

Расчетное исследование теплового состояния камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива с учётом осевых перетечек теплоты по огневой стенке камеры сгорания

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

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

Современное развитие ракетно-космической техники, а также увеличение массы и номенклатуры выводимой полезной нагрузки делают актуальным использование в жидкостных ракетных двигателях малой тяги широкого спектра как известных, так и перспективных топливных пар. В частности, расширение сырьевой базы отечественного ракетостроения предполагает применение криогенного метана в качестве горючего компонента космических и воздушно-космических двигательных систем. Кроме того, наблюдается ужесточение требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов, что также делает использование метана оправданным. Причем в любом случае необходимо обеспечивать удовлетворительное тепловое состояние исследуемой камеры ракетного двигателя малой тяги при охлаждении собственными компонентами, что принципиально важно для ракетных двигателей, автономных от окружающей среды. Определенные успехи, достигнутые при решении данной проблемы, могут служить предпосылкой для поиска путей совершенствования системы охлаждения камеры сгорания. Представлены результаты расчетных исследований различных модификаций камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги, работающего на газообразных компонентах топлива метан + кислород. Эти камеры существенно отличаются от ранее рассмотренных тем, как организованы осевые перетечки теплоты по их стенке. С помощью методики расчета камеры сгорания ракетного двигателя с наружным регенеративным охлаждением окислителем, доработанной с учетом перетечек, были определены соотношения конструктивных параметров, обеспечивающие удовлетворительное тепловое состояние конструкции во всем диапазоне изменения ее параметров.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, камера сгорания, коэффициент камеры сгорания, кислород + метан математическая модель, тепловое состояние

Введение. На кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана, традиционно занимающейся разработкой ракетных двигателей малой тяги [1–7], в том числе и на экологически чистых компонентах, была проведена серия теоретических и экспериментальных исследований [1–3, 7], посвященных оптимизации схем организации рабочего процесса в камере сгорания (КС) ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на газообразных компонентах метан + кислород с электроискровой системой зажигания. Определенный информационный задел был накоплен и в области теплового состояния КС.

В результате анализа проведенных ранее расчетных исследований [8] была выбрана базовая схема смесеобразования в КС РДМТ на компонентах газообразный кислород + газообразный метан, охлаждаемой окислителем. Показано, что данная схема (рис. 1) обеспечивает наиболее благоприятные условия для теплового состояния КС РДМТ при больших значениях коэффициента камеры φ_k в требуемом диапазоне изменения параметров. Однако при проектировании такой КС трудно достигнуть компромисса между ее надежным охлаждением и приемлемыми гидравлическими потерями по охлаждающему тракту. Так, при приведенной длине КС, равной 0,15 м, приходится выдерживать ширину фрезерованного паза охлаждающего тракта в узком диапазоне 0,3...0,4 мм и его глубину, составляющую 1,5 мм.

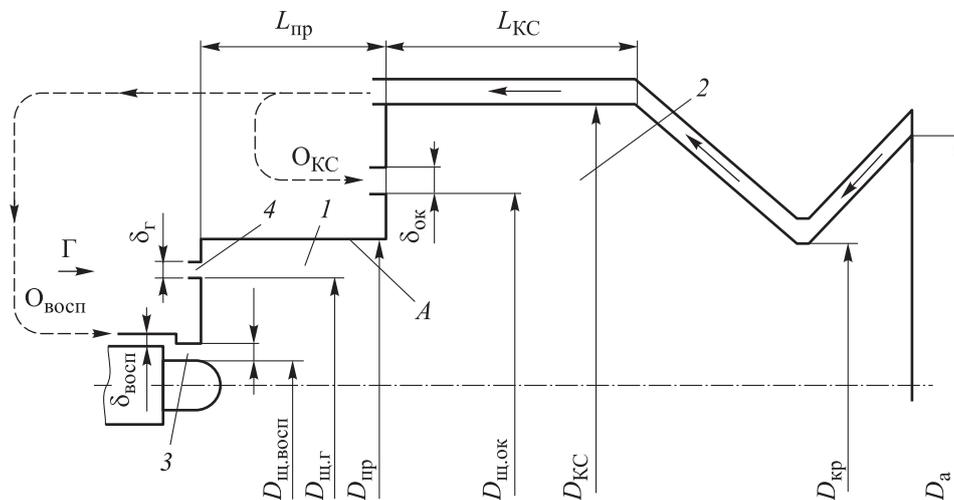


Рис. 1. Схема камеры сгорания РДМТ с зонной подачей компонентов топлива при наружном регенеративном охлаждении стенок КС кислородом:

1 — предкамера; 2 — камера сгорания; 3 — пусковой канал подачи окислителя; 4 — канал подачи горючего; $L_{пр}$ — длина предкамеры; $L_{КС}$ — 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; 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

Цель представленных исследований — улучшение теплового состояния КС РДМТ посредством организации осевых перетечек теплоты вдоль ее стенок.

Методика расчета параметров теплового состояния камеры сгорания РДМТ. Существующие методики расчета наружного охлаждения КС РД [9, 10] предназначены для камер больших типоразмеров,

стенки которых, выполненные из низкотеплопроводного материала, имеют малую толщину. При использовании медных КС, особенно с относительно толстыми стенками, существенную роль в распределении температур и тепловых потоков по объему конструкции играют перетечки теплоты в осевом направлении.

При расчете охлаждения без учета осевых перетечек теплоты одним из основных условий являлось равенство удельных тепловых потоков, поступающих от газа q_{Γ} к внутренней поверхности стенки, через стенку в радиальном направлении $q_{\text{ст}}$ и от наружной поверхности стенки к охладителю $q_{\text{охл}}$:

$$q_{\Gamma} = q_{\text{ст}} = q_{\text{охл}}. \quad (1)$$

Здесь

$$q_{\Gamma} = \alpha_{\Gamma} (T_{\Gamma} - T_{\text{ст.вн}}); \quad q_{\text{ст}} = \frac{\lambda}{\delta} (T_{\text{ст.вн}} - T_{\text{ст.нар}}); \quad q_{\text{охл}} = \alpha_{\text{охл}} (T_{\text{ст.нар}} - T_{\text{охл}}),$$

где α_{Γ} , $\alpha_{\text{охл}}$ — коэффициенты теплоотдачи со стороны газа и со стороны охладителя; T_{Γ} , $T_{\text{ст.вн}}$, $T_{\text{ст.нар}}$, $T_{\text{охл}}$ — температура газа, стенки внутренней, стенки наружной, охладителя соответственно; λ — коэффициент теплопроводности.

При достаточно малых толщинах стенки δ можно считать, что площади, через которые идут тепловые потоки F_{Γ} и $F_{\text{охл}}$, приблизительно равны, а значит, и соответствующие суммарные тепловые потоки газа Q_{Γ} , стенки $Q_{\text{ст}}$ и охладителя $Q_{\text{охл}}$ будут равны между собой, т. е.

$$F_{\Gamma} \approx F_{\text{охл}}, \quad (2)$$

$$Q_{\Gamma} \approx Q_{\text{ст}} \approx Q_{\text{охл}}. \quad (3)$$

На этом предположении базируется представленная в работе [11] методика расчета охлаждения, а влияние на теплообмен реальной оребренной поверхности учитывается с помощью коэффициента оребрения $\eta_{\text{ор}}$.

Наличие осевых перетечек теплоты в осевом направлении по стенке КС потребовало доработки методики и использования программы расчета теплового состояния камеры РДМТ. При расчете охлаждения с учетом перетечек были приняты следующие допущения:

– при определении тепловых потоков от наружной стенки к охладителю, как и в работе [11], принималось $F_{\Gamma} = F_{\text{охл}}$;

– расчет тепловых потоков в осевом направлении выполнялся по средним параметрам по толщине стенки в соответствующих сечениях.

Расчетная схема вычисления суммарных тепловых потоков и других параметров с учетом перетечек теплоты в осевом направлении представлена на рис. 2.

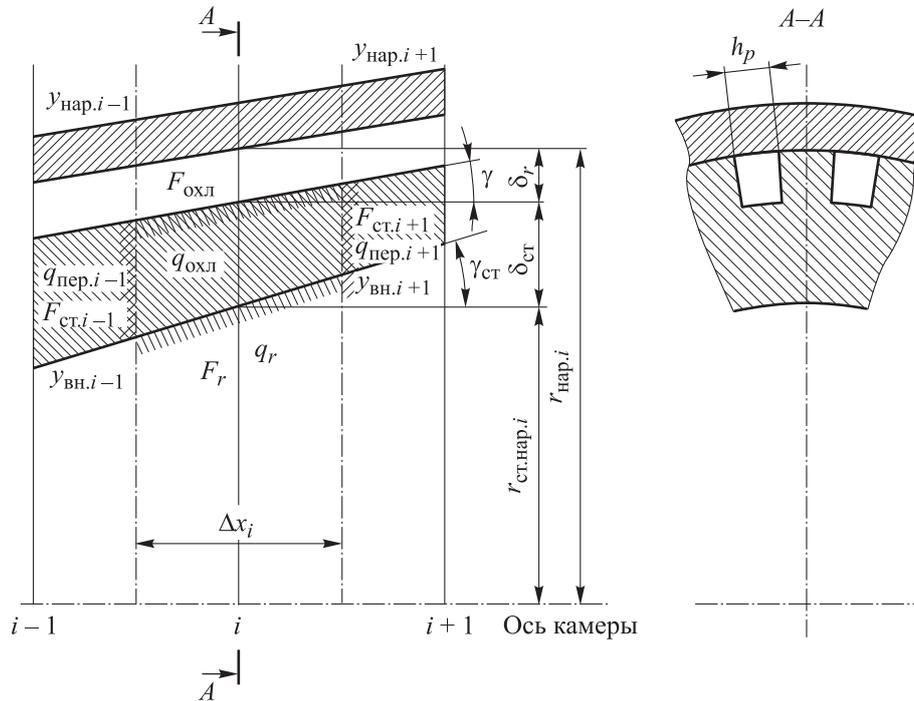


Рис. 2. Схема параметров для вычисления суммарных тепловых потоков и других параметров с учетом перетечек теплоты в осевом направлении:
 h_p — ширина фрезерованного паза; γ — угол наклона стенки

В соответствии со схемой, представленной на рис. 1, и принятыми допущениями, суммарный удельный тепловой поток содержит конвективную $q_{к.i}$ и лучистую $q_{л.i}$ составляющие:

$$q_{\Sigma i} = (q_{к.i} + q_{л.i}).$$

Суммарный удельный тепловой поток $q_{\Sigma i}$ поступает в стенку, имеющую площадь $F_{г.i}$ (см. рис. 2) на участке

$$\Delta x = \frac{x_{i+1} + x_i}{2} - \frac{x_i + x_{i-1}}{2} = \frac{x_{i+1} - x_{i-1}}{2}.$$

Суммарный тепловой поток определяется по формуле

$$Q_{г.\Sigma i} = q_{\Sigma i} F_{г.i}.$$

При наличии перетечек через радиальные сечения $y_{вн.i-1}$, $y_{нар.i-1}$ и $y_{вн.i+1}$ и $y_{нар.i+1}$, ограничивающие выделенный участок 1–2–3–4 за счет температурных перепадов, имеют место перетечки теплоты в направлении оси.

Таким образом, через поверхность площадью $F_{\text{охл}}$ (к охладителю) суммарный тепловой поток

$$Q_{\text{охл.}\Sigma} = Q_{\Gamma,\Sigma} + Q_{\text{пер.}\Sigma i-1} - Q_{\text{пер.}\Sigma i+1}.$$

При этом $Q_{\text{пер.}\Sigma i-1}$ и $Q_{\text{пер.}\Sigma i+1}$ могут приобретать как положительные, так и отрицательные значения в зависимости от направления перетечек теплоты.

Следовательно, удельный суммарный тепловой поток к охладителю

$$q_{\text{охл.}\Sigma} = \frac{Q_{\text{охл.}\Sigma}}{F_{\text{охл}}}; \quad (4)$$

$$F_{\Gamma,i} = \pi \frac{\left(r_{\text{вн.}i+1 \text{ ср}}^2 - r_{\text{вн.}i-1 \text{ ср}}^2 \right)}{\text{tg}\gamma},$$

где $r_{\text{вн.}i+1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{вн.}i+1} + r_{\text{вн.}i}}{2}$, $r_{\text{вн.}i-1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{вн.}i} + r_{\text{вн.}i-1}}{2}$;

$$F_{\text{охл.}i} = \pi \frac{\left(r_{\text{ст.нар } i+1 \text{ ср}}^2 - r_{\text{ст.нар } i-1 \text{ ср}}^2 \right)}{\text{tg}\gamma},$$

где $r_{\text{ст.нар } i+1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{ст.нар } i+1} + r_{\text{ст.нар } i}}{2}$, $r_{\text{ст.нар } i-1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{ст.нар } i} + r_{\text{ст.нар } i-1}}{2}$;

$$Q_{\text{пер.}i-1} = \frac{\lambda}{\left[x(i) - x(i-1) \right]} \left(T_{\text{ст.ср } i-1} - T_{\text{ст.ср } i} \right) F_{\text{ст.}i-1}, \quad (5)$$

где $T_{\text{ст.ср } i} \approx \frac{T_{\text{ст.вн } i} + T_{\text{ст.нар } i}}{2}$, $T_{\text{ст.ср } i-1} \approx \frac{T_{\text{ст.вн } i-1} + T_{\text{ст.нар } i-1}}{2}$;

$$Q_{\text{пер.}i+1} = \frac{\lambda}{\left[x(i+1) - x(i) \right]} \left(T_{\text{ст.ср } i} - T_{\text{ст.ср } i+1} \right) F_{\text{ст.}i+1}, \quad (6)$$

где $T_{\text{ст.ср } i+1} \approx \frac{T_{\text{ст.вн } i+1} + T_{\text{ст.нар } i+1}}{2}$,

$$F_{\text{ст.}i-1} = \pi \left(r_{\text{ст.нар } i-1 \text{ ср}}^2 - r_{\text{ст.вн } i-1 \text{ ср}}^2 \right) - \gamma_{p,i-1} \delta_{\Gamma,i-1} n_{p,i-1};$$

$$F_{\text{ст.}i+1} = \pi \left(r_{\text{ст.нар } i+1 \text{ ср}}^2 - r_{\text{ст.вн } i+1 \text{ ср}}^2 \right) - \gamma_{p,i+1} \delta_{\Gamma,i+1} n_{p,i+1};$$

$$r_{\text{нар.}i+1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{нар.}i+1} + r_{\text{нар.}i}}{2}, \quad r_{\text{нар.}i-1 \text{ ср}} = \frac{r_{\text{нар.}i} + r_{\text{нар.}i-1}}{2},$$

где «ср» означает среднее значение;

$$Q_{\text{охл}} = Q_{\Gamma} + Q_{\text{пер. } i-1} - Q_{\text{пер. } i+1}.$$

При $F_{\text{охл}} = F_{\Gamma, i}$ можно записать $q_{\text{охл. } i} = \frac{Q_{\text{охл. } i}}{F_{\Gamma, i}}$, $q_{\text{охл. } i} = \alpha_{\text{ж.эф}} \times (T_{\text{ст.нар } i} - T_{\text{охл. } i})$, а с учетом коэффициента оребрения $\alpha_{\text{ж.эф}} = \alpha_{\text{ж}} \cdot \eta_{\text{ор}}$.

Полученные соотношения используются для определения удельных тепловых потоков от стенки к охладителю и вводятся в программу расчета охлаждения. Остальная логика — та же, что и при расчете, представленном в работе [1]. В соответствии с этим в программу расчета были внесены изменения, что привело к усложнению ее алгоритма. Для обеспечения сходимости задачи был введен коэффициент нижней релаксации для учета тепловых потоков, идущих к охладителю. В результате была отработана программа, позволяющая определять параметры охлаждения во всем требуемом диапазоне исходных данных. После согласования данной подпрограммы с программой расчета распределения параметров по объему КС была получена уточненная комплексная программа расчета. В качестве примера на рис. 3 приведено сравнение параметров, рассчитанных по методике, представленной в работе [11], и параметров, рассчитанных с учетом преретечек теплоты. Как следует из полученных расчетов, учет преретечек теплоты приводит к существенному выравниванию поля температур стенки со стороны газа вдоль образующей КС и значительному снижению пика температур в области критического сечения, что облегчает условия работы КС.

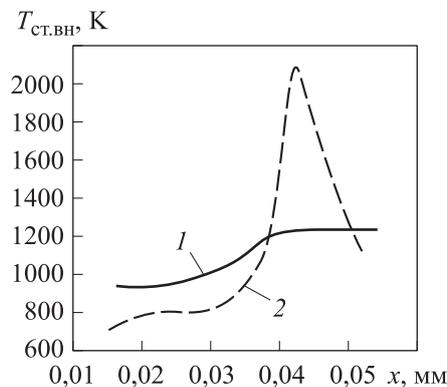


Рис. 3. Характерные графики распределения температуры внутренней стенки по длине камеры РДМТ по схеме как с учетом преретечек теплоты в осевом направлении (1), так и без их учета (2)

Результаты расчетных исследований различных модификаций рассматриваемой камеры сгорания. При выборе режимов работы модификаций камер РДМТ диапазон изменения коэффициента избытка окислителя составлял $\alpha = 0,8 \dots 2,0$, давлений в КС — $p_{\text{КС}} = 0,5 \dots 1,0$ МПа. При расчете теплоотдачи от стенки КС к охлади-

телу на участке от критического до выходного сечения сопла в связи с радиальной подачей охладителя в охлаждающий тракт, повышающей турбулизацию потока, значение коэффициента теплоотдачи от стенки к охладителю принималось более высокое, чем рассчитанное по методике, представленной в работе [11].

Были проведены серии расчетов распределения параметров по объему КС, коэффициента камеры φ_k и охлаждения. В качестве модификации I принята базовая схема смесеобразования и охлаждения, полностью аналогичная конструкции из работы [11]. Эскизная конструкция этой модификации представлена на рис. 4, а и б.

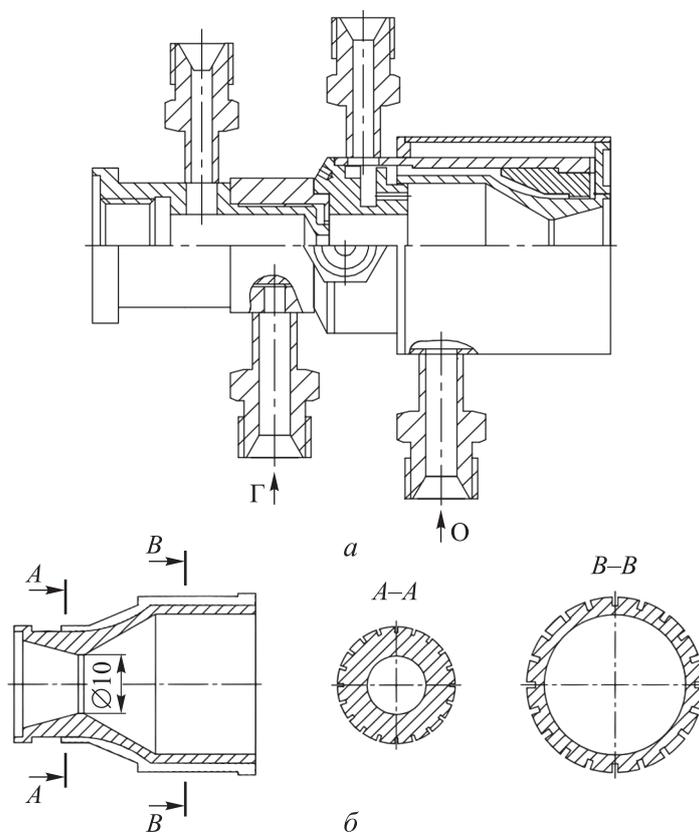


Рис. 4. Общий вид камеры малой тяги модификации I (а) и ее охлаждающий тракт (б):
Г — горючее; О — окислитель

Модификации 3D-модели приведены на рис. 5, а и б. Камера сгорания модификации II состояла из предкамеры и сужающейся части сопла (приведенная длина $L_{пр}$ была сокращена с 0,12 м до 0,06 м). Отличие модификации II от модификации I заключалась в том, что была полностью удалена цилиндрическая часть КС. Анализ расчетных данных (рис. 6) показывает существенное падение величины φ_k с уменьшением $L_{пр}$.

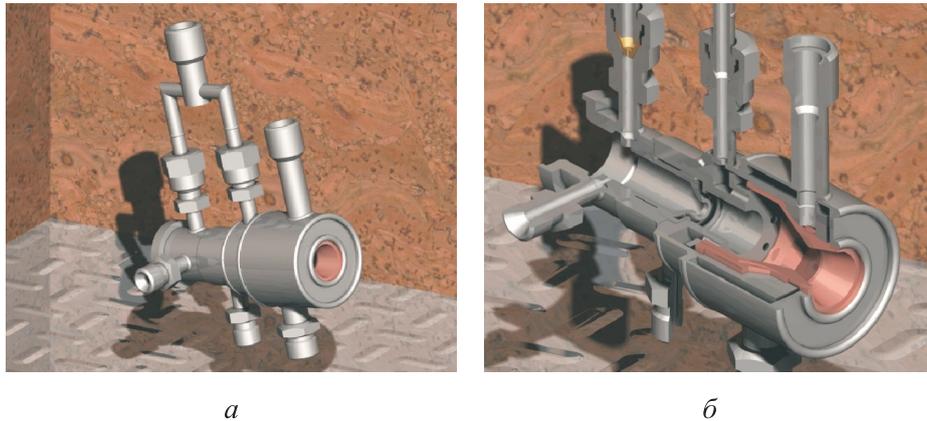


Рис. 5. Общий вид 3D-модели камеры сгорания малой тяги модификации I (а) и в разрезе (б)

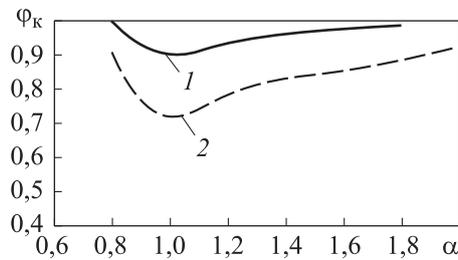


Рис. 6. Расчетные зависимости $\varphi_k = f(\alpha)$ для камер РДМТ модификации I при $L_{np} = 0,12$ м (1) и модификация II при $L_{np} = 0,06$ м (2)

Общий вид охлаждающего тракта модификации III приведен на рис. 7. По сравнению с камерой модификации I для улучшения теплового состояния стенки за счет механизма осевых перетечек теплоты КС вместо сложной конструкции (см. рис. 4, б) охлаждающий тракт был выполнен в виде пазов, расположенных по образующей цилиндрической поверхности.

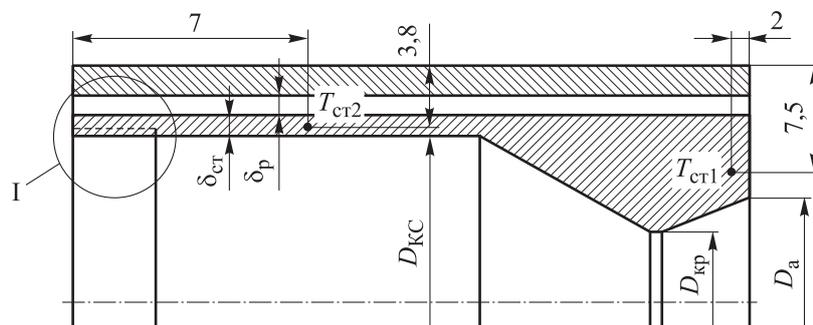


Рис. 7. Модификация III охлаждающего тракта (I – показана модификация IV в виде втулки)

Проведенные расчеты показали, что по сравнению с конструкцией модификации I без существенного снижения φ_k можно сократить длину цилиндрической части КС с 15 мм до 10 мм, что и было выполнено на модификации III. Обращает на себя внимание, что для модификации III при $\alpha < 1$ имеет место высокая температура подогрева охладителя ($\Delta T_{\text{охл}} = 260 \dots 300 \text{ }^\circ\text{C}$), а это в отдельных случаях в реальных условиях может оказаться неприемлемым из-за опасности перегрева узлов автоматики на входе в камеру.

Как уже отмечалось, уменьшить подогрев $\Delta T_{\text{охл}}$ можно за счет снижения φ_k , что иногда помогает. Согласно расчетам, величину φ_k можно уменьшить не только при сокращении $L_{\text{пр}}$, как это следует из сравнения модификаций I и II, но и путем снижения скорости вдува основного окислителя, т. е. увеличения проходного сечения подачи кислорода в КС.

Кроме того, была разработана модификация IV, в которой втулка была оснащена расточкой I в области форсуночной головки, что показано пунктиром на рис. 7. В результате была получена дополнительная щель для подачи кислорода, что снизило скорость его подачи.

Изменение проходного сечения подачи основного окислителя может существенно повлиять на величину φ_k , как показано на рис. 8.

Таким образом, подтверждена возможность регулировать тепловое состояние конструкции путем снижения значения φ_k как за счет уменьшения приведенной длины $L_{\text{пр}}$, так и за счет изменения условий вдува окислителя в КС.

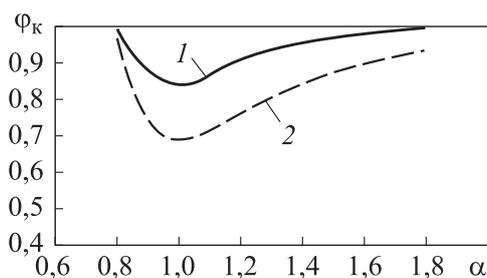


Рис. 8. Расчетные зависимости $\varphi_k = f(\alpha)$ для камер сгорания РДМТ модификаций III (1) и IV (2)

Для сравнения расчетные данные по исследованным модификациям камер сгорания приведены в таблице. Принято одинаковое для модификаций положение характерных точек $T_{\text{ст1.расч}}$, $T_{\text{ст2.расч}}$ (см. рис. 8), для которых и представлены в таблице данные по температуре стенки.

Результаты расчета φ_k и теплового состояния конструкции

Модификация	№ расчета	α	φ_k	$\Delta T_{\text{охл}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{ст1}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{ст2}}, ^\circ\text{C}$
I	1	0,8	0,996	331	400	510
	2	1,0	0,901	216	242	331
	3	1,2	0,931	206	234	335
	4	1,4	0,958	201	220	325
	5	1,6	0,969	195	205	310
	6	1,8	0,982	176	200	290
II	7	0,8	0,908	226	310	180
	8	1,0	0,718	130	165	100
	9	1,2	0,781	184	200	100
	10	1,4	0,823	128	175	110
	11	1,6	0,85	116	170	100
	12	1,8	0,887	115	164	100
	13	2,0	0,92	119	160	100
III	14	0,8	1,0	306	380	520
	15	1,0	0,839	198	250	350
	16	1,2	0,916	204	230	340
	17	1,4	0,95	188	225	330
	18	1,6	0,98	195	220	330
	19	1,8	0,996	186	210	320
IV	20	0,8	0,963	216	274	340
	21	1,0	0,691	143	192	230
	22	1,2	0,773	137	185	230
	23	1,4	0,842	139	180	230
	24	1,6	0,899	134	177	230
	25	1,8	0,935	126	160	220

На основе результатов проведенных исследований были сделаны основные выводы по конструированию исследуемой камеры РДМТ:

– предкамеру, форсуночную головку, конструкцию охлаждающего тракта исполнять по модификации III;

– длину цилиндрической части КС выдерживать в пределах $L_{\text{КС}} = 10...15$ мм;

– с целью повышения тепловой стойкости форсуночной головки рекомендуется изготавливать ее из высокотеплопроводного материала, в частности из меди М1.

Заключение. Анализ результатов выполненных работ позволяет констатировать следующее. Проведенная доработка комплексной методики расчета с учетом осевых перетечек теплоты по стенке камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги позволила изучить влияние различных факторов на характеристики рабочего процесса и тепловое состояние конструкции для всех исследованных модификаций

камер РДМТ. Показано, что целенаправленная организация осевых перетечек теплоты для материалов камер с высокой теплопроводностью приводит к существенному выравниванию поля температур стенки со стороны газа вдоль образующей КС и значительному снижению пика температур в области критического сечения, что облегчает условия работы КС. Для камер исходной модификации по работе [1] снижение приведенной длины $L_{пр}$ с 0,12 м до 0,06 м вызывает уменьшение φ_k до 20 %, причем характер изменения $\varphi_k = f(\alpha)$ сохраняется. В то же время использование схемы с осевыми перетечками теплоты позволяет сократить приведенную длину до 0,1 м без существенного снижения φ_k . Однако при $\alpha < 1$ наблюдается высокая температура подогрева охладителя ($\Delta T_{охл} = 260...300$ °С), что в отдельных случаях в реальных условиях может оказаться неприемлемым из-за опасности перегрева узлов автоматики на входе в камеру. В таком случае для обеспечения удовлетворительного теплового состояния камеры РДМТ стоит уменьшить подогрев $\Delta T_{охл}$, снизив φ_k . Расчетным путем подтверждена возможность изменения температуры подогрева охладителя и теплового состояния конструкции КС посредством изменения приведенной длины или условий вдува окислителя в камеру сгорания, причем соответственно изменится и коэффициент камеры сгорания φ_k .

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*. Электрон. журн., 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). <https://doi.org/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. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140>
- [5] Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газожеторной установки высотного огневого стенда. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 1, с. 118–127. <https://doi.org/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). <https://doi.org/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). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-12-2325>
- [9] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1968.
- [10] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. [и др.] *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. В.М. Кудрявцев, ред. Москва, Высшая школа, 1993.
- [11] 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 EVTFFE
- [12] Трусов Б.Г. *Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. «Астра – 4», версия 1.06, январь 1991*. Описание. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1992.
- [13] Алемасов В.Е. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989.

Статья поступила в редакцию 25.03.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование теплового состояния камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива с учётом осевых перетечек тепла по огневой стенке камеры сгорания. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 6. EDN GIDAPV

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, посвященных охлаждению камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги, выступала с докладами на научно-технических конференциях. Область научных интересов: экспериментально-теоретические исследования течения жидкости и газа в ЖРД. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Computational study of the thermal state of a low-thrust rocket engine chamber operating on the gaseous propellant components taking into account the axial heat leaks along the combustion chamber fire wall

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

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

Modern developments in the rocket and space technology, as well as the growth in mass and nomenclature of the launched payloads, are making it relevant to use a wide range of both the known and promising fuel pairs in the low-thrust liquid-propellant rocket engines (LPRE). In particular, expansion of the raw material base in the domestic rocket engineering involves using the cryogenic methane as a combustible component for the space and aerospace propulsion systems. On the other hand, the whole world is witnessing the tightening requirements for ecological safety in the spacecraft operation, which also makes the methane use justified. In all the cases, the issue of ensuring satisfactory thermal state of the studied chamber of a low-thrust rocket engine (LTRE) with cooling by its own components stays important, which is fundamentally important for the rocket engines independent operation from the environment. Certain successes achieved in this area are a prerequisite for further researching for approaches to improve the combustion chamber cooling. The computational study objects presented in this article include various modifications of the low-thrust rocket engine chamber operating on the $O_{2gas} + CH_{4gas}$ fuel components. At the same time, a significant difference from the previously studied samples lies in organization of the axial heat leaks along the combustion chamber (CC) wall. Using computation method for a LTRE chamber with the external regenerative cooling by an oxidizer modified taking into account this fact, design relationships were determined that ensure the structure satisfactory thermal state in the entire range of the parameters alteration.

Keywords: 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 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 kislorod+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]. *Inzhenerny 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 gazozhektornoy 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 gazoobraznyi 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 — Science and Education*, 2011, no. 12, 13 p. Available at: <http://www.technomag.edu.ru/doc/270659.html>
- [7] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnye issledovaniya po optimizatsii geometrii 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 smeseobrazovaniya 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] Dobrovolsky M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1968.
- [10] Vasiliev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. et al. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of theory and calculation of the liquid rocket engines]. Kudryavtsev V.P., ed. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993.
- [11] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya kamery raketnogo dvigatelya maloy tyagi, rabotayushchey na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod+metan s regenerativnym naruzhnym okhlazhdeniem elementov konstruksii okislitelem [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]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 11 (155). EDN EVTFFE

- [12] Trusov B.G. *Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh. "Astra-4"* [Modeling chemical and phase equilibria at high temperatures. "Astra – 4"]. Version 1.06, January 1991. Description. Moscow, BMSTU Publ., 1992.
- [13] Alemasov V.E. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 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 studies of liquid and gas flows in the complex structural media. e-mail: kafedra-e1@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 rocket engine gas path and the methodology of diagnostics of working processes in the rocket and jet engines. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Bardakova E.I., Engineer, PE Research Institute, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; research interests: experimental and theoretical studies of liquid and gas flows in the liquid-propellant rocket engines. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru