4$

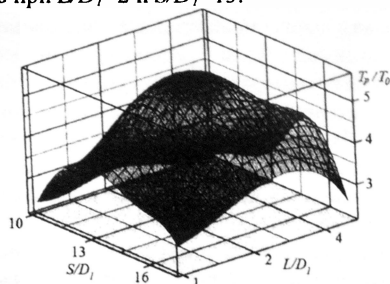


Рис.4. Зависимость относительной температуры газа в застойной зоне резонатора от L/D_1 и S/D_1 для $k=1,4$

Получены зависимости средней температуры газа в застойной зоне резонатора от степени расширения и угла раскрытия сопла, а также от угла конической части резонатора. Приведенные результаты позволяют судить о том, что оптимальные значения этих углов равны: $\gamma=11...13^\circ$, $\beta=4^\circ$. С увеличением степени расширения сопла температура газа в резонаторе растет, и достигает 90% от максимального значения при соотношении диаметров $D_2/D_1=2,5$, что соответствует числу Маха на срезе сопла около $M_c=3$.

Характер пульсаций давления и температуры в застойной зоне резонансной полости для варианта с наиболее интенсивным прогревом (при $L/D_1=2$, $S/D_1=13$) приведен на рис.5. Здесь p_0 - давление подаваемой газовой смеси, p_A , T_A - давление и температура в точке «А» (см. рис.2). При указанных параметрах, в ГСВ возбуждается газодинамическое течение с периодом пульсаций давления $\tau=0,31$ мс, а прогрев газа достигает: $T_A > 7,2 \cdot T_0$ (2100 K) и $T_p > 5,5 \cdot T_0$ (>1600 K). Полученный уровень температуры превышает порог воспламенения топливной пары N_2O/H_2 .

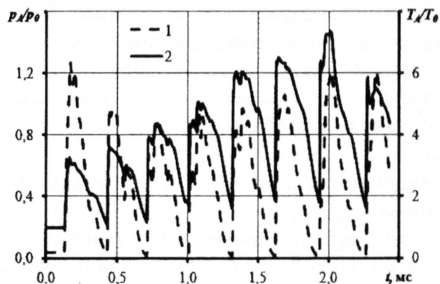


Рис.5. Относительная температура и относительное давление в застойной зоне резонатора: 1 - p_A/p_0 ; 2 - T_A/T_0

Выполненное на втором этапе расчетного исследования моделирование многокомпонентного газодинамического течения с учетом химических реакций показывает, что процесс воспламенения топливной смеси зарождается в застойной зоне резонатора и затем распространяется в КС. Когда высокотемпературные продукты сгорания попадают в КС, происходит воспламенение основной топливной и двигатель выходит на режим.

В качестве показателя динамики запуска (выхода на рабочий режим) стендового образца ЖРД МТ принят интервал времени $t_{0,9}$, длительность которого отсчитывается от момента подачи компонентов топлива в КС до момента, когда давление в КС достигнет значения 0,9 от номинального. Впервые для системы запуска на основе ГСВ получены расчетные значения времени выхода на режим ЖРД МТ $t_{0,9} < 0,05$ с.

После воспламенения основной топливной смеси происходит повышение давления в КС и пульсации в резонаторе прекращаются. При этом течение газа стабилизируется и переходит на стационарный режим.

Проведенное исследование показало, что на определенных режимах работы ГСВ возможна ситуация, когда в застойной зоне резонатора в течение длительного интервала времени концентрация горючего не достигает необходимого для воспламенения уровня, что существенно затягивает процесс запуска ЖРД МТ.

Для предотвращения этого негативного эффекта в работе предложен метод интенсификации смешения топлива в резонансной полости за счет «размыкания» торцевой поверхности резонатора, т.е. выполнения в ней отверстия диаметром D_3 . Проведенное исследование показало, что для надежного воспламенения топливной композиции N_2O/H_2 , относительные значения диаметра отверстия должно соответствовать диапазону $D_3/D_4 = 0,17...0,23$. В этом случае получено двукратное увеличение интенсивности смешения компонентов топлива в резонансной полости при незначительном снижении температуры T_p (на 10...15%).

На основе результатов математического моделирования и проведенной оптимизации определены геометрические и режимные параметры ГСВ, при которых может быть реализовано воспламенение топливной смеси N_2O/H_2 и обеспечены минимальные времена выхода ЖРД МТ на рабочий режим.

Третья глава посвящена экспериментальным исследованиям модельного варианта ГСВ (на воздухе) и стендового образца ЖРД МТ с ГСВ (на натуральных компонентах топлива).

Исследование **модельного варианта ГСВ** выполнено на стенде У310 ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Анализ структуры газодинамического течения между соплом и резонатором—и механизма возбуждения резонансного режима течения в ГСВ выполнен с помощью теневого прибора.

Визуальное сравнение относительного положения и геометрии характерных областей течения на теневых фотографиях с расчетными полями показывают удовлетворительное соответствие. Для количественной оценки имеющих место различий разработана методика на основе анализа фрактальных

размерностей сравниваемых изображений теневых фотографий и расчетного распределения плотности газа. С использованием данной методики показано, что разница между фрактальными размерностями изображений структуры течения, полученных расчетным и экспериментальным путями, не превышает 10%.

Механизм термо-акустического нагрева газа внутри резонансной полости ГСВ заключается в следующем. При истечении сверхзвукового потока из сопла, в непосредственной близости от входной кромки резонатора ГСВ формируется прямой скачок уплотнения. В этой зоне генерируется ударная волна, движение которой направлено вдоль оси резонансной полости к ее торцевой стенке. Ударная волна создает область повышенного давления и температуры. После отражения ударной волны от торцевой стенки резонатора, температура газа в застойной зоне резонансной полости повышается. При достижении отраженной ударной волной прямого скачка уплотнения, происходит их взаимодействие. В силу повышения давления за прямым скачком, он смещается вверх по потоку в сторону сопла ГСВ, а ударная волна отражается от прямого скачка и получает дополнительную энергию. Затем цикл автоколебательного процесса повторяется, причем при каждом последующем прохождении ударной волны внутри резонатора температура газа в нем повышается, асимптотически приближаясь к максимальному значению.

Проведено исследование спектральных характеристик автоколебательного процесса в ГСВ. Анализ полученных результатов показал, что на дозвуковом и транзвуковом режимах течения в сопле ГСВ при $p_0/p_H < 5$ (p_H - давление окружающей среды), увеличение относительного перепада давления приводит к снижению частоты пульсаций f (соответствующих максимальной амплитуде) до значения, характерного для четвертьволнового резонатора $f_{1/4} = 0,25a/S$, где a - осредненная скорость звука по длине резонатора. При $p_0/p_H > 5$, частота пульсаций давления в резонаторе ГСВ практически не зависит от параметров p_0/p_H и L , что обусловлено возбуждением автоколебательного процесса в ГСВ, при котором f определяется скоростью распространения акустических возмущений в резонансной полости и ее глубиной S . Примеры зависимости частоты пульсаций давления в резонаторе от p_0/p_H для $S/D_1=11$, $S/D_1=13$ и $S/D_1=15$ приведены на рис.6.

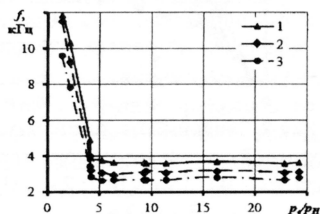


Рис.6. Зависимость частоты акустических пульсаций в ГСВ от p_0/p_H :
1 - $S/D_1=11$; 2 - $S/D_1=13$; 3 - $S/D_1=15$

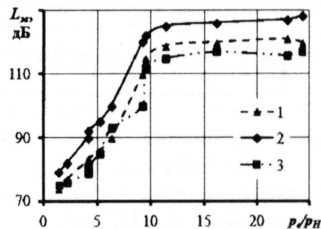


Рис.7. Зависимость интенсивности звукового воздействия $L_{зв}$ от p_0/p_H :
1 - $L/D_1=1$; 2 - $L/D_1=2$; 3 - $L/D_1=3$

В работе представлено сравнение значений частоты пульсаций давления в резонаторе ГСВ, полученных аналитическим и численным методами (глава 2), с результатами экспериментального исследования. Данные, численного моделирования согласуются с экспериментальными в пределах 5%. Аналитическая зависимость дает более грубое представление о значении частоты пульсаций давления в ГСВ и имеет расхождение с экспериментом 10...15%.

О влиянии перепада давления p_0/p_H на величину звукового воздействия $L_{зв}$ можно судить по рис.7. Как видно, имеет место значительный рост $L_{зв}$ при повышении относительного перепада давления до $p_0/p_H=8...10$ и последующее асимптотическое приближение к максимальным значениям в диапазоне $L_{зв}=110...130$ дБ. В исследованной области изменения $S/D_1=10...15$ не обнаружено заметного влияния параметра S на величину звукового воздействия.

Отмеченные особенности обусловлены пропорциональной зависимостью $L_{зв}$ от интенсивности ударной волны, которая определяется числом Маха газового потока в сопле ГСВ. Поскольку рассматривается случай с фиксированной геометрией сопла, основным фактором, влияющим на параметры ударной волны, является степень нерасчетности режима течения в выходном сечении сопла, которая снижается с увеличением давления. Кроме этого, на интенсивность пульсаций оказывает влияние диссипация кинетической энергии ударной волны в зоне трансзвукового течения между прямым скачком уплотнения и входной кромкой резонатора. Степень снижения интенсивности ударной волны, в основном, определяется протяженностью трансзвуковой зоны, размеры которой зависят от параметров L/D_1 и p_0/p_H .

Одним из показателей интенсивности тепловыделения в ГСВ является температура торцевой поверхности резонатора T_w . На основе проведенной оптимизации геометрических и режимных параметров впервые экспериментально получена температура $T_w > 1300$ К (рис.8), что на 30 % превышает уровень, достигнутый другими авторами.

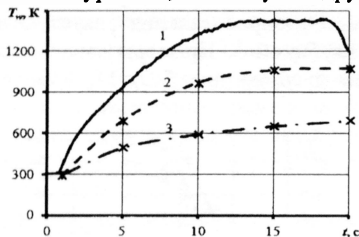


Рис.8. Интенсивность нагрева торцевой стенки резонатора:

- 1 - экспериментальные данные для $S/D_1=13, L/D_1=2$;
- 2, 3 - ГСВ со сверхзвуковым и дозвуковым соплами [И.Э.Иванов, И.А.Крюков (МАИ)]

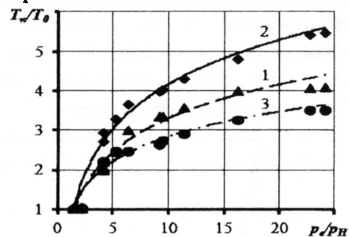


Рис.9. Зависимость температуры торцевой стенки резонатора от p_0/p_H для $S/D_1=13$: 1 - $L/D_1=1$; 2 - $L/D_1=2$; 3 - $L/D_1=3$

Показано, что с увеличением относительного перепада давления p_w/p_H , кроме повышения уровня акустического воздействия наблюдается еще и рост T_w/T_o (рис.9).

Полученные зависимости T_w от геометрических параметров имеют максимум при $L/D_1=2$ и $S/D_1=13$, что удовлетворительно согласуется с результатами численного моделирования.

Проведенная в работе оптимизация ГСВ позволила достичь значений тепловыделения на уровне 16% от полной начальной энтальпии рабочего тела, что составляет более 3 ГВт/м³.

Полученные значения температуры и тепловыделения в застойной зоне резонансной полости свидетельствуют о возможности воспламенения в резонаторе ГСВ большинства топливных смесей, в том числе и закиси азота в паре с водородом.

Испытания стендового образца ЖРД МТ с ГСВ выполнены на стенде Ц16М НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова. Схема стендового образца ЖРД МТ представлена на рис.10.

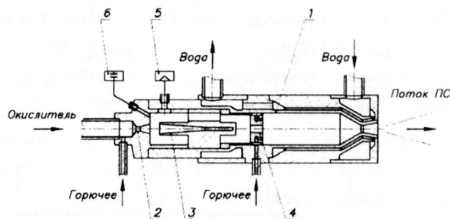


Рис.10. Схема стендового образца ЖРД МТ:

- 1 - охлаждаемая КС; 2 - сопло ГСВ;
- 3 - резонатор ГСВ; 4 - форсуночная головка;
- 5 - линия измерения статического давления;
- 6 - линия измерения пульсаций давления

Эксперимент проведен как на натурной паре компонентов (N_2O/H_2), так и на композиции воздух/ H_2 . Основное внимание уделено динамическим характеристикам и основным закономерностям процесса запуска двигателя.

В экспериментах использована ГСВ, геометрические параметры которой выбраны на базе описанной выше оптимизации. Для интенсификации процесса смешения топлива, в торцевой стенке резонатора выполнено отверстие с относительным диаметром $D_3/D_4=0,15$.

При изучении процессов воспламенения и горения в двигателе с ГСВ применен сравнительный анализ спектров сигналов пульсаций давления (рис.11). Выявлены следующие закономерности исследуемого процесса.

В начальный момент ($t=0...4$ с), при подаче только одного окислителя, в ГСВ возбуждается пульсационный процесс, спектральная характеристика которого имеет явно выраженные дискретные составляющие первой (3344 Гц) и высших гармоник (6,4 кГц, 10,1 кГц и т.д.) колебания газа в резонаторе.

После подачи горючего и воспламенения в КС топливной смеси

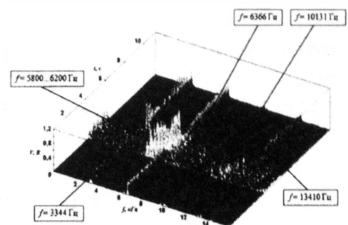


Рис.11. Изменение по времени спектров пульсаций давления в ЖРД МТ с ГСВ

происходит кардинальное изменение спектральной характеристики. В период совместной подачи окислителя и горючего ($t=4...6$ с) наблюдаются следующие особенности рабочего процесса: исчезает эффект газодинамического резонанса в ГСВ и проявляются высокоэнергетические дискретные составляющие пульсаций давления, характерные для продольных акустических колебаний, сопровождающих процесс горения в КС. При этом усиливаются турбулентные пульсации, которые приводят к повышению уровня широкополосного случайного шума.

После прекращения подачи основного горючего в КС ($t=6...10$ с) процесс горения прекращается, однако, при сохраняющемся подводе окислителя, в резонаторе ГСВ снова возбуждается высокочастотный колебательный процесс. При этом происходит увеличение спектральной амплитуды пульсаций давления с частотой, соответствующей первой моде колебаний газа в резонаторе ГСВ. Данный эффект обусловлен прогревом конструкции ГСВ, что приводит к подогреву подаваемого газа и, соответственно, увеличению энергии пульсаций.

Пример изменения основных режимных параметров при импульсной работе стенового образца ЖРД МТ с ГСВ приведен на рис.12 (показаны первые два импульса). На диаграммах присутствуют значения давления p_k и температуры T_k в КС, показания индикаторной термопары T_u (установленной в потоке рабочего тела за срезом сопла), массовые расходы окислителя m_o и горючего m_f .

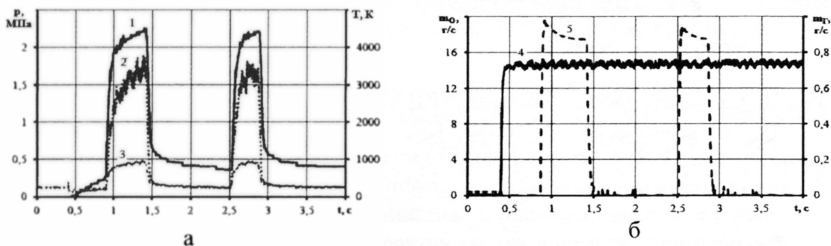


Рис.12. Диаграмма изменения давления и температуры в КС (а), а также расходов компонентов топлива (б): 1 - p_k ; 2 - T_k ; 3 - T_u ; 4 - m_o ; 5 - m_f

В процессе исследования определены значения времени выхода на режим $t_{0,9}$ для различных условий работы двигателя (рис.13). В качестве изменяемых параметров выбраны диаметр критического сечения тягового сопла $d_{кр}$ и коэффициент избытка окислителя топливной смеси $\alpha_{ГСВ}$, подаваемой в ГСВ.

Показано, что для топлива воздух/водород при близком к стехиометрическому соотношению компонентов (подаваемых в ГСВ), время выхода на режим не превышает 0,1 с. С увеличением $\alpha_{ГСВ}$ $t_{0,9}$ возрастает до 0,4 с.

Увеличение диаметра критического сечения тягового сопла $d_{кр}$ приводит к снижению $t_{0,9}$. В частности, при соотношении $d_{кр}/D_1 < 2$, пульсации в ГСВ не возникают (ввиду высокого давления в КС еще до воспламенения) и воспламенения не происходит.

Для топлива на базе закиси азота (N_2O/H_2) наблюдается увеличение $t_{0,9}$ на

20...30% относительно воздуха, что объясняется необходимостью предварительного разложения закиси азота на кислород и азот в резонаторе ГСВ.

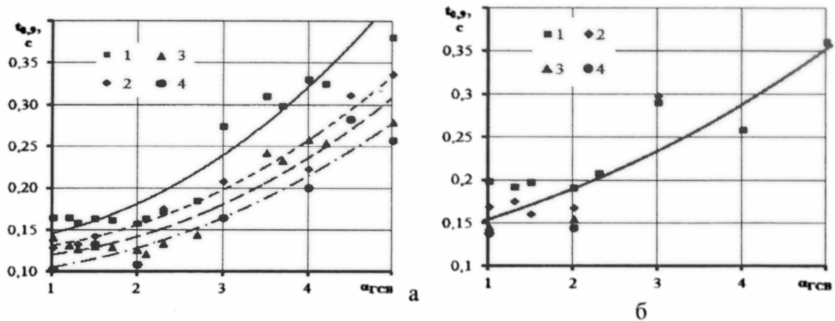


Рис.13. Зависимости $t_{0,9}$ от $\alpha_{ГСВ}$ для стенового образца ЖРД МТ на топливе воздух/ H_2 (а) и N_2O/H_2 (б) при: 1 - $d_{кп}/D_1=2$; 2 - $d_{кп}/D_1=2,5$; 3 - $d_{кп}/D_1=3$; 4 - $d_{кп}/D_1=4$

Проведенное исследование позволило впервые определить геометрические и режимные параметры ГСВ, при которых выход двигателя на режим с использованием топлива N_2O/H_2 составляет менее 0,15 с, что является удовлетворительным показателем для ДУ МКА и находится на одном уровне с современными ЖРД МТ на классических компонентах топлива.

В экспериментах зафиксирована достаточно высокая полнота сгорания топливной смеси с реализацией коэффициента расходного комплекса $\varphi_\beta = \beta_\gamma/\beta_\tau = 0,93...0,97$ (рис.14), что выше аналогичных параметров, полученных другими авторами. Теоретические значения расходного комплекса β_τ определены согласно равновесному термодинамическому состоянию продуктов сгорания, экспериментальные - из уравнения: $\beta_\gamma = p_k \cdot F_{кп}/(m_o + m_z)$.

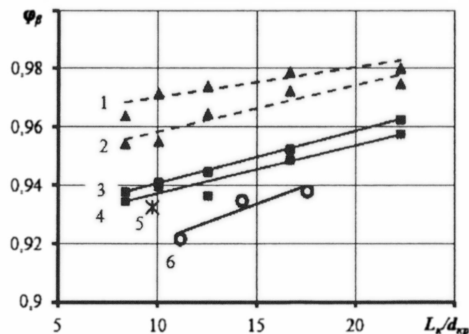


Рис.14. Сравнение эффективности рабочего процесса в КС: расчетные (пунктирные линии) и экспериментальные (сплошные линии) данные для топлива воздух/ H_2 (1, 3) и N_2O/H_2 (2, 4) соответственно; 5 - N_2O /метан [XCOR Aerospace]; 6 - N_2O /этанол [JAEA]

Эксперименты показали, что наиболее стабильное воспламенение имеет место при подаче горючего в ГСВ в течение 0,1...1,5 с. При снижении временного интервала подачи горючего в ГСВ, рабочий процесс в КС не успевает стабилизироваться, вследствие чего повышается вероятность «срыва» пламени. Увеличение продолжительности времени подачи горючего приводит к существенному повышению тепловых нагрузок на конструктивные элементы ГСВ и, в большинстве случаев, влечет за собой прогар стенок резонатора.

Проведено сравнение массовых характеристик ДУ для МКА на различных топливах. Показано, что для ДУ с полным импульсом $I_n = 450...2000$ Н·с применение N_2O/H_2 позволяет повысить η_m на 20% относительно схем с ЖРД МТ на традиционных компонентах топлива. Использование же традиционных компонентов топлива становится эффективным при $I_n > 5000$ Н·с, однако этот уровень существенно превышает диапазон I_n , характерный для МКА класса «микро». На основе полученных данных разработана конструктивная схема универсальной платформы для перспективных МКА с ДУ на топливе N_2O/H_2 .

ВЫВОДЫ

1. Дано обоснование перспективности создания ДУ для малых космических аппаратов с использованием топливных композиций на базе закиси азота и резонансной газодинамической системы воспламенения.

2. На основе результатов проведенного расчетного исследования нестационарных процессов в ГСВ и КС ЖРД МТ на компонентах N_2O/H_2 :

- выполнен анализ основных закономерностей возбуждения и поддержания резонансного пульсационного процесса в ГСВ;

- проведена оптимизация основных геометрических и режимных параметров ГСВ в результате которой показана возможность достижения в резонаторе максимальной температуры более 2100 К ($7,2 T_0$) и средней температуры более 1600 К ($5,5 T_0$), что превышает порог воспламенения топливной пары N_2O/H_2 ;

- получено, что время выхода ЖРД МТ на режим может составлять 0,05...0,1 с;

- предложен метод интенсификации процесса смешения топливной смеси в ГСВ за счет использования резонатора с незамкнутой полостью.

3. Спроектированы экспериментальная установка для модельных испытаний и стендовый образец ЖРД МТ на натуральных компонентах топлива (N_2O/H_2). Разработаны методики проведения экспериментального исследования, в том числе, с использованием систем бесконтактной диагностики.

4. Получены экспериментальные данные по влиянию основных режимных и геометрических параметров ГСВ на частотные характеристики возбуждаемого в ГСВ колебательного процесса, уровень звукового давления и уровень температуры в резонаторе. В частности показано, что при использовании результатов выполненной оптимизации:

- тепловыделение в резонаторе достигает 16% от полной энтальпии потока на входе;

- средняя температура торцевой стенки резонатора превышает 1300 К.

5. Исследование динамических характеристик процесса запуска стендового образца ЖРД МТ с ГСВ показало:

- ГСВ обеспечивает стабильный многократный запуск двигателя на компонентах N_2O/H_2 ;

- при оптимальных значениях $d_{\text{ср}}/D_1$ и $\alpha_{\text{ГСВ}}$ время выхода на номинальный режим стендового образца ЖРД МТ тягой 50 Н в атмосферных условиях не превышает 0,15 с.

6. На основе полученных данных разработана конструктивная схема универсальной платформы с ДУ на топливе N_2O/H_2 для перспективных МКА. Показано, что для малых космических аппаратов ($I_n=450...2000$ Н·с и $P_{\text{м}}=30...60$ Н) можно ожидать увеличения значений массовой энергоотдачи на 10...20%.

РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Воронцовский А.В., Арефьев К.Ю., Захаров В.С. Расчетно-теоретическое исследование резонансной системы газодинамического воспламенения ЖРД малой тяги // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение.- 2012.- №1.- С.31-41.
2. Воронцовский А.В., Арефьев К.Ю., Ильченко М.А. Экспериментальные исследования характеристик газодинамической системы воспламенения топливной смеси применительно к ЖРД малой тяги // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение.- 2012.- №7.- С.4-11.
3. Воронцовский А.В., Полянский А.Р., Арефьев К.Ю. Численный анализ неконсервативных акустических систем применительно к устройствам инициирования рабочего процесса в генераторах высокоэнтальпийных потоков // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн.- 2012.- №2. DOI: <http://www.technomag.edu.ru/doc/339499.html>. Проверено 15.03.2012.
4. Воронцовский А.В., Арефьев К.Ю. Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн.- 2012.- №9. DOI: <http://technomag.edu.ru/doc/450400.htm>. Проверено 04.09.2012.
5. Арефьев К.Ю. Исследование методов интенсификации процесса разложения оксида азота в малогабаритных газогенераторах с резонансной газодинамической системой инициирования рабочего процесса // Известия высших учебных заведений. Машиностроение.- 2013.- №6.- С.60-65.
6. Арефьев К.Ю. Исследование рабочего процесса в перспективных ЖРД МТ на закиси азота // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов общеуниверситетской научно-технической конференции.- М., 2011.-Том XI, часть 3.-С.124-126.
7. Ананян М.В., Арефьев К.Ю., Захаров В.С. Математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов резонансной системы воспламенения ЖРД // Ракетно-космическая техника и технология 2011: Тезисы Российской научно-практической конференции, посвященной 70-

- летию со дня основания КБХА.- Воронеж, 2011.- С.25.
8. Арефьев К.Ю., Захаров В.С. Резонансная система газодинамического воспламенения генераторов высокочастотных потоков // XVII Макеевские чтения: Труды Российской научно-практической конференции, посвященной 87-летию со дня рождения академика Виктора Петровича Макеева.- Воронеж, 2011.- С.53-56.
 9. Воронцов А.В., Полянский А.Р., Арефьев К.Ю. Установка сверхзвукового газопламенного напыления покрытий с использованием в качестве окислителя N_2O // Перспективные технологии самолетостроения в России и мире: Труды Всероссийской научно-практической конференции молодых специалистов и ученых.- Новосибирск, 2011.- С.67-72.
 10. Воронцов А.В., Арефьев К.Ю. Исследование дроссельной характеристики резонансной системы газодинамического воспламенения генераторов высокочастотных потоков // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXVI Всероссийских академических чтений по космонавтике.- М., 2012.- С. 87-88.
 11. Арефьев К.Ю., Захаров В.С., Ильченко М.А. Экспериментальное определение динамических характеристик газодинамической системы воспламенения применительно к стендовым системам для высотных испытаний гиперзвуковых летательных аппаратов // Сборник тезисов Всероссийского Научно-технического конгресса по двигателестроению.- М., 2012.- С.301-304.
 12. Ананян М.В., Арефьев К.Ю., Захаров В.С. Расчетно-экспериментальные исследования резонансной системы газодинамического воспламенения применительно к запуску ВРД // Перспективные технологии самолетостроения в России и в мире: Тезисы докладов IV-й Всероссийской научно-практической конференции молодых специалистов и ученых.- Новосибирск, 2012.- С. 18-19.
 13. Арефьев К.Ю. Исследование возможности снижения массы двигательной установки малого космического аппарата за счет применения закиси азота в качестве компонента топлива // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов общеуниверситетской научно-технической конференции.- М., 2012.- Том XII, часть 3, С. 84-86.
 14. Numerical and experimental investigation of the resonant system model sample gasdynamic ignition high-temperature flow generator / K.J.Arefyev [et al] // International Conference on the Methods of Aerophysical Research.- Kazan (Russia), 2012.- Part II.- С. 21-22.
 15. Воронцов А.В., Добров А.В., Арефьев К.Ю. Оценка адекватности математической модели, основанная на использовании фрактальной размерности // Управление мероприятиями гражданской обороны, защиты населения и территории в чрезвычайных ситуациях: Всероссийская конференция.- Химки, 2013.- С. 56-57.