

**Моделирование рабочего процесса в камере  
и расчет характеристик ракетного двигателя  
малой тяги (50 Н) на газообразных компонентах  
топлива кислород и метан**

© О.А. Ворожеева, И.И. Коптев, Д.А. Ягодников

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

*Рассмотрен выбор оптимальной схемы смешения компонентов, а также выполнено определение внутрибаллистических характеристик ракетного двигателя малой тяги (РДМТ), работающего на газообразном топливе кислород и метан. Проведено моделирование процессов смешения и горения этого газообразного топлива в стационарной постановке в условиях камеры РДМТ для разных схем смешения, в результате которого определена оптимальная схема смешения компонентов топлива. Такой выбор был основан на эпюрах распределения температур и значениях удельного импульса РДМТ, полученных с учетом влияния высокотемпературного потока на стенку камеры. Для моделирования горения была использована модель тонкого фронта пламени FLAMELET совместно с кинетическим механизмом горения GRI Mech 3.0.50, включающим в себя 50 компонентов, участвующих в 309 элементарных реакциях.*

**Ключевые слова:** *ракетный двигатель малой тяги, кислород, метан, математическое моделирование, смешение компонентов, внутрибаллистические характеристики*

**Введение.** К вновь разрабатываемым ракетным двигателям малой тяги (РДМТ), как и ранее, предъявляются требования, обусловленные необходимостью повышения надежности, экономичности и энергетической эффективности, одновременное обеспечение которых вызывает определенные трудности. Повышение экономичности РДМТ связано с увеличением действительного удельного импульса двигателя, что ведет к возрастанию температур и теплонапряженности элементов конструкции и усложняет задачу проектирования из-за необходимости прогнозирования надежности элементов конструкции при повышенных энергетических характеристиках двигателя.

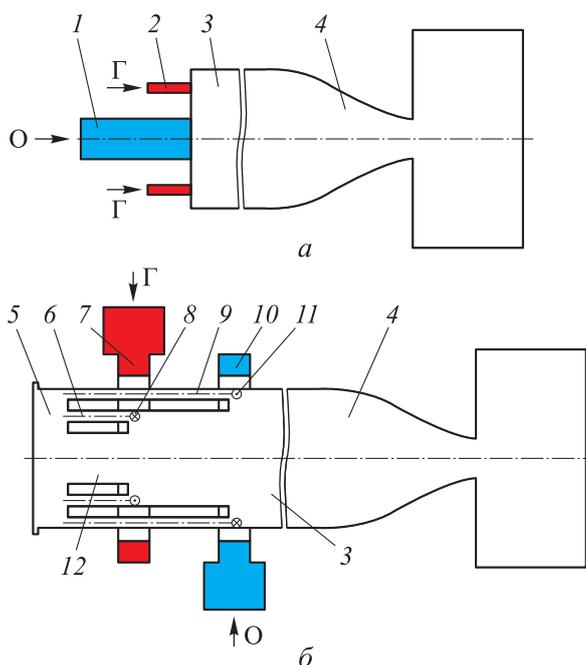
Сложный комплекс процессов, протекающих в смесительной головке (СГ) и камере РДМТ, должен быть организован таким образом, чтобы обеспечивались потребные удельный импульс и тяга двигателя. Наряду с этим двигатель должен сохранять свою работоспособность при воздействии высокой температуры продуктов сгорания (ПС) на конструкцию [1, 2]. Ввиду малых размеров камеры сгорания (КС) и расходов компонентов топлива в РДМТ невозможно организовать регенеративное охлаждение, вследствие чего в большинстве РДМТ применяют завесное охлаждение [3, 4]. Однако такое решение снижает эффективность рабочего процесса и двигателя в целом.

Сократить стоимость и сроки разработки РДМТ можно за счет уменьшения количества огневых испытаний с помощью математического моделирования рабочих процессов в камере РДМТ на этапах предварительного и эскизного проектирования. При этом наметилась тенденция к переходу на использование в РДМТ экологически безопасных компонентов топлива.

Цель работы — разработка оптимальной схемы смешения компонентов топлива, а также получение внутриваллистических характеристик РДМТ с помощью математического моделирования.

**Схемы смешения компонентов топлива в камере РДМТ.** При проектировании СГ и камеры РДМТ тягой 50 Н были рассмотрены пять схем смешения.

Схема I (рис. 1, а) — наиболее простая вследствие подачи компонентов топлива через струйные форсунки 1 и 2 параллельно оси двигателя. Схема II (рис. 1, б) отличается тем, что в ней газообразные кислород и метан подаются в коллекторы 10 и 7 соответственно, из которых по четырем тангенсальным каналам 8 и 11 поступают в КС 3, причем закрутка кислорода и метана организована в разных направлениях.



**Рис. 1.** Схемы смешения с подачей компонентов через осевые струйные форсунки (а) и радиальные струйные форсунки (б):

Г — горючее; О — окислитель; 1 — осевая струйная форсунка окислителя; 2 — осевая струйная форсунка горючего; 3 — камера сгорания; 4 — сопло; 5 — форкамера; 6, 9 — каналы подачи топлива в форкамеру; 7 — коллектор горючего; 8 — радиальная струйная форсунка горючего; 10 — коллектор окислителя; 11 — радиальная струйная форсунка окислителя; 12 — канал сообщения камеры с форкамерой

Воспламенение топлива происходит в форкамере 5, в которую компоненты проходят по каналам 9. Далее смесь протекает через канал 12 и поджигает основную смесь. В камере 3 завершаются реакции горения, и ПС истекает через сопло 4.

Схема III работает аналогично схеме II, только закрутка компонентов топлива организована в одном направлении.

Схемы IV и V отличаются от схемы II наличием дополнительных каналов 6 из области подачи метана в форкамеру 5. В схеме IV закрутка кислорода и метана организована в разных направлениях, а в схеме V — в одном направлении.

Похожие схемы смешения рассмотрены во многих работах, где отмечено их преимущество по сравнению с другими существующими схемами. Так, в большинстве работ, выполненных в Самарском университете В.В. Рыжковым и его коллегами [3–12], рассматриваются РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород и водород различных схем смешения. Выбор схемы осуществляется посредством численного моделирования с последующим анализом полей концентраций и температур ПС в камере, а также по величине удельного импульса.

В патентах [5–11] отражены различные схемы смешения для газообразных компонентов топлива кислород и водород. Их общая особенность — воспламенение топлива первичным факелом ПС, полученным в форкамере. Различаются они способом образования основной смеси топлива в КС. Так, в работе [5] отмечено, что для создания основной смеси используются центробежные форсунки; в [6, 7] указано, что горючее подается через центробежную форсунку, а окислитель поступает в камеру через щелевую форсунку [6] и через струйные форсунки [7]. В схеме, предложенной в патенте [8], топливная смесь образуется в результате смешения струй окислителя и горючего в форкамере. Особый интерес представляет схема с многокаскадной подачей компонентов топлива в камеру [9]. Кроме того, в [10] рассмотрена схема смешения с двухкомпонентными форсунками и с предварительным смешением топлива в каналах СГ [11]. Анализ эффективности и выбор оптимальной схемы смешения для РДМТ тягой 100 Н проводился на основе математического моделирования [12, 3] и экспериментальной отработки [4].

В Южно-Уральском университете В.Л. Саличем были проведены аналогичные исследования [13–19]. Был опубликован обзор различных РДМТ на экологически чистых компонентах топлива [13] и получен патент на разработанную схему смешения [14], а также выполнен большой спектр работ по моделированию внутрикамерных процессов, рассмотренных в [15–18], результаты которых подтверждены экспериментальными данными [19].

### **Математическая модель рабочего процесса в камере РДМТ.**

Одна из основных задач проектирования РДМТ — подбор оптимальной схемы смешения, которая обеспечит максимальные значения удельного импульса при допустимых температурах конструкции двигателя. Решение данной задачи на начальном этапе проектирования РДМТ целесообразно выполнять с помощью численных методов моделирования, например в программном комплексе ANSYS Fluent [20]. Для того чтобы сократить затраты времени на расчеты, численное моделирование рабочего процесса в камере РДМТ проводилось в два этапа. На первом этапе моделировалось смешение газообразных кислорода и метана без горения в стационарной постановке, что позволило выбрать несколько схем смешения для дальнейших расчетов. На втором этапе моделировалось горение кислорода и метана в камере двигателя в стационарной постановке, что дало возможность определить температуры и давление ПС в КС, выбрать оптимальную схему смешения, а также уточнить требуемые размеры подводящих каналов в СГ двигателя.

Численные исследования проводилось при отсутствии теплоотвода в стенку камеры РДМТ от ПС, которые являются идеальным газом, в трехмерной стационарной постановке с помощью решения системы уравнений сохранения массы, количества движения и энергии, а также уравнения переноса компонентов потока. Система уравнений решалась в каждом элементарном объеме расчетной области с использованием метода осреднения турбулентных пульсаций по Рейнольдсу [20]. Для замыкания системы уравнений были использованы уравнение состояния идеального газа и модель турбулентности SST  $k-\omega$ .

Моделирование горения компонентов топлива в камере РДМТ осуществлялось в стационарной постановке с использованием кинетического механизма горения GRI Mech 3.0.50 [2, 21], включающего в себя 50 компонентов, участвующих в 309 элементарных реакциях. Этот механизм применим для оценки распределения температурных полей и промежуточных продуктов реакций горения кислорода и метана, а также он позволяет довольно точно определить температуры ПС и их распределения по сечению камеры. Механизм GRI Mech 3.0.50 использован совместно с моделью тонкого фронта пламени (flamelet) [1, 2, 20, 21], с помощью которой можно учитывать перетечки компонентов и изменение температур поперек фронта пламени.

В качестве граничных условий задавались массовые расходы газообразных кислорода и метана на входе в коллекторы.

**Численное моделирование смешения компонентов топлива в камере РДМТ.** В результате моделирования смешения кислорода и метана в камере РДМТ тягой 50 Н в стационарной постановке получены поля концентраций кислорода и метана для пяти рассмотренных схем (см. рис. 1). При выборе оптимальной схемы смешения оценивались:

– соотношение компонентов в форкамере с целью получения предварительной оценки прогнозируемых температур ПС в зоне расположения свечи, а также возможности воспламенения топлива в форкамере;

– длина участка, на котором происходит полное смешение компонентов топлива, для выбора перспективных схем с точки зрения получения наибольшей полноты ее сгорания в камере РДМТ;

– соотношение компонентов у стенки камеры РДМТ, позволяющее оценить возможность создания завесного охлаждения.

Следует отметить, что для всех рассмотренных схем наблюдается полное перемешивание газообразных компонентов топлива в камере РДМТ (рис. 2).

Для схемы I (рис. 2, а) получено неравномерное распределение концентраций кислорода и метана по поперечному сечению КС, что связано с конечным числом струйных форсунок, расположенных параллельно оси двигателя, а это, в свою очередь, приведет к снижению полноты сгорания топлива.

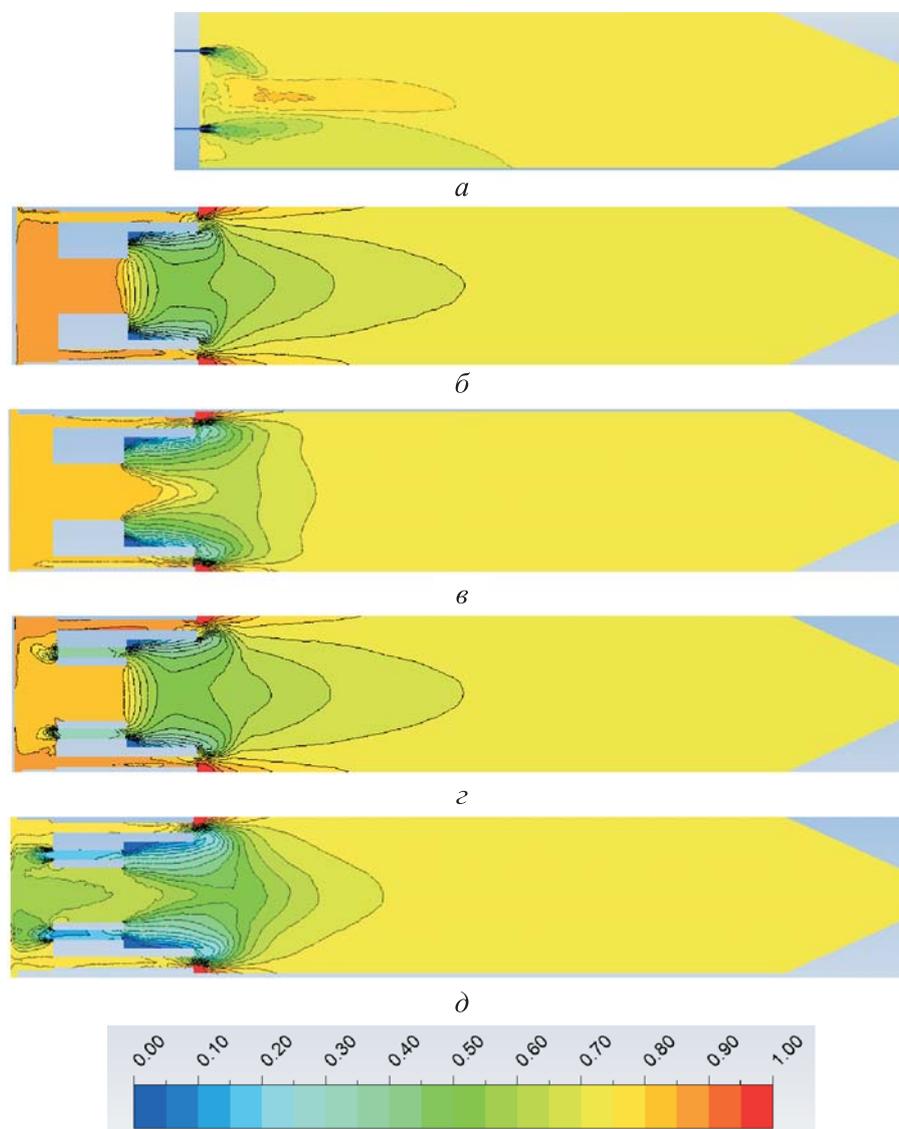
В зоне предполагаемого расположения свечи массовое соотношение компонентов топлива равно примерно 3, что обеспечивает надежное воспламенение смеси. Отсутствие пристенка с явным избытком кислорода не позволит организовать завесное охлаждение, поэтому для данной схемы ожидаются низкие значения удельного импульса и высокие температуры в конструкции РДМТ.

В схемах II и IV (рис. 2, б и г соответственно), где происходит закрутка компонентов топлива в разных направлениях, поток метана тормозится о вихрь кислорода и закручивается в обратную сторону, что обеспечивает у стенки зону с избытком кислорода, создающую завесное охлаждение.

В схемах III и V (рис. 2, в и д соответственно), с закруткой компонентов топлива в одном направлении, длина зоны смешения гораздо меньше, чем для аналогичных схем с закруткой в разных направлениях. Это объясняется более быстрым внедрением легкого метана в вихрь кислорода за счет сил инерции. Пристеночный слой с избытком кислорода размывается быстрее.

Для схем II, III и IV массовое соотношение компонентов в форкамере, в зоне расположения свечи, равно примерно 6,1, 4,5 и 4,7 соответственно, что обеспечивает наиболее благоприятные условия для воспламенения топливной смеси и надежного запуска РДМТ.

В схеме V реализуется наихудший вариант с массовым соотношением компонентов в форкамере, равным 1,4, что не исключает возможности выпадения сажи в начальный момент работы двигателя и не гарантирует надежного воспламенения топливной смеси в условиях космического пространства.



**Рис. 2.** Поля концентраций кислорода в камере РДМТ для схем: I (а), II (б), III (в), IV (г), V (д)

Использование схем I и V не позволит обеспечить надежное воспламенение топлива (схема V) и удовлетворительное тепловое состояние элементов конструкции (схема I), в связи с чем эти схемы в дальнейшем рассматриваться не будут.

Схемы II, III и IV продемонстрировали схожие характеристики с точки зрения смешения компонентов топлива, надежного воспламенения и обеспечения удовлетворительного теплового состояния. Для того чтобы сделать окончательный выбор, необходимо эти схемы более детально исследовать, выполнив математическое моделирование горения топлива в камере.

**Численное моделирование горения компонентов топлива в камере РДМТ.** В результате математического моделирования горения компонентов топлива в камере РДМТ в стационарной постановке получены поля концентраций кислорода и метана, поля температур ПС, линии тока, а также значения действительного удельного импульса  $I_{у.д}$  для дозвуковой части сопла и коэффициента потерь удельного импульса  $\phi_I$ , показывающие эффективность рабочего процесса.

Для схемы II получены наибольшие значения  $I_{у.д}$  и  $\phi_I$ , равные 2100 м/с и 0,917 соответственно. При этом температуры ПС в форкамере не превышают 2000К, что свидетельствует об удовлетворительном теплонапряженном состоянии элементов конструкции СГ и системы воспламенения.

Схема IV обладает энергетическими показателями, схожими с теми, что и у схемы II, для нее  $I_{у.д} = 2080$  м/с, а  $\phi_I = 0,908$ . Однако в ней реализуются максимальные температуры в форкамере, которые достигают 2600К, что недопустимо для конструкционных материалов СГ и системы воспламенения.

Среди рассмотренных схем наихудшими энергетическими показателями обладает схема III, для которой  $I_{у.д} = 2050$  м/с, а  $\phi_I = 0,895$ . Причиной этого является недогорание топлива, что подтверждает повышенное содержание метана в критическом сечении сопла (рис. 3) по сравнению с другими схемами.

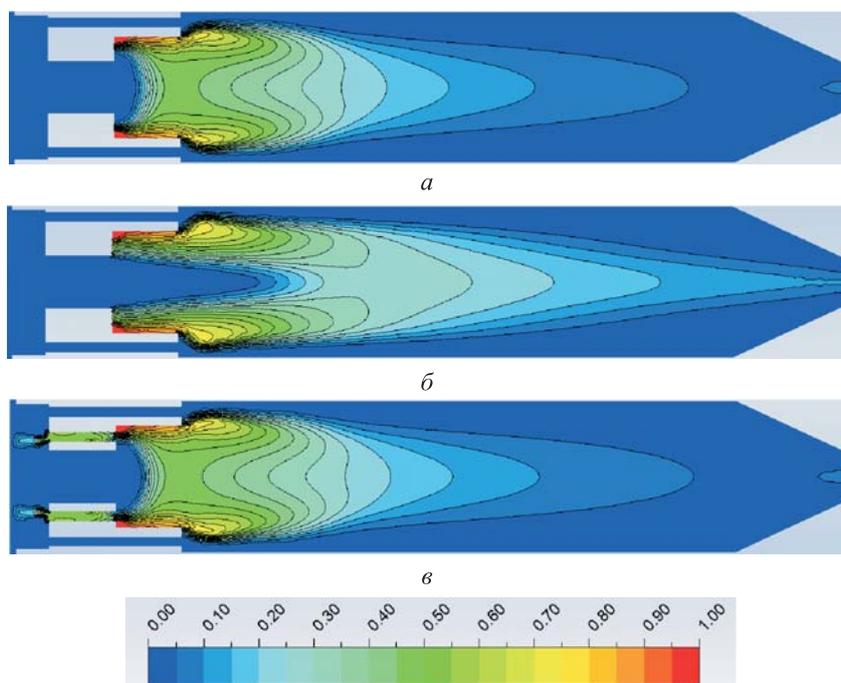


Рис. 3. Поля концентраций метана в камере РДМТ для схем II (а), III (б), IV (в)

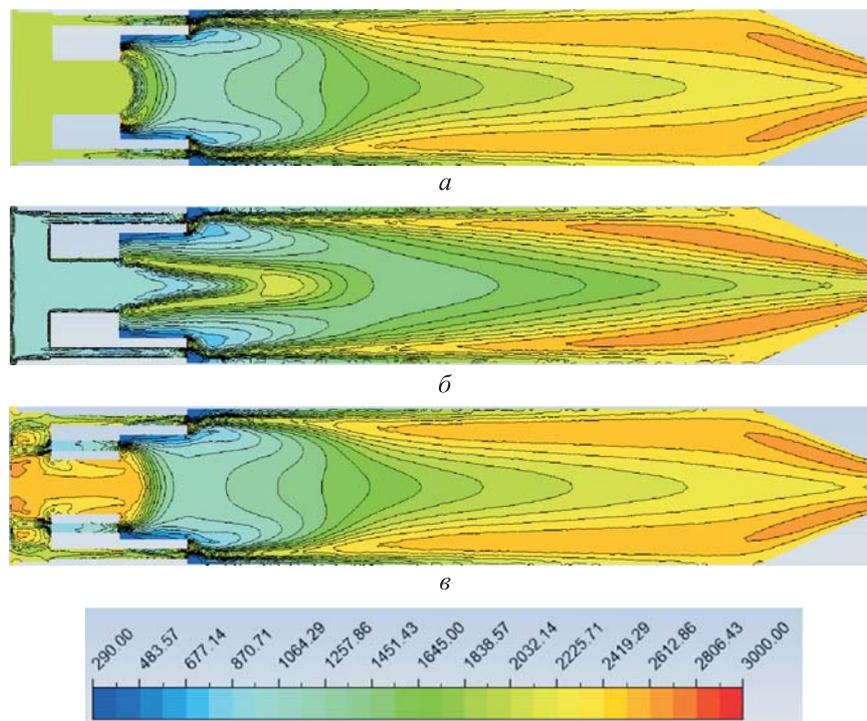


Рис. 4. Поля температур ПС в камере РДМТ для схем II (а), III (б), IV (в)

Поля температур ПС в камере РДМТ показаны на рис. 4. Для трех схем из-за малых габаритов камеры интенсивное горение топлива происходит в зоне перед соплом и в его сужающейся части, где температуры ПС достигают 2850К. Закрутка кислорода и метана в разные стороны в схемах II и IV интенсифицирует перемешивание компонентов топлива, что видно на рис. 3, и горение идет более эффективно и в большем объеме.

Вблизи стенки камеры образуется зона с избытком кислорода, которая обеспечивает завесное охлаждение низкотемпературными ПС. Температура пристенка у СГ не превышает 1000К и по мере приближения к соплу возрастает до 2300К. Для схемы III с однонаправленным подводом компонентов вихреобразование у СГ отсутствует.

Проведенные расчеты рабочего процесса в камере РДМТ для трех схем позволили отметить следующие особенности. Подача компонентов топлива с закруткой интенсифицирует перемешивание смеси в объеме камеры, что повышает полноту сгорания топлива, причем бóльший эффект достигается при закрутке компонентов в разных направлениях. Кроме того, на стенке камеры создается низкотемпературный пристеночный слой ПС, обеспечивающий надежную работу РДМТ.

Дополнительный канал между зоной подачи метана и форкамерой (схема IV) обеспечивает в форкамере соотношение компонентов, близкое к стехиометрическому, при котором реализуются высокие

температуры, что недопустимо для конструкционных материалов и системы воспламенения.

Для РДМТ со схемой II получен максимальный удельный импульс при относительно невысоких температурах ПС в форкамере и у стенки, что делает эту схему смешения наиболее перспективной для дальнейших экспериментальных и теоретических исследований.

**Заключение.** В работе проведены численные расчеты смешения и горения предварительно перемешанной смеси кислорода и метана в условиях камеры РДМТ, на основании которых определена оптимальная схема смешения для РДМТ, работающего на газообразных компонентах топлива.

Для схемы с подачей компонентов через струйные форсунки, расположенные параллельно оси двигателя, низкое качество смешения компонентов топлива в камере не позволит получить высокие энергетические характеристики РДМТ и организовать эффективное завесное охлаждение стенки.

С точки зрения получения максимального удельного импульса и удовлетворительного теплового состояния лучшие показатели получены для схем, где газообразные кислород и метан подаются в камеру по струйным форсункам, расположенным тангенсально с организацией закрутки кислорода и метана в разных направлениях.

*Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы МГТУ им. Н.Э. Баумана «Системная инженерия ракетно-космической техники».*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Федотова К.В., Ковалев К.Е., Ворожеева О.А. Численное моделирование горения в камере модельного ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород — метан. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 7, 13 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2023-7-2292 (дата обращения: 21.01.2025).
- [2] Ковалев К.Е., Федотова К.В., Ворожеева О.А. Расчетное исследование эффективности системы подачи компонентов в модельном ракетном двигателе малой тяги на кислород-метане. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 10, 13 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-10-2217 (дата обращения: 21.01.2025).
- [3] Рыжков В.В., Морозов И.И., Лапшин Е.А. Компьютерное проектирование ракетных двигателей малой тяги с использованием базы знаний в предметной области и САЕ/CAD систем. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 4, с. 106–116.
- [4] Кутуев Р.Х., Лебедев И.Н. Салич В.Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых компонентах. *Вестник СГАУ*, 2009, спец. выпуск № 3–3 (19), с. 101–109.
- [5] Агеенко Ю.И., Лапшин Е.А., Морозов И.И., Пегин И.В., Рыжков В.В. Некоторые результаты экспериментального исследования параметров ракетных

- двигателей малой тяги на газообразном кислород-водородном топливе. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2014, т. 13, № 5–3: спец. вып., с. 35–45.  
[https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3\(47\)-35-45](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-35-45)
- [6] Градов В.Н., Рыжков В.В. *Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде с центробежными форсунками*. Пат. № 2628143, Российская Федерация, 2017, бюл. № 23, 7 с.
- [7] Градов В.Н., Рыжков В.В. *Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде с центробежной и струйными форсунками*. Пат. № 2626189, Российская Федерация, 2017, бюл. № 21, 7 с.
- [8] Градов В.Н., Рыжков В.В. *Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде со целевой форсункой*. Пат. № 2624419, Российская Федерация, 2017, бюл. № 19, 7 с.
- [9] Гуляев Ю.И., Градов В.Н., Рыжков В.В. *Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с форсунками типа струя в сносящем потоке*. Пат. № 2641785, Российская Федерация, 2018, бюл. № 3, 6 с.
- [10] Градов В.Н., Рыжков В.В. *Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокаскадной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде*. Пат. № 2615883, Российская Федерация, 2017, бюл. № 11, 8 с.
- [11] Гуляев Ю.И., Рыжков В.В., Градов В.Н. *Водород-кислородный ракетный двигатель малой тяги*. Пат. № 2623610, Российская Федерация, 2017, бюл. № 19, 6 с.
- [12] Гуляев Ю.И., Рыжков В.В., Градов В.Н. *Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с предварительным смешением компонентов в смесительной головке*. Пат. № 2648040, Российская Федерация, 2018, бюл. № 9, 8 с.
- [13] Салич В.Л. *Камера ракетного двигателя малой тяги*. Пат. № 125632, Российская Федерация, 2013, бюл. № 7, 11 с.
- [14] Салич В.Л. Проектирование камеры кислород-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. *Вестник УГАТУ*, 2014, т. 18, № 4 (65), с. 20–26.
- [15] Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислород-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования. *Параллельные вычислительные технологии: труды международной научной конференции*. Министерство науки и высшего образования РФ. Суперкомпьютерный консорциум университетов России. Ростов-на-Дону, 1–3 апреля 2014. Челябинск, Издательский центр ЮУрГУ, 2014, с. 309–318.
- [16] Салич В.Л. Численное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на кислород-водородном топливе. *Вычислительные методы и программирование*, 2015, т. 16, с. 187–195.
- [17] Ваулин С.Д., Салич В.Л. Моделирование внутрикамерных процессов в кислород-водородном ракетном двигателе малой тяги. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2014, № 5 (47), ч. 4, с. 121–130.
- [18] Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию кислород-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н. Наука и технологии. *Материалы XXXIV Всероссийской конференции, посвященной 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева*. Москва, Изд-во РАН, 2014, т. 2, с. 45–52.
- [19] *ANSYS Fluent User's Guide*. Canonsburg, PA, ANSYS, Inc., 2021. 1070 p.
- [20] Рыжков В.В., Морозов И.И. К вопросу выбора схемы смесеобразования ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислород-водородном

топливе. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 3, с. 103–115.

[21] *What's new in GRI-Mech 3.0*. URL: <http://combustion.berkeley.edu/gri-mech/index.html> (дата обращения: 02.08.2024).

Статья поступила в редакцию 24.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ворожеева О.А., Коптев И.И., Ягодников Д.А. Моделирование рабочего процесса в камере и расчет характеристик ракетного двигателя малой тяги (50 Н) на газообразных компонентах топлива кислород и метан. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 6. EDN HOFFCE

**Ворожеева Олеся Андреевна** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, численное моделирование и экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги. e-mail: oa-vorozheeva@bmstu.ru

**Коптев Илья Иванович** — аспирант, ассистент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, численное моделирование и экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги. e-mail: koptevilya@bmstu.ru

**Ягодников Дмитрий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: экспериментально-теоретические исследования процессов воспламенения и горения порошкообразных металлов и бесконтактной диагностики ракетных двигателей, конверсионное применение технологий ракетного двигателестроения. e-mail: daj@bmstu.ru

## Modeling the working process in the chamber and calculating the characteristics of a low-thrust rocket engine working on the oxygen-methane gaseous propellant components with the 50 N thrust

© O.A. Vorozheeva, I.I. Koptev, D.A. Yagodnikov

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

*The paper considers selection of an optimal scheme for mixing the components and determines the internal ballistic characteristics of a low-thrust rocket engine (LTRE) operating on gaseous oxygen-methane fuel. The mixing and combustion processes of gaseous oxygen-methane propellant was simulated in a stationary setting in the LTRE chamber for various mixing schemes making it possible to determine an optimal scheme for mixing the fuel components. Selection of the optimal mixing scheme was based on the obtained temperature distribution diagrams and the LTRE specific impulse values, taking into account the high-temperature flow effect on the chamber wall. To simulate combustion, the FLAMELET thin flame front model was applied together with the GRI Mech 3.0.50 kinetic combustion mechanism, which included 50 components participating in 309 elementary reactions.*

**Keywords:** low-thrust rocket engine, oxygen, methane, mathematical modeling, mixing components, intra-ballistic characteristics

*The work was prepared within the frames of implementing the Program for Development of the Advanced Engineering School "System Engineering of the Rocket and Space Technology" at the Bauman Moscow State Technical University*

### REFERENCES

- [1] Fedotova K.V., Kovelev K.E., Vorozheeva O.A. Chislennoe modelirovanie goreniya v kamere modelnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh kisloroda-metan [Numerical modeling of combustion in the chamber of a model low-thrust rocket engine using gaseous components oxygen — methane]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 7, 13 p. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-7-2292> (accessed January 21, 2025).
- [2] Kovalev K.E., Fedotova K.V., Vorozheeva O.A. Raschetnoe issledovanie effektivnosti sistemy podachi komponentov v modelnom raketnom dvigatele maloy tyagi na kislorod-metane [Computational study of the efficiency of the component supply system in a model low-thrust oxygen-methane rocket engine]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 10, 13 p. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217> (accessed January 21, 2025).
- [3] Ryzhkov V.V., Morozov I.I., Lapshin E.A. Kompyuternoe proektirovanie raketnykh dvigateley maloy tyagi s ispolzovaniem bazy znaniy v predmetnoy oblasti i CAE/CAD sistem [Computer-aided design of low-thrust rocket engines using a knowledge base in the subject area and CAE / CAD systems]. *Vestnik Samarskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and mechanical engineering*, 2019, vol. 18, no. 4, pp. 106–116.
- [4] Kutuev R.Kh., Lebedev I.N. Salich V.L. Development of promising solid propellant rocket motors using environmentally friendly components. *Vestnik Sa-*

- marsskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and mechanical engineering*, 2009, special issue 3–3 (19), pp. 101–109.
- [5] Ageenko Yu.I., Lapshin E.A., Morozov I.I., Pegin I.V., Ryzhkov V.V. Nekotorye rezultaty eksperimentalnogo issledovaniya parametrov raketnykh dvigateley maloy tyagi na gazoobraznom kislorod-vodorodnom toplive [Results of experimental studies of parameters of low-thrust rocket engines operating on gaseous oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik Samarskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and mechanical engineering*, 2014, vol. 13, no. 5–3, pp. 35–45. [https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3\(47\)-35-45](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-35-45)
- [6] Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi na gazoobraznykh vodorode i kislorode s tsentrobezhnymi forsunkami* [Low-thrust rocket engine powered by hydrogen and oxygen gases with centrifugal nozzles]. Patent No. 2628143 Russian Federation, 2017, bulletin no. 23, 7 p.
- [7] Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi na gazoobraznykh vodorode i kislorode s tsentrobezhnoyi struynymi forsunkami* [Low-thrust rocket engine powered by hydrogen and oxygen gases with centrifugal and jet nozzles]. Patent No. 2626189, Russian Federation, 2017, bulletin no. 21, 7 p.
- [8] Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi na gazoobraznykh vodorode i kislorode so shchelevoy forsunkoy* [Low-thrust rocket engine powered by hydrogen and oxygen gases with a slot nozzle]. Patent No. 2624419. Russian Federation, 2017, bulletin no. 19, 7 p.
- [9] Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V., Gradov V.N. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s forsunkami tipa struya v snosyashchem potoke* [Low-thrust rocket engine powered by hydrogen and oxygen gases with jet-type nozzles in a drift flow]. Patent No. 2641785, Russian Federation, 2018, bulletin no. 3, 6 p.
- [10] Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi (RDMT) s mnogokaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Low thrust rocket engine (LTRE) with a multi-stage combustion chamber using hydrogen and oxygen gases]. Patent No. 2615883, Russian Federation, 2017, bulletin no. 11, 8 p.
- [11] Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V., Gradov V.N. *Vodorod-kislorodnyi raketnyi dvigatel maloy tyagi* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine]. Patent No. 2623610, Russian Federation, 2017, bulletin no. 19, 6 p.
- [12] Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V., Gradov V.N. *Raketnyi dvigatel maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s predvaritelnyim smesheniem komponentov v smesitelnoy golovke* [Low-thrust rocket engine powered by hydrogen and oxygen gas with pre-mixing of components in the mixing head]. Patent No. 2648040, Russian Federation, 2018, bulletin no. 9, 8 p.
- [13] Salich V.L. *Kamera raketnogo dvigatelya maloy tyagi* [Low thrust rocket engine chamber]. Patent No. 125632, Russian Federation, 2013, bulletin no. 7, 11 p.
- [14] Salich V.L. *Proyektirovanie kamery kislorodno-vodorodnogo raketnogo dvigatelya tyagoy 100 N na osnove chislennogo modelirovaniya vnutrikamernykh protsessov* [Design of a chamber of an oxygen-hydrogen rocket engine with a thrust of 100 N based on numerical modeling of intra-chamber processes]. *Vestnik UGATU*, 2014, vol. 18, no. 4 (65), pp. 20–26.
- [15] Salich V.L. *Chislennoe modelirovanie smeseobrazovaniya i goreniya v kamere kislorod-vodorodnogo raketnogo dvigatelya tyagoy 100 N v protsesse proektirovaniya* [Numerical modeling of mixture formation and combustion in the chamber of an oxygen-hydrogen rocket engine with a thrust of 100 N during the design process]. *Parallelnye vychislitelnye tekhnologii: trudy mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii* [Parallel Computing Technologies: proceedings of the

- international scientific conference. Rostov-on-Don, 1–3 April 2014]. Chelyabinsk: SUSU Publishing Center, 2014, pp. 309–318.
- [16] Salich V.L. Chislennoe issledovanie rabocheho protsessa v kamere raketnogo dvigatelya maloy tyagi na kislorod-vodorodnom toplive [Numerical study of the working process in the chamber of a low-thrust rocket engine running on oxygen-hydrogen fuel]. *Vychislitelnye metody i programmirovaniye — Numerical Methods and Programming*, 2015, vol. 16, pp. 187–195.
- [17] Vaulin S.D., Salich V.L. Modelirovaniye vnutrikamernykh protsessov v kislorod-vodorodnom raketnom dvigatele maloy tyagi [Modeling of intrachamber processes in an oxygen-hydrogen thruster]. *Vestnik Samarskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, no. 5 (47), part 4, pp. 121–130.
- [18] Salich V.L. Eksperimentalnoye issledovanie po sozdaniyu kislorod-vodorodnogo raketnogo dvigatelya tyagoy 100 N [Experimental research on the creation of an oxygen-hydrogen rocket engine with a thrust of 100 N]. *Nauka i tekhnologii. Materialy XXXIV Vserossiyskoy konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu so dnya rozhdeniya Akademika V.P. Makeeva* [Science and Technology. Materials of the XXXIV All-Russian Conference dedicated to the 90th anniversary of the birth of Academician V.P. Makeev]. Moscow, Publishing House of the Russian Academy of Sciences, 2014, vol. 2, pp. 45–52.
- [19] *ANSYS Fluent User's Guide*. Canonsburg, PA, ANSYS, Inc., 2021. 1070 p.
- [20] Ryzhkov V.V., Morozov I.I. K voprosu vybora skhemy smeseobrazovaniya raketnykh dvigateley maloy tyagi na gazoobraznom kislorod-vodorodnom toplive [On the issue of choosing a mixture formation scheme for low-thrust rocket engines using gaseous oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik Samarskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2018, vol. 17, no. 3, pp. 103–115.
- [21] *What's new in GRI-Mech 3.0*. Available at: <http://combustion.berkeley.edu/gri-mech/index.html> (accessed August 2, 2024).

**Vorozheeva O.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Academic activity and research interests: low-thrust liquid rocket engines, numerical simulation and experimental study of characteristics of the working process in the low-thrust rocket engines.  
e-mail: oa-vorozheeva@bmstu.ru

**Koptev I.I.**, Postgraduate, Assistant, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Academic activity and scientific interests: low-thrust liquid rocket engines, numerical simulation and experimental study of characteristics of the working process in the low-thrust rocket engines.  
e-mail: koptevilya@bmstu.ru

**Yagodnikov D.A.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Academic activity and scientific interests: experimental and theoretical studies of ignition and combustion processes of powdered metals and non-contact diagnostics of the rocket engines, conversion application of the rocket engine building technologies. e-mail: daj@bmstu.ru