

**Расчетное исследование теплового состояния камеры
ракетного двигателя малой тяги, работающей
на газообразных компонентах топлива
кислород + метан с регенеративным наружным
охлаждением элементов конструкции окислителем**

© А.В. Новиков, Е.А. Андреев, Е.И. Бардакова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Представлены расчетно-параметрические исследования, позволившие получить рекомендации по выбору оптимальных значений конструктивных и технологических параметров камеры ракетного двигателя малой тяги. Благодаря этому обеспечивается надежное охлаждение газообразным окислителем в широком диапазоне изменения коэффициента избытка окислителя и давления в камере сгорания. При этом в качестве критерия оптимизации был принят коэффициент расходного комплекса камеры, т. е. максимальное преобразование химической энергии топлива в тепловую энергию продуктов сгорания. Созданная расчетным путем оптимальная конфигурация такой камеры сгорания с зональной подачей компонентов подтвердила заявленные характеристики во всем диапазоне исследуемых параметров, так что можно рекомендовать эту схему как базовую при тяге в пустоте от 20 Н до 200 Н.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, камера сгорания, математическая модель, коэффициент расходного комплекса камеры, коэффициент избытка окислителя

Введение. Большое внимание, уделяемое в настоящее время развитию ракетно-космической техники, увеличению массы и расширению номенклатуры выводимой полезной нагрузки делают актуальным использование в жидкостных ракетных двигателях малой тяги (ЖРДМТ) широкого спектра как известных, так и перспективных топливных пар. В частности, расширение сырьевой базы отечественного ракетостроения предполагает использование криогенного метана в качестве горючего компонента космических и воздушно-космических двигательных систем. К тому же во всем мире наблюдается ужесточение требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов, поэтому применение метана можно считать оправданным.

Кроме того, актуальной является проблема обеспечения удовлетворительного теплового состояния исследуемой камеры ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) в случае охлаждения собственными компонентами, осуществляемого для ракетных двигателей, автономных от окружающей среды.

Кафедра «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана традиционно занимается разработкой РДМТ [1–7], использующих в том

числе и экологически чистые компоненты. В проведенной кафедрой серии теоретических и экспериментальных исследований [1–3, 7] были оптимизированы схемы организации рабочего процесса в камере РДМТ на газообразных компонентах кислород + метан с электроискровой системой зажигания. Однако в указанных работах не затрагивалась задача обеспечения удовлетворительного теплового состояния исследуемой камеры сгорания (КС) при охлаждении собственными компонентами, что очень важно для ракетных двигателей, автономных от окружающей среды.

Цель представленных исследований — выполнить анализ геометрических и режимных параметров, влияющих на эффективность охлаждения КС РДМТ газообразным окислителем.

Схема камеры ракетного двигателя малой тяги. В качестве объекта исследования была выбрана камера РДМТ с наружным регенеративным охлаждением, работающая на газообразных компонентах топлива кислород + метан (рис. 1). Эта камера сгорания условно разделена на две зоны: предкамеру и собственно КС.

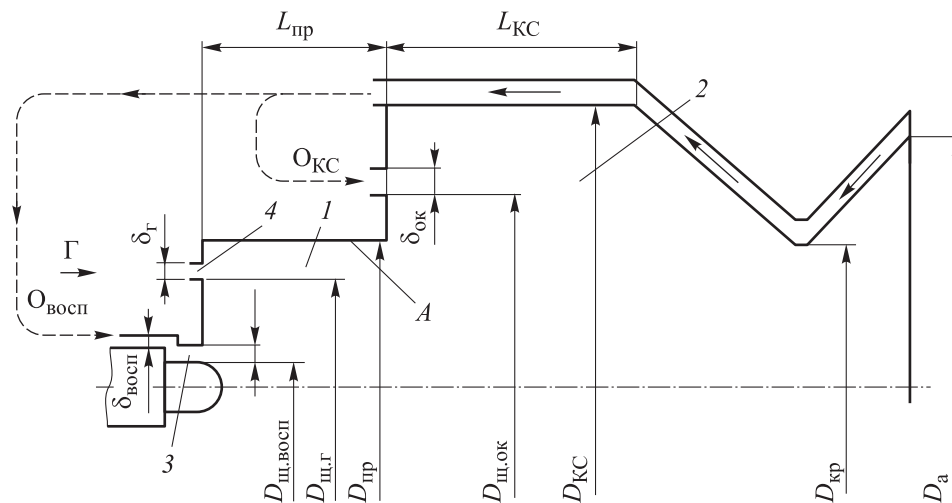


Рис. 1. Схема камеры сгорания РДМТ с зонной подачей компонентов топлива при наружном регенеративном охлаждении стенок КС кислородом:

1 — предкамера; 2 — камера сгорания; 3 — пусковой канал подачи окислителя; 4 — канал подачи горючего; $L_{пр}$ — длина прекамеры; $L_{КС}$ — длина КС; $D_{пр}$ — диаметр предкамеры; $D_{КС}$ — внутренний диаметр КС; $D_{кр}$ — диаметр критического сечения сопла; D_a — диаметр среза сопла; $O_{КС}$ — окислитель (кислород), поступающий в КС; $D_{щ.ок}$ — диаметр окружности, на которой находится кольцевая щель, через которую поступает основная часть окислителя; $\delta_{ок}$ — ширина щели, через которую поступает окислитель; Γ — горючее; $D_{щ.г}$ — диаметр окружности, на которой находится щель, через которую поступает горючее в предкамеру; δ_g — ширина щели, через которую поступает горючее в предкамеру; $O_{восп}$ — окислитель для воспламенения, подаваемый в предкамеру; $D_{щ.восп}$ — диаметр, на котором находится щель для подачи части окислителя для воспламенения; $\delta_{восп}$ — ширина щели для подачи части окислителя для воспламенения

Расход окислителя (кислорода) $\dot{m}_{o\Sigma}$ после выхода из зарубашечного тракта разделяется на две части. Одна часть расхода окислителя (основная) $\dot{m}_{oKC}$ поступает через равномерно расположенные по окружности отверстия (или через кольцевую щель с геометрическими параметрами $D_{щ.ок}$, $\delta_{ок}$) в КС параллельно ее оси. Меньшая часть расхода окислителя $\dot{m}_{восп}$ поступает в предкамеру через зазор, образованный электродом свечи и отверстием, в который вставляется электрод. Данная часть расхода $\dot{m}_{восп}$ выполняет две функции: обдувая электрод, защищает его от оплавления во время работы на режиме; взаимодействуя с подаваемым в предкамеру горючим, создает необходимые условия для воспламенения компонентов топлива при запуске двигателя и для надежного выхода на режим.

Весь расход горючего $\dot{m}_r$ подается с закруткой потока через щелевое отверстие с параметрами $D_{щ.г}$ и δ_r в предкамеру.

Основное преимущество такой схемы заключается в том, что цилиндрическая поверхность предкамеры A (см. рис. 1) находится в низкотемпературной зоне, так как интенсивно охлаждается поступающим горючим, что облегчает условия охлаждения головки КС. Это позволяет получить высокий коэффициент камеры ϕ_k при относительно небольших размерах ее цилиндрической части, и, следовательно, незначительной приведенной длины $L_{прив} = 0,1...0,15$ м [8].

Методика расчета и результаты проведенных исследований. Для решения поставленных задач была разработана комплексная методика расчета распределения параметров по объему КС и охлаждения конструкции камеры с учетом параметров рабочего процесса, а также проведены расчетные исследования по оптимизации геометрических размеров КС и охлаждающего тракта, обеспечивающих требуемый диапазон изменения ϕ_k при допустимом тепловом состоянии конструкции камеры РДМТ. Расчеты проводились при следующих значениях основных параметров: диапазон изменения давления в КС $p_k = 0,5...1,0$ МПа; диапазон изменения коэффициента избытка окислителя $\alpha_\Sigma = 0,8-1,5$; максимальный подогрев кислорода в охлаждающем тракте $\Delta t_{охл} = 280$ °С; максимальная температура огневой стенки в области критического сечения $T_{ст.мах} = 1400$ К; максимальный перепад давления в охлаждающем тракте $\Delta p_{тп.мах} = 0,3$ МПа; значение коэффициента расходного комплекса камеры $\phi_k \geq 0,95$. Блок-схема комплексной программы расчета представлена на рис. 2.

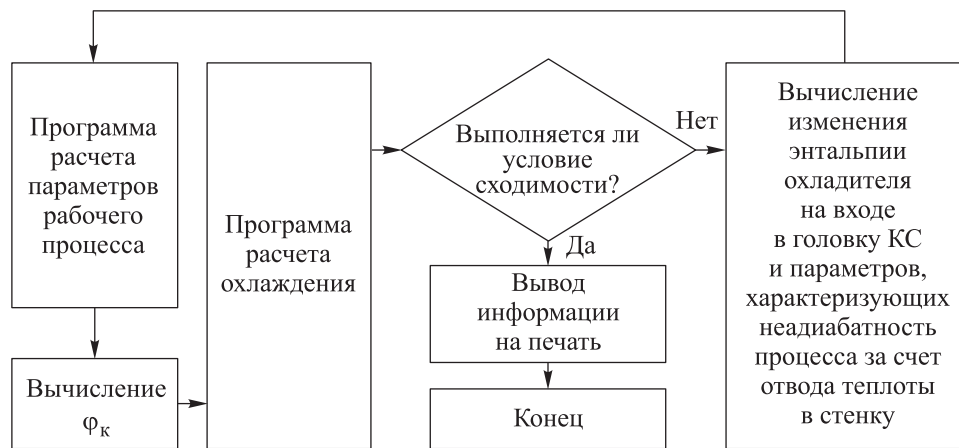


Рис. 2. Блок-схема комплексной программы расчета

В основу комплексной программы были положены программа расчета распределения параметров по объему КС и программа расчета охлаждения, связанные между собой таким образом, что становится возможным в процессе одного сквозного счета получать распределение параметров по объему КС, величину конвективных и лучистых тепловых потоков, тепловое состояние стенок КС, гидравлическое сопротивление охлаждающего тракта, коэффициент φ_k и другие параметры, необходимые для оценки состояния камеры РДМТ.

Данная комплексная программа использована при проведении расчетных параметрических исследований, результаты которых представлены далее. Основные контуры охлаждающего тракта камеры РДМТ показаны на рис. 3.

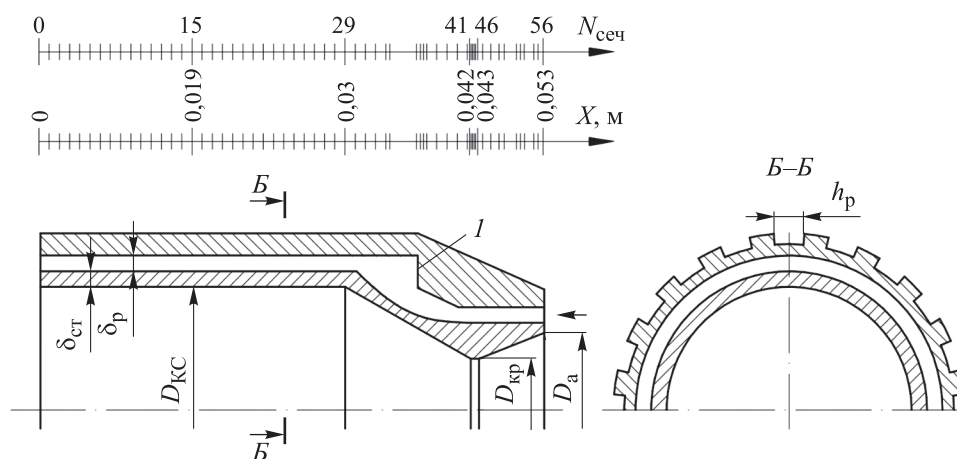


Рис. 3. Контур охлаждающего тракта камеры РДМТ (см. рис. 1)

В качестве материала стенки КС выбрана медь М1, обладающая высокой теплопроводностью. Оребрение стенки имеет вид продольных фрезерованных пазов.

Рабочий процесс в КС РДМТ при наружном регенеративном охлаждении кислородом зависит от степени подогрева кислорода в охлаждающем тракте и тепловых потоков, поступающих в стенку камеры. Кроме того, при течении кислорода по охлаждающему тракту изменяются его теплофизические свойства, что обусловлено гидравлическим сопротивлением, которое приводит к уменьшению плотности и увеличению скорости охладителя, тепловыми потоками в стенку КС, подогревом охладителя и другими факторами.

При использовании газообразного охладителя путем изменения его теплофизических свойств можно существенно варьировать коэффициент теплоотдачи от стенки КС к охладителю, что должно повлиять на тепловое состояние конструкции и характеристики рабочего процесса. Следовательно, процесс охлаждения стенок КС является многофакторным, и геометрические размеры охлаждающего тракта могут оказывать существенное влияние на его параметры.

Поскольку стенка КС выполнена из высокотеплопроводного материала, ее толщина $\delta_{ст}$ незначительно влияет на параметры охлаждающего тракта, что подтверждено предварительно проведенными расчетами. В качестве варьируемых размеров в данных расчетах использовались высота ребра δ_r , количество ребер N_r и ширина паза ребра h_r , соответствующая толщине фрезы для выполнения пазов.

Характерные зависимости влияния высоты ребра δ_r на параметры охлаждающего тракта приведены на рис. 4. Расчет был проведен при постоянных $p_k = 1,0$ МПа; $\alpha_{\Sigma} = 0,8$; $N_r = 40$; $\delta_{ст} = 1,5$ мм. При этом ширина паза на цилиндрической части КС $h_{р.ц}$ была больше, чем в области сопла $h_{р.с}$: $h_{р.ц} = 0,8$ мм; $h_{р.с} = 0,5$ мм. Различная ширина паза объясняется необходимостью снижения суммарного гидравлического сопротивления тракта, так как в цилиндрической части КС уровень удельных тепловых потоков существенно ниже, чем в области критического сечения сопла, и не требуется интенсифицировать теплообмен в цилиндрической части КС. Как видно на графике (см. рис. 4), изменение δ_r в диапазоне $0,8 \dots 1,8$ мм незначительно влияет на величины $\Delta t_{охл}$ и $T_{ст.мах}$, причем особенно при $\delta_r < 1,0$ мм. Однако с уменьшением δ_r заметно возрастает гидравлическое сопротивление тракта. Исходя из анализа проведенных расчетов и технологических соображений, можно выбрать рекомендуемые значения высоты ребра δ_r в диапазоне $1,0 \dots 1,5$ мм.

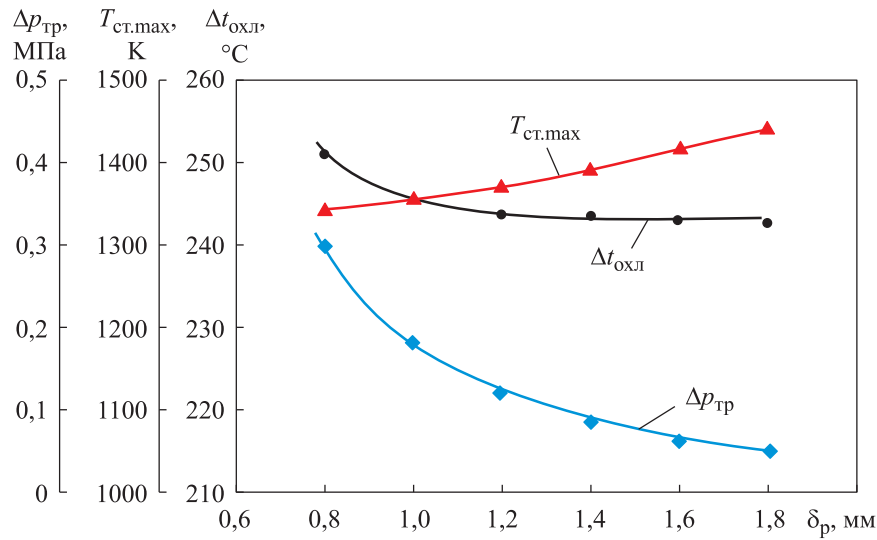


Рис. 4. Влияние высоты ребра δ_p на параметры охлаждающего тракта

Следует отметить, что в диапазоне параметров, указанном на рис. 4, величина коэффициента камеры ϕ_k меняется незначительно — от 0,985 до 0,987.

Влияние количества ребер N_p на параметры охлаждающего тракта представлено на рис. 5. Расчеты проведены для тех же фиксированных параметров, что и в предыдущем случае, при $\delta_p = 1,5$ мм. Так же, как и в первом случае, влияние N_p на коэффициент камеры оказалось незначительным — $\phi_k = 0,985 \dots 0,989$.

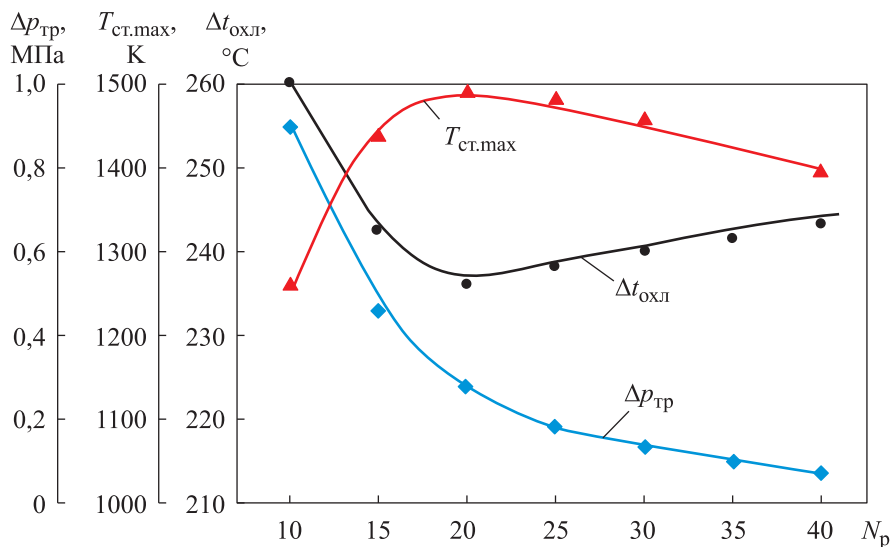


Рис. 5. Влияние количества ребер N_p на параметры охлаждающего тракта

Как следует из анализа кривых, приведенных на рис. 5, при $N_p < 20$ с уменьшением количества ребер возникает чрезмерное возрастание перепада давления по тракту $\Delta p_{тр}$ и подогрева охладителя $\Delta t_{охл}$. С увеличением количества ребер ($N_p > 20$) имеет место незначительный рост $\Delta t_{охл}$, заметное падение $T_{ст.мах}$ и перепада давления $\Delta p_{тр}$. Анализ полученных в расчетах результатов показывает, что для обеспечения требуемых значений параметров, в частности $T_{ст.мах}$, рекомендуется задавать $N_p = 40$. Следует отметить, что наибольшее влияние на параметры охлаждающего тракта оказывает ширина паза h_p .

Как следует из расчетов параметров, графики которых получены при $\delta_p = 1,5$ мм и $N_p = 40$ (рис. 6), а также при прочих условиях, одинаковых с теми, что были приняты при расчетах, результаты которых приведены на рис. 5, в случае изменения ширины паза в диапазоне $h_p = 0,2 \dots 1,2$ мм существенно изменяются величины $\Delta t_{охл}$, $T_{ст.мах}$ и $\Delta p_{тр}$ при даже незначительном изменении коэффициента камеры ($\phi_k = 0,985 - 0,989$). Уменьшение величины h_p от 0,4 до 0,2 приводит к увеличению $\Delta p_{тр}$ от 2 атм до 11 атм, что неприемлемо для рассматриваемой конструкции КС.

В то же время, возрастание h_p от 0,4 мм до 1,2 мм приводит к чрезмерному повышению температуры стенки в области критического

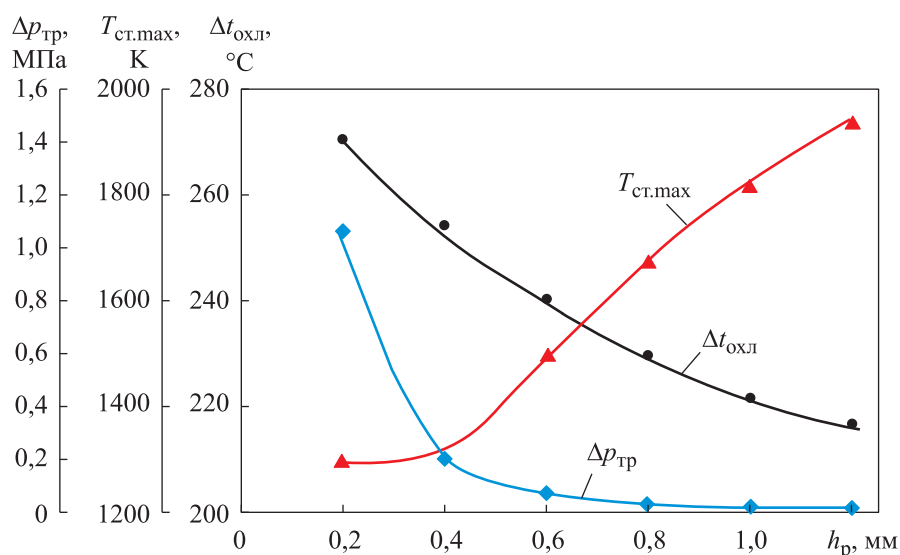


Рис. 6. Влияние ширины паза h_p на параметры охлаждающего тракта

сечения (до $T_{\text{ст.макс}}=1950\text{ K}$), что также допустимо с точки зрения температурного состояния конструкции КС.

Из анализа графиков, приведенных на рис. 6, следует, что в области сопла для обеспечения требуемых параметров необходимо выдерживать значение h_p в диапазоне от 0,4 мм до 0,5 мм. Расчеты показывают, что для цилиндрической части сопла вследствие малых удельных тепловых потоков, можно увеличивать ширину паза до $h_{p.ц} = 0,8 \dots 1\text{ мм}$, сохраняя удовлетворительное тепловое состояние стенок КС.

Полученные рекомендации позволяют спроектировать оптимальный охлаждающий тракт, обеспечивающий заданный диапазон изменения $\Delta t_{\text{охл}}$, $T_{\text{ст.макс}}$, $\Delta p_{\text{тр}}$ и φ_k . На коэффициент камеры φ_k могут оказывать существенное влияние такие факторы, как диаметр, на котором расположена щель вдува основного расхода окислителя в камеру сгорания $D_{\text{щ.ок}}$ (см. рис. 1), ширина этой щели $\delta_{\text{ок}}$, длина цилиндрической части камеры сгорания $L_{\text{КС}}$ и другие геометрические параметры. Ниже проиллюстрировано влияние этих факторов как на коэффициент камеры φ_k , так и на параметры, характеризующие тепловое состояние конструкции. Влияние на φ_k , $T_{\text{ст.макс}}$ и $t_{\text{охл}}$ диаметра, на котором расположена щель подачи окислителя $D_{\text{щ.ок}}$, продемонстрировано на рис. 7. Расчеты проводились при $p_k=1,0\text{ МПа}$; $d_{\text{экв}}=2,5\text{ мм}$; $\delta_{\text{ок}}=0,4\text{ мм}$; $D_{\text{щ.г}}=9\text{ мм}$; $\delta_g=1,0\text{ мм}$; $L_{\text{прив}}=0,15\text{ м}$; $\alpha_{\Sigma}=1,0$; $N_p=40$; $h_{p.c}=0,5\text{ мм}$; $h_{p.ц}=0,8\text{ мм}$; $\delta_p=1,0 \dots 1,5\text{ мм}$.

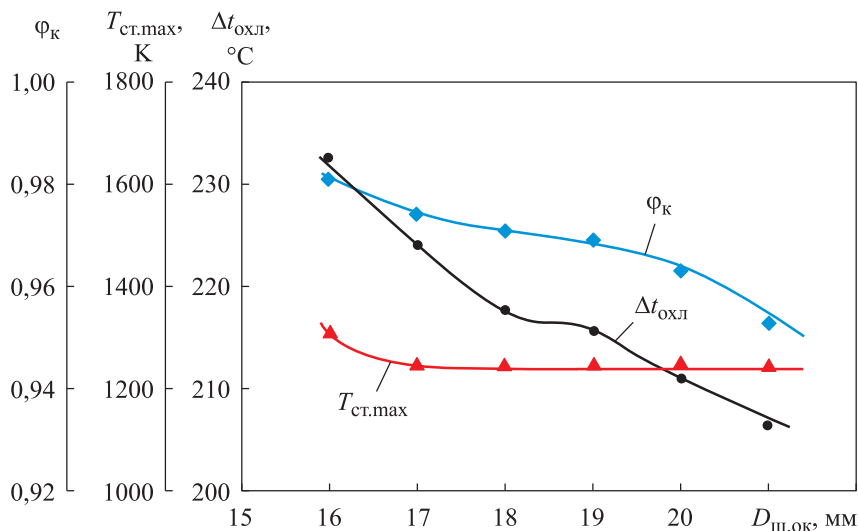


Рис. 7. Влияние диаметра щели подачи окислителя $D_{\text{щ.ок}}$ на коэффициент камеры φ_k , подогрев окислителя и тепловое состояние стенки КС

Заметного влияния $D_{\text{щ.ок}}$ на гидравлическое сопротивление охлаждающего тракта ($\Delta p_{\text{тр}} \approx 0,14$ МПа) и на температуру внутренней стенки в критическом сечении сопла $T_{\text{ст.макс}} = 1253 \dots 1313$ К не уставлено. Однако с увеличением $D_{\text{щ.ок}}$ наблюдается уменьшение коэффициента камеры от $\varphi_{\text{к}} = 0,981$ при $D_{\text{щ.ок}} = 16$ мм до $\varphi_{\text{к}} = 0,95$ при $D_{\text{щ.ок}} = 21$ мм, сопровождаемое снижением температуры подогрева охладителя $\Delta t_{\text{охл}}$ от $232,5$ °С до $206,3$ °С.

При других исходных данных диапазон варьирования $\varphi_{\text{к}}$ и $\Delta t_{\text{охл}}$ при $\alpha_{\Sigma} = 1,0$ может изменяться, но тенденция падения $\varphi_{\text{к}}$ наблюдалась во всех случаях. Поэтому величину $D_{\text{щ.ок}}$ рекомендуется выбирать с учетом данного влияния, а также исходя из технологических соображений.

Характерное влияние ширины щели окислителя $\delta_{\text{ок}}$ на вышеуказанные параметры показано на рис. 8. Так же, как и в предыдущем случае, с возрастанием величины $\delta_{\text{ок}}$ отмечается существенное падение $\varphi_{\text{к}}$ и $\Delta t_{\text{охл}}$. Поэтому суммарную площадь проходных сечений отверстий подачи окислителя в КС рекомендуется снижать (повышать скорость подачи окислителя), причем пределы снижения лимитируются допустимыми перепадами давления на этих отверстиях.

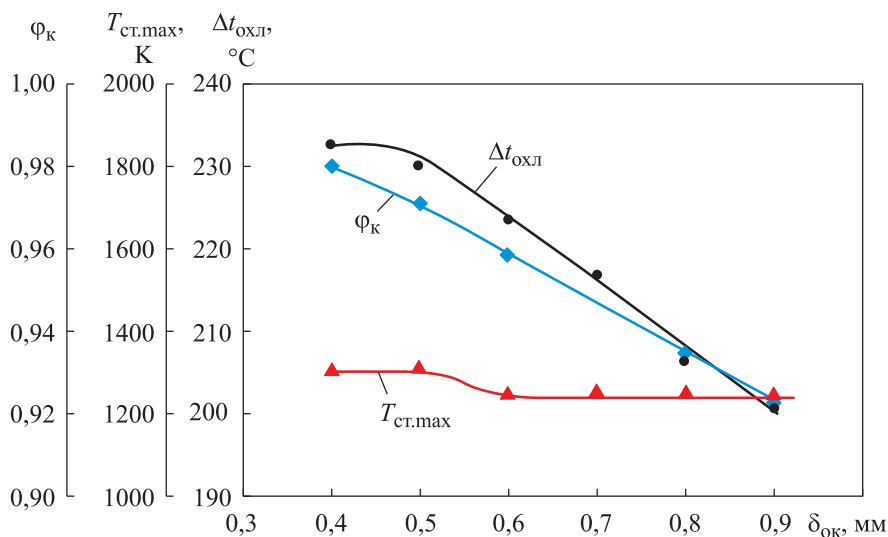


Рис. 8. Влияние ширины щели подачи окислителя $\delta_{\text{ок}}$ на коэффициент камеры $\varphi_{\text{к}}$, подогрев окислителя и тепловое состояние стенок КС

Принципиальное значение при проектировании камеры РДМТ имеет длина цилиндрической части КС, которая при заданных значениях $D_{КС}$ и $D_{кр}$ оказывает определяющее влияние на приведенную длину $L_{прив}$ и условное время пребывания $\tau_{пр}$ рабочего тела в КС.

Зависимость параметров φ_K , $\Delta p_{тр}$, $T_{ст.мах}$ и $\Delta t_{охл}$ от величины $L_{КС}$ ($L_{прив}$) приведена на рис. 9. Расчеты проводились при следующих значениях: $p_K=1,0$ МПа; $D_{щ.ок}=20$ мм; $\delta_{ок}=0,4$ мм; $D_{щ.г}=9$ мм; $\delta_g=1,0$ мм; $L_{пр}=150$ мм; $D_{пр}=12$ мм; $\delta_p=1,0 \dots 1,5$ мм; $h_{p.c}=0,5$ мм; $h_{p.ц}=0,8$ мм; $N_p=40$.

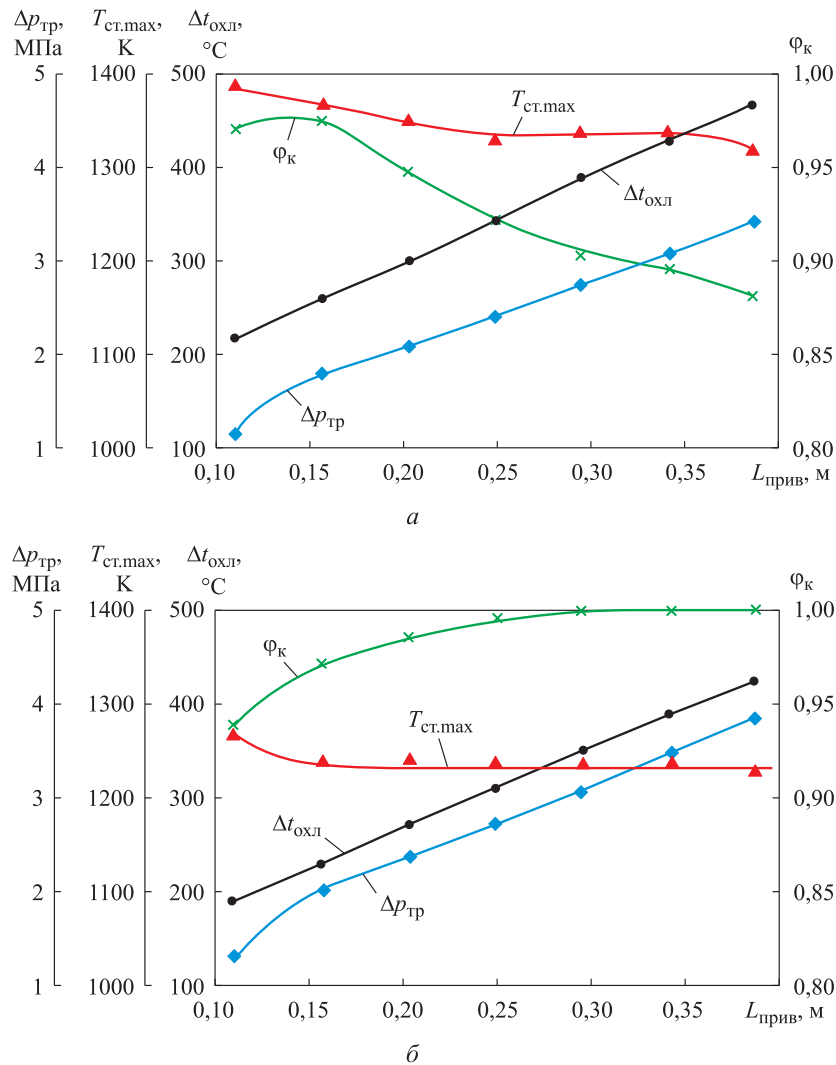


Рис. 9. Влияние приведенной длины на коэффициент камеры φ_K и параметры охлаждающего тракта при α_{Σ} , равном 0,8 (а) и 1,0 (б)

Анализ расчетов показывает, что влияние $L_{\text{прив}}$ на величину $T_{\text{ст. max}}$ несущественно. С увеличением $L_{\text{прив}}$ во всех случаях имеет место повышение значений $\Delta t_{\text{охл}}$ и $\Delta p_{\text{тр}}$.

Влияние величины $L_{\text{прив}}$ на коэффициент камеры φ_k при различных условиях неоднозначно: при $\alpha_\Sigma = 0,8$ имеет место падение величины φ_k с возрастанием $L_{\text{прив}}$; при $\alpha_\Sigma = 1,0$ с увеличением $L_{\text{прив}}$ значение φ_k повышается. Полученные результаты привели к выводу, что $L_{\text{прив}}$ следует выбирать таким образом, чтобы во всем требуемом диапазоне изменения α_Σ и p_k величины φ_k , $\Delta t_{\text{охл}}$ и $\Delta p_{\text{тр}}$ находились в допустимых пределах. Зависимость коэффициента камеры φ_k от диаметра щели подачи окислителя в КС РДМТ приведена на рис. 10.

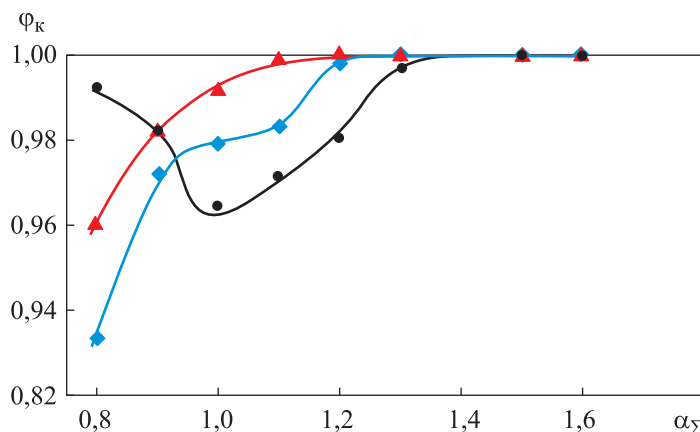


Рис. 10. Зависимость $\varphi_k = f(\alpha_\Sigma)$ при различном расположении в КС щели подачи окислителя $D_{\text{щ.ок}}$:
— 16 мм; — 18 мм; — 20 мм

Закключение. В ходе выполнения работ, представленных в данной статье, было проведено численное исследование многофакторного процесса охлаждения стенок КС РДМТ газообразным окислителем. Показано, что геометрические размеры оребренного охлаждающего тракта оказывают существенное влияние на тепловое состояние огневой стенки КС. В качестве варьируемых размеров в рассматриваемых исследованиях были приняты высота ребра, количество ребер и ширина паза ребра. Показано, что в исследованном диапазоне высоты ребра эта величина несущественно влияет на тепловое состояние огневой стенки и ее следует выбирать исходя из технологических и гидравлических (минимизация гидравлического сопротивления тракта) соображений. Определено, какое количество ребер охлаждающего тракта обеспечивает удовлетворительное тепловое состояние огневой стенки без

снижения коэффициента камеры. Показано, что наибольшее влияние на параметры охлаждающего тракта оказывает ширина фрезерованного паза, однако при этом необходим поиск компромисса, обеспечивающего оптимизацию охлаждающего тракта как по тепловому состоянию, так и по минимальным гидравлическим потерям при поддержании высокого коэффициента камеры.

Наряду с исследованием геометрии охлаждающего тракта определялось влияние на рабочий процесс геометрических и режимных факторов подачи компонентов, в том числе размеров и расположения щелей вдува горючего и окислителя, а также длины цилиндрической части и предкамеры. Хотя заметного влияния диаметра щели подачи окислителя на гидравлическое сопротивление охлаждающего тракта и температуру огневой стенки не обнаружено, все же наблюдается заметное уменьшение коэффициента камеры и снижение подогрева охладителя с увеличением этого диаметра. Поэтому диаметр щели подачи окислителя рекомендуется выбирать, учитывая данное влияние и принимая во внимание технологические соображения. С увеличением ширины щели подачи окислителя наблюдается существенное падение коэффициента камеры и подогрева охладителя. Поэтому суммарную площадь проходных сечений отверстий подачи окислителя в КС целесообразно уменьшать, повышая скорость подачи окислителя. Следует помнить, что пределы этого уменьшения лимитируются допустимыми перепадами давления на этих отверстиях.

Анализ расчетов показывает, что влияние приведенной длины на максимальную температуру огневой стенки незначительно. С ее увеличением во всех случаях усиливается подогрев охладителя и возрастают гидравлические потери. Исходя из полученных результатов, приведенную длину следует выбирать таким образом, чтобы во всем требуемом диапазоне изменения соотношения компонентов и давления в камере значения коэффициента камеры, подогрева охладителя и гидравлических потерь находились в допустимых пределах. Полученные результаты позволили сделать вывод, что изменение условий подачи компонентов топлива в предкамеру и давление в КС заметного влияния на коэффициент камеры не оказывают. Проведенные исследования могут помочь определить основные конструктивные размеры камеры РДМТ, обеспечивающие высокие значения коэффициента расходного комплекса камеры в сочетании с надежным охлаждением конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ягодников Д.А., Чертков К.О., Антонов Ю.В., Новиков А.В. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород – метанового ЖРД разгонного блока. *Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 05, с. 12–25.

- [2] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Стриженко П.П., Быков Н.И., Новиков А.В. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 6, с. 3–19.
- [3] Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчетное и экспериментальное исследование надежности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород+метан с электроискровым зажиганием. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
- [4] Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород+керосин». *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 4, с. 129–140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140
- [5] Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газоежекторной установки высотного огневого стенда. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 1, с. 118–127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127
- [6] Ягодников Д.А., Новиков А.В., Антонов Ю.В. Расчетные исследования по оптимизации схемы и параметров подачи компонентов топлива в камеру сгорания РДМТ на топливе газообразный кислород–керосин. *Наука и образование*, 2011, № 12, 13 с. URL: <http://www.technomag.edu.ru/doc/270659.html>
- [7] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетные исследования по оптимизации геометрии камеры сгорания РДМТ на газообразных компонентах топлива. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 11 (119). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-11-2129
- [8] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование различных схем смесеобразования и определение влияния основных факторов на параметры рабочего процесса в камере сгорания РДМТ. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 12 (144). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-12-2325
- [9] Первышин А.Н. Основы проектирования генераторов сверхзвуковых струй продуктов сгорания газообразных топлив и их технологическое использование. Дис. ... д-ра техн. наук. Самара, СГАУ им. С.П. Королева, 1994.
- [10] Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. «Астра – 4», версия 1.06. Январь 1991. Описание. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Москва, 1992.
- [11] Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1989.

Статья поступила в редакцию 14.10.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование теплового состояния камеры ракетного двигателя малой тяги, работающей на газообразных компонентах топлива кислород + метан с регенеративным наружным охлаждением элементов конструкции окислителем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 11. EDN EVTFEE

Новиков Артур Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 20 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований течения жидкости и газа в сложных структурных средах. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Андреев Евгений Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 30 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии диагностики рабочих процессов в ракетных и реактивных двигателях. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Бардакова Елена Ивановна — инженер НИИ ЭМ и кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Участвовала в написании около 10 научно-технических отчетов по направлению охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги. Область научных интересов: экспериментально-теоретические исследования течения жидкости и газа в ЖРД. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Computation study of the low-thrust rocket engine chamber thermal state operating on the oxygen + methane gaseous propellant components with the structural elements regenerative external cooling by an oxidizer

© A.V. Novikov, E.A. Andreev, E.I. Bardakova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The conducted computation and parametric study are making it possible to obtain recommendations on optimal values of the design and technological parameters for the low-thrust rocket engine (LTRE) chamber ensuring its reliable cooling by a gaseous oxidizer in a wide range of alteration in the oxidizer excess and combustion chamber pressure coefficients. In this case, optimization criterion is the chamber consumption system coefficient, i.e. maximum conversion of the fuel chemical energy into the combustion products thermal energy. Optimal configuration of the LTRE combustion chamber with zonal supply of the components is obtained by computation and confirms declared characteristics in the entire range of the studied parameters making it possible to recommend this configuration as the basic one in the thrust range in vacuum of 20...200 N.

Keywords: low-thrust rocket engine, combustion chamber, chamber coefficient, mathematical model, chamber coefficient

REFERENCES

- [1] Yagodnikov D.A., Chertkov K.O., Antonov Yu.V., Novikov A.V. Chislennoe issledovanie rabocheho protsessa v vosstanovitelnom gazogeneratore kislorod-metanovogo ZhRD razgonnogo bloka [Numerical study of the working process in the oxygen-methane recovery gas generator of the upper stage liquid-propellant rocket engine]. *Aerokosmicheskiy nauchnyi zhurnal. MGTU im. N.E. Baumana — Aerospace Scientific Journal. Bauman Moscow State Technical University*, 2015, no. 05, pp. 12–25.
- [2] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Strizhenko P.P., Bykov N.I., Novikov A.V. Issledovanie protsessa techeniya kisloroda v rubashke okhlazhdeniya kamery ZhRD [Phenomenology of oxygen flow parameters inside cooling jacket of liquid-propellant engine chamber]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2014, no. 6, pp. 3–19.
- [3] Andreev E.A., Novikov A.V., Shatsky O.E. Raschetnoe i eksperimentalnoe issledovanie nadezhnosti zapuska i vykhoda na rezhim raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh kisloroda+metan s elektroiskrovym zazhiganiem [Computational and experimental study of reliability of rocket-engine firing and starting operation of low thruster on the gaseous components oxygen + methane with electric spark ignition]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1606>
- [4] Salich V.L. Eksperimentalnye issledovaniya po sozdaniyu raketnogo dvigatelya maloy tyagi na toplive “gazoobraznyi kislorod-kerosin” [Experimental research on the development of an “oxygen (gas) + kerosene” – fueled thruster]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 129–140. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140>

- [5] Salich V.L. Razrabotka generatora aktivnogo gaza gazoezhektornoy ustanovki vysotnogo ogneвого stenda [Development of the active gas generator for high altitude firing test benches]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2019, vol. 18, no. 1, pp. 118–127. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127>
- [6] Yagodnikov D.A., Novikov A.V., Antonov Yu.V. Raschetnye issledovaniya po optimizatsii skhemy i parametrov podachi komponentov topliva v kameru sgoraniya RDMT na toplive kislorod-kerosin [Calculation studies on optimization of the diagram and parameters of propellant components supply into RDMT combustion chamber which works on gaseous oxygen-kerosene]. *Nauka i obrazovanie, elektron. zhurn. MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education. Electronic Scientific and Technical Edition*, 2011, no. 12. Available at: <http://www.technomag.edu.ru/doc/270659.html>
- [7] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnye issledovaniya optimizatsii kamery sgoraniya RDMT na gazoobraznykh komponentakh topliva [Computational studies to optimize the geometry of the low-thrust rocket combustion chamber using gaseous propellants]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 11 (119). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-11-2129>
- [8] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnoe issledovanie razlichnykh skhem smesiobrazovaniya i opredelenie vliyaniya osnovnykh faktorov na parametry rabochego protsessa v kamere sgoraniya RDMT [Computational study of the various mixture formation schemes and determination of the main factors influencing the working process parameters of the low-thrust rocket engine combustion chamber]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 12 (144). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-12-2325>
- [9] Pervyshin A.N. *Osnovy proektirovaniya generatorov sverkhzvukovykh struy produktov sgoraniya gazoobraznykh topliv i ikh tekhnologicheskie ispolzovanie. Dis. ... d-ra tekhn. nauk* [Fundamentals of designing the supersonic jet generators of the gaseous fuel combustion products and their technological use. Diss. ... Dr. Sc. (Eng.)]. Samara, SGAU im. S.P. Koroleva, 1994.
- [10] Trusov B.G. *Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh. “Astra-4”, versiya 1.06. Yanvar, 1991* [Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures. “Astra-4”, version 1.06. January, 1991]. Description. Moscow, BMSTU Publ., 1992.
- [11] Alemasov V.E. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of the rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.

Novikov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 20 scientific papers in experimental and theoretical research of liquid and gas flows in the complex structural media. e-mail: kafedra-el@yandex.ru

Andreev E.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 30 scientific papers in two-phase flows in the gas path of rocket engines and the methodology of diagnostics of the working processes in rocket and jet engines. e-mail: kafedra-el@yandex.ru

Bardakova E.I., Engineer, PME Research Institute and Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Participated in writing about 10 scientific and technical papers on cooling the low-thrust liquid rocket engine chamber and presented reports at scientific and technical conferences. Research interests: experimental and theoretical studies of liquid and gas flows in the liquid rocket engines. e-mail: kafedra-el@yandex.ru