

## Расчетное исследование различных схем смесеобразования и определение влияния основных факторов на параметры рабочего процесса в камере сгорания РДМТ

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*В связи с существенным увеличением количества пусков космических систем во всем мире наблюдается ужесточение требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов. Перспективным направлением разработки нового поколения ракетно-космической техники, в том числе ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), является применение в паре с кислородом горючего на основе метана. При разработке ракетных двигателей малой тяги на топливе кислород–метан решающее влияние на их тягово-экономические характеристики оказывает принятая схема смесеобразования. Это позволяет, после проведения математического эксперимента, в результате выбора оптимальной схемы получить максимальные значения коэффициента камеры, который для изобарической камеры сгорания может быть равным коэффициенту расходного комплекса. Такой подход приводит к существенному сокращению объема дорогостоящих стендовых испытаний. В данной статье приведены результаты расчетов для различных схем смесеобразования, по которым можно судить о влиянии разных факторов на коэффициент камеры в рамках выбранной схемы. Анализ полученных результатов позволяет выбрать наиболее приемлемую схему смесеобразования и выработать предварительные рекомендации по проектированию камеры сгорания РДМТ.*

**Ключевые слова:** камера сгорания, коэффициент камеры, математическая модель, схема смесеобразования, тягово-экономические характеристики

**Введение.** Один из наиболее важных агрегатов ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) — камера сгорания (КС), в которой в основном завершаются процессы смесеобразования и горения ракетного топлива. Из-за ужесточения требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов перспективным направлением разработки ракетно-космической техники нового поколения является применение таких компонентов, как кислород и метан. При этом принятая схема смесеобразования существенно влияет на тягу и экономичность двигателя. Огневые стендовые испытания различных схем позволяют рассчитать экспериментальное значение коэффициента камеры  $\varphi_k$  для каждой из них и остановиться на оптимальной. Однако такой подход будет весьма дорогостоящим. Математический эксперимент дает возможность выявить определяющие факторы, оказывающие влияние на качество рабочего процесса в КС, и провести

расчетное сравнение различных схем смесеобразования, что резко сократит потребный объем стендовых испытаний, которые в настоящее время остаются неотъемлемой частью создания ракетных двигателей. Это позволяет более четко представить физическую картину протекающих процессов, выработать рекомендации по проектированию отдельных узлов КС. Расчетно-теоретические исследования дают возможность выявить внутреннюю связь исследуемых процессов, их объективные закономерности, а также прогнозировать направление дальнейшего совершенствования конструкции камеры сгорания РДМТ на перспективной паре кислород–метан [1–6].

Целью настоящего исследования является сравнение трех различных схем смесеобразования и выбор из них оптимальной на основе созданной математической модели протекания рабочего процесса в камере сгорания РДМТ, анализа влияния геометрии КС на величину расходного комплекса и на тепловое состояние КС [7].

На кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана [7] разработана методика расчета распределения параметров рабочего процесса по объему КС РДМТ на газообразных компонентах топлива в двумерной постановке, создана и отлажена программа расчета этих параметров. В данной статье приведены результаты расчетов по указанной выше методике для разных схем смесеобразования, позволяющие судить о влиянии различных факторов на коэффициент камеры  $\varphi_k$  и на распределение по объему КС таких параметров, как функция тока  $\psi$ , концентрация исходных компонентов топлива и продуктов сгорания, температура рабочего тела и т. д.

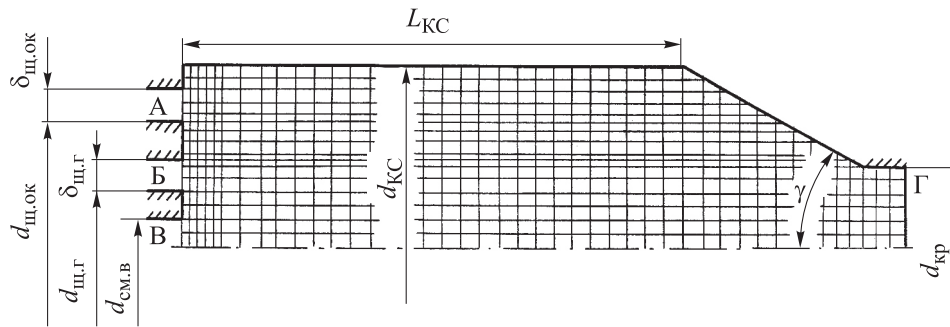
На основе анализа полученных результатов можно выбрать наиболее приемлемую схему смесеобразования и выработать предварительные рекомендации по проектированию камеры сгорания РДМТ в соответствии с требованиями ТЗ.

Расчеты проводились для трех схем смесеобразования (рис. 1–3). Схема № 1 смесеобразования с осевой подачей в КС компонентов топлива и смеси воспламенения представлена на рис. 1.

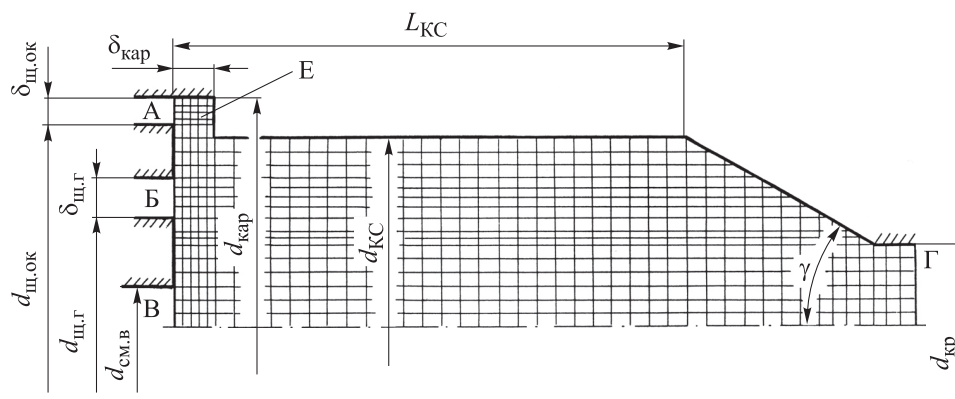
Через центральное отверстие В подается смесь воспламенения (СМВ) или кислород продувки свечи с расходом, несоизмеримо меньшим, чем расход основных компонентов топлива. Через щель Б в КС поступает газообразное горючее, через щель А — газообразный кислород. Возможна подача горючего через щель Б с закруткой. Продукты сгорания истекают через сопло Г диаметром  $d_{кр}$ .

Схема № 2 (рис. 2) отличается от предыдущей тем, что газообразный кислород сначала поступает через щель А в карман Е диаметром  $d_{кар}$ , из которого истекает в КС в радиальном направлении через зазор кармана шириной  $\delta_{кар}$ . Предполагается, что подача кислорода

вблизи форсуночной головки в радиальном направлении будет способствовать более интенсивному перемешиванию компонентов топлива и, как следствие, более эффективному протеканию рабочего процесса в КС.



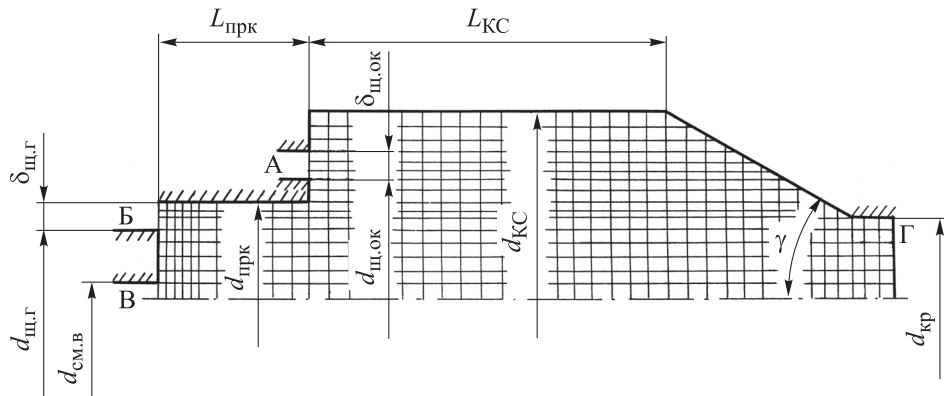
**Рис. 1.** Схема № 1 смесеобразования с осевой подачей в КС компонентов топлива:  $d_{КС}$  — диаметр камеры сгорания;  $L_{КС}$  — длина камеры сгорания;  $d_{кр}$  — диаметр критического сечения сопла;  $d_{щ.ок}$  — диаметр расположения щели окислителя;  $d_{щ.г}$  — диаметр расположения щели горючего;  $\delta_{щ.ок}$  — ширина щели окислителя;  $\delta_{щ.г}$  — ширина щели горючего;  $d_{см.в}$  — диаметр подачи смеси воспламенения;  $d_{кар}$  — диаметр расположения кармана;  $\delta_{кар}$  — ширина кармана;  $\gamma$  — угол сужающейся части сопла



**Рис. 2.** Схема № 2 смесеобразования с радиальной подачей в КС окислителя

Схема № 3 с зонной подачей компонентов топлива в КС представлена на рис. 3. Смесь воспламенения (или кислород продувки свечи) и горючее поступают соответственно через отверстие В и щель Б в первую зону КС (предкамеру) К, после которой имеет место увеличение диаметра КС, а газообразный кислород поступает через щель А непосредственно в КС. При этом горючее подается через щель Б с закруткой.

В работе [8] приведена аналогичная схема, являющаяся, по данным автора, эффективной при использовании для газообразных компонентов топлива.



**Рис. 3.** Схема № 3 смесеобразования с зонной подачей компонентов топлива в КС:

$L_{\text{прк}}$  — длина предкамеры;  $d_{\text{прк}}$  — диаметр предкамеры

В качестве основных факторов, оказывающих влияние на параметры рабочего процесса, были приняты:

- 1) давление в КС  $p_{\text{КС}}$ ;
- 2) суммарное соотношение компонентов топлива  $K_{m_{\Sigma}}$  или коэффициент избытка окислителя  $\alpha$ ;
- 3) геометрические размеры КС ( $L_{\text{КС}}, d_{\text{КС}}, d_{\text{кр}}$ ) и предкамеры ( $L_{\text{прк}}, d_{\text{прк}}$ );
- 4) расположение щелей вдува компонентов топлива ( $d_{\text{щ.ок}}, d_{\text{щ.г}}$ ), а также ширина их щелей ( $\delta_{\text{щ.ок}}, \delta_{\text{щ.г}}$ ), определяющая скорость вдува.

При расчетах граничные условия на входе в КС, определяющие условия подачи компонентов топлива, устанавливаются следующим образом.

1. Задают  $p_{\text{КС}}, L_{\text{КС}}, d_{\text{КС}}, d_{\text{кр}}, d_{\text{щ.ок}}, d_{\text{см.в}}, K_{m_{\Sigma}}$ , а также скорость вдува окислителя  $W_{\text{ок}}$ , скорость вдува горючего  $W_{\text{г}}$ , скорость смеси воспламенения  $W_{\text{см.в}}$ , окружную скорость горючего  $W_{\text{г.окр}}$ .

2. По результатам термодинамического расчета [9] по заданным значениям  $p_{\text{КС}}$  и  $\alpha$  определяют расходный комплекс  $\beta$ .

3. Суммарный расход компонентов топлива вычисляют по формуле

$$\dot{m}_{\Sigma} = \frac{p_{\text{КС}} \pi d_{\text{кр}}^2}{4\beta}.$$

Расходы окислителя и горючего вычисляют так:

$$\dot{m}_{\Sigma\Gamma} = \frac{\dot{m}_{\Sigma}}{1 + K_{m\Sigma}}; \quad \dot{m}_{\Sigma\text{OK}} = \dot{m}_{\Sigma\Gamma} K_{m\Sigma}.$$

4. Рассчитывают расходы компонентов топлива через отверстие для продувки свечи.

В случае, если через отверстие В поступает только кислород продувки, его расход определяется выражением

$$\dot{m}_{\text{отв.ок}} = \rho_{\text{вх.ок}} W_{\text{отв}} \frac{\pi d_{\text{см.в}}^2}{4},$$

где  $\rho_{\text{вх.ок}}$  — плотность входящего окислителя;  $W_{\text{отв}}$  — скорость входа в отверстие.

5. Вычисляют расход компонентов топлива через щели:

$$\dot{m}_{\text{щ.ок}} = \dot{m}_{\text{ок}\Sigma} - \dot{m}_{\text{отв.ок}};$$
$$\dot{m}_{\text{щ.г}} = \dot{m}_{\Gamma\Sigma} - \dot{m}_{\text{отв.г}}, \quad \text{если } \dot{m}_{\text{отв.г}} \neq 0.$$

6. Рассчитывают размеры щелей  $\delta_{\text{щ.ок}}$ ,  $\delta_{\text{щ.г}}$ :

$$\delta_{\text{щ.ок}} = \frac{\dot{m}_{\text{щ.ок}}}{\rho_{\text{вх.о}} \pi d_{\text{щ.ок}} W_{\text{ок}}}; \quad \delta_{\text{щ.г}} = \frac{\dot{m}_{\text{щ.г}}}{\rho_{\text{вх.г}} \pi d_{\text{щ.г}} W_{\Gamma}},$$

где  $\rho_{\text{вх.г}}$  — плотность входящего горючего.

Для схемы № 2 вместо  $\delta_{\text{щ.ок}}$  будет

$$\delta_{\text{кар}} = \frac{\dot{m}_{\text{щ.ок}}}{\rho_{\text{вх.ок}} \pi d_{\text{КС}} W_{\Gamma\text{ок}}},$$

где  $W_{\Gamma\text{ок}}$  — заданная радиальная скорость истечения окислителя из кармана шириной  $\delta_{\text{кар}}$ .

Для вычисления величины  $\varphi_{\text{к}}$  в области  $\alpha < 1$  используют следующий подход.

1. Вычисляют расход горючего, соответствующий стехиометрическому соотношению компонентов топлива  $K_{m\Sigma} = 4,0$ :

$$\dot{m}_{\Gamma\alpha=1} = \frac{\dot{m}_{\text{ок}\Sigma}}{4}.$$

2. Определяют избыточный расход горючего, не участвующего в химических реакциях:

$$\dot{m}_{\Gamma.\text{изб}} = \dot{m}_{\Sigma\Gamma} - \dot{m}_{\Gamma\alpha=1}.$$

Коэффициент  $\varphi_{\text{к}}$  рассчитывают по формуле

$$\varphi_K = \sqrt{1 - \frac{\dot{m}_{\Gamma, \text{ВЫХ}}^2}{\dot{m}_{\Gamma, \text{ВХ}}^2}}$$

Здесь  $\dot{m}_{\Gamma, \text{ВЫХ}} = \dot{m}_{\Sigma_{\Gamma, \text{ВЫХ}}} - \dot{m}_{\Gamma, \text{ИЗБ}}$ ,  $\dot{m}_{\Sigma_{\Gamma, \text{ВЫХ}}}$  — суммарный расход горючего в выходном сечении  $\Gamma$ , определенный в результате расчета,  $\dot{m}_{\Gamma, \text{ВХ}} = \dot{m}_{\Sigma_{\Gamma, \text{ВХ}}} - \dot{m}_{\Gamma, \text{ИЗБ}}$ ;  $\dot{m}_{\Gamma, \text{ИЗБ}}$  избыточный расход горючего по сравнению со стехиометрическим соотношением (горючее, которое не может вступить в реакцию по условиям подачи компонентов топлива).

Полученная формула справедлива, так как окислитель — простое вещество при нормальной температуре (с нулевой энтальпией).

Для каждой из трех схем смесеобразования были проведены серии расчетных исследований, результаты которых представлены ниже.

**Расчетное исследование влияния различных факторов на параметры рабочего процесса для схемы № 1 с осевой подачей компонентов топлива.** Результаты расчетов для этой схемы были обобщены в виде соответствующих графиков. Характерное распределение по объему КС функции тока  $\psi$  показано на рис. 4.

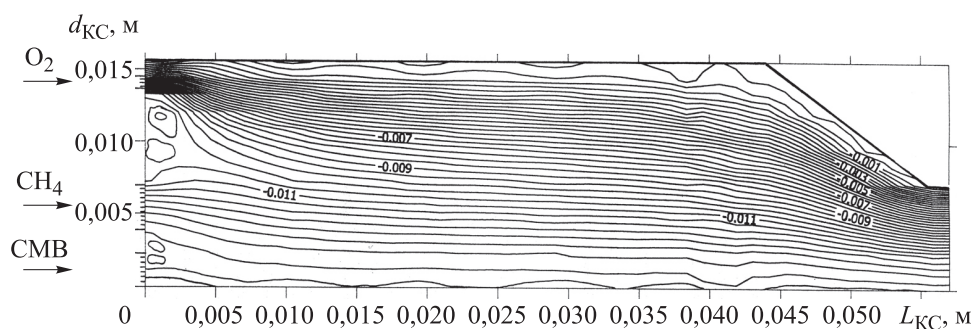
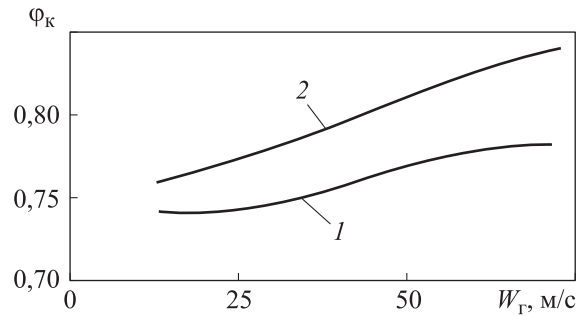


Рис. 4. Для схемы № 1 характерное распределение функции тока по объему КС

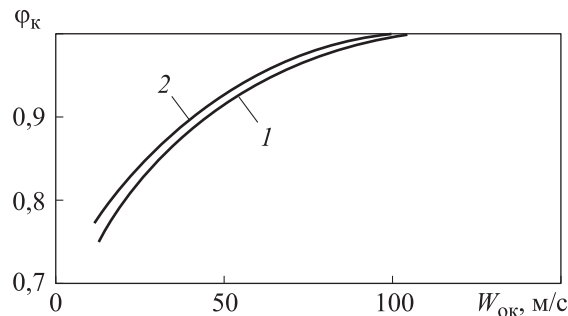
На рис. 4 хорошо видно, что вблизи форсуночного коллектора в области между щелями вдува могут возникать обратные токи, способствующие более интенсивному смесеобразованию в газовой фазе и повышению качества процесса. В расчетах по этой схеме приняты следующие базовые исходные данные:  $p_{КС} = 1 \cdot 10^6 \text{ Н/м}^2$ ;  $\alpha = 0,8$  ( $K_{m\Sigma} = 3,2$ );  $d_{КС} = 0,034 \text{ м}$ ;  $L_{КС} = 0,043 \text{ м}$ ;  $d_{кр} = 0,0146 \text{ м}$ ;  $\text{tg}\gamma = 0,7$ ;  $\dot{m}_{\text{СМ.В}} = 1,3 \cdot 10^{-3} \text{ кг/с}$  (на продувку свечи подается чистый кислород).

Следует ожидать, что скорости вдува компонентов топлива должны оказывать существенное влияние на эффективность смесеобразования. Подтверждением являются представленные на рис. 5 и 6 гра-

фики изменения  $\varphi_k$  в зависимости от скорости вдува соответственно горючего и окислителя (изменение скоростей вдува обеспечивалось изменением ширины соответствующей щели при прочих равных условиях).



**Рис. 5.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от осевой скорости подачи горючего при  $W_{ок} = 13$  м/с,  $d_{щ.ок} = 2,3 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{щ.ок} = 5,7 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{щ.г} = 8 \cdot 10^{-3}$  м для отношения окружной скорости горючего к осевой скорости горючего:  
 1 —  $W_{г.окр}/W_{г} = 0$  (с закруткой); 2 —  $W_{г.окр} = 0,668$  (без закрутки)



**Рис. 6.** Для схемы № 2 зависимость коэффициента камеры от осевой скорости подачи окислителя при  $W_{г} = 30,4$  м/с,  $d_{щ.г} = 8 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{щ.г} = 3,2 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{щ.ок} = 2,3 \cdot 10^{-3}$  м для отношения окружной скорости горючего к осевой скорости горючего:  
 1 —  $W_{г.окр}/W_{г} = 0$  (с закруткой); 2 —  $W_{г.окр} = 0,668$  (без закрутки)

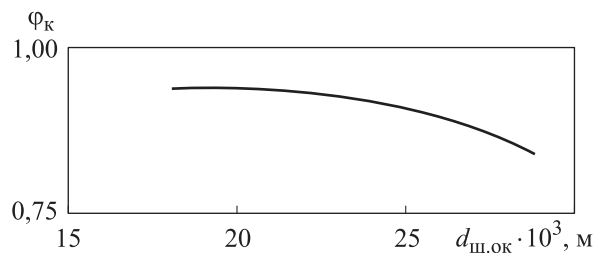
Согласно данным, приведенным на рис. 5 и 6, с ростом начальных скоростей горючего и окислителя имеет место существенное увеличение коэффициента камеры  $\varphi_k$ . На тех же рисунках продемонстрировано влияние закрутки горючего на входе в КС (кривая 1 —  $W_{г.окр}/W_{г} = 0$ , кривая 2 —  $W_{г.окр}/W_{г} = 0,668$ ). Наличие закрутки потока горючего приводит к заметному росту  $\varphi_k$ , особенно в области его низких значений. Объяснить влияние скоростей вдува и закрутки потока на величину  $\varphi_k$  можно увеличением турбулентности вблизи форсуночной головки с возрастанием этих параметров и, следова-

тельно, более совершенным смешением газообразных компонентов топлива.

Последующие результаты представлены при наличии закрутки потока горючего на входе.

При исследовании влияния взаимного расположения щелей вдува окислителя и горючего диаметром  $d_{щ.ок}$ ,  $d_{щ.г}$  соответствовало условие постоянства осевых скоростей подачи компонентов топлива, т. е. при изменении диаметра щели изменялась ее ширина  $\delta_{щ.ок}$ ,  $\delta_{щ.г}$  из условия постоянства площади проходного сечения щели.

График изменения величины  $\varphi_k$  в зависимости от диаметра щели окислителя при постоянном расположении щели горючего и вышеприведенных исходных данных представлен на рис. 7. Кривая на графике показывает, что коэффициент камеры незначительно уменьшается (от  $\varphi_k \approx 0,94$  до  $\varphi_k = 0,87$ ) по мере удаления щели окислителя к периферии КС.

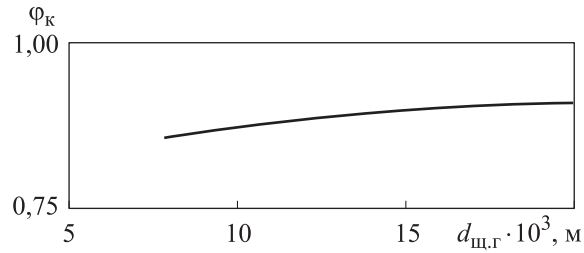


**Рис. 7.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от диаметра щели окислителя при  $d_{щ.г} = 8 \cdot 10^{-4}$  м,  $W_{г} = 30,4$  м/с;  $W_{ок} = 60$  м/с

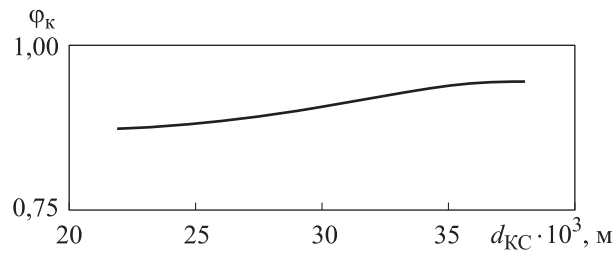
Увеличение диаметра щели горючего  $d_{щ.г}$  (рис. 8) при постоянном  $d_{щ.ок}$  приводит при тех же исходных данных к незначительному повышению значения  $\varphi_k$ . Оптимальное расположение щелей О и Г — примерно на  $0,5 d_{КС}$ . Но поскольку изменение  $\varphi_k$  во всем диапазоне этих параметров незначительно, для данной схемы можно рекомендовать выбирать  $d_{щ.г}$  и  $d_{щ.ок}$  исходя из конструктивных особенностей головки КС.

Влияние геометрических размеров камеры ( $d_{КС}$ ,  $L_{КС}$ ,  $d_{кр}$ ) на величину  $\varphi_k$  представлено на рис. 9–11. Исследования проводились при тех же значениях основных параметров ( $p_{КС}$ ,  $\alpha$ ,  $K_{m\Sigma}$ ,  $\dot{m}_{\Sigma}$ ,  $\dot{m}_{см.в.}$ ,  $W_{г.окр} / W_{г}$ ), что и в предыдущих расчетах.

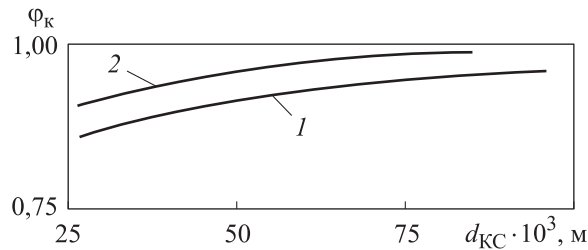




**Рис. 8.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от диаметра щели горячего при  $d_{ш.ок} = 2,75 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{ш.ок} = 1,2 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{\Gamma} = 30,4$  м/с,  $W_{ок} = 60$  м/с

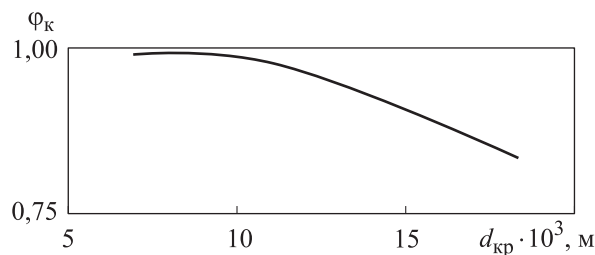


**Рис. 9.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от ее диаметра при  $L_{кc} = 43 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{кр} = 14,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{\Gamma} \approx 30,4$  м/с,  $W_{ок} \approx 60$  м/с



**Рис. 10.** Для схемы № 1 зависимости коэффициента камеры от ее длины при  $d_{кc} = 29,1 \cdot 10^{-3}$  м и  $d_{кр} = 14,6 \cdot 10^{-3}$  м для двух вариантов:

1 –  $W_{\Gamma} = 30$  м/с,  $W_{ок} = 60$  м/с; 2 –  $W_{\Gamma} = 115$  м/с,  $W_{ок} = 157,1$  м/с



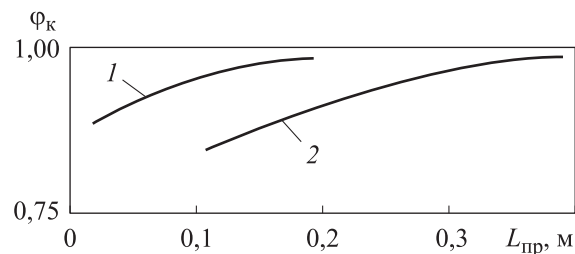
**Рис. 11.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от диаметра критического сечения сопла при  $d_{кc} = 29,1 \cdot 10^{-3}$  м,  $L_{кc} = 43 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{\Gamma} = 30,4$  м/с,  $W_{ок} = 60$  м/с

На графике  $\varphi_k = f(d_{КС})$ , приведенном на рис. 9, как и следовало ожидать, с ростом  $d_{КС}$  величина  $\varphi_k$  монотонно возрастает, что объясняется в основном увеличением объема КС и, следовательно, времени пребывания в ней рабочего тела. Некоторое уменьшение градиента изменения  $\varphi_k$  в области малых диаметров ( $d_{КС} < 25 \cdot 10^{-3}$  м) обусловлено тем, что при малых диаметрах  $d_{КС}$  заметное влияние начинает оказывать средняя скорость рабочего тела, повышение которой способствует большей турбулизации потока и эффективности смешения в газовой фазе. Однако, согласно [10], в этой области ( $d_{КС}^2/d_{кр}^2 \leq 3$ ) начинают сказываться потери на тепловое сопротивление, что не позволяет рекомендовать ее для проектирования.

Зависимости  $\varphi_k = f(L_{КС})$  приведены для двух вариантов:  $W_{\Gamma} = 30$  м/с;  $W_{ок} = 60$  м/с, а также  $W_{\Gamma} = 115$  м/с (см. рис. 10). На рисунке видно, что с ростом  $L_{КС}$  постепенно возрастает величина  $\varphi_k$ , что объясняется увеличением времени пребывания, а рост скоростей вдува компонентов топлива может привести к существенному сокращению потребной длины КС при постоянном  $\varphi_k$ .

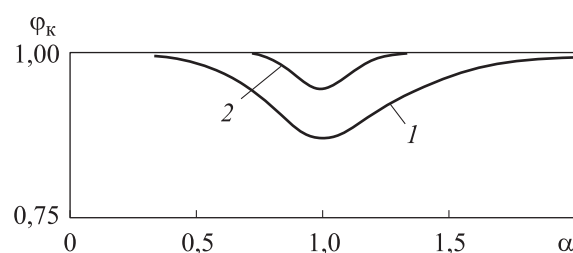
Влияние диаметра критического сечения сопла  $d_{кр}$  на величину  $\varphi_k$  показано на рис. 11. Основным фактором, определяющим уменьшение  $\varphi_k$  с ростом  $d_{кр}$  при постоянных  $p_{КС}$  и  $\alpha$ , является повышение суммарного расхода  $m_{\Sigma}$  и, как следствие, уменьшение времени пребывания рабочего тела в КС.

Зависимость коэффициента камеры от ее приведенной длины  $\varphi_k = f(L_{пр})$  для разных скоростей вдува, которая дает обобщенное представление о влиянии геометрических размеров на величину  $\varphi_k$ , показана на рис. 12 для двух вариантов. Для схемы № 1 приведенная длина вычислялась с учетом объема, занимаемого докритической частью сопла. Из графиков следует, что за счет роста скоростей вдува можно сократить потребную величину  $L_{пр}$  при постоянном  $\varphi_k$ .



**Рис. 12.** Для схемы № 1 зависимость коэффициента камеры от приведенной длины:  
 1 —  $W_{\Gamma} = 115,1$  м/с,  $W_{ок} = 157,1$  м/с, 2 —  $W_{\Gamma} = 30,4$  м/с,  $W_{ок} = 60$  м/с

При проектировании КС играет принципиальную роль влияние  $\varphi_k$  или коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  на величину суммарного соотношения компонентов  $K_{m\Sigma}$ , поскольку в процессе работы ДУ эта величина может изменяться в широких пределах. Зависимости  $\varphi_k = f(\alpha)$  при разных скоростях вдува окислителя представлены на рис. 13. Для данной схемы смесеобразования имеет место существенное уменьшение величины  $\varphi_k$  в области стехиометрического соотношения компонентов топлива.



**Рис. 13.** Зависимость коэффициента камеры от коэффициента избытка окислителя для схемы № 1:

- 1 —  $L_{пр} = 0,21 \text{ м}$ ,  $d_{щ.ок} = 16,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $\delta_{щ.ок} = 1,46 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $d_{щ.г} = 8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $\delta_{щ.г} = 2,9 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ;  
 2 —  $L_{пр} = 0,23 \text{ м}$ ,  $d_{щ.ок} = 17,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $\delta_{щ.ок} = 0,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $d_{щ.г} = 8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ,  $\delta_{щ.г} = 2,9 \cdot 10^{-3} \text{ м}$

Расчетные исследования данной схемы смесеобразования по влиянию таких параметров, как давление в камере сгорания ( $p_{КС} = (2,5 \dots 20) \cdot 10^5 \text{ н/м}^2$ ), начальной скорости смеси воспламенения ( $W_{отв} = 15 \dots 60 \text{ м/с}$ ), угла входа в сопло ( $\text{tg} \gamma = 0,7 \dots 2,0$ ), показали, что эти факторы в исследованном диапазоне параметров существенного влияния на величину  $\varphi_k$  не оказывают.

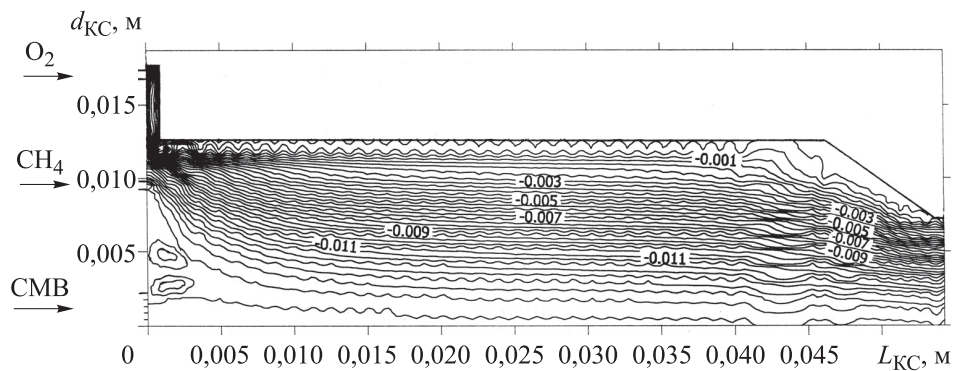
Таким образом, в результате проведенных исследований по влиянию различных факторов на величину  $\varphi_k$  для схемы № 1 подтверждено, что смешение компонентов топлива в газовой фазе вблизи форсуночного является определяющим для получения высокоэффективного рабочего процесса.

Определяющими параметрами, влияющими на величину  $\varphi_k$ , являются скорости вдува компонентов топлива и геометрические размеры камеры сгорания (или величина  $L_{пр}$ ).

Закрутка потока горючего способствует повышению полноты сгорания при прочих равных условиях. Такие параметры, как взаимное расположение щелей горючего и окислителя, давление в КС, начальная скорость смеси воспламенения, конфигурация докритической части сопла существенного влияния на величину  $\varphi_k$  не оказывают.

Один из недостатков данной схемы смесеобразования заключается в заметном уменьшении величины  $\varphi_k$  в области стехиометрического соотношения компонентов топлива.

**Расчетное исследование влияния различных факторов на параметры рабочего процесса для схемы № 2 с радиальным вдувом окислителя вблизи форсуночного коллектора.** Характерное распределение по объему КС функции тока  $\psi$ , характеризующее газодинамическую картину течения, для данной схемы представлено на рис. 14.



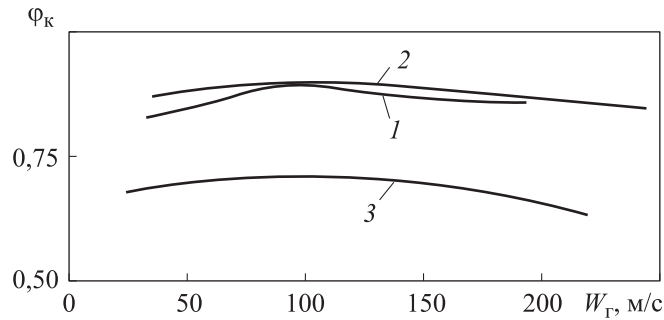
**Рис. 14.** Характерное распределение функции тока  $\psi$  по объему КС для схемы № 2

Исследовалось влияние скоростей вдува, расположения щели горючего, радиальной скорости вдува окислителя (изменение зазора), приведенной длины  $L_{пр}$ , соотношения компонентов топлива (коэффициента избытка окислителя  $\alpha$ ) и других факторов при закрутке потока горючего ( $W_{г.окр}/W_{г} = 0,668$ ).

Как и при исследовании схемы № 1, анализ проведенных расчетов показал, что такие параметры, как давление в камере сгорания  $p_{КС}$ , начальная скорость смеси воспламенения (или кислорода продувки свечи), конфигурация докритической части сопла заметного воздействия на величину  $\varphi_k$  не оказывают. Однако имеют место существенные различия во влиянии скоростей вдува окислителя и горючего по расположению щели горючего по сравнению со схемой № 1.

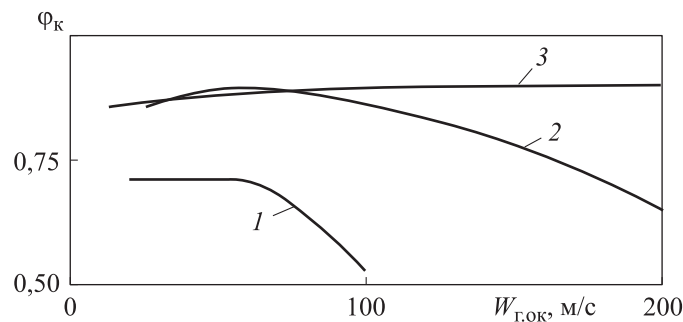
Графики изменения  $\varphi_k$  в зависимости от скоростей вдува горючего при разных расположениях щели горючего и при постоянной радиальной скорости вдува окислителя  $W_{г.ок} = 60$  м/с представлены на рис. 15. Графики свидетельствуют о том, что при данных условиях имеет место оптимальное значение скорости вдува горючего —  $W_{г} \approx 100$  м/с. При ее дальнейшем повышении наблюдается монотонный спад значения  $\varphi_k$ . Расположение щели горючего ( $d_{щ.г}$ ) также играет существенную роль в рассматриваемой схеме; кривая имеет максимум

в области  $d_{щ.г} \approx 0,5 d_{КС}$ . Согласно данным, приведенным на графиках, при расположении щели горючего на периферии форсуночной головки ( $d_{щ.г} \approx 13$  мм) наблюдаются низкие значения  $\varphi_k$  во всем исследованном диапазоне скоростей вдува горючего.



**Рис. 15.** Для схемы № 2 зависимости коэффициента камеры от расположения щели горючего и осевой скорости подачи горючего при  $W_{r\text{ ок}} = 60$  м/с,  $\delta_{\text{кар}} = 7,2 \cdot 10^{-4}$  м и при диаметре расположения щели горючего  $d_{щ.г}$ , равном  $8 \cdot 10^{-3}$  м (1);  $15,4 \cdot 10^{-3}$  м (2);  $19 \cdot 10^{-3}$  м (3)

Зависимости  $\varphi_k = f(W_{r\text{ ок}})$  при постоянной скорости вдува горючего  $W_r = 110$  м/с для различных расположений щели горючего приведены на рис. 16.

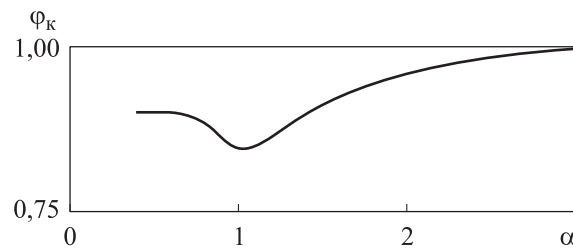


**Рис. 16.** Для схемы № 2 зависимости коэффициента камеры от расположения щели горючего и радиальной скорости подачи окислителя  $W_{r\text{ ок}} = 110,8$  м/с при  $d_{щ.г}$ , равном  $19 \cdot 10^{-3}$  м (1);  $15,4 \cdot 10^{-3}$  м (2);  $8 \cdot 10^{-3}$  м (3)

При расположении щели горючего на периферии форсуночной головки ( $d_{щ.г} \approx 13$  мм) с ростом радиальных скоростей вдува окислителя  $W_{r\text{ ок}} > 60$  м/с имеет место резкое ухудшение качества рабочего процесса — срыв режима горения. По мере приближения щели горючего к оси КС градиент спада величины  $\varphi_k$  в области высоких радиальных скоростей вдува окислителя уменьшается ( $d_{щ.г} = 15,4$  мм), и при

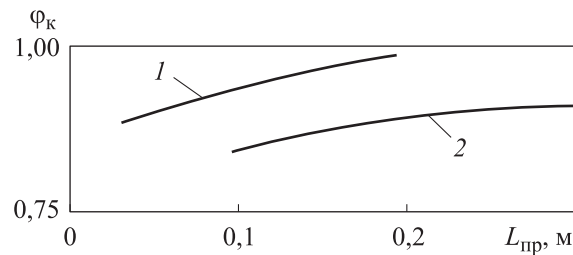
ее расположении вблизи оси КС ( $d_{щ.г} = 8$  мм) негативное влияние больших скоростей вдува окислителя практически полностью вырождается. Таким образом, рассматриваемая схема смесеобразования более чувствительна к расположению щели горючего и скоростям вдува компонентов топлива, чем схема № 1.

Полученная для схемы № 2 зависимость  $\varphi_k = f(\alpha)$  показана на рис. 17. Подобно тому как в схеме № 1, здесь существенно снижается значение  $\varphi_k$  в области стехиометрического соотношения компонентов топлива.



**Рис. 17.** Для схемы № 2 зависимость коэффициента камеры от коэффициента избытка окислителя при  $\delta_{кар} = 0,72 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{щ.г} = 15,4 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{щ.г} = 6,8 \cdot 10^{-4}$  м

Для сравнения на рис. 18 представлены графики, демонстрирующие как влияет приведенная длина  $L_{пр}$ , характеризующая совокупное влияние размеров КС ( $d_{КС}$ ,  $L_{КС}$ ,  $d_{кр}$ ) при условиях подачи компонентов топлива, близких к оптимальным для каждой схемы, на величину  $\varphi_k$ .



**Рис. 18.** Для схем № 1 и № 2 зависимости коэффициента камеры от ее приведенной длины соответственно:

$$1 — W_r \approx 115 \text{ м/с}, W_{ок} \approx 160 \text{ м/с}; \quad 2 — d_{щ.г} = 15,4 \cdot 10^{-3}, W_r \approx 100 \text{ м/с}, W_{ок} \approx 60 \text{ м/с}$$

На графиках видно, что схема № 2 с радиальным вдувом окислителя уступает схеме № 1 и по этому параметру, т. е. требуются большие объемы КС для получения высокой полноты сгорания. Проведенный анализ показывает, что использование схемы № 2 с радиальным вдувом окислителя вблизи форсуночного коллектора для газо-

образных компонентов топлива нецелесообразно, так как по сравнению с осевой подачей окислителя и горючего в рассматриваемом диапазоне изменения параметров данная схема не дает преимуществ ни по требуемым габаритам КС, ни по влиянию на величину  $\varphi_k$  условий вдува компонентов топлива, ни по влиянию соотношения компонентов топлива на качество рабочего процесса, а при определенных условиях возможен даже срыв режима работы КС.

**Расчетное исследование влияния различных факторов на параметры рабочего процесса для схемы № 3 с зонной подачей компонентов топлива.** Характерное распределение по объему КС функции тока  $\psi$  для рассматриваемой схемы показано на рис. 19.

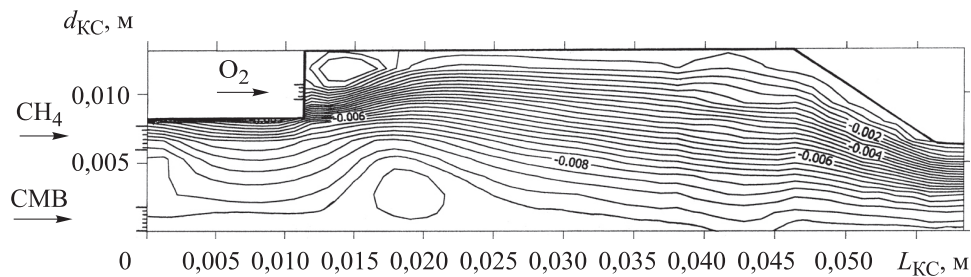


Рис. 19. Для схемы № 3 характерное распределение функции тока  $\psi$  по объему КС

Основная серия расчетов была проведена при условии, что через отверстие свечи воспламенения подается кислород без примеси метана. Исследовалось влияние на коэффициент камеры  $\varphi_k$  расположения щели подачи окислителя  $d_{щ.о}$ , скорости вдува основного кислорода  $W_{ок}$ , диаметра предкамеры  $d_{прк}$ , длины предкамеры  $L_{прк}$ , осевой скорости вдува горючего  $W_r$  в предкамеру, приведенной длины КС  $L_{пр}$ , коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  и ряда других факторов.

Зависимость расходного комплекса от расположения щели подачи окислителя  $\varphi_k = f(d_{щ.о})$  приведена на рис. 20.

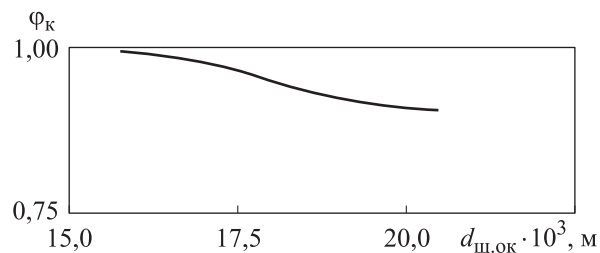
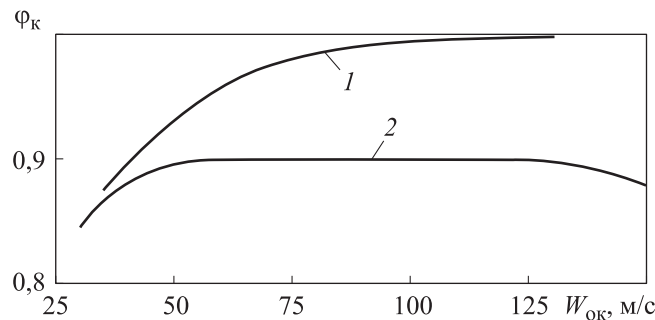


Рис. 20. Зависимость коэффициента расходного комплекса от расположения щели подачи окислителя для схемы № 3:

$$d_{прк} = 16,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}, L_{прк} = 7,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}, d_{щ.г} = 12 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \delta_{щ.г} = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

$$W_r \approx 33,7 \text{ м/с}; W_{ок} \approx 91,9 \text{ м/с}$$

Выполненные расчеты показали, что по мере удаления щели вдува окислителя к стенке КС величина  $\varphi_k$  уменьшается. Эта закономерность имеет место и при других исходных условиях расчетов. Для получения максимальной полноты сгорания целесообразно располагать щель вдува окислителя в непосредственной близости от стенки предкамеры ( $d_{щ.ок} \approx d_{прк}$ ). Влияние скорости вдува окислителя  $W_{ок}$  на величину  $\varphi_k$  для двух разных значений  $d_{щ.о}$  при прочих равных условиях представлено на рис. 21.



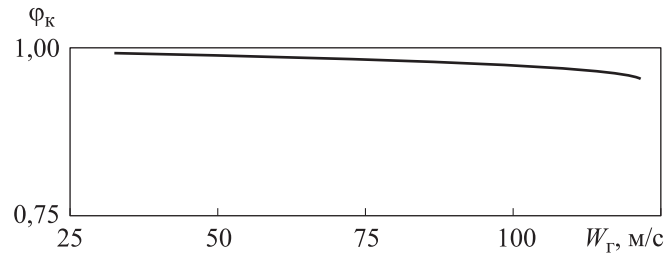
**Рис. 21.** Для схемы № 3 зависимости коэффициента камеры от скорости подачи окислителя при  $d_{прк} = 16,1 \cdot 10^{-3}$  м,  $L_{прк} = 7,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{щ.г} = 12 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{щ.г} = 1,5 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{г} = 33,7$  м/с и при диаметре расположения щели вдува окислителя  $d_{щ.ок}$ , равном:

$$1 — 17,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}; 2 — d_{щ.ок} = 21,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

При расположении щели вдува окислителя в непосредственной близости от предкамеры ( $d_{щ.о} = 17,6 \cdot 10^{-3}$  м) с ростом  $W_{ок}$  монотонно возрастает  $\varphi_k$  и при достижении  $W_{ок}$  значения в диапазоне 90...100 м/с при заданных условиях  $\varphi_k \approx 1$ . Если щель вдува окислителя находится в непосредственной близости от стенки КС, то после того как  $\varphi_k$  достигнет максимального значения в области  $W_{ок} \approx 100$  м/с, при дальнейшем повышении  $W_{ок}$  этот коэффициент незначительно снижается. Следовательно, в исследованном диапазоне параметров можно рекомендовать выдерживать скорость вдува окислителя, равной примерно 100 м/с.

Результаты исследования влияния осевой скорости вдува горючего  $W_{г}$  на коэффициент  $\varphi_k$  приведены на рис. 22. На графике видно, что с ростом  $W_{г}$  значение  $\varphi_k$  хотя и незначительно, но уменьшается. Эта закономерность подтверждается и результатами расчетов при других исходных данных, что свидетельствует о нецелесообразности вдува горючего в предкамеру с высокой скоростью. Рекомендуемое значение параметра  $W_{г} = 30...50$  м/с.

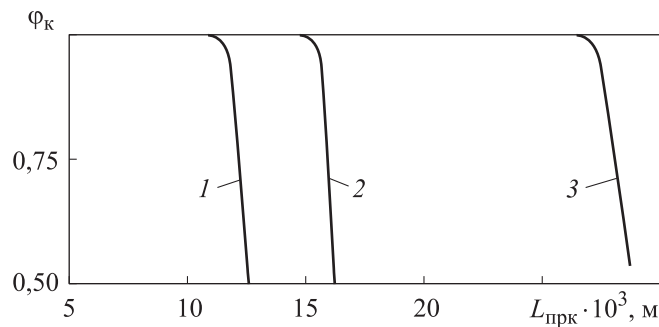




**Рис. 22.** Для схемы № 3 зависимость коэффициента камеры от осевой скорости подачи горючего в предкамеру при  $d_{\text{прк}} = 16,1 \cdot 10^{-3}$  м,  $L_{\text{прк}} = 7,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{\text{щ,ок}} = 17,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{\text{щ,ок}} = 4,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{\text{ок}} \approx 100$  м/с,  $d_{\text{щ,г}} = 12 \cdot 10^{-3}$  м

Изменение диаметра предкамеры  $d_{\text{прк}}$  в диапазоне  $(10 \dots 17) \cdot 10^{-3}$  м и при постоянном значении  $L_{\text{прк}} = 7,6$  мм не привело к заметному изменению величины  $\phi_k$  при прочих равных условиях.

Зависимости  $\phi_k = f(L_{\text{прк}})$  при различных значениях  $d_{\text{прк}}$  представлены на рис. 23.



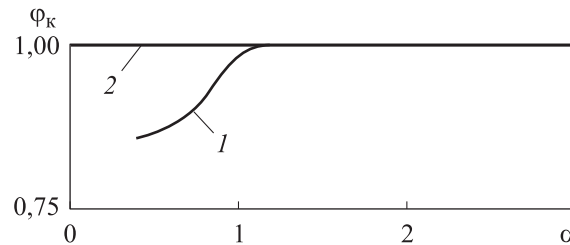
**Рис. 23.** Для схемы № 3 зависимости коэффициента камеры от длины предкамеры при  $W_{\text{г}} \approx 35$  м/с,  $W_{\text{ок}} \approx 100$  м/с,  $d_{\text{щ,ок}} \approx d_{\text{прк}}$  для различных значений диаметра предкамеры  $d_{\text{прк}}$ , равных:

$$10 \cdot 10^{-3} \text{ м (1); } 16,3 \cdot 10^{-3} \text{ м (2); } 13 \cdot 10^{-3} \text{ м (3)}$$

Установлено, что в определенном диапазоне изменения  $L_{\text{прк}}$  величина  $\phi_k$  не изменяется, однако при чрезмерно большом ее значении может наступить срыв режима горения компонентов топлива. Так, при  $W_{\text{г}} = 33,4$  мм/с для  $d_{\text{прк}} = 10$  мм происходит срыв режима при  $L_{\text{прк}} \approx 11,5$  мм, для  $d_{\text{прк}} = 16,3$  мм — при  $L_{\text{прк}} = 15,5$  мм, а при  $d_{\text{прк}} = 13,1$  мм срыва режима не наблюдается даже при достижении  $L_{\text{прк}} = 25$  мм. Начальная скорость подачи горючего  $W_{\text{г}}$  также оказывает влияние на увеличение длины предкамеры  $L_{\text{прк}}$ , при повышении определенного значения которой может иметь место срыв режима

горения. Как показал анализ проведенных расчетов, основным фактором, влияющим на предельное значение  $L_{\text{прк}}$ , является процесс теплообмена в предкамере, который обуславливает расположение фронта горения. Если фронт горения устойчиво удерживается в зоне предкамеры, то наблюдаются стабильный режим горения в основной камере и, как следствие, высокая полнота рабочего процесса. Рекомендуется выдерживать следующие соотношения:  $d_{\text{прк}}/d_{\text{КС}} \approx 0,5$ ,  $L_{\text{прк}}/d_{\text{кр}} \approx 0,5-1,0$ .

Графики изменения  $\varphi_{\text{к}} = f(\alpha)$  для двух вариантов, различающихся расположением щели подачи окислителя вблизи стенки КС (1) и вблизи предкамеры (2), приведены на рис. 24.



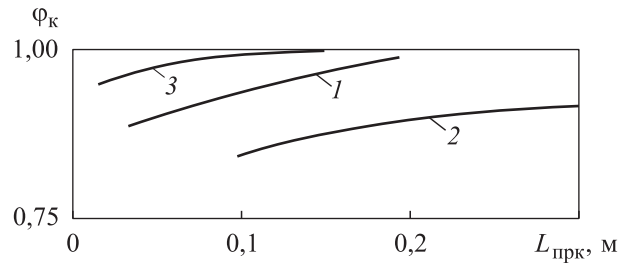
**Рис. 24.** Для схемы № 3 зависимости коэффициента камеры от коэффициента избытка окислителя для двух вариантов расположения щели окислителя:

$$\begin{aligned}
 1 - d_{\text{щ.ок}} &\approx d_{\text{КС}}, d_{\text{прк}} = 16,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}, L_{\text{прк}} = 7,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}, d_{\text{щ.ок}} = 21,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \\
 \delta_{\text{щ.ок}} &= 0,54 \cdot 10^{-3} \text{ м}, d_{\text{щ.г}} = 12 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \delta_{\text{щ.г}} = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \\
 2 - d_{\text{щ.ок}} &\approx d_{\text{прк}}, d_{\text{прк}} = 16,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}, L_{\text{прк}} = 11,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}, d_{\text{щ.ок}} = 17,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \\
 \delta_{\text{щ.ок}} &= 0,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}, d_{\text{щ.г}} = 12 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \delta_{\text{щ.г}} = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}
 \end{aligned}$$

Анализ представленных графиков показывает, что при определенных условиях данная схема может обеспечить высокое значение  $\varphi_{\text{к}}$  во всем исследованном диапазоне изменения  $\alpha$  (без заметного уменьшения величины  $\varphi_{\text{к}}$  в области  $\alpha \approx 1$ ).

Для сравнения зависимости  $\varphi_{\text{к}} = f(L_{\text{прк}})$  для исследованных схем № 1–№ 3 при значениях основных параметров, близких к оптимальным для каждой схемы, представлены на рис. 25.

Как следует из графиков, для схемы № 3 потребные объемы КС для получения высоких значений  $\varphi_{\text{к}}$  существенно ниже, чем для схем № 1 и № 2. Исследования влияния таких факторов, как давление в КС  $p_{\text{КС}}$ , конфигурация докритической части сопла  $\text{tg}\gamma$ , относительный расход кислорода на продувку свечи  $\dot{m}_{\text{отв}} / \dot{m}_{\Sigma}$  показали, что эти факторы существенного влияния на значение  $\varphi_{\text{к}}$  в исследованном диапазоне параметров не оказывают.



**Рис. 25.** Зависимости коэффициента расходного комплекса от приведенной длины для схем № 1 (1), № 2 (2), № 3 (3) при следующих значениях параметров соответственно:

1 —  $W_{г} \approx 115$  м/с,  $W_{ок} \approx 115$  м/с; 2 —  $d_{ш.г} = 15,4 \cdot 10^{-3}$  м,  $W_{г} \approx 100$  м/с,  $W_{г.ок} \approx 60$  м/с;

3 —  $d_{прк} = 16,1 \cdot 10^{-3}$  м,  $L_{прк} = 11,4 \cdot 10^{-3}$  м,

$d_{ш.ок} = 17,2 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{ш.ок} = 0,6 \cdot 10^{-3}$  м,  $d_{ш.г} = 12 \cdot 10^{-3}$  м,  $\delta_{ш.г} = 1,5 \cdot 10^{-3}$  м

**Заключение.** Сравнительный анализ рассмотренных схем показывает, что для схем с осевой подачей в камеру сгорания компонентов топлива и с радиальной подачей в КС окислителя характерен провал значения коэффициента камеры  $\phi_k$  в области стехиометрического соотношения компонентов. В то же время, для схемы с зонной подачей компонентов топлива в КС характерна монотонная зависимость коэффициента камеры от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  во всем диапазоне регулирования. Это свидетельствует о более высокой устойчивости рабочего процесса в КС, построенной по данной схеме.

Физически снижение  $\phi_k$  при  $\alpha \approx 1,0$  в схемах с осевой подачей в КС компонентов топлива и с радиальной подачей в КС окислителя может быть объяснено взаимодействием механизмов турбулентного и диффузионного перемешивания, которые в этих схемах вносят измеримый вклад в процесс смесеобразования. Так, при снижении коэффициента избытка окислителя возрастают градиенты концентраций компонентов по полю течения, что усиливает их взаимную диффузию, а при его повышении возрастает скорость подачи потока окислителя, что вносит основной вклад в турбулизацию течения.

В схеме с зонной подачей компонентов топлива в КС турбулентный механизм превалирует над диффузионным, и при росте расхода окислителя коэффициент камеры монотонно возрастает или остается стабильно высоким. Сделанный вывод подтверждается рассмотрением газодинамических картин течения в исследованных схемах. Схемы с осевой подачей в КС компонентов топлива и с радиальной подачей в КС окислителя характеризуются мелкомасштабными областями циркуляционных течений, примыкающих к смесительной головке. А в схеме с зонной подачей компонентов топлива в КС область возвратных течений соизмерима по масштабу с характерным

размером камеры сгорания и расположена в центре этой камеры, что обеспечивает надежное смешение компонентов во всем исследованном диапазоне изменения величины  $\alpha$ .

Таким образом, в результате проведенных расчетных исследований можно сделать вывод, что схема с зонной подачей компонентов топлива в КС при правильном выборе размеров предкамеры с точки зрения полноты протекания рабочего процесса является более предпочтительной, чем схемы с осевой подачей в КС компонентов топлива и с радиальной подачей в КС окислителя. Следовательно, ее можно рекомендовать для дальнейших экспериментальных исследований.

## 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, № 5, 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. Серия 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 газожеторной 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. <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] 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.
- [9] Трусов Б.Г. Инструкция. *Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. «Астра — 4» рс версия 1:06. 1996, декабрь*. Описание применения. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1992.

- [10] Алемасов В.Е., Дрегагин А.Ф., Тишин А.А. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 464 с.

Статья поступила 14.11.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-12-2325>

**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](mailto: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](mailto: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 охлаждение камеры 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](mailto:kafedra-e1@yandex.ru)

## 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

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

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Due to a significant increase in the number of the space systems launches around the world, tightening of requirements to ecological safety in the space objects operation is observed. A promising approach to design and development of a new generation of the rocket and space systems including the low-thrust rocket engines (LTRE) lies in introducing the methane-based propellant paired with oxygen. When developing the low-thrust rocket engines on the oxygen-methane fuel, the adopted mixture formation scheme provides a decisive influence on the future engine thrust and economic characteristics. With a mathematical experiment, this allows, as a result of selecting an optimal scheme, obtaining the  $\varphi_k$  chamber coefficient maximum values, which for the isobaric combustion chamber could be equal to the  $\varphi_p$  consumption system coefficient. This approach leads to a significant reduction in the expensive bench tests cost. The article presents calculation results for various mixture formation schemes. They could assist in estimating the influence of various factors on the  $\varphi_k$  complex consumption coefficient within the chosen scheme. Analysis of the results obtained makes it possible to select the most appropriate mixture formation scheme and develop preliminary recommendations in designing a combustion chamber for the low-thrust rocket engine.

**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 reduction gas generator of the upper stage oxygen-methane liquid-propellant rocket engine]. *Aerokosmicheskiy nauchnyi zhurnal. MGTU im. N.E. Baumana. Elektron. zhurnal — Aeronautical and Rocket Space Engineering. BMSTU. Electronic Journal*, 2015, no. 05, pp. 12–25.
- [2] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Strizhenko P.P., Bykov N.I., Novikov A.V. Issledovanie rabocheho protsessa v vosstanovitelnom gazogeneratore kislorod-metanovogo ZhRd razgonnogo bloka [Phenomenology of oxygen flow parameters inside cooling jacket of liquid-propellant engine chamber]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya 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+matan 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. Eksperimentalnoe issledovanie po sozdaniyu raketnogo dvigatelya maloy tyagi na toplive “gazoobraznyi kislorod+kerosin” [Experimental research on the development of an “oxygen (gas) + kerosine 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 generator aktivnogo gaza gazozhektornoy ustanovki vysotnogo ogneвого stenda [Development of the active gas generator for high altitude firing tests 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 [Computational studies to optimize the scheme and parameters for supplying fuel components to the LTRE combustion chamber using the gaseous oxygen-kerosene fuel]. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2011, no. 12, p. 13. 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] 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 Publ., 1994.
- [9] 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.
- [10] 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 studies of liquid and gas flow in the complex structural media. e-mail: [kafedra-e1@yandex.ru](mailto: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 on two-phase flows in the rocket engine gas path and methodology of diagnosing working processes in the rocket and jet engines. e-mail: [kafedra-e1@yandex.ru](mailto:kafedra-e1@yandex.ru)

**Bardakova E.I.**, Engineer, Scientific Research Institute of Power Engineering, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Co-authored in writing of about 10 scientific and technical reports on cooling the low-thrust liquid rocket engine chamber and made presentations at the scientific and technical conferences. Scientific interests: experimental and theoretical studies of liquid and gas flow in the liquid propellant engines. e-mail: [kafedra-e1@yandex.ru](mailto:kafedra-e1@yandex.ru)