

## **Численное моделирование внутренней баллистики в ракетных двигательных установках на криогенном твердом топливе**

© А.В. Воронежский, С.А. Сучков, Л.А. Филимонов

НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
Москва, 105005, Россия

*Представлены результаты численного моделирования рабочего процесса в ракетном двигателе нового типа на криогенном твердом топливе (КТТ), которое содержит горючее и окислитель при температуре ниже их температуры плавления. Математическая модель рабочего процесса базируется на полной системе уравнений Навье – Стокса для газа (с учетом  $k$ - $\epsilon$  модели турбулентности) и уравнениях тепло- и массопереноса для твердого топлива, записанных в нестационарной осесимметричной форме. Расчеты выполнены для КТТ кислород + водород и кислород + метан. Рассмотрены дисковая и матричная схемы расположения топливных элементов канального заряда и проанализировано влияние их размеров на протекание рабочего процесса. Сделан вывод о невозможности реализации устойчивого горения топлива кислород + водород в данных условиях, однако показано, что использование топлива кислород + метан дает возможность реализации устойчивого рабочего процесса в камере сгорания и управления скоростью преобразования компонентов топлива путем задания определенной внутренней структуры КТТ. Рассмотрены также особенности рабочего процесса в гибридном ракетном двигателе принципиально нового класса на криогенном топливе, один из компонентов которого находится в жидком, а другой — в твердом агрегатном состоянии.*

**Ключевые слова:** численное моделирование, рабочий процесс, ракетные двигательные установки, криогенное твердое топливо.

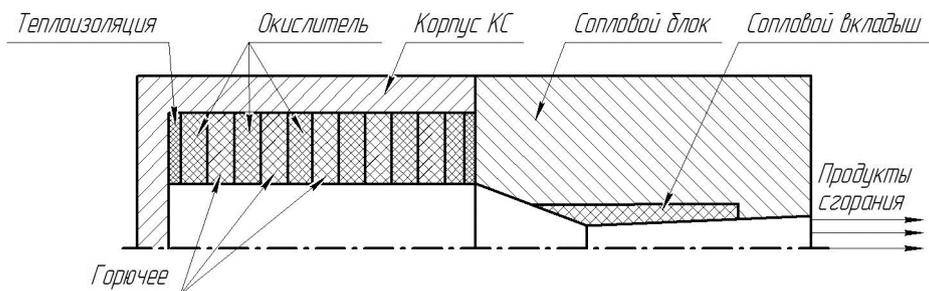
В настоящее время в ракетной технике наиболее широко используются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ). Применение ЖРД дает возможность обеспечить более высокий удельный импульс по сравнению с применением РДТТ вследствие более высокой энергетики жидких топлив, однако двигатели на твердом топливе имеют существенно более простую конструкцию, в первую очередь из-за отсутствия систем подачи топлива и охлаждения камеры сгорания.

Для сведения недостатков ЖРД и РДТТ к минимуму специалистами из ФРГ была предложена принципиально новая концепция ракетного двигателя на криогенном твердом топливе (КТТ), которое содержит горючее и окислитель при температуре ниже их температу-

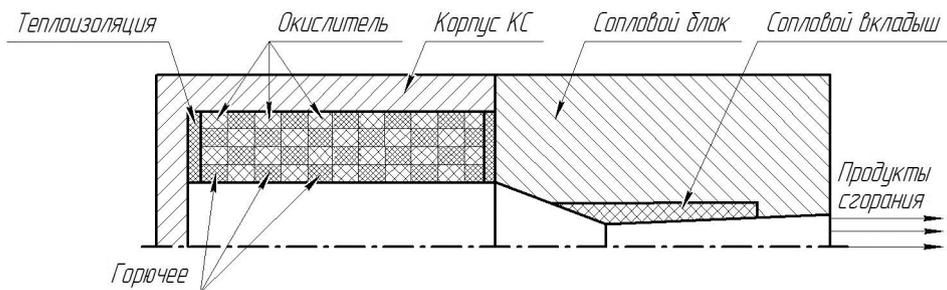
ры плавления [1]. Это позволяет использовать в качестве топлива традиционно применяющиеся в ЖРД высокоэнергетичные композиции, но в замороженном виде.

Поскольку среди используемых жидких топлив наибольшим удельным импульсом обладает топливная пара кислород + водород, весьма перспективным можно считать применение этих компонентов и в ракетных двигателях на криогенном твердом топливе (РДКТТ), что обеспечит сочетание характерной для РДТТ сравнительной простоты схемных решений и свойственных ЖРД высоких значений удельного импульса. Таким образом, РДКТТ позволяет объединить преимущества ЖРД и РДТТ.

Возможные схемные решения РДКТТ, связанные с размещением заряда криогенного твердого топлива в камере сгорания и внутренней структурой заряда, представлены на рис. 1 и 2. На рис. 1 изображен РДКТТ с канальным зарядом и дисковым расположением топливных элементов. В соответствии с приведенной схемой заряд КТТ разделен на несколько зон в осевом направлении, причем каждая зона состоит в общем случае из слоев окислителя, горючего и межтопливной изоляции, которая предотвращает теплообмен между слоями горючего и окислителя, имеющими различные температуры. На рис. 2 представлена схема РДКТТ с канальным зарядом и матричным расположением топливных элементов окислителя и горючего.



**Рис. 1.** РДКТТ с канальным зарядом и дисковым расположением топливных элементов



**Рис. 2.** РДКТТ с канальным зарядом и матричным расположением топливных элементов

Необходимо подчеркнуть, что замораживание, например, кислорода и метана, одних из наиболее перспективных топливных компонентов с точки зрения использования их в ЖРД, не является в настоящее время технически сложной проблемой, поскольку температуры плавления кислорода и метана составляют 54,36 и 90,67 К соответственно. Этот уровень незначительно отличается от температуры широко применяемого в промышленности жидкого азота, лежащей в диапазоне от 63,14 К (температура плавления) до 77,3 К (температура кипения). Подчеркнем, что температура жидкого водорода, применяемого в ракетно-космической технике, составляет 13,96...20,38 К, что существенно ниже температур, необходимых для получения криогенного заряда (например, из кислорода и метана).

Следует отметить, что выбор топливной композиции горючее + окислитель для использования в РДКТТ во многом определяется теплофизическими свойствами твердой и жидкой фаз обоих компонентов, которые должны обеспечить примерно равные скорости их преобразования (плавления и газификации), что потенциально позволяет предотвратить возможность преждевременного расплавления заряда КТТ.

Основной целью данной работы является расчетно-теоретическое изучение фундаментальных закономерностей протекания рабочих процессов в РДКТТ и их влияния на внутриваллистические характеристики двигателя.

В основе предлагаемого подхода к решению поставленной задачи лежит механизм преобразования компонентов КТТ из твердого состояния в газообразное под действием высокотемпературного газового потока. По нашему мнению, с наибольшей вероятностью указанный механизм реализуется в несколько последовательных этапов:

1) плавление компонентов КТТ под действием теплового потока, поступающего в слой КТТ от высокотемпературных продуктов сгорания, и формирование на поверхности КТТ жидкой пленки;

2) испарение жидкой пленки на поверхности КТТ, возможный унос капель жидкости с поверхности в газовый поток и последующее их испарение в потоке;

3) смешение и горение испарившихся компонентов в газовом потоке.

При этом может быть реализована возможность управления скоростью преобразования конденсированных компонентов КТТ, обусловленная тем, что соотношение площадей контакта топливных элементов горючего и окислителя с высокотемпературным газовым потоком зависит от внутренней структуры топлива. Поэтому, как по-

казывают предварительные расчеты, геометрические параметры внутренней структуры (например, размер ячеек или слоев КТТ, форма поверхности канала КТТ) в значительной степени влияют на скорость преобразования компонентов топлива. Механизм этого влияния достаточно сложен и связан с зависимостью теплового потока к поверхности КТТ как от абсолютных значений расходов испаряющихся компонентов, так и от соотношения между ними. Отклонение значения расхода окислителя или горючего от оптимального приводит к изменению температуры газового потока и толщины газовой завесы вблизи поверхности испаряющегося компонента КТТ. Соответственно изменяется величина теплового потока, поступающего к поверхности КТТ.

Таким образом, формирование оптимальной внутренней структуры КТТ дает определенную возможность управлять скоростью преобразования конденсированных компонентов топлива, что в конечном итоге позволит обеспечить требуемые тягово-импульсные характеристики двигательной установки.

Численное моделирование рабочего процесса в РДКТТ базируется на полной системе уравнений Навье — Стокса для газа, записанной в нестационарной осесимметричной форме, и уравнениях тепло- и массопереноса для твердого топлива. Модель описывает нагрев, плавление и испарение топлива, смешение компонентов, горение топливной смеси и течение продуктов сгорания в камере и сопле. Система уравнений Навье — Стокса записана для четырех компонентов (газообразные горючее и окислитель, продукты сгорания, инертный газ) в предположении, что газ идеален, а химические реакции протекают только в газовой фазе с бесконечно большой скоростью. Предполагается также, что при плавлении на поверхности топлива образуется жидкая пленка, а тепло- и массоперенос внутри пленки в направлении, параллельном поверхности, пренебрежимо мал. Турбулентность учитывается с помощью коэффициентов вязкости и теплопроводности газа, зависящих от параметров потока в соответствии с выбранной моделью (используются модификация модели длины смешения Ван Дрийдста и стандартная  $k$ - $\epsilon$ -модель турбулентности). Также учитывается радиационный теплообмен. Результатами расчетов являются распределения параметров газовой и твердой фаз по сечению камеры сгорания в различные моменты времени.

Полная система уравнений Навье — Стокса для газа, записанная в векторной форме, имеет вид [2]

$$\frac{\partial \sigma}{\partial t} + \frac{\partial(A-R)}{\partial x} + \frac{\partial(B-X)}{\partial r} + \frac{F}{r} = S, \quad (1)$$

$$\text{где } \sigma = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \\ \rho Y_1 \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} \end{bmatrix}; \quad A = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho uv \\ (e + p)u \\ \rho Y_1 u \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} u \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ p + \rho v^2 \\ (e + p)v \\ \rho Y_1 v \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} v \end{bmatrix}; \quad R = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xr} + q_x \\ \rho D_1 \frac{\partial Y_1}{\partial x} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial x} \end{bmatrix};$$

$$X = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} \\ u\tau_{xr} + v\tau_{xx} + q_r \\ \rho D_1 \frac{\partial Y_1}{\partial r} \\ \vdots \\ \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial r} \end{bmatrix}; \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xr} \\ \rho v^2 - \tau_{rr} + \tau_{\theta\theta} \\ (e + p)v - u\tau_{xr} - v\tau_{xx} - q_r \\ \rho Y_1 v - \rho D_1 \frac{\partial Y_1}{\partial r} \\ \vdots \\ \rho Y_{i-1} v - \rho D_{i-1} \frac{\partial Y_{i-1}}{\partial r} \end{bmatrix}; \quad S = \begin{bmatrix} S_{o+f} \\ 0 \\ 0 \\ S_e \\ S_{Y_1} \\ \vdots \\ S_{Y_{i-1}} \end{bmatrix};$$

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right), \quad \tau_{rr} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right),$$

$$\tau_{\theta\theta} = 2\mu \frac{v}{r} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right), \quad \tau_{xr} = \tau_{rx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

— вязкие напряжения для газового потока;

$$q_x = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \sum_i D_i h_i \frac{\partial (\rho Y)_i}{\partial x}, \quad q_r = \lambda \frac{\partial T}{\partial r} + \sum_i D_i h_i \frac{\partial (\rho Y)_i}{\partial r}$$

— тепловые потоки в осевом и радиальном направлениях;

$S_{o+f}$ ,  $S_e$ ,  $S_{Y_i}$  — источниковые члены;  $e = \frac{p}{k-1} + \rho \frac{u^2 + v^2}{2}$  — полная

энергия единицы массы газа;  $x$ ,  $r$  — осевая и радиальные координаты;  $u$ ,  $v$  — осевая и радиальная составляющие скорости газа;  $T$ ,  $p$ ,

$\rho$  — температура, давление и плотность газа;  $h_i = H_{fi} + \int_{T_0}^T C_{pi} dT$  —

энтальпия  $i$ -го компонента газовой фазы;  $Y_i$ ,  $H_{fi}$  — массовая концентрация и энтальпия образования  $i$ -го компонента газовой фазы;  $C_p$ ,  $D$ ,  $\mu$ ,  $\lambda$  — теплоемкость и коэффициенты диффузии, эффективной вязкости, теплопроводности газа.

Для учета влияния турбулентности используется эффективная вязкость  $\mu = \mu_l + \mu_t$ , вычисляемая с помощью стандартной  $k$ - $\varepsilon$ -модели, уравнения которой в тензорной форме имеют вид [3]

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j k_j = \left( \mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} k_{,j} \right)_j + G + B - \rho \varepsilon,$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u_j \varepsilon_j = \left( \mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \varepsilon_{,j} \right)_j + c_1 \frac{\varepsilon}{k} G + c_1 (1 - c_3) \frac{\varepsilon}{k} B - c_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k},$$

где  $k$  — кинетическая энергия турбулентности;  $\varepsilon$  — скорость диссипации кинетической энергии турбулентности;  $\mu_l$  — динамическая вязкость газа;  $\mu_t = c_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$  — турбулентная вязкость;  $G, B$  — источниковые члены;  $c_1, c_2, c_3, c_\mu, \sigma_k, \sigma_\varepsilon$  — эмпирические коэффициенты замыкания, имеющие следующие значения:  $c_1 = 1,44$ ;  $c_2 = 1,92$ ;  $c_3 = 0,8$ ;  $c_\mu = 0,09$ ;  $\sigma_k = 1$ ;  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ .

Нестационарное осесимметричное уравнение энергии, описывающее теплообмен в слое топлива с учетом наличия твердой и жидкой фаз, записано в виде

$$c_{eff} \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right). \quad (2)$$

Для расчета фазовых переходов используется подход, основанный на понятии эффективной теплоемкости, что позволяет существенно упростить численное моделирование при использовании неявного метода.

Для численного решения системы (1) применяется модифицированная версия явной конечно-разностной схемы Мак-Кормака с центральными разностями [2]. Уравнение (2) решается неявным методом, описанным в [4]. Сшивка решений системы (1) и уравнения (2) осуществляется на границах раздела газ — КТГ с учетом существенного различия в значениях характеристических времен для указанных фаз.

Расчетная область имеет размеры 200 мм (200 ячеек со стороной 1 мм) в осевом направлении и 20 мм (40 ячеек со стороной 0,5 мм) в радиальном направлении.

Воспламенитель моделируется как точечный или линейный источник газа с заданными параметрами, расположенный в заданной зоне расчетной области.

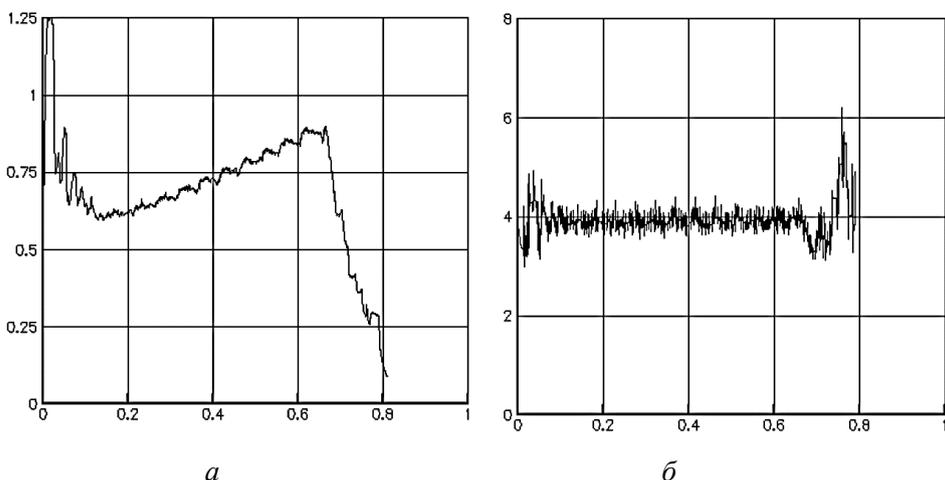
Выполненные расчеты позволили проанализировать основные закономерности рабочего процесса в двигателе для топливных пар кислород + водород и кислород + метан.

Ниже представлены некоторые результаты расчетов, проведенных для РДКТТ с канальным зарядом и дисковым расположением топливных элементов (см. рис. 1).

Расчеты для топлива кислород + водород были выполнены в предположении, что в начальный момент времени температура КТТ составляла 4 К, а температура газа в камере сгорания — 300 К. В соответствии с результатами расчетов скорость выгорания водорода существенно (в 10 раз) выше, чем скорость выгорания кислорода, что приводит к избытку газообразного горючего в камере сгорания и далекому от оптимального соотношению компонентов. Значительное различие в скоростях преобразования обусловлено, на наш взгляд, существенной разницей между температурами фазовых переходов кислорода и водорода, а также теплофизическими свойствами этих компонентов. На основании полученных результатов можно сделать вывод о невозможности реализации устойчивого горения топлива кислород + водород в условиях канальной схемы РДКТТ.

Расчеты для топлива кислород + метан были выполнены в соответствии со следующими начальными условиями: в момент времени  $t = 0$  температура топлива равна 50 К, а температура газа и давление в камере сгорания составляют соответственно 3290 К (что коррелирует с температурой продуктов сгорания при стехиометрическом соотношении компонентов) и 1 МПа.

На рис. 3 представлены распределения по времени осредненного давления в камере сгорания и массового соотношения компонентов, рассчитанные для канального заряда с дисковыми топливными элементами (топливо кислород + метан) при использовании  $k$ - $\epsilon$ -модели



**Рис. 3.** Зависимости среднего давления (МПа) (а) и массового соотношения компонентов (б) от времени (с), для КТТ кислород + метан ( $k$ - $\epsilon$ -модель турбулентности)

турбулентности. Как видно на рис. 3, б, соотношение компонентов в камере сгорания практически не отличается от стехиометрического значения, равного 4. Рост давления по мере выгорания топлива обусловлен увеличением площади поверхности горения.

Выполненный анализ влияния толщины топливных элементов на равномерность выгорания топлива показал, что увеличение их числа приводит к возрастанию полноты сгорания топлива.

Таким образом, результаты расчетов, проведенных для топлива кислород + метан, позволяют сделать вывод о реализации режимов устойчивого горения при использовании указанных компонентов в схеме с дисковым расположением топливных элементов.

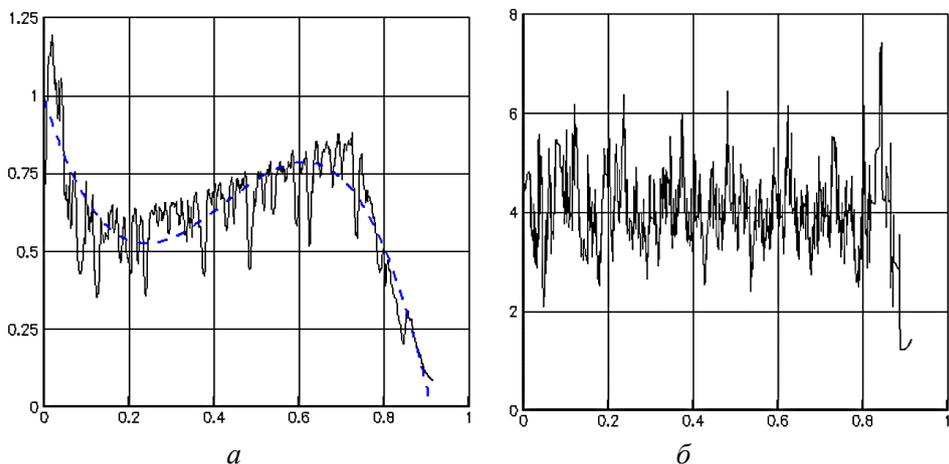
Обсудим расчетные результаты, полученные для РДКТТ с канальным зарядом и матричным расположением топливных элементов (см. рис. 2) при использовании топливной пары кислород + метан. В качестве топливной матрицы выбран замороженный кислород, наполнителем является замороженный метан. В качестве параметров, определяющих геометрические характеристики топливного элемента матрицы, приняты его ширина  $s$  и высота  $h$ .

Начальное значение радиуса канала заряда составляет 10 мм, толщина слоя топлива 7 мм, радиус критического сечения сопла равен 3 мм. Расчеты выполнены при использовании модели турбулентности, основанной на модели длины смешения Ван Дријста (коэффициент турбулентной модели  $\sigma = 0,5$ ).

С целью выявления возможности управления скоростью горения КТТ на основе формирования заряда с оптимальной внутренней структурой, а также для определения влияния размеров топливных элементов на особенности горения КТТ проведены три серии расчетов при различных длинах заряда КТТ (48, 72 и 96 мм) с варьируемой высотой  $h$  топливных элементов и их постоянной шириной  $s$ , равной 3 мм.

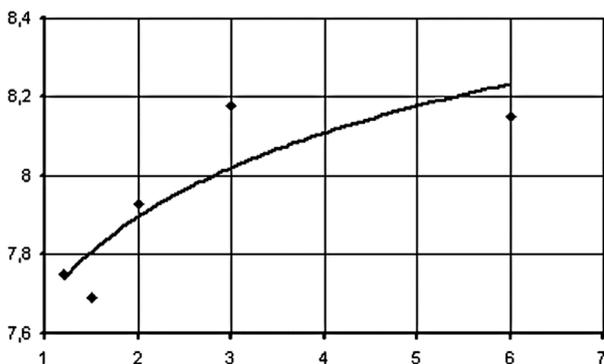
На рис. 4 представлены зависимости среднего давления в камере сгорания и массового соотношения компонентов от времени при значении  $s/h$ , равном 6 (штриховая линия соответствует полиномиальной аппроксимации). Сравнение зависимостей давления от времени, полученных при различных значениях  $s/h$ , не позволяет прийти к определенному выводу о каком-либо влиянии высоты топливных элементов на давление в камере сгорания. Однако зависимости соотношения компонентов от времени имеют колебательный характер, причем увеличение значения  $s/h$  приводит к пропорциональному возрастанию частоты колебаний соотношения компонентов в камере сгорания и к незначительному увеличению их амплитуды. Возникновение колебательного процесса может быть объяснено следующим образом. Вследствие различных скоростей испарения горючего и

окислителя и эффекта эрозионного горения поверхность топливного заряда (цилиндрическая в начальный момент времени) изменяет свою форму и становится конической, имеющей волнообразную образующую. Это приводит к тому, что соотношение площадей поверхностей горючего и окислителя изменяется по времени, что вызывает соответствующие колебания соотношения компонентов.



**Рис. 4.** Зависимость давления (МПа) (а) и соотношения компонентов (б) в камере сгорания РДКТТ от времени (с) при  $s/h = 6$

Следует отметить, что увеличение значения  $s/h$  (вследствие уменьшения высоты топливных элементов) приводит к увеличению средней скорости горения топлива (рис. 5), что свидетельствует о более высоком уровне температуры в камере сгорания и, следовательно, о более высоком качестве рабочего процесса.



**Рис. 5.** Зависимость средней скорости (мм/с) горения КТТ от соотношения  $s/h$

Отметим, что в области, примыкающей к сопловому блоку, наблюдается максимальная скорость выгорания топлива, что объяс-

няется интенсификацией тепло- и массообмена в результате увеличения скорости газового потока (эффект эрозионного горения).

Кроме того, проведен анализ влияния начального радиуса канала заряда  $r_0$  и радиуса критического сечения сопла  $r_{кр}$  на особенности протекания рабочего процесса. Расчеты выполнены при начальном радиусе канала  $r_0$ , равном 8 и 9 мм, значении  $s/h = 6$  и радиусе критического сечения сопла  $r_{кр}$  3,0; 2,5 и 2,0 мм. В соответствии с результатами расчетов уменьшение начального радиуса канала приводит к увеличению местной скорости горения топлива в области перед сопловым блоком. Как показал проведенный анализ зависимостей среднего давления в камере сгорания и соотношения компонентов от времени, в начале работы двигателя при  $r_0 = 8$  мм имеет место заброс давления до 5 МПа, а при начальном радиусе канала 9 мм максимальное давление составляет менее 2,5 МПа (при  $r_0 = 10$  мм давление возрастает лишь до 1,2 МПа). Отметим, что при  $r_{кр} = 3$  мм средняя скорость горения топлива практически не зависит от начального радиуса канала и составляет примерно 7,9 мм/с.

Анализ полученных зависимостей давления в камере сгорания от времени показывает, что уменьшение  $r_{кр}$  приводит к возрастанию среднего давления в камере сгорания, причем давление пропорционально  $(1/r_{кр})^2$ .

Отметим, что при значениях начального радиуса канала 9 и 10 мм наблюдается увеличение средней скорости горения с ростом давления. Однако при  $r_0 = 8$  мм увеличение давления приводит к некоторому снижению средней скорости горения. Это объясняется, на наш взгляд, значительной неравномерностью выгорания топлива, особенно в предсопловом объеме, что вызывает существенное отклонение соотношения компонентов от оптимального значения и снижение температуры в камере сгорания.

Следовательно, уменьшение начального радиуса канала заряда от 10 до 8 мм приводит к резкому возрастанию давления в камере сгорания в начальный момент времени и к значительной неравномерности выгорания топлива вследствие эффекта эрозионного горения в предсопловой зоне. Следует подчеркнуть, что в соответствии с полученными результатами неравномерность выгорания топлива в длинных зарядах приводит в некоторых случаях к прекращению горения.

Таким образом, результаты проведенного расчетно-теоретического исследования рабочего процесса в РДКТТ применительно к топливной композиции кислород + метан подтверждают принципиальную возможность как реализации устойчивого рабочего процесса в камере сгорания, так и управления скоростью преобразования компонентов топлива путем задания определенной внутренней структуры КТТ.

Однако применение КТТ на основе конструктивной схемы традиционного твердотопливного двигателя не позволяет устранить все недостатки, присущие использованию топлива в твердом агрегатном состоянии. Основным из них является чрезвычайная сложность (или невозможность) регулирования тяги двигателя. Кроме того, как было показано, создание РДКТТ с использованием наиболее энергоемкой композиции на базе кислорода и водорода практически невозможно вследствие существенного различия скоростей преобразования этих компонентов. Таким образом, многие из недостатков двигателей указанных типов связаны с использованием в них только жидких или только твердых (включая криогенные) компонентов топлива.

Для создания ракетных двигателей, обладающих преимуществами ЖРД и РДТТ и практически лишенных недостатков, присущих двигателям указанных типов, предлагается схема гибридного ракетного двигателя принципиально нового класса на криогенном топливе, один из компонентов которого находится в жидком, а другой — в твердом агрегатном состоянии.

Предварительный анализ позволяет выделить следующие основные преимущества гибридного ракетного двигателя на криогенном твердом топливе (ГРДКТТ) по сравнению как с традиционными ЖРД и РДТТ, так и с РДКТТ:

- топлива ГРДКТТ дают возможность достичь значений удельного импульса, превышающих его значения для РДТТ и приближающихся к значениям удельного импульса для ЖРД, при этом плотность топлив ГРДКТТ превосходит плотность топлив, состоящих только из жидких компонентов (плотность твердого водорода при 4 К выше плотности жидкого на 25 %, а плотность твердого кислорода превышает плотность жидкого на 35 %);

- использование в ГРДКТТ одного из компонентов топлива в жидком агрегатном состоянии открывает значительно более широкие (по сравнению с его использованием в РДТТ и РДКТТ) возможности по регулированию тяги, многократному включению и выключению двигателя, а также охлаждению его камер;

- в ГРДКТТ реализуются более простые схемные решения по сравнению с ЖРД (отсутствует система подачи одного из компонентов);

- в ГРДКТТ возможно использование в качестве компонентов топлива горючих и окислителей с существенно различающимися временами преобразования, например кислорода и водорода, что нереализуемо в условиях РДКТТ.

Важным преимуществом ГРДКТТ является возможность использовать в них в качестве топлива такие компоненты, которые не могут

применяться в двигателях других схем, поскольку во многих случаях максимальные энергетические характеристики или наибольшая плотность топлива могут быть достигнуты только при использовании компонентов, находящихся в различном агрегатном состоянии.

Поскольку среди жидких топлив наибольшей энергетикой обладает топливная пара кислород + водород, весьма перспективным можно считать применение этих компонентов и в предлагаемом ГРДКТТ. Это обеспечит сочетание характерной для РДТТ сравнительной простоты схемных решений, свойственных ЖРД высоких значений удельного импульса и присущих ГРДКТТ широких возможностей по регулированию тяги и многократному включению и выключению двигателя благодаря регулированию расхода жидкого компонента, подаваемого в камеру сгорания.

Предварительные оценки показывают, что рабочий процесс в ГРДКТТ во многом аналогичен рабочему процессу в традиционном гибридном двигателе, но имеет ряд существенных отличий, вызванных, в частности, особенностями процессов смесеобразования и горения, обусловленных фазовым состоянием компонентов и их низкой температурой.

Выбор конкретной схемы ГРДКТТ определяется характерными особенностями рабочего процесса, при котором имеет место горение заряда одного из компонентов при обтекании его поверхности вторым компонентом, находящимся в жидком или газифицированном состоянии. На рис. 6 приведена одна из возможных схем ГРДКТТ, содержащая телескопический заряд КТТ.

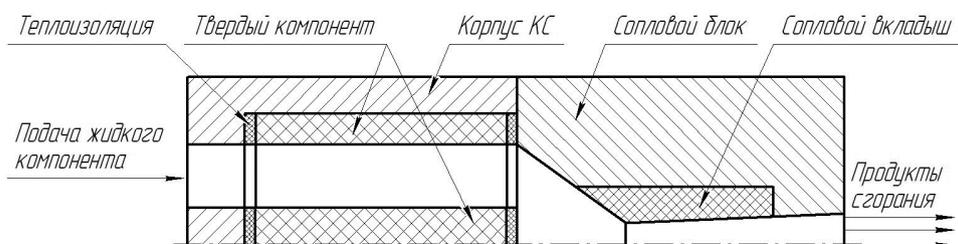
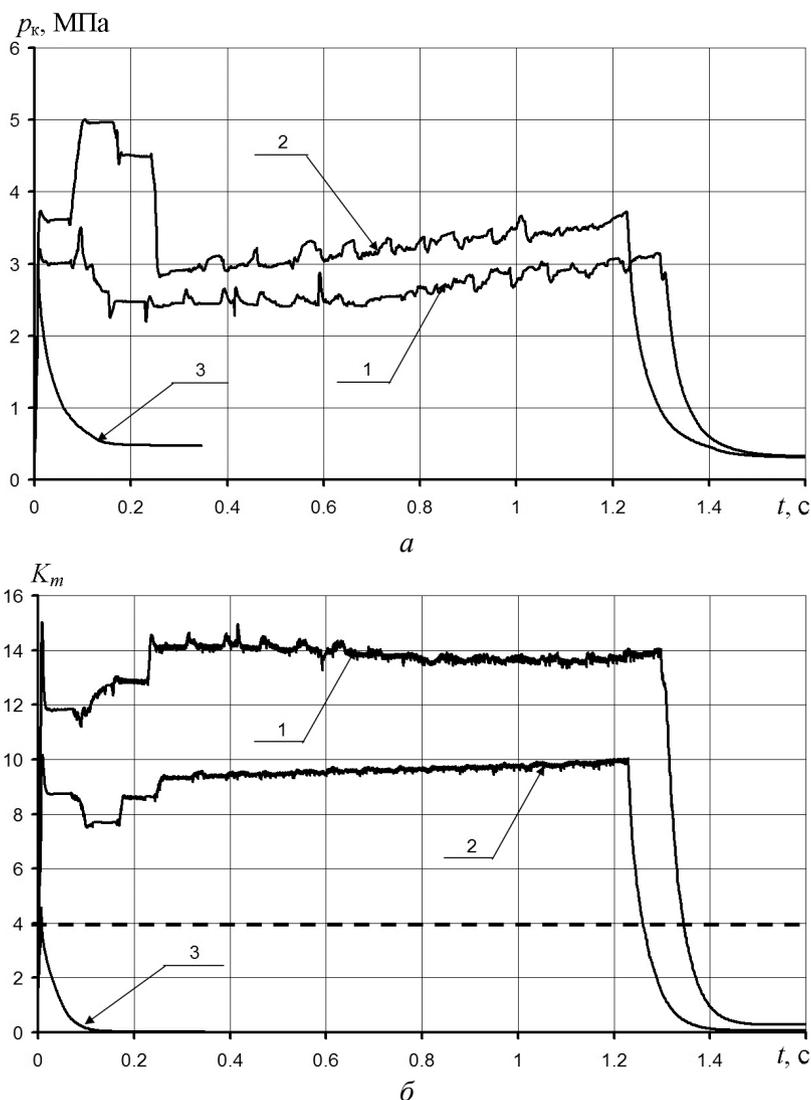


Рис. 6. Расчетная схема ГРДКТТ с телескопическим зарядом КТТ

Для исследования внутрибаллистических процессов в ГРДКТТ была выполнена модификация математической модели, описывающей основные закономерности протекания рабочих процессов в РДКТТ (в частности, проанализированы основные особенности моделирования процессов подачи и преобразования жидкого компонента в камере сгорания, а также оптимизирована используемая модель турбулентности). Проведены модификация и отладка программного модуля для расчета характеристик рабочего процесса в ГРДКТТ.

В качестве основной цели расчетно-теоретического исследования рабочего процесса в ГРДКТГ планировалось оценить принципиальную возможность реализации устойчивого горения топливных пар жидкий кислород + твердый водород, жидкий водород + твердый кислород, жидкий кислород + твердый метан, жидкий метан + твердый кислород.

На рис. 7 приведены некоторые результаты расчетно-теоретических исследований — расчетные зависимости давления (рис. 7, а) и среднего соотношения компонентов (рис. 7, б) в камере сгорания ГРДКТГ на топливе жидкий метан + твердый кислород при различ-



**Рис. 7.** Зависимости давления (а) и соотношения компонентов (б) в камере сгорания от времени при различных значениях расхода жидкого метана:  
 1 – 5 г/с; 2 – 8 г/с; 3 – 15 г/с

ных значениях расхода жидкого метана. Двигатель выполнен по схеме с телескопическим зарядом (см. рис. 6). Стехиометрическое соотношение  $K_{m0} = 4$  (штриховая линия на рис. 7, б). При расходе жидкого метана 15 г/с рабочий процесс является неустойчивым и горение прекращается. При расходах 5 и 8 г/с наблюдается устойчивый рабочий процесс, причем в начале работы двигателя возникает всплеск давления, а последующее увеличение давления с течением времени вызвано изменением формы горячей поверхности заряда вследствие переменной скорости преобразования твердого компонента по длине канала. Отметим, что в данной серии расчетов среднее соотношение компонентов в камере сгорания существенно отличается от стехиометрического (см. рис. 7, б).

Таким образом, результаты проведенного численного моделирования подтверждают принципиальную возможность реализации устойчивого рабочего процесса в ГРДКТГ. В рамках дальнейших расчетных исследований планируется более детальное изучение влияния различных факторов на параметры рабочего процесса.

*Работа выполнена при поддержке РФФИ в рамках грантов № 06-08-00427 и 09-08-00784.*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lo R.E. A Novel Kind of Solid Rocket Propellant. *Aerospace Science and Technology*, 1998, no. 6, pp. 359–367.
- [2] Hoffman K., Chiang S. *Computational Fluid Dynamics*. 2000, vol. 1–3.
- [3] Мартинузи Р., Поллард А. Исследование применимости различных моделей турбулентности для расчета турбулентных течений в трубах. *Аэрокосмическая техника*, 1989, № 9, с. 43–53.
- [4] Патанкар С. *Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости*. Москва, Энергоатомиздат, 1984, 152 с.

Статья поступила в редакцию 15.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

А.В. Воронцовский, С.А. Сучков, Л.А. Филимонов. Численное моделирование процессов внутренней баллистики в ракетных двигательных установках на криогенном твердом топливе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/694.html>

**Воронцовский Андрей Владимирович** родился в 1946 г.; окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1970 г.; д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ; заведующий отделом НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 100 научных работ; область научных интересов — тепло- и массообмен в двухфазных потоках. e-mail voron@bmmstu.ru

**Сучков Сергей Алимович** родился в 1967 г.; окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1990 г.; младший научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 20 научных работ; научные интересы — ма-

тематическое моделирование процессов тепло- и массообмена в двухфазных потоках. e-mail ss@el.bmstu.ru

**Филимонов Лев Александрович** родился в 1962 г.; окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1987 г.; научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 20 научных работ; научные интересы — математическое моделирование процессов тепло- и массообмена в двухфазных потоках. e-mail voron@bmstu.ru