

**Семенов Павел Александрович**

Расчетно-экспериментальные исследования рабочих процессов в  
комбинированных ДУ с конденсированными компонентами топлив

Специальность 01.02.05

«Механика жидкости, газа и плазмы»

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук

Работа выполнена на кафедре «Тепловые процессы» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)»

**Научный руководитель:** Доктор технических наук, профессор, зам. начальника отделения 2 государственного научного центра Российской Федерации – федерального государственного унитарного предприятия «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша»  
**Борисов Дмитрий Марианович.**

**Официальные оппоненты:** **Ягодников Дмитрий Алексеевич** доктор технических наук, профессор, «Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана», зав. кафедрой «Ракетные двигатели».  
**Мосолов Сергей Владимирович** кандидат физико-математических наук, государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша».

**Ведущая организация:** Открытое акционерное общество «Корпорация «Московский институт теплотехники».

Защита диссертации состоится «08» ноября 2013 года в 10 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.14 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2013 года.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.14,  
кандидат физико-математических наук, с.н.с.

Гидаспов В.Ю.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Работа посвящена разработке комплексной методики расчета внутрибаллистических характеристик и экспериментальному исследованию многократного включения ГРД, а также исследованию активных методов тепловой защиты применительно к РДТТ и ГРД.

### **Актуальность работы.**

В настоящее время иностранными и российскими компаниями ведутся активные исследования в области гибридных ракетных двигателей. Проблема изучения ГРД является актуальной по нескольким причинам. Во-первых, существует возможность снижения стоимости выведения полезного груза на орбиту. Американские исследования показали, что ГРД может быть использован на первой ступени ракеты легкого класса Pegasus XL. Данное обстоятельство в купе с возможностью воздушного старта этой ракеты позволит существенно снизить стоимость выведения. Во-вторых, ГРД могут быть применены как двигатели для пилотируемых кораблей в первую очередь благодаря своей безопасности и экономическим показателям. Американская компания Scaled Composites выиграла в конкурсе Ansari X Prize, создав пилотируемый суборбитальный космический корабль Space Ship One на базе ГРД. В 2013 году прошел успешные испытания корабль Space Ship Two, который является модификацией SS1. В 2014 году планируется осуществление коммерческих суборбитальных полетов на SS2. В рамках данной работы была продемонстрирована возможность увеличения дальности полета гипотетического аппарата с многократно включаемым двигателем. Рассчитывалась траектория полета аппарата с постоянно включенным двигателем и с двигателем, включающимся периодически. В первом случае конечной точкой траектории считалась та, в которой скорость аппарата, двигающегося по инерции после выгорания всего топлива, снижалась до начальной ( $3.5 M$ ). Во втором случае каждый период состоял из активного и пассивного участка. Длительность активного участка составляла 20 секунд. Конечной точкой пассивного участка являлась точка, в которой скорость аппарата снижалась до начальной ( $M=3,5$ ). Активные и пассивные участки чередовались до полного исчерпания запаса топлива на борту летательного аппарата. Дальность полета при периодически включающемся двигателе увеличилась примерно на 10%. Таким образом, ГРД, как двигатель с возможностью многократного включения, может быть эффективнее силовых установок с однократным включением.

Существуют многочисленные экспериментальные работы ведущих зарубежных институтов направленных в основном на увеличение скорости горения топлив, используемых в ГРД. Выполненный обзор литературы позволил выделить ряд нерешенных проблем в области ГРД:

1. Отсутствие комплексной методики расчета внутрибаллистических характеристик ГРД;
2. Отсутствие исследований активной тепловой защиты для ГРД;
3. Отсутствие исследований многократности включения ГРД.

Эти проблемы позволили определить цель и задачи данной работы.

**Целью работы** является исследование процессов в ГРД для создания комплексной расчетной методики, позволяющей прогнозировать внутрибаллистические характеристики двигателя, а также позволяющей оптимизировать конструкцию с целью улучшения энергетических характеристик.

**Предметом исследования** данной работы являются физические и тепловые процессы, происходящие в газовом тракте гибридных ракетных двигателей.

#### **Метод исследования**

Результаты работы получены с помощью совместного использования математического моделирования и экспериментальных исследований, что позволяет обеспечить всесторонний анализ рассматриваемых задач. Математическая модель основывается на решении квазиодномерных уравнений газовой динамики с учетом массоприхода от заряда твердого горючего и с учетом изменения площади канала заряда от времени. В качестве модели горения использована модернизированная модель горения Марксмана. При численном решении использовался метод Годунова.

**Основными задачами**, решаемыми в работе являются:

1. Создание комплексной расчетной методики, позволяющей прогнозировать внутрибаллистические характеристики ГРД с зарядом сложной формы с учетом изменения характеристик двигателя, позволяющей проводить оптимизацию конструкции, а также оценивать полноту сгорания в эксперименте;
2. Проведение экспериментальных исследований крупномасштабного ГРД с развитой поверхностью горения заряда сложной формы с целью верификации расчетной методики, а также для подтверждения возможности многократного запуска ГРД после длительной паузы с продувкой азотом;
3. Оценка эффективности применения методов активной тепловой защиты для предотвращения эрозии материала критического сечения сопла ГРД.

#### **Научная новизна**

1. Разработана квазиодномерная нестационарная численная методика с подвижной стенкой для расчета внутрибаллистических процессов в ГРД;
2. Предложена модификация модели скорости горения полимера с учетом изменения параметров газового потока по длине канала заряда. Проведена интеграция модели горения в комплексную методику;
3. Получены экспериментальные данные и исследованы физические процессы, подтверждающие возможность многократного запуска крупномасштабного ГРД на жидком кислороде (тяга ~ до 2.5 тс, расход окислителя ~ 7-10 кг/сек) с длительной паузой между включениями, проведена верификация численной методики;
4. Показана эффективность применения двухслойных течений, как средства тепловой защиты критического сечения в ГРД.

**Практическая ценность результатов** данной работы заключается в том, что предложенный численный метод расчета процессов в ГРД позволяет прогнозировать основные характеристики натуральных двигательных установок на различных режимах функционирования. Подтверждена возможность

многократного запуска ГРД, что может быть использовано при проектировании летательных аппаратов для повышения баллистической эффективности.

### **Личный вклад**

Автором разработана комплексная численная методика и проведена серия расчетов внутрибаллистических процессов в ГРД, а также расчетов эффективности завесного охлаждения критического сечения. Произведена верификация методики и параметрические расчеты, направленные на оптимизацию конструкции модельного ГРД. Автором выполнена серия огневых испытаний модельного ГРД на жидком кислороде, направленных на верификацию расчетной методики, а также на выявление возможности многократного включения ГРД.

### **Достоверность результатов**

Достоверность подтверждается сопоставлением расчетных данных с экспериментальными для профиля выгорания заряда и внутрибаллистических характеристик, а также сопоставлением с экспериментальными данными других авторов.

### **Основные положения, выносимые на защиту:**

1. Комплексная численная методика расчета внутрибаллистических процессов в ГРД;
2. Результаты экспериментальных исследований крупномасштабного ГРД на жидком кислороде (тяга ~ до 2.5 тс, расход окислителя ~ 7-10 кг/сек) многократного включения;
3. Результаты расчетных исследований и оптимизации формы заряда твердого горючего ГРД;
4. Результаты расчета эффективности применения двухслойных течений, как средства тепловой защиты критического сечения в ГРД.

### **Апробация результатов исследования**

Основные результаты, изложенные в диссертации, докладывались на:

51-й открытой конференции Московского физико-технического института (г. Москва, 23 октября, 2008 г.), 53-й открытой конференции Московского физико-технического института (г. Москва, 28 октября, 2010 г.); European conference for aero-space science (г. Санкт-Петербург, 4-8 июля, 2011 г.) , XXIX Российской школе, посвященной 85-летию со дня рождения В. П. Макеева (г. Миасс, 23-25 июня, 2009 г.), научных семинарах ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

### **Структура и объем диссертации**

Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения и списка литературы. Общий объем диссертации – 148 страниц, работа содержит 12 таблиц, 69 рисунков и список литературы из 79 наименований.

## **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** дана краткая характеристика гибридных ракетных двигателей, их преимуществ по сравнению с другими типами двигателей, приводится краткая история развития и исследования ГРД, обоснована актуальность работы.

**В первой главе** диссертации сформулирована цель работы, приведена постановка задачи, дано краткое описание основных физических процессов, происходящих в камере ГРД, приведен краткий **обзор литературы** по существующим направлениям исследования ГРД. Сформулированы задачи диссертационного исследования, показаны практическая значимость, научная новизна и обоснована достоверность полученных результатов.

**Вторая глава** содержит физико-математическую модель процессов в камере ГРД, модель горения топлива и численную методику решения.

В работе решается квазиодномерная нестационарная задача (одномерное течение газа в осесимметричном канале переменного сечения) со следующими допущениями: компоненты продуктов сгорания можно рассматривать как равновесную смесь, полученную после завершения процесса горения, с эффективным давлением, плотностью и скоростью, осредненными по сечению; газовая смесь и каждый из компонентов смеси подчиняется уравнению состояния совершенного газа; принимается, что процесс горения протекает без теплообмена с окружающей средой (адиабатически замкнутая система); продукты деструкции твердого топлива поступают перпендикулярно потоку газовой смеси; время разложения твердого топлива и его диффузии с окислителем бесконечно мало; соотношение горючего и окислителя в зоне реакции стехиометрическое; отсутствует передача тепла за счет теплопроводности вдоль оси в газовом потоке; скорость химических реакций в зоне горения бесконечно большая; вязкость и теплопроводность газовой смеси учитывается при расчете скорости выгорания заряда; при необходимости задается изменение площади критического сечения от времени. Система уравнений может быть записана в следующем виде:

$$\frac{\partial(\rho F)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u F)}{\partial x} = l(x, t) \cdot u_r(x, t) \cdot \rho_f;$$

$$\frac{\partial(\rho u F)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 F + p F)}{\partial x} - p \frac{\partial F}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{\partial(e F)}{\partial t} + \frac{\partial((e + p) u F)}{\partial x} = \theta_+(x, t) - \theta_-(x, t) + c_{pf} T_f g_f^+;$$

$$\varepsilon = c_v T;$$

$$\frac{\partial(F)}{\partial t} = l(x, t) \cdot u_r(x, t);$$

$$\frac{\partial(c_o \rho F)}{\partial t} + \frac{\partial(c_o \rho u F)}{\partial x} = -g_o^-;$$

$$\frac{\partial(c_f \rho F)}{\partial t} + \frac{\partial(c_f \rho u F)}{\partial x} = g_f^+ - g_f^-;$$

$$\frac{\partial(c_{of} \rho F)}{\partial t} + \frac{\partial(c_{of} \rho u F)}{\partial x} = g_{of}^+;$$

$$p = \rho R T,$$

где  $u_r(x, t)$  – скорость горения твердого компонента топлива (будет представлена ниже),  $\rho = \rho(x, t)$  – плотность смеси (окислитель + газообразное топливо + продукты сгорания),  $F = F(x, t)$  – площадь сечения канала,  $u = u(x, t)$  – скорость движения смеси,  $\rho_f$  – плотность топлива в твердом состоянии,  $l(x, t)$  – периметр сечения канала,  $p = p(x, t)$  – давление газовой смеси,  $e = e(x, t)$  – полная энергия единицы объема газовой смеси,  $\theta_+(x, t)$  – энергия, выделяемая при сгорании топлива на единицу длины канала в единицу времени,  $\theta_-(x, t)$  – энергия, требуемая на разложение топлива на единицу длины канала в единицу времени.

$g_f^+ = l(x, t) \cdot u_r(x, t) \cdot \rho_f$  – приход топлива на единицу длины канала в единицу времени,

$c_{pf}$  – удельная теплоемкость газообразного топлива при постоянном давлении,

$T_f$  – температура сублимации топлива,

$$e = \rho \left( \varepsilon + \frac{1}{2} u^2 \right),$$

$c_v = c_o c_{vo} + c_f c_{vf} + c_{of} c_{vof}$  – удельная теплоемкость смеси при постоянном объеме,

$c_p = c_o c_{po} + c_f c_{pf} + c_{of} c_{pof}$ , удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении,

$$R = \left( \sum_{i=1}^3 \frac{c_i}{\mu_i} \right) R_{уН} - \text{газовая постоянная для смеси,}$$

$R_{уН} = 8,314 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$  – универсальная газовая постоянная,

$c_i$  – концентрация одного из компонент газовой смеси,

$\mu_i$  – молярная масса одного из компонент газовой смеси.

$g_o^-, g_f^+, g_f^-, g_{of}^+$  – убыль окислителя, приход газифицированного горючего, убыль горючего, приход продуктов сгорания на единицу длины камеры, которые вычисляются путем сравнения массового соотношения окислителя и горючего в данном сечении со стехиометрическим соотношением:

$$g_o^- = \begin{cases} K_m m_f / \Delta t, & \frac{m_o}{m_f} > K_m \\ m_o / \Delta t, & \frac{m_o}{m_f} \leq K_m \end{cases}$$

$$g_f^- = \begin{cases} m_f / \Delta t, & \frac{m_o}{m_f} > K_m \\ m_o / \Delta t / K_m, & \frac{m_o}{m_f} \leq K_m \end{cases}$$

$g_f^+ = l(x, t) \cdot u_r(x, t) \cdot \rho_f$  – приход топлива на единицу длины,

$g_{of}^+ = g_o^- + g_f^-$  – приход продуктов сгорания на единицу длины.

В качестве модели горения топлива используется модернизированная модель Марксмана.

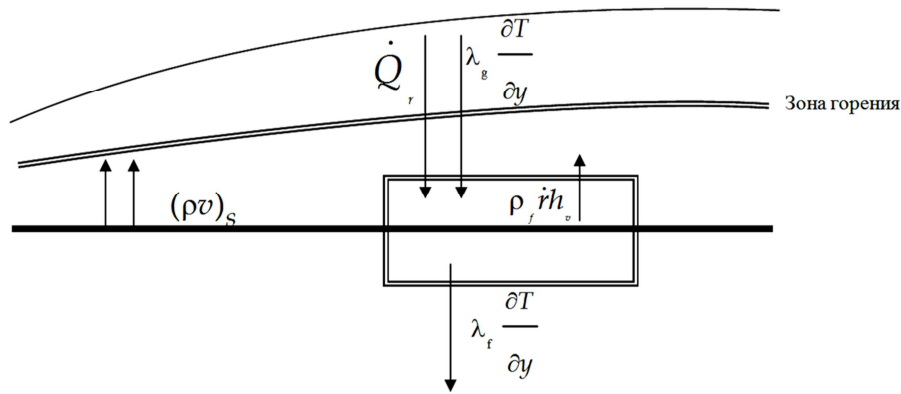


Рис. 1. Модель горения

Тепловым потоком внутрь материала заряда можно пренебречь, тогда все тепло от газового потока идет на разложение твердого горючего:

$$\dot{Q}_s = \lambda_g \frac{\partial T}{\partial y} = \rho_f \dot{r} h_v = \alpha \Delta T$$

Приблизительное решение для числа Стэнтона может быть выражено следующим образом:

$$St = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3},$$

при этом коэффициент трения без вдува и эмпирический коэффициент со вдувом могут быть записаны следующим образом:

$$\frac{C_{f0}}{2} = 0.0296 Re_x^{-0.2} \quad \frac{C_f}{C_{f0}} = 1.27 \beta^{-0.77}, \text{ где } \beta = \frac{\Delta h}{h_v} Pr^{-2/3}$$

При этом модель была модернизирована, в нее включен расчет вязкости по Уилку для смеси компонентов и расчет теплопроводности по Массону и Саксене:

$$\mu_{cm}^0 = \frac{\mu_1^0}{1 + \frac{x_2}{x_1} \Phi_{1,2} + \frac{x_3}{x_1} \Phi_{1,3} + \dots} + \frac{\mu_2^0}{1 + \frac{x_1}{x_2} \Phi_{2,1} + \frac{x_3}{x_2} \Phi_{2,3} + \dots} + \dots \quad \lambda_{cm} = \sum_{i=1}^n \lambda_i \left[ 1 + \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n G_{i,j} \frac{x_j}{x_i} \right]^{-1}$$

Также введена поправочная функция, которая ~ на 10% увеличивает скорость горения в конце заряда. В итоге скорость горения может быть записана как:

$$\dot{r} = 0.0378 f(x, D) \frac{(\rho_e u_e)^{0.8}}{\rho_f} \left( \frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \frac{\Delta h}{h_v} \beta^{-0.77} Pr^{-2/3}$$

Для численного решения задачи применялся метод Годунова для уравнений газовой динамики. Данный метод основан на точном решении задачи Римана. Метод является интегральным и консервативным, что автоматически дает выполнение законов сохранения.

Система уравнений может быть записана в виде:



$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial A(U)}{\partial x} = C; \text{ где } U = \begin{pmatrix} \rho F \\ \rho u F \\ e F \\ \rho c_o F \\ \rho c_f F \\ \rho c_c F \\ F \end{pmatrix}, A(U) = \begin{pmatrix} \rho u F \\ (\rho u^2 + p) F \\ (e + p) u F \\ \rho u c_o F \\ \rho u c_f F \\ \rho u c_c F \\ 0 \end{pmatrix}, C = \begin{pmatrix} g_f^+ \\ p \frac{\partial F}{\partial x} \\ \theta_+ - \theta_- + c_{pf} T_f g_f^+ \\ -g_o^- \\ g_f^+ - g_f^- \\ g_c^+ \\ g_f^+ / \rho_f \end{pmatrix}.$$

При переходе к разностной схеме производилось разделение уравнений по физическим процессам. Вследствие этого на каждом шаге по времени первым этапом проводится расчет процессов переноса вещества при постоянной площади поперечного сечения  $F$ , а вторым — разгар канала, т.е. изменение площади сечения на данном временном шаге.

В таком случае разностная схема имеет вид:

$$U_i^{n+1} = U_i^n + \frac{\Delta t}{\Delta V_i} \left( (W_{i-1/2}^n F_{i-1/2} - W_{i+1/2}^n F_{i+1/2}) + R_1^n (F_{i+1/2} - F_{i-1/2}) + R_2^n \right), \text{ где}$$

$$F_i^{n+1} = F_i^n + \frac{g_f^+}{\rho_f} \Delta t$$

$U$  – вектор искомым переменных, векторы  $W_{i-1/2}^n$  и  $W_{i+1/2}^n$  представляют собой поток параметров через левую и правую границы  $i$ -ой ячейки,  $R_2$  – вектор правых частей:

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \\ \rho c_o \\ \rho c_f \\ \rho c_c \end{pmatrix}, W = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ (c_v T + \frac{u^2}{2}) \rho u + p u \\ \rho u c_o \\ \rho u c_f \\ \rho u c_c \end{pmatrix}, R_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ p \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, R_2 = \begin{pmatrix} g_f^+ \\ 0 \\ g_f^+ \left( \frac{8,314}{\mu_f (k_f - 1)} T_g - H_g \right) + g_f^- H_u \\ -g_o^- \\ g_f^+ - g_f^- \\ g_c^+ \end{pmatrix}.$$

Нижние целые индексы  $i=1,2,\dots$  обозначают значения функций, отнесенные к центру масс соответствующей ячейки, а нижние полуцелые индексы  $i \pm 1/2$  обозначают значения функций на границах ячеек с индексами  $i$  и  $i \pm 1$ . Верхний индекс  $n=0,1,2,\dots$  обозначает номер шага (слоя) по времени.

$\Delta V_i = \frac{\Delta x_i}{3} (F_{i-1/2} + F_{i+1/2} + \sqrt{F_{i-1/2} F_{i+1/2}})$  - объем части канала, приходящейся на  $i$ -ю ячейку,  $\Delta t$ - шаг по времени,  $\Delta x_i = h$ - размер  $i$ -ой ячейки (разбиение равномерное).

Значение векторов  $W_{i-1/2}^n$  и  $W_{i+1/2}^n$  определяется из решения задачи о распаде разрыва.

Задача Римана решается в предположении о том, что параметры газа остаются постоянными внутри каждой из дискретных ячеек, т.е.  $U_i^n = const$  при

$x_{i-1/2} < x < x_{i+1/2}$ ,  $U_{i+1}^n = const$  при  $x > x_{i+1/2}$  и  $U_{i-1}^n = const$  при  $x < x_{i-1/2}$ .

Данный метод имеет первый порядок точности по пространству и времени.

Размер шага по времени определялся для каждого слоя отдельно из критерия устойчивости Куранта-Фридрихса-Леви:

$\Delta t^n = \frac{C\Delta x}{U_{max}^n}$ ,  $U_{max}^n = \max_i(u_i^n + c_i^n)$ ,  $i = 0, 1, \dots, I, n = 0, 1, \dots, N$ , где  $\Delta x$ - шаг пространственной сетки,  $c_i^n$ -скорость звука на n-ом временном слое,  $C \leq 1$  – параметр численного метода.

Начальные условия задавались для каждого из перечисленных параметров в следующей форме:

$$\rho_i^0 = p_i^0 / (RT_i^0); F_i^0 = F_{init}; u_i^0 = G_0 / (\rho_i^0 \cdot F_i^0); e_i^0 = \rho_i^0 c_v T_i^0 + \frac{1}{2} \rho_i^0 (u_i^0)^2; c_{f_i}^0 = 1;$$

$$p_i^0 = p_{init}; T_i^0 = T_{init}; l_i^0 = \sqrt{4\pi F_i^0}; c_{0_i}^0 = 0; c_{c_i}^0 = 0$$

Здесь  $p_{init}, T_{init}, u_{init}$  – начальные значения давления, температуры и скорости газа в канале,  $F_{init}$  – заданная геометрия.

Кроме этого задавалось начальное значение для расхода окислителя  $G_i^0 = G_0$ .

Граничные условия для входного сечения задавались в виде, приведенном в таблице ниже. Граничные условия для выходного сечения задавались посредством введения виртуальной N+1 ячейки. При этом на выходе происходил снос параметров течения.

Параметр	Входное сечение	Выходное сечение
Площадь поперечного сечения канала	$F_0^n = F_1^n$	$F_{N+1}^n = F_N^n$
Давление газа	$p_0^n = p_1^n$	$p_{N+1}^n = p_N^n$
Температура газа	$T_0^n = T_0^0 - (u_0^n)^2 / (2c_p)$	$T_{N+1}^n = T_N^n$
Скорость газа	$u_0^n = G_0 / (\rho_0^n \cdot F_0^n)$	$u_{N+1}^n = u_N^n$
Плотность газа	$\rho_0^n = p_0^n / (RT_0^n)$	$\rho_{N+1}^n = \rho_N^n$
Полная энергия ед. объема газа	$e_0^n = \rho_0^n c_v T_0^n + \frac{1}{2} \rho_0^n (u_0^n)^2$	$e_{N+1}^n = e_N^n$
Концентрации окислителя, горючего, смеси	$c_{0_0}^n = 1; c_{f_0}^n = 0;$ $c_{c_0}^n = 0$	$c_{0_{N+1}}^n = c_{0_N}^n;$ $c_{f_{N+1}}^n = c_{f_N}^n;$ $c_{c_{N+1}}^n = c_{c_N}^n$

Таб. 1. Граничные условия

**Третья глава** посвящена экспериментальным исследованиям процессов в ГРД и верификации разработанной методики.

В рамках верификации методики была проведена серия расчетов для экспериментов с ГРД, результаты которых представлены в литературе. Первый эксперимент (рис. 2) проведен Индийской лабораторией Defence Research and Development Laboratory на малогабаритном газогенераторе с НТРВ+РА в качестве

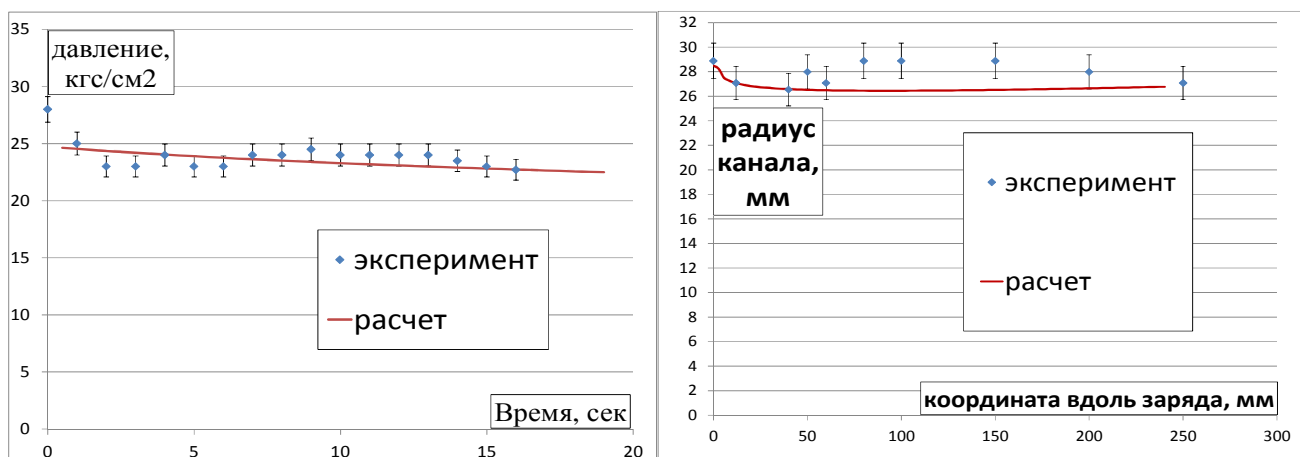


Рис. 2. Сравнение расчетных и экспериментальных данных для давления и разгара канала заряда.

топлива и RFNA в качестве окислителя. Второй эксперимент проводился в НИЦ ЦИАМ. Горючее - полиэтилен, окислитель – газообразный кислород (рис.3). Третий эксперимент проводился на стендовой базе ОАО «ФНПЦ «АЛТАЙ». Горючее каучук СУРЭЛ+ТАЦ, окислитель – газообразный кислород (рис. 4).

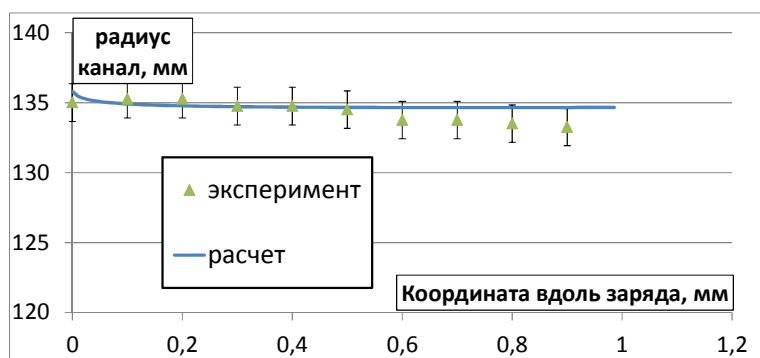


Рис. 3. Сравнение расчетного и экспериментального разгара канала.

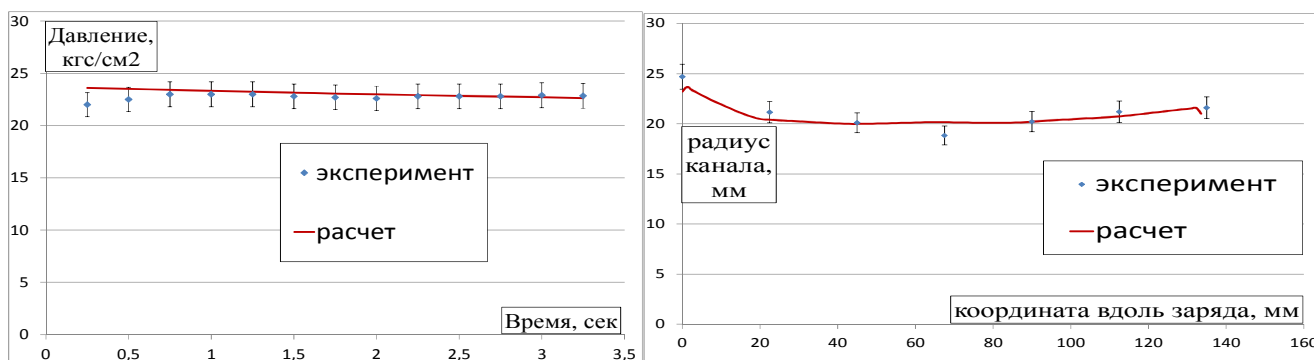


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных данных для давления и разгара канала заряда.

В рамках данной работы диссертантом была проведена серия экспериментов на крупномасштабном ГРД. Целью экспериментальных исследований являлось

подтверждение возможности многократного запуска гибридного двигателя после длительной паузы с продувкой азотом и верификация разработанной комплексной методики.

В качестве горючего в работе использовался полиуретан, в качестве окислителя – жидкий кислород.

Многократность включения достигалась за счет использования малорасходных газогенераторов, работающих на водородно-воздушной смеси. Между включениями проводилась продувка двигателя азотом с целью имитации охлаждения установки. Были проведены оценочные расчеты теплового состояния форсуночной головки при помощи пакета Solid Flow Works, максимальная

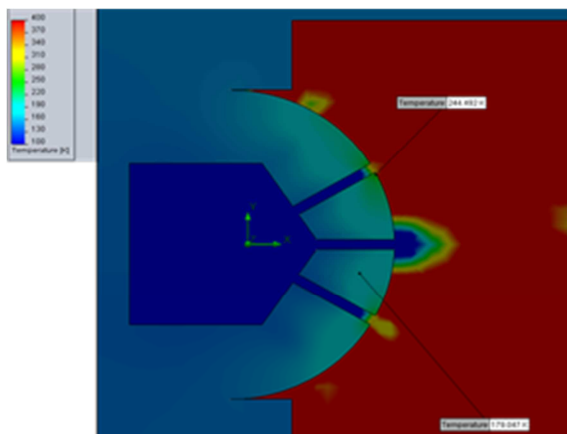


Рис. 5. Тепловое состояние форсуночной головки

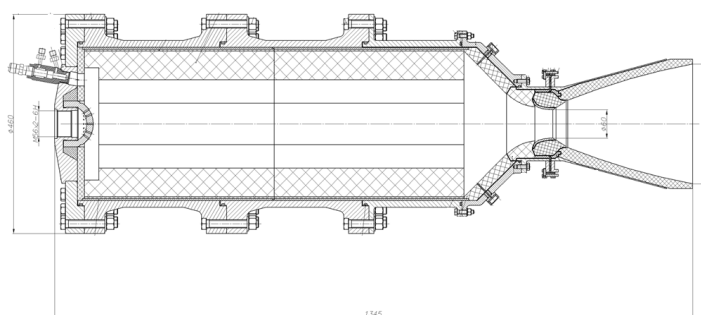


Рис. 6. Общий вид модельного ГРД.

температура не превысила 250 К (рис. 5).

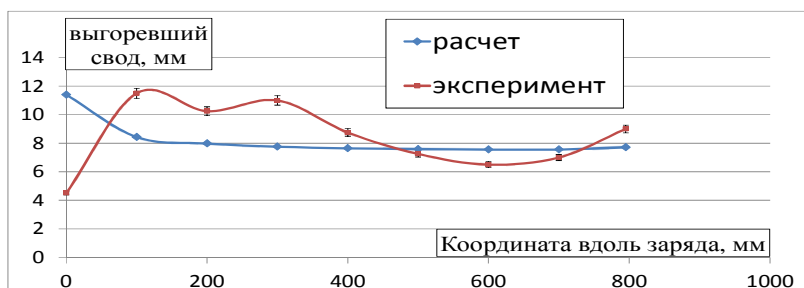


Рис. 7. Разгар канала заряда в первом испытании

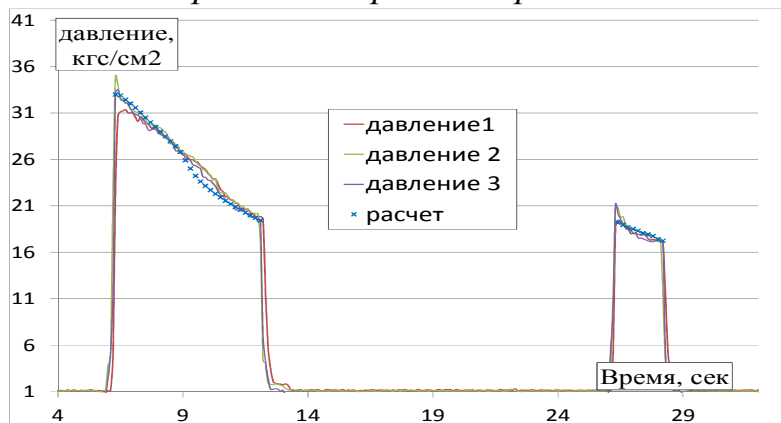


Рис. 8. Зависимость давления от времени в первом испытании

Общий вид ГРД приведен на рисунке 6. В переднем торце камеры установлены пусковые малорасходные газогенераторы.

В первом цикле испытаний двигатель полностью отработал всю заданную программу. Был произведен уверенный повторный запуск после 6 секундной продувки азотом. При этом произошел значительный разгар критического сечения ~ 12 мм на сторону, что свидетельствует о значительном окислительном потенциале продуктов

сгорания вкупе с высокой температурой. На рисунке 7 приведено сравнение расчетных и экспериментальных данных для разгара канала заряда. В районе ~100 мм от переднего торца заряда наблюдаются вымывы, что, как видится, связано с недостаточным разбиением струй кислорода от форсуночной головки.

На рисунке 8 представлена зависимость давления в камере ГРД от времени в эксперименте и для расчета. На рисунке 9 – тяга.

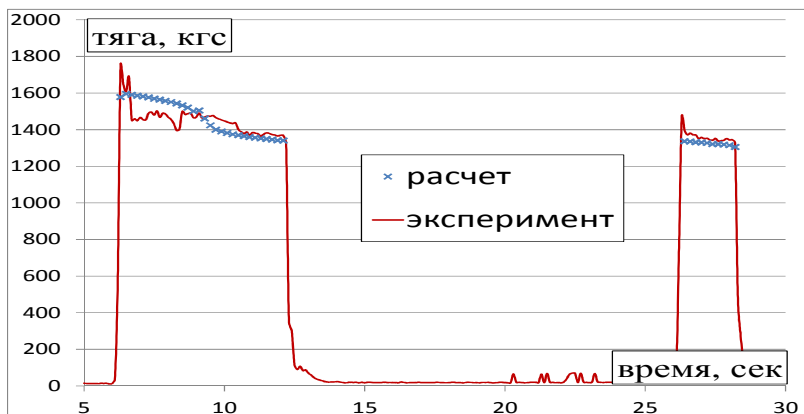


Рис. 9. Зависимость тяги от времени в первом испытании.

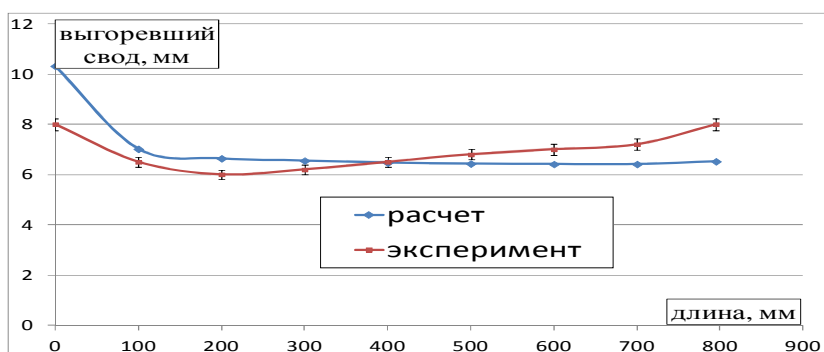


Рис. 10. Разгар канала заряда во втором испытании.



Рис. 11. Зависимость давления от времени во втором испытании.

Для второго цикла испытаний на жидком кислороде были внесены изменения в конструкцию ГРД. Для меньшего уноса вкладыш критического сечения был выполнен из стеклопластика, после форсуночной головки была установлена стеклопластиковая диафрагма для дополнительного дробления струй кислорода. Произведено успешное повторное включение после 24-секундной продувки азотом. Унос критического сечения ~ 9 мм на сторону при большем времени работы. На рисунке 10 приведен профиль разгара заряда. Как видно из диаграммы диафрагма выполнила свои функции. На рисунке 11 представлена зависимость давления от времени, на рисунке 12 – тяга.

Все верификационные расчеты находятся в удовлетворительном соответствии с экспериментальными данными.

Доказана возможность проведения многократного включения ГРД. При проектировании

заряда была завышена его скорость горения, которая рассчитывалась по



Рис. 12. Зависимость тяги от времени во втором испытании.

осредненным эмпирическим зависимостям, так как комплексная методика на тот момент еще не была дописана.

В результате в камере осуществлялось горение со значительным избытком окислителя. Как показали расчеты (рис. 13) в начале испытания более половины кислорода не сгорало, а в конце испытания кислорода

оставалось более 70 % по массе, что, в свою очередь, обеспечивало большие уносы углеродного вкладыша критического сечения. Соответствующие температуры в камере и удельный импульс для начала и конца запуска соответственно 1970К и 1353К, 207 с и 158 с при степени расширения 10. Отсюда можно сделать вывод о необходимости увеличения длины заряда при сохранении остальных геометрических характеристик.

При помощи разработанной методики были проведены параметрические расчеты удельного импульса от длины заряда при фиксированных параметрах – геометрии сечения канала заряда, расхода кислорода, площади критического сечения, площади выходного сечения 10. На диаграмме (рис.14) представлено распределение среднего за время работы двигателя удельного импульса в зависимости от длины заряда. Максимум расположен в районе длины 3 м.

График расчетного пустотного удельного импульса для этого случая представлен на рисунке 15. При этом за время работы кардинально меняется соотношение

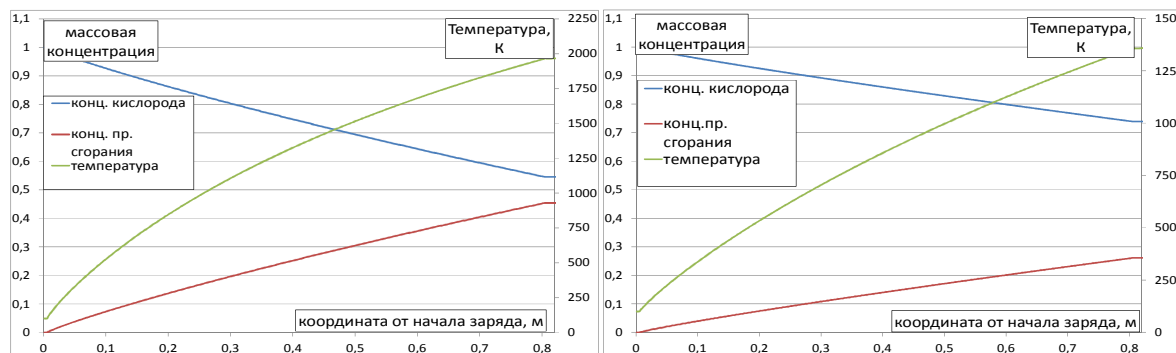


Рис. 13. Распределение концентраций и температур в испытаниях.

компонентов: в начале происходит горение с избытком топлива, к концу запуска наблюдается избыток окислителя. Максимальный пустотный удельный импульс тяги составил 282 с при температуре 3340К при степени расширения 10 по площади, для степени расширения 100 - импульс 331 с. В рамках работы была проведена оптимизация формы заряда с целью обеспечения минимальных

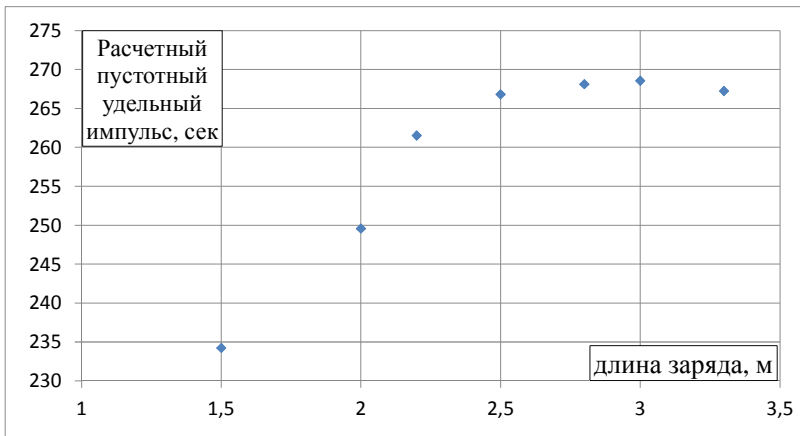


Рис. 14. Средний удельный импульс за время работы от длины заряда.

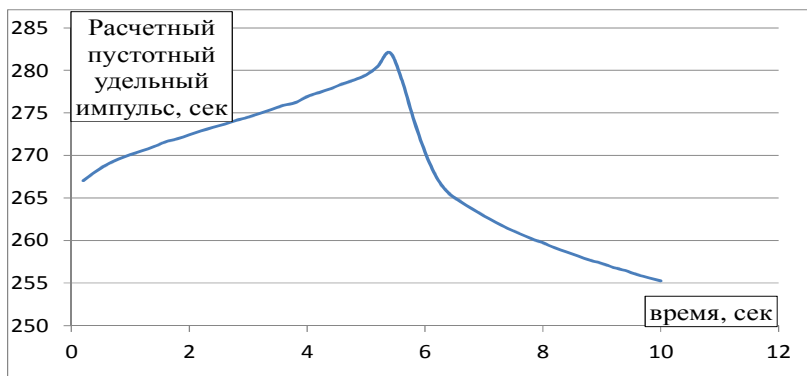


Рис. 15. Расчетный пустотный удельный импульс для длины заряда 3 м.

сгорания. С повышением энергетических характеристик твердого топлива для РДТТ увеличиваются температуры сгорания, что приводит к новым механизмам уноса углеродных материалов. Для ГРД критичным является еще и высокий окислительный потенциал продуктов сгорания. В свое время был предложен метод активной тепловой защиты критического сечения для РДТТ, который заключается в расположении в непосредственной близости от критического сечения дополнительного заряда твердого топлива, обладающего более низкой температурой или окислительным потенциалом.

В Центре Келдыша была проведена серия экспериментов, направленных на подтверждение эффективности двухслойных течений, как средства тепловой защиты. Суть опытов заключалась в

остатков топлива на момент завершения работы. Зависимость начальной площади сечения от координаты показаны на рисунке 16.

**Четвертая глава** диссертации посвящена двухслойным течениям в ракетных двигателях, как средству тепловой защиты соплового блока. В главе приводится краткий обзор механизмов разрушения углеродосодержащих композиционных материалов, экспериментальные и расчетные результаты по эффективности двухслойных течений.

При проектировании РДТТ и ГРД возникает вопрос защиты критического сечения от продуктов

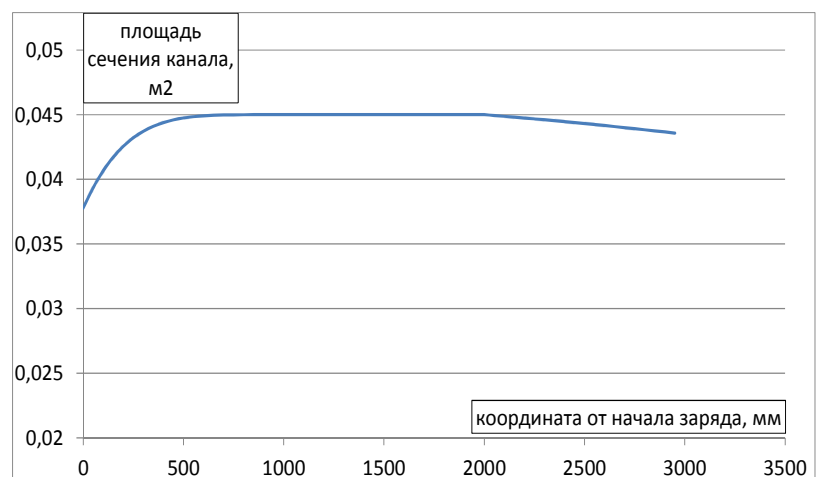


Рис. 16. Начальная площадь сечения канала от координаты вдоль заряда.

установке молибденового неуносимого вкладыша в критическое сечение и измерении температуры на его внутренней стенке в двух точках. Проводилось две серии опытов. В одной из них использовалась отдельная камера с размещенным в ней зарядом холодного топлива, при этом продукты сгорания охладителя вдувались через щель перед критическим сечением. Во второй серии использовалось последовательное расположение зарядов с утопленным соплом. Для оценки эффективности завесного охлаждения применяется комплексная методика, включающая методику двумерного расчета турбулентного течения двухкомпонентного не реагирующего газа и также методику расчета нестационарного теплового состояния. На рисунке 17 схематически изображены схемы организации завесы.

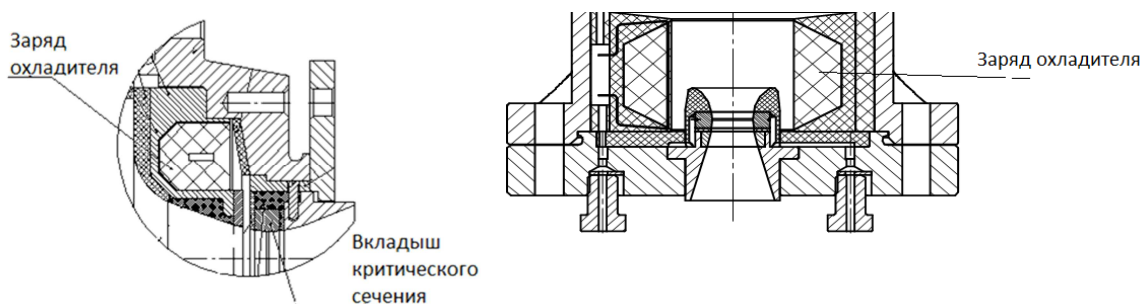


Рис. 17. Схемы организации завесы. Слева – схема с щелевым вдувом, справа – последовательное расположение зарядов.

На рисунке 18 представлено сравнение изменения температуры стенки критического сечения в зависимости от относительного расхода охладителя и схемы организации завесы. По разработанной и верифицированной на РДТТ методике были проведены параметрические расчеты уносов критического сечения сопла в ГРД в зависимости от относительного расхода охладителя. В качестве охладителя был выбран фторопласт (поз.1), расположение вкладыша из которого представлено на рисунке 19. Скорость уноса фторопласта оценивалась по полуэмпирическим зависимостям. В качестве материала критического сечения был выбран углерод-углерод типа ЭРА-2 (поз.2).

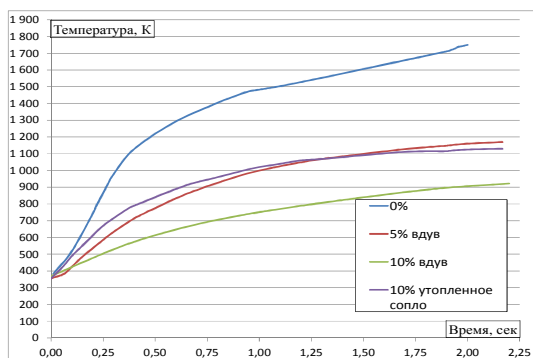


Рис. 18 Сравнение температуры стенки критического сечения.

Распределение концентраций и тепловое состояние вкладыша критического сечения оценивалось аналогично расчетам для РДТТ (снизу рисунка 19 для относительного расхода охладителя 0,5%). Расчеты показали, что температура и окислительный потенциал снижаются в 2 раза даже при самом малом относительном расходе охладителя, равном 0.1%. При этом расчетный унос критического сечения без завесы составил 3,32мм на сторону (рис. 20) за 10 секунд работы двигателя.



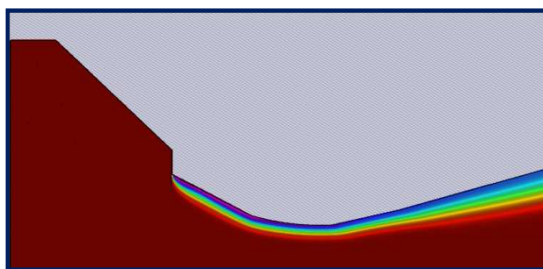
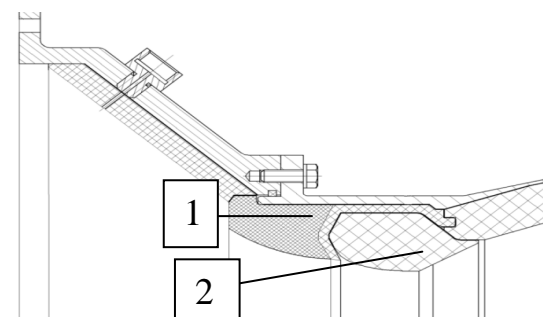


Рис. 19. Сопловой блок ГРД с охладителем. Завесное охлаждение ГРД.

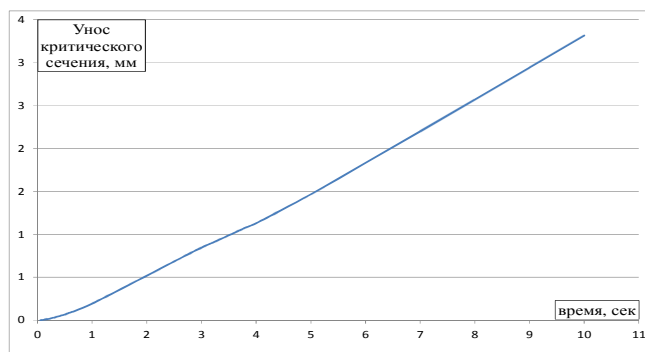


Рис. 20. Унос критического сечения от времени при отсутствии завесы.

При минимальном расходе охладителя унос практически нулевой.

### Основные результаты работы

1. Разработана квазиодномерная нестационарная физико-математическая модель для расчета процессов в ГРД, позволяющая проводить расчет внутрибаллистических характеристик ГРД в зависимости от времени работы, с учетом выгорания заряда произвольной формы, изменения расхода окислителя, разгара критического сечения, основываясь на теплофизических свойствах горючего геометрических данных и данных по термодинамике. Методика позволяет проводить оценку полноты сгорания, по результатам модельных экспериментов, а также проводить оптимизацию формы заряда с целью повышения энергетических характеристик двигателя.

2. Модернизирована и интегрирована в комплексную методику расчета процессов в ГРД диффузионная модель горения твердого компонента топлива. В модели производится учет зависимости скорости горения от изменяющихся свойств газового потока в канале заряда горючего, в том числе теплоемкости и вязкости, которые рассчитываются исходя из соотношений, предложенных Уилком и Масоном-Саксеной.

3. Проведена верификация разработанной расчетной методики на модельных ГРД, различающихся как компонентами топлива, так и габаритно-массовыми характеристиками.

4. Выполнена разработка и экспериментальные исследования физических процессов в крупномасштабном ГРД, работающего на паре жидкий кислород-полиуретан, с тягой  $\leq 2,5$  тс и расходом окислителя  $\sim 7-10$  кг/сек с системой многократного запуска при помощи водородно-воздушных малорасходных газогенераторов. Экспериментально подтверждена возможность многократного запуска на крупномасштабном ГРД после длительной паузы с продувкой азотом. Полученные экспериментальные данные по профилю выгорания зарядов и по внутрибаллистическим характеристикам подтвердили корректность разработанной методики.

Проведена оптимизация формы заряда для модельного ГРД.

6. Проведены расчетно-экспериментальные исследования завесного охлаждения в РДТТ посредством применения двухсоставных зарядов твердого топлива с разной температурой горения. Показана эффективность завесного охлаждения критического сечения с уменьшением температуры стенки на  $\sim 900\text{K}$  в конце эксперимента.

7. Предложен метод защиты критического сечения в ГРД посредством расположения перед минимальным сечением вставки из фторопласта. Проведены параметрические расчеты, показывающие эффективность завесного охлаждения в ГРД.

### **Список публикаций соискателя по теме диссертации**

#### **I. Научные труды, опубликованные в ведущих рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России:**

1. Семенов П.А., Борисов Д.М., Руденко А.М., Дегтярев С.А., Моделирование двухслойных течений и теплообмена при организации завесы в высокоэнтальпийных потоках. // Журнал Вестник Московского авиационного института, 2011, т.18, №5. С. 23-32.

2. Семенов П.А., Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М., Дегтярев С.А., Экспериментальное исследование эффективности активных методов тепловой защиты проточных трактов энергоустановок при температурах свыше  $4000\text{K}$ . //Журнал «Известия РАН. Энергетика», 2012, №5. С. 110-116.

3. Семенов П.А., Куранов М.Л., Руденко А.М., Дегтярев С.А., Моделирование двухслойных течений и теплообмена в каналах энергетических установок. //Журнал «Известия РАН. Энергетика», 2012, №5.с. 98-103.

#### **II. Другие научные труды, опубликованные по теме диссертации:**

4. Семенов П.А., Исследование двухслойных течений, как средства тепловой защиты ракетных двигателей на твердом топливе. // Краткие сообщения XXIX Российской школы, посвященной 85-летию со дня рождения В.П. Макеева, 2009, с. 86-88.

5. Семенов П.А., Исследование двухслойных течений как средства тепловой защиты ракетных двигателей на твердом топливе. // Труды 51-й научной конференции МФТИ, 2008, ч. III., т.1. С. 14-16.

6. Семенов П.А., Исследование особенностей газодинамических процессов и теплового состояния РДТТ с активной тепловой защитой. // Труды 53-й научной конференции МФТИ, 2010, ч. III. С. 53-55.