

УДК 621.454.2

URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arse/teje/1108.html>

ВЛИЯНИЕ ЭФФЕКТА КОАНДА НА КОЭФФИЦИЕНТ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЗОНАЛЬНОЙ ПОДАЧЕ ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

К.А. Таран

tarankonstanty@yandex.ru

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

Проведено численное моделирование смесеобразования камеры ракетного двигателя малой тяги с зонной системой подачи горючего и окислителя с режимным параметром давление в камере сгорания (КС) $p_k = 1$ МПа. Определены и представлены графически зависимости коэффициента камеры φ_k от диаметра камеры сгорания d_k при различных коэффициентах избытка окислителя α на основании данных, полученных по результатам численного исследования. Представлена газодинамическая структура течения при d_k , равном 22 и 28 мм, а также определены зоны смешения, что демонстрирует влияние эффект Коанда, заключающегося в отклонении струи газа к близлежащей твердой поверхности и дальнейшем движении вдоль этой поверхности, на процесс смешения компонентов топлива.

Ключевые слова: численное моделирование, эффект Коанда, коэффициент камеры, смесеобразование, трубка тока, ракетный двигатель малой тяги, кислород, метан

Введение. Ускоренный рост освоения околоземного космического пространства связан с потребностью его использования в различных сферах: навигация, связь, геология Земли, метеорология, астрономия, промышленность, телевидение. В перспективе это приводит к потребности роста количества, массы и технического оснащения запускаемых искусственных спутников Земли. Для их выведения используются ракеты-носители различных классов: легкие, средние, тяжелые; с полезными нагрузками от нескольких килограммов (наноспутники) до десятков тонн.

Основные общие требования к ракетным двигателям (РД) нового поколения заключаются в следующем [1].

1. Компоненты ракетного топлива должны быть дешевыми, экологически чистыми. Также они должны иметь неограниченную сырьевую базу для их производства, и иметь широкое применение в других отраслях промышленности.

2. Двигатели должны иметь высокие энергетические, удельные, импульсные характеристики при соблюдении требуемой надежности и требований безаварийности и стоимости РД.

3. Двигатель должен проходить на заводе контрольно-технологические испытания без последующей переборки и, в случае необходимости, в составе изделия.

4. Конструкция РД должна быть приспособлена для диагностических и ремонтных работ, для межполетного технического обслуживания при многократном использовании такого двигателя при минимальной стоимости таких работ.

В современных условиях развития промышленности одним из основополагающих требований к двигательным установкам (ДУ) является их экологическая безопасность. Это достигается использованием экологически чистых компонентов топлива: кислород — водород, кислород — керосин, кислород — метан.

В настоящее время современные отечественные кислородно-керосиновые двигатели, выполненные по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа в камере сгорания (КС), не соответствуют приоритетным требованиям по минимальной стоимости и максимальной безопасности. Это связано с тем, что материалы конструкции окислительных газовых трактов кислородно-керосиновых РД работают в условиях высоких температур по замкнутой схеме и имеют повышенную опасность возгорания. При использовании восстановительного газа по замкнутой схеме возникает проблема повышенного сажеобразования в трактах РД.

Переход от топливной пары кислород — керосин к топливной паре кислород — водород приводит к существенному росту энергетических характеристик РД, но также сопряжен с рядом трудностей: большие масса и габариты установок, а также высокие затраты на отработку и эксплуатационные расходы.

Исследования показывают, что решение проблем безопасности, экологичности, надежности и многоразовости использования может быть обеспечено выбором метана в качестве горючего. Его применение как для верхних ступеней, так и для космических летательных аппаратов является приоритетным решением для будущих разработок. Поэтому исполнительные органы управления — ракетные двигатели малой тяги (РДМТ) — будут работать на компонентах кислород — метан. Таким образом, актуальной задачей проектирования является создание и отработка РДМТ на компонентах топлива кислород — метан.

Один из самых важных агрегатов РДМТ — КС, в которой происходит завершение процессов распыливания, испарения, смесеобразования, воспламенения и горения ракетного топлива. Его отработка является одним из главных этапов проектирования, без которого невозможно обеспечить высокую надежность изделия.

Огневые стендовые испытания позволяют рассчитать экспериментальное значение коэффициента камеры φ_k . Однако такой подход будет весьма дорогостоящим [2, 3].

Текущее состояние электронно-вычислительной техники, математического аппарата, а также наличие огромного опыта экспериментального исследования рабочих процессов в КС РДМТ позволяют существенно сократить временные и материальные затраты на создание современных двигателей на этапе эскизного проектирования РДМТ благодаря применению методов моделирования и использования предварительных рекомендаций по проектированию на основе полученных расчетных данных.

Численный эксперимент позволяет выявить главные факторы, влияющие на протекание рабочего процесса в КС, основные явления, определяющие качество смесеобразования и последующего сгорания топлива, что резко сократит необходимый объем стендовых испытаний, которые составляют огромную часть жизненного цикла изделия. Расчетно-теоретические исследования дают возможность выявить связь исследуемых процессов, закономерности происходящих явлений, а также разработать направления дальнейшего совершенствования конструкции КС, смесительной головки, соплового аппарата и других элементов РДМТ [4–8].

Работа посвящена решению задачи численного моделирования смесеобразования в КС модельного РДМТ на компонентах кислород — метан с режимным параметром давление в камере сгорания $p_k = 1$ МПа и определение эффективности рабочего процесса в зависимости от диаметра камеры d_k .

Описание математической модели и расчетной области. На кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана разработана математическая модель и программа решения задачи горения метана с кислородом в условиях КС РДМТ в двумерной постановке с учетом турбулентного и конвективного переноса массы, энергии и количества движения [9]. При этом используется конечно-разностный метод решения задачи [10].

Схема с зонной подачей компонентов топлива в КС представлена на рис. 1. Смесь воспламенения и горючее поступают соответственно через отверстие В и щель Б в первую зону КС (предкамеру), 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. Дальнейшее сужение происходит до критического сечения Г.

В соответствии с рис. 1 имеем следующие параметры исследуемой геометрии камеры (см. таблицу).

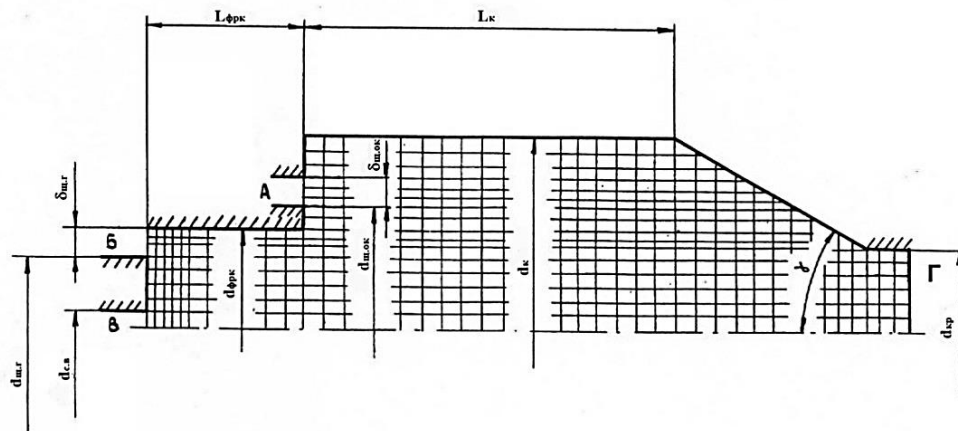


Рис. 1. Схема смешения с зонной подачей компонентов топлива в КС

Геометрические размеры модельной камеры РДМТ

Наименование параметра	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Длина форкамеры	$L_{фрк}$	мм	10
Длина цилиндрической части КС	$L_к$	мм	15
Диаметр отверстия для свечи воспламенения	$d_{с.в.}$	мм	2
Диаметр, на котором располагаются щели вдува горючего	$d_{щ.г.}$	мм	8
Диаметр форкамеры	$d_{фрк}$	мм	12
Диаметр, на котором располагаются щели вдува окислителя	$d_{щ.ок.}$	мм	20
Диаметр критического сечения	$d_{кр}$	мм	8
Ширина щели вдува горючего	$\delta_{щ.г.}$	мм	1
Ширина щели вдува окислителя	$\delta_{щ.ок.}$	мм	0,4
Угол наклона между образующей докритической части сопла и осью КС	γ	рад	0,54

В данной постановке задачи варьируется значения d_k от 22 до 28 мм с целью определения зависимости коэффициента камеры φ_k от $d_k \delta_{щ,ок}$

Численное моделирование позволяет провести оптимизацию геометрии камеры сгорания с целью получения максимального значения φ_k . Для изобразительной камеры сгорания φ_k можно считать равным коэффициенту расходного комплекса φ_β [9]:

$$\varphi_k \approx \varphi_\beta = \frac{\beta_\beta}{\beta_T},$$

где β_β — расходный комплекс, определяемый в ходе испытания РДМТ; β_T — расходный комплекс, определяемый по результатам теоретического расчета.

Для частного случая, когда окислителем является простое вещество с нулевой энтальпией, φ_β определяется степенью недогорания горючего при различных значениях коэффициента избытка окислителя $\alpha \geq 1,0$:

$$\varphi_\beta = \sqrt{1 - \frac{\dot{m}_{T,ВЫХ}}{\dot{m}_{T,ВХ}}},$$

где $\dot{m}_{T,ВЫХ}$ — массовый расход горючего на выходе из КС; $\dot{m}_{T,ВХ}$ — массовый расход горючего на входе.

Результаты численного моделирования. По разработанной методике расчета выполнено численное исследование смесеобразования камеры жидкостного РДМТ с зонной системой подачи горючего и окислителя с режимным параметром давление в камере сгорания $p_k = 1$ МПа. Построены линии тока движения реагирующей смеси, а также определены зоны смешения. За границу области течения, формируемой струей окислителя, принимаем линии тока, которые на начальном участке соосны оси щели вдува окислителя (формируются струей при ее впрыске в камеру сгорания за счет эжекции).

Расчетные графики при различных значениях d_k представлены на рис. 2. Видно, что с увеличением d_k наблюдается устойчивый рост коэффициента камеры во всем исследованном диапазоне α . При малых значениях диаметра (близком расположении щели к стенке) φ_k меньше единицы. Это демонстрирует, что часть окислителя выходит недогоревшим.

Для понимания причин такого роста рассмотрим газодинамическую структуру течения (распределение линий тока) для двух крайних положений стенки КС относительно щели вдува окислителя А (см. рис. 1) при $\alpha = 1,6$.

Для определения влияния на газодинамическую картину течения расположения щели вдува окислителя относительно стенки КС рассмотрим картины течения (рис. 3 и 4) при близком ($d_k = 22$ мм) и при удаленном ($d_k = 28$ мм)

расположении стенки. Так, при близком расположении стенки КС ее отклоняющее действие на струю окислителя препятствует образованию интенсивных обратных токов и внедрению этих токов в центр КС. Видно, что возникает явление «прилипания» струи к отклоняющей стенке, которое называется эффектом Коанда [11]. Это явление заключается в том, что твердая поверхность огневой стенки будет барьером расширения струи газообразного компонента. В результате в пространстве между струей и стенкой образуются обратные токи с пониженным давлением. При этом струя прилипает к твердой поверхности и далее движется вдоль стенки вплоть до критического сечения.

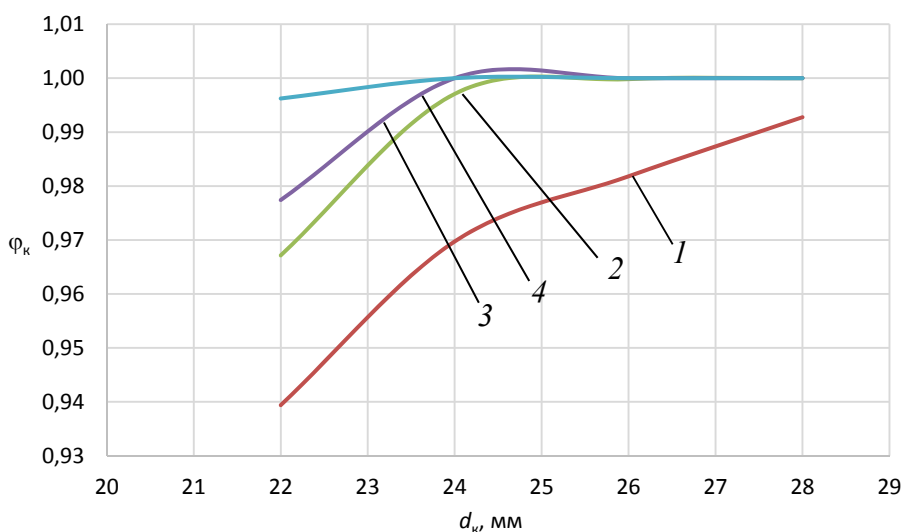


Рис. 2. Зависимость ϕ_k от диаметра камеры:

1 — $\alpha = 1,0$; 2 — $\alpha = 1,2$; 3 — $\alpha = 1,4$; 4 — $\alpha = 1,6$

Область обратных токов (рис. 3, выделено зеленым цветом) имеет слабую интенсивность и расположена у стенки КС. В результате значительная часть компонента, выходящего из предкамеры (рис. 3, выделено желтым цветом для горючего и синим для окислителя), проходит к выходному сечению КС, минуя эту область, что препятствует качественному перемешиванию и полному стгоранию компонентов.

При увеличении диаметра камеры влияние стенки постепенно элиминируется, а ϕ_k становится равным единице. На рис. 4 представлен процесс смесеобразования при значительном удалении стенки. Видно, что отклоняющее

действие этой стенки ослабевает и линии тока струи окислителя смещаются к центру КС, формируя область интенсивных обратных токов (рис 4, выделено *зеленым цветом*). Вследствие этого истекающий из предкамеры компонент проходит через область обратных токов и эффективно смешивается с окислительными элементами. Это приводит к улучшению качества смесеобразования, а значит, и к увеличению ϕ_k . Также вблизи стенки можно наблюдать вихревую зону, которая образуется из-за пониженного давления между щелью вдува окислителя и стенкой (рис. 4, выделено *синим цветом*).

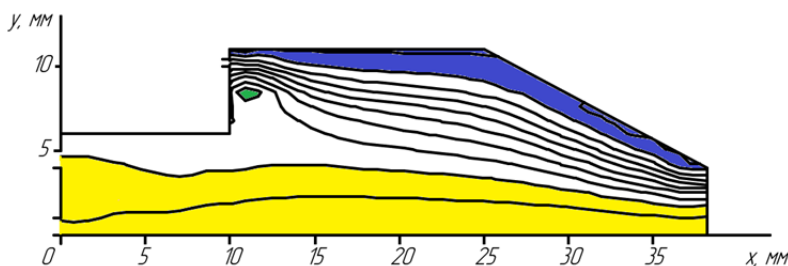


Рис. 3. Процесс смешения в камере при $d_k = 22$ мм

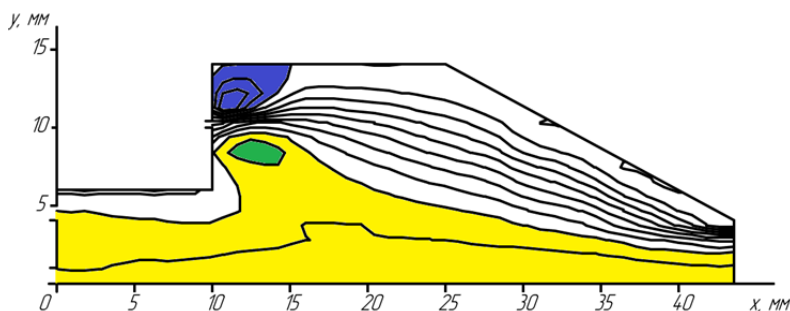


Рис. 4. Процесс смешения в камере при $d_k = 28$ мм

Заключение. В результате проведенных исследований показано, что при увеличении диаметра камеры сгорания коэффициент камеры повышается и стремится к единице, что объясняется эффектом Коанда. При близком расположении стенки к щели вдува окислителя трубка тока отклоняется к стенке и замыкается в критическом сечении, что мешает хорошему смесеобразованию (часть компонентов выходит недогоревшим). С учетом требований к качеству смесеобразования топливной смеси в КС данное явление носит негативный характер, поскольку препятствует активному перемешиванию окислителя с горючим.

Литература

- [1] Вахниченко В.В., Петров В.И. Обоснование целесообразности опережающего создания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя для перспективных ракет – носителей легкого, среднего и тяжелого классов. *Космонавтика и ракетостроение*, 1998, № 8, с. 112–118.
- [2] 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.
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-12-2325>
- [3] Ягодников Д.А., Чертков К.О., Антонов Ю.В. и др. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 5, с. 12–25.
- [4] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Стриженко П.П. и др. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 6, с. 3–19.
- [5] 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>
- [6] 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>
- [7] 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. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127>
- [8] 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> (дата обращения 01.09.2025).
- [9] Буркальцев В.А., Лапицкий В.И., Новиков А.В. и др. Численное моделирование и экспериментальное исследование рабочего процесса в камере РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород + метан. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 60 с.

- [10] Новиков В.И., Буркальцев В.А., Игошин Е.К. и др. *Исследование рабочего процесса РДМТ для космических летательных аппаратов, работающих на компонентах топлива: жидкий кислород + сжиженный газ, газифицируемых перед подачей их в КС. Отчет о НИР. Дмитров, 1999, шифр Маневр – 3 – УЭЦ, этап № 1.5.*
- [11] Валеев Е.В., Власов Д.А., Постовалов И.В. и др. Применение эффекта Коанда в авиации. *Молодой ученый*, 2024, № 3 (502), с. 4–7.

Поступила в редакцию 13.10.2025

Таран Константин Алексеевич — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Новиков Артур Витальевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация. E-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Таран К.А. Влияние эффекта Коанда на коэффициент камеры РД при зональной подаче газообразных компонентов топлива. *Политехнический молодежный журнал*, 2026, № 03 (104). URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arise/teje/1108.html>

INFLUENCE OF THE COANDA EFFECT ON THE RPCM CHAMBER COEFFICIENT WITH ZONAL DELIVERY OF GASEOUS FUEL COMPONENTS

K.A. Taran

tarankonstanty@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

A numerical simulation of mixture formation in a low-thrust rocket engine (LTRE) chamber with a zonal fuel and oxidizer supply system was conducted with a combustion chamber (CC) p_x pressure of 1 MPa. The dependences of the chamber coefficient on the combustion chamber diameter d_{ks} for various oxidizer excess ratios were determined and graphically presented based on data obtained from the numerical study. The gas-dynamic flow structure is presented for d_{ks} equal to 22 mm and 28 mm, and the mixing zones are identified. This demonstrates the influence of the Coanda effect, which involves the deflection of a gas jet toward a nearby solid surface and its subsequent movement along this surface, on the mixing of propellant components.

Keywords: numerical modeling, Coanda effect, chamber coefficient, mixture formation, stream tube, low-thrust rocket engine, oxygen, methane

Received 13.11.2025

Taran K.A. — Student in the Rocket Engines Department of Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Novikov A.V., Ph. D. (Eng.), Associate Professor of Rocket Engines Department of Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation. E-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Please reference this article as follows:

Taran K.A. Influence of the Coanda effect on the RPCM chamber coefficient with zonal delivery of gaseous fuel components. *Politekhnicheskiy molodezhnyy zhurnal*, 2026, no. 03 (104). URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arise/teje/1108.html>