

## МЕТОДИКА РАСЧЁТА ТОЛЩИНЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ, ВЫПОЛНЕННОГО С ПРИМЕНЕНИЕМ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И МАТЕРИАЛОВ

© 2016

**А. В. Кривоногов** адъюнкт (аспирант), филиал Военной академии имени Петра Великого, г. Серпухов Московской области, [andreikrivotnogov@mail.ru](mailto:andreikrivotnogov@mail.ru)

Одним из перспективных направлений по повышению энергомассовых характеристик жидкостных реактивных двигателей является применение при производстве деталей и сборочных единиц инновационных технологий. В статье предлагается концепция создания камеры сгорания жидкостного реактивного двигателя с применением современных технологий и материалов. Предлагается выполнить по аддитивной технологии смесительную головку, а цилиндрическую часть камеры сгорания заодно с соплом выполнить из углерод-углерод композиционного материала. Приведена схема конструкции инновационной камеры сгорания и указаны её основные преимущества. Для конкретных исходных данных приведены результаты расчёта геометрических параметров, рассчитанных по существующим методикам. Представлены основные зависимости и результаты расчёта удельного теплового потока по длине камеры сгорания и сопла. Приведены существующие способы защиты огневой стенки камеры сгорания от тепловых нагрузок. Результаты анализа существующих методик по расчёту на прочность камер сгорания свидетельствуют о невозможности их применения для инновационной камеры сгорания. Предложенная методика решает задачу определения толщины стенки инновационной камеры сгорания с учётом действия внутреннего давления и высоких температур. Она включает в себя как решение задачи нестационарной теплопроводности методом конечных разностей, так и расчёт на прочность по безмоментной теории оболочек.

*Инновационные технологии; камера сгорания; жидкостные реактивные двигатели; тепловая защита; нестационарная теплопроводность; расчёт на прочность.*

---

**Цитирование:** Кривоногов А.В. Методика расчёта толщины камеры сгорания жидкостного реактивного двигателя, выполненного с применением инновационных технологий и материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 81-90.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-81-90

Одним из перспективных направлений по повышению энергомассовых характеристик жидкостных реактивных двигателей (ЖРД) является применение при производстве деталей и сборочных единиц (ДСЕ) инновационных технологий.

Согласно докладу Сколковского института науки и технологий (Skoltech), к инновационным технологиям, применяемым в ракетно-космической технике, можно отнести [1]:

- аддитивные технологии (AF – Additive Manufacturing), т. е. метод послойного селективного лазерного (или электронно-лучевого) плавления гранул металлических сплавов;

- композиционные материалы (КМ) на основе углерод-углеродных (углерод-керамических) композиционных нитей.

Современные традиционные технологии изготовления ЖРД основаны на создании деталей путём удаления избыточного материала с последующим соединением их сваркой, пайкой и т. п. в единое целое.

Предлагается концепция создания камеры сгорания (КС) ЖРД, в которой агрегаты и их ДСЕ выполнены по инновационным технологиям [2].

Предлагается металлическую камеру сгорания (КС) регенеративного охлаждения ЖРД заменить принципиально новой конструкцией, в которой:

- смесительная головка (СГ) изготавливается по аддитивной технологии из никель-хромового сплава или коррозионно-стойкой стали;
- цилиндр с соплом изготавливается из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ);
- соединение двух элементов осуществляется фланцевым болтовым соединением (уплотнитель – материал IZOLOCK C-200) за зоной смесительной головки, где отсутствует тепловое воздействие горячих газов (рис. 1).

На рис. 1 представлена схема КС ЖРД, выполненной по инновационным технологиям [2].

Цилиндр с соплом КС создаётся выкладкой углеродно-волоконистого материала на металлическую формообразующую оправку с заданным профилем, предварительно пропитанную фенолформальдегидным связующим [2].

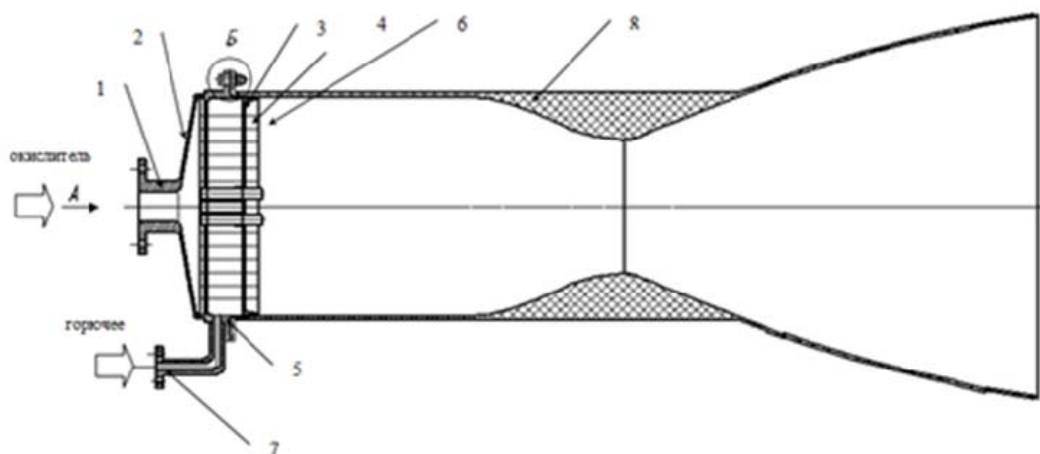


Рис. 1. Схема КС ЖРД, выполненной по инновационным технологиям:  
1 – фланец подвода окислителя; 2 – смесительная головка; 3 – огневое днище смесительной головки; 4 – центробежная форсунка горючего; 5 – корпус; 6 – центробежная форсунка окислителя; 7 – фланец; 8 – цилиндр с соплом из КМ

Преимущества данной конструктивной схемы КС ЖРД следующие [2]:

1. Исключение регенеративного охлаждения (потерь давления по линии горючего) позволяет при сохранении температуры генераторного газа увеличить давление в камере сгорания до  $270 \text{ кгс/см}^2$ .

2. Снижение массы КС за счёт использования КМ в конструкции.

В настоящее время для высокотемпературных условий работы в ЖРД разработаны и опробованы КМ нового поколения, например, российский «Граулис» (изготовитель ФГУП УНИИКМ, г. Пермь) или французский «Нахесо» (фирма-производитель Snesta Propulsion Solid), которые применяются для изготовления крупногабаритных тонкостенных камер ракетных двигателей твёрдого топлива и имеют плотность  $1,4 \text{ г/см}^3$  [2].

Для определения основных геометрических параметров инновационной камеры сгорания, были взяты в качестве исходных данных параметры, представленные в табл. 1. С использованием методики расчёта проектируемой камеры сгорания [3] и методики расчёта и построения укороченного профилированного сопла с угловым входом [4] получены результаты, представленные в табл. 2 и на рис. 2.

Следующим этапом исследования был расчёт удельного теплового потока в КС ЖРД. После проведения анализа методик по определению конвективного и лучистых

тепловых потоков в КС ЖРД было установлено, что методики В.М. Ивлиева и Л.Ф. Фролова, представленные в [5], максимально учитывают особенности процессов, происходящих в КС ЖРД. Данные методики учитывают влияние диссоциации и рекомбинации в пограничном слое, особенности излучения газов при температурах и давлениях, характерных для продуктов сгорания ЖРД, имеют простые расчётные соотношения.

Таблица 1. Исходные данные для расчёта

| Параметр  | Значение |
|---|----------|
| Тяга в пустоте, кН                                | 240      |
| Удельный импульс в пустоте, м/с                   | 3255     |
| Соотношение массового расхода компонентов топлива | 2,6      |
| Секундный расход, кг/с                            | 73,66    |
| Температура в камере сгорания, К                  | 3400     |
| Давление в камере сгорания, МПа                   | 15,45    |
| Давление на срезе сопла, МПа                      | 0,014    |

Таблица 2. Исходные данные для расчёта

| Параметр                                     | Значение |
|--|----------|
| Диаметр критического сечения ( $D_{кр}$ ), м | 0,098    |
| Диаметр камеры сгорания ( $D_{КС}$ ), м      | 0,196    |
| Диаметр среза сопла ( $D_a$ ), м             | 1,06     |
| Длина форсуночной головки ( $L_f$ ), м       | 0,101    |
| Длина цилиндрической части КС ( $L_{ц}$ ), м | 0,04875  |
| Длина сверхзвуковой части ( $L_{вх}$ ), м    | 0,195    |
| Длина сопла ( $L_c$ ), м                     | 2,004    |

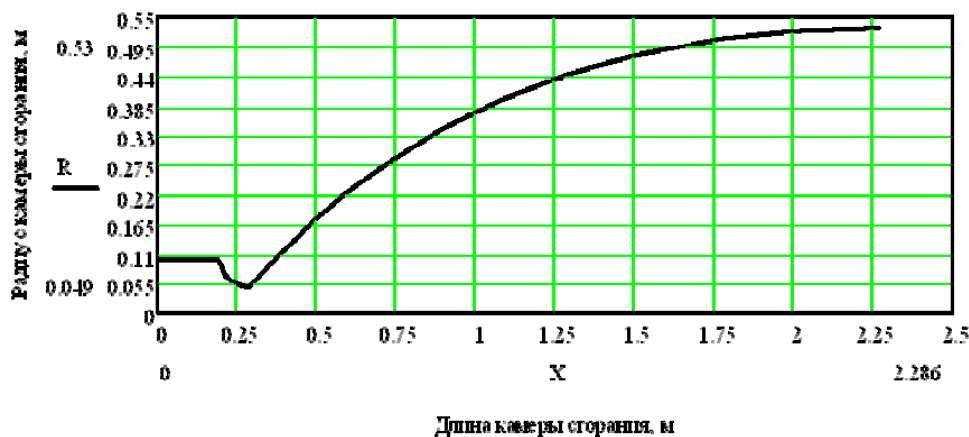


Рис. 2. Геометрические параметры КС ЖРД, выполненной по инновационным технологиям

Для проведения расчёта в качестве исходных данных были выбраны параметры, представленные в табл. 1, 2. Параметры потока продуктов сгорания определялись с помощью программного продукта TERRA 5.3 для топлива, состоящего из окислителя – азотного тетроксид (АТ) и горючего – несимметричного диметилгидразина (НДМГ).

Для определения удельного конвективного теплового потока использовалась расчётная зависимость [5]:

$$q_k = a \frac{\alpha_T \varphi_1 P_k (J_{O_2} - J_{cm})}{\bar{D}^2 (R_{O_2} T_{O_2})^{0,5} (1 + \bar{T}_{cm})^{0,82} (3 + \bar{T}_{cm})^{0,18}}, \quad (1)$$

где  $\alpha_T$  – безразмерный коэффициент теплоотдачи;  $P_k$  – давление в камере сгорания;  $J_{O_2}$  – энтальпия торможения недиссоциированных продуктов сгорания в пристеночном слое;  $J_{cm}$  – энтальпия на стенке камеры сгорания;  $\bar{D}$  – относительный текущий диаметр;  $R_{O_2}$  – газовая постоянная недиссоциированных продуктов сгорания;  $T_{O_2}$  – температура торможения недиссоциированных продуктов сгорания в пристеночном слое на границе с пограничным слоем;  $\bar{T}_{cm}$  – относительная температура стенки камеры сгорания.

Параметр  $a$  в выражении (1) определяется как [5]:

$$a = 2^{1,18} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}},$$

где  $k$  – показатель процесса расширения продуктов сгорания.

Значение функции  $\varphi_1$  в выражении (1) определяется как [5]:

$$\varphi_1 = \frac{(1-\beta)}{\left\{ \left[ 1 - \frac{\beta^2}{2(1+\bar{T}_{cm})} \right]^{0,82} \left[ 1 - \frac{9 \cdot \beta^2}{4(3+\bar{T}_{cm})} \right]^{0,18} \right\}},$$

где  $\beta$  – относительная скорость истечения.

Удельный лучистый тепловой поток определялся по формуле [5]:

$$q_l = \varepsilon_{cm.эф} C_0 \left[ \varepsilon_2 \left( \frac{T_2}{100} \right)^4 - A_2 \left( \frac{T_{cm}}{100} \right)^4 \right],$$

где  $\varepsilon_{cm.эф}$  – эффективная степень черноты стенки;  $C_0$  – коэффициент излучения абсолютно чёрного тела;  $\varepsilon_2$  – степень черноты продуктов сгорания;  $T_{cm}$  – температура газовой стенки камеры сгорания;  $A_2$  – поглощательная способность газов при температуре, равной  $T_{cm}$ ;  $T_2$  – температура продуктов сгорания.

Общий удельный тепловой поток рассчитывался по формуле [5]:

$$q = q_k + q_l.$$

Полученные результаты представлены на рис. 3.

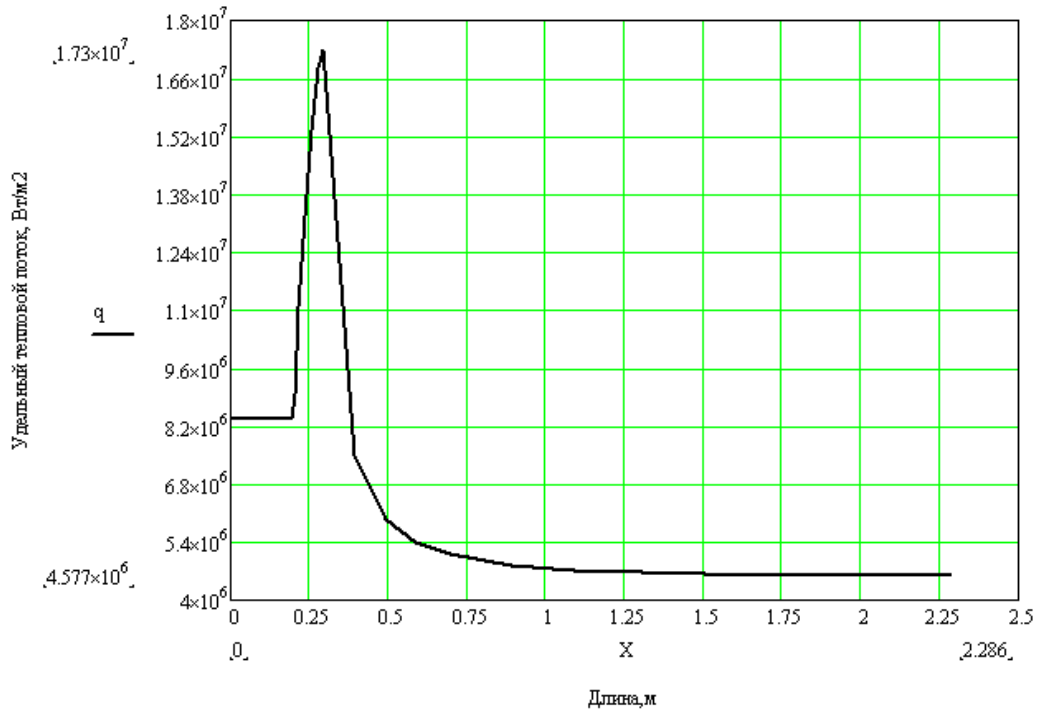


Рис. 3. Удельный тепловой поток в КС ЖРД

Из анализа результатов видно, что стенка камеры сгорания ЖРД подвергается большой тепловой нагрузке. Защита стенки КС ЖРД от опасного перегрева – одна из важных и сложных проблем ракетной техники [5].

Организация надёжной защиты стенок современных высоконапряжённых камер при небольших потерях удельного импульса – одна из трудных задач, возникающих при создании новых конструкций [5].

В настоящее время существуют различные способы защиты стенки КС ЖРД [6], представленные на рис. 4.



Рис. 4. Способы защиты стенки КС ЖРД

После анализа работ по обеспечению надёжной защиты стенок КС ЖРД установлено, что надёжную защиту стенки КС ЖРД от тепловых нагрузок обеспечивает наличие регенеративного охлаждения. КС ЖРД рассчитываются на прочность от действия внутреннего давления по безмоментной теории оболочек. Затем проводится дополнительный расчёт системы охлаждения ЖРД. Данная методика не подходит для КС, выполненной по инновационным технологиям, так как последняя конструктивно не предусматривает в себе регенеративного охлаждения.

Возникает необходимость в решении задачи определения толщины КС ЖРД с учётом действия внутреннего давления и высоких температур. Процесс теплообмена между продуктами сгорания и стенкой КС ЖРД осуществляется теплопроводностью при нестационарном режиме.

Существуют методики для решения задач нестационарной теплопроводности как аналитическими, так и численными методами, но они не учитывают действие высокого давления продуктов сгорания.

Для решения задачи определения толщины КС ЖРД с учётом действия внутреннего давления и высоких температур была разработана следующая методика.

Нестационарный перенос тепла теплопроводностью описывается уравнением Фурье–Кирхгофа, записанном в декартовой системе координат [7]:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q_w(x, y, z, t, T), \quad (2)$$

где  $T$  – температура;  $x, y, z$  – пространственные координаты;  $\rho$  – плотность рассматриваемого тела;  $\tilde{n}$  – удельная теплоёмкость;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $Q_w(x, y, z, t, T)$  – мощность внутренних источников тепловыделения.

При решении задачи были введены следующие допущения:

- процесс нестационарной теплопроводности одномерный;
- стенка КС рассматривается как бесконечная пластина;
- источники тепловыделения внутри стенки КС отсутствуют;
- свойства материала с изменением температуры не изменяются;
- температура в КС не превышает температуру абляции материала.

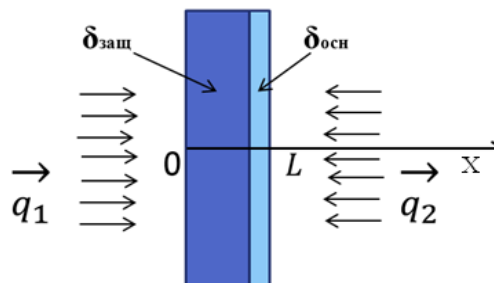


Рис. 5. Геометрия задачи

Задача решалась по граничным условиям второго рода (заданы тепловые потоки  $q_1$  и  $q_2$ , рис. 5). Математическая формулировка граничных условий имеет вид:

$$\begin{aligned} x = 0 : -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} &= q_1, t > 0; \\ x = L : -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} &= q_2, t > 0. \end{aligned} \quad (3)$$

В результате сделанных допущений запишем уравнение (2) в следующем виде:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right). \quad (4)$$

Уравнение (4) с соответствующими допущениями и граничными условиями решалось численно методом конечных разностей. При решении использовался неявный способ аппроксимации производных [7].

В результате аппроксимации частных производных соответствующими конечными разностями получена следующая система линейных алгебраических уравнений [7]:

$$\rho c \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\tau} = \lambda \left( \frac{T_{i+1}^{n+1} - 2T_i^{n+1} + T_{i-1}^{n+1}}{h^2} \right), i = 2, \dots, N-1, n \geq 0, \quad (5)$$

где  $i$  – номер узла стенки по толщине;  $N$  – количество равных промежутков, на которые разбита стенка КС по толщине;  $\tau$  – шаг интегрирования по временной координате;  $n$  – номер шага по времени;  $h$  – шаг интегрирования по толщине стенки.

Полученную систему (5) можно свести к наиболее общему виду:

$$A_i T_{i+1}^{n+1} - B_i T_i^{n+1} + C_i T_{i-1}^{n+1} = F_i, \quad (6)$$

где

$$A_i = C_i = \frac{\lambda}{h^2}; \quad B_i = \frac{2\lambda}{h^2} + \frac{\rho c}{\tau}; \quad F_i = -\frac{\rho c}{\tau} T_i^n.$$

Предполагается, что существуют такие наборы чисел  $\alpha_i$  и  $\beta_i$  ( $i = \overline{1, N-1}$ ), при которых

$$T_i^{n+1} = \alpha_i \cdot T_{i+1}^{n+1} + \beta_i, \quad (7)$$

то есть трёхточечное уравнение второго порядка (6) преобразуется в двухточечное уравнение первого порядка (7).

В выражении (7) прогоночные коэффициенты  $\alpha_i$  и  $\beta_i$  определяются по следующим зависимостям:

$$\alpha_i = \frac{A_i}{B_i - C_i \alpha_{i-1}}, \quad (8)$$

$$\beta_i = \frac{C_i \beta_{i-1} - F_i}{B_i - C_i \alpha_{i-1}}. \quad (9)$$

Для определения значений  $\alpha_i$  и  $\beta_i$  по зависимостям (8) и (9) необходимо определить значения  $\alpha_1$  и  $\beta_1$  из левого граничного условия (3):

$$\alpha_1 = \frac{2a\tau}{h^2 + 2a\tau};$$

$$\beta_1 = \frac{h^2}{h^2 + 2a\tau} T_1^n + \frac{2a\tau h q_1}{\lambda(h^2 + 2a\tau)}.$$

Из правого граничного условия (3) определяется температура  $T_N$  в следующий момент времени:

$$T_N^{n+1} = \frac{2a\tau\lambda\beta_{N-1} - 2a\tau hq_2 + h^2\lambda T_N^n}{\lambda h^2 + 2a\tau\lambda(1 - \alpha_{N-1})}, \quad (10)$$

где  $a$  – коэффициент температуропроводности материала.

Задавая необходимое время работы ЖРД по формуле

$$t_{раб} = n\tau \quad (11)$$

и используя зависимости (7)–(10), получаем распределение температуры по толщине стенки для каждого момента времени.

Учитывая предельную температуру материала, определяем необходимую толщину защитного участка по формуле

$$\delta_{защ} = i_{пред}h, \quad (12)$$

где  $i_{пред}$  – номер узла стенки камеры сгорания по толщине, на котором значение температуры достигло предельного значения для материала (при заданном времени работы двигателя).

Толщину основного слоя стенки КС определяем по безмоментной теории оболочек с учётом действия внутреннего давления и осевых сил в КС и коэффициента запаса прочности 1,4:

$$\delta_{осн} = \frac{1,4\sqrt{N_m^2 + N_\theta^2 - N_m N_\theta}}{\sigma_B}. \quad (13)$$

Далее, учитывая выражения (12) и (13), определяем необходимую толщину стенки КС ЖРД:

$$\delta = \frac{1,4\sqrt{N_m^2 + N_\theta^2 - N_m N_\theta}}{\sigma_B} + i_{пред}h, \quad (14)$$

где  $N_m$  – меридиональная погонная нагрузка;  $N_\theta$  – окружная погонная нагрузка;  $\sigma_B$  – предел прочности материала.

Рассчитанная по формуле (14) толщина стенки КС ЖРД включает в себя основной слой, рассчитанный по известным внутренним нагрузкам (проверочный расчёт), и дополнительный слой, обеспечивающий при воздействии теплового потока сохранение характеристик материала основного слоя на необходимое время работы двигателя.

### Библиографический список

1. Дежина И.Г., Пономарёв А.К., Фролов А.С., Зорин Д.Н., Псахье С.Г., Гурдал З., Азаров А.В., Абаймов С.Г., Белов М.В., Данилин И.В., Ефимов А.Р., Куракова Н.Г., Зинов В.Г., Цветкова Л.А., Еремченко О.А. Новые производственные технологии: публичный аналитический доклад. М.: Издательский дом «Дело» РАНХиГС, 2015. 272 с.
2. Солодовников А.В., Кривоногов А.В. Применение аддитивных технологий и современных материалов в жидкостных ракетных двигателях // Сб. трудов 35-й Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем». Т. 2. Серпухов: филиал ВА РВСН им. Петра Великого, 2016. С. 254-258.



3. Гречух Л.И., Гречух И.Н. Проектирование жидкостного ракетного двигателя. Омск: Омский государственный технический университет, 2011. 69 с.
4. Галкин Г.Н., Чежегов В.Э. Двигательные установки ракет. Расчёт и построение укороченного профилированного сопла с угловым входом. Серпухов: Издательско-полиграфический комплекс СВИ РВ, 2005. 56 с.
5. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полюян Б.Я. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей: учеб. для вузов. М.: Высшая школа, 1975. 656 с.
6. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей. М.: НГТИ Оборонгиз, 1963. 476 с.
7. Кузнецов Г.В., Шеремет М.А. Разностные методы решения задач теплопроводности: учеб. пособие. Томск: Томский политехнический университет, 2007. 172 с.

## METHOD OF CALCULATING THE THICKNESS OF THE COMBUSTION CHAMBER OF A LIQUID ROCKET ENGINE MADE WITH THE USE OF INNOVATIVE TECHNOLOGIES AND MATERIALS

© 2016

**A. V. Krivonogov** adjunct (graduate student), branch of the Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great, branch in Serpukhov, Moscow region, Russian Federation, [andreikrivonogov@mail.ru](mailto:andreikrivonogov@mail.ru)

The use of innovative techniques in the production of parts and assembly units is one of the promising trends connected with increasing mass-energy characteristics of liquid-propellant jet engines. The article presents a concept of development of a liquid-propellant jet engine combustion chamber with the use of modern technologies and materials. We propose making the mixing head according to the additive technology. The cylindrical part of the combustion chamber integrated with the nozzle is to be made of carbon-carbon composite material. The article presents a configuration of innovative combustion chamber design and indicates its advantages. The results of calculating geometrical parameters are given for certain initial data. The formulas and results of calculations of the specific heat flow rate along the length of the combustion chamber and the nozzle are also given in the article. The existing methods of over-heating protection of the wall of the chamber are described in the article. The results of testing all these methods of over-heating protection show that they are not efficient enough for the innovative combustion chamber. The new method suggested by the author gives the opportunity to solve the problem by means of calculating the wall thickness taking into account the influence of inner pressure and high temperatures. The method includes both solving the task of transient heat conduction by the finite-difference method and strength calculation using the momentless theory of shells.

*Innovative technologies; combustion chamber; liquid-propellant engines; thermal protection; transient conductivity; strength calculation.*

---

*Citation:* Krivonogov A.V. Method of calculating the thickness of the combustion chamber of a liquid rocket engine made with the use of innovative technologies and materials. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 81-90. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-81-90

### References

1. Dezhina I.G., Ponomarev A.K., Frolov A.S., Zorin D.N., Psakhie S.G., Gurdal Zafer, Azarov A.V., Abaimov S.G., Belov M.V., Danilin I.V., Efimov A.R., Kurakova N.G., Zinov V.G., Tsvetkova L.A., Eremchenko O.A. *Novye proizvodstvennyye tekhnologii: publichnyy analiticheskiy doklad* [Public Analytical Report on «Advanced Manufacturing Technologies»]. Moscow: Izdatel'skiy Dom «Delo» RANKhiGS Publ., 2015. 272 p.

2. Solodovnikov A.V., Krivonogov A.V. *Primenenie additivnykh tekhnologiy i sovremennykh materialov v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh. Sbornik trudov 35-y Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy effektivnosti i bezopasnosti funktsionirovaniya slozhnykh tekhnicheskikh i informatsionnykh sistem»*. V. 2. Serpukhov: Filial VA RVSN im. Petra Velikogo Publ., 2016. P. 254-258. (In Russ.)

3. Grechukh L.I., Grechukh I.N. *Proektirovanie zhidkostnogo raketnogo dvigatelya* [Design of a liquid-propellant rocket engine]. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2011. 69 p.

4. Galkin G.N., Chezhegov V.E. *Dvigatel'nye ustanovki raket. Raschet i postroenie ukorochennogo profilirovannogo sopla s uglovym vkhodom* [Rocket power plants. Calculation and construction of a shortened bell-shaped nozzle with an angular entrance]. Serpukhov: Izdatel'sko-poligraficheskiy Kompleks SVIRV Publ., 2005. 56 p.

5. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyaev V.M., Poluyan B.Ya. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley: uchebnyy dlya vuzov* [Fundamentals of theory and calculation of liquid rocket engines. Undergraduate textbook]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1975. 656 p.

6. Aemasov V.E. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow: NGTI Oborongiz Publ., 1963. 476 p.

7. Kuznetsov G.V., Sheremet M.A. *Raznostnye metody resheniya zadach teploprovodnosti: uchebnoe posobie* [Difference methods for solving heat conduction problems. Study guide]. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2007. 172 p.