

## ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАЗВИТИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ КИСЛОРОД-КЕРОСИНОВОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.В. Мосолов

mosolov@list.ru

Д.А. Сидлеров

sidlerov@rambler.ru

Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Исследованы особенности процессов газификации, смешения и выгорания компонентов топлива в камере сгорания с соосными двухкомпонентными центробежно-центробежными форсунками, работающей по схеме жидкость–жидкость на кислороде и керосине двух типов Т-1 и Т-6. В результате численного моделирования выявлено, что при использовании горючего Т-6 структура рециркуляционных зон, образующихся на начальном участке в камере сгорания, может обеспечить более эффективное смешение и выгорание кислорода и керосина по сравнению с вариантом камеры, работающей на топливе Т-1

### Ключевые слова

*Жидкостной ракетный двигатель, камера сгорания, численное моделирование, горение керосина*

Поступила 21.05.2018

© Автор(ы), 2019

---

**Введение.** Компоненты топлива кислород + керосины различных типов традиционно используются в космической ракетной технике среднего и тяжелого классов. Наиболее известны такие российские ракеты-носители (РН), как Р-7, «Союз» и модификации, «Зенит», «Энергия», «Ангара», а также разработанные в США РН серий «Сатурн», «Атлас», «Фалкон», «Антарес», китайские РН «Великий Поход 5, 7» и другие, на которых устанавливаются кислородно-керосиновые двигатели РД-107/108, РД-0110, НК-33, РД-120, РД-170/171, РД-191/181, РД-0124, Н-1, F-1, РД-180, «Мерлин», YF-100 и др.

Вопросы использования в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) керосина различных типов представляют большой интерес, поскольку отличия их теплофизических и энергетических свойств могут приводить к перестройке структуры рабочих процессов в агрегатах двигателя и вызывать изменения параметров двигательной установки.

**Цель работы** — исследование особенностей развития рабочего процесса в камере сгорания кислородно-керосинового двигателя с соосными

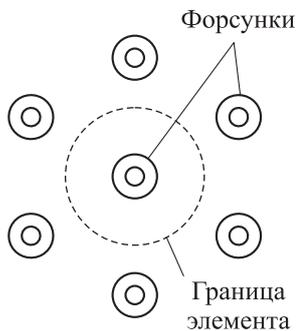
двухкомпонентными центробежно-центробежными форсунками, которая работает по схеме жидкость–жидкость; в качестве горючего используются керосины Т-1 и Т-6.

Исследования выполнялись с помощью разработанных в Центре Келдыша методов численного моделирования двухфазных осесимметричных и трехмерных турбулентных течений с горением в камерах сгорания и газогенераторах ЖРД [1, 2]. В настоящее время методы численного моделирования успешно применяются специалистами разных стран для анализа процессов горения в камерах ЖРД [3–9].

Описание физико-математической модели и расчетного метода приведено в [10]. Математическая модель включает в себя уравнения типа Навье — Стокса,  $(k-\epsilon)$ -модель турбулентности и модель горения, учитывающую процесс размыва турбулентных вихрей, и обобщенное уравнение химической кинетики аррениусова типа. Расчет движения, прогрева, испарения и дробления капель жидкого горючего и окислителя проводится в подходе Лагранжа методом дискретных капель. При этом учитывается взаимообмен массой, импульсом и энергией между фазами газа и капель с учетом особенностей турбулентного течения. Уравнения в частных производных для газовой фазы дискретизируются методом контрольного объема и численно решаются алгоритмом типа SIMPLER [11], а обыкновенные дифференциальные уравнения для дискретной (капельной) фазы интегрируются методом Рунге — Кутты. Программный комплекс применяется для численного моделирования детальной структуры рабочего процесса в модельных и натуральных камерах сгорания, имеющих смесительные элементы разнообразных типов и работающих на различных компонентах топлива [10, 12–17].

Достоверность результатов численного моделирования подтверждена сопоставлениями с экспериментальными данными для модельных и натуральных камер сгорания [10, 12].

При строгой постановке задачи численного моделирования рабочего процесса в многофорсуночной камере требуется применение трехмерного подхода. Однако задачу можно решить также и в упрощенной осесимметричной постановке. Течение внутри канала форсунки рассматриваемого типа может считаться осесимметричным. При равномерном распределении двухкомпонентных соосных форсунок по смесительной головке ядро потока в камере сгорания в соответствии с расположением форсунок может быть разбито на ряд повторяющихся элементов. Картина течения в каждом таком отдельном элементе близка к осесимметрич-



**Рис. 1.** Схема выделения элемента потока в камере сгорания, соответствующего одной форсунке, для проведения расчета в осесимметричном приближении

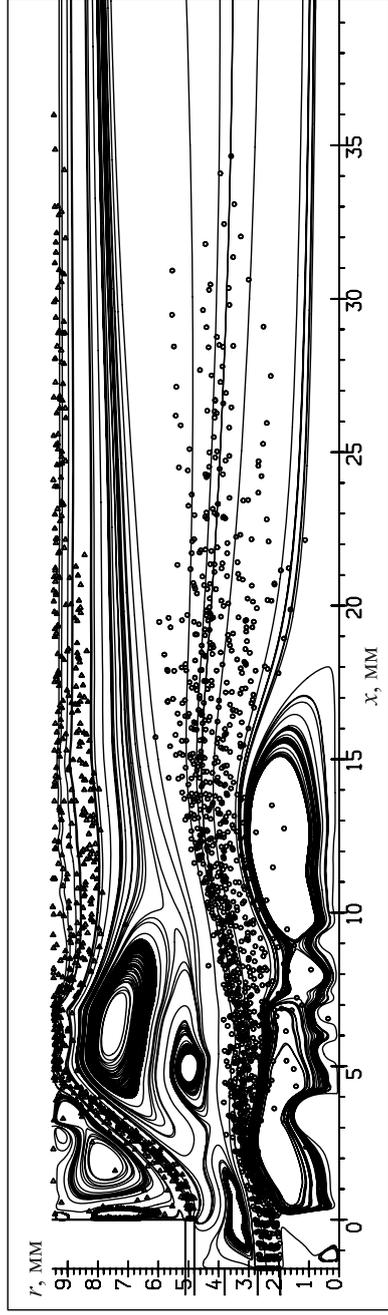
ной (рис. 1) и дает достаточно полное представление о процессе во всем объеме ядра потока в камере сгорания.

В рассматриваемой камере сгорания применяются соосные двухкомпонентные центробежно-центробежные форсунки. Жидкий кислород подается через центральный канал, а керосин — через периферический. Кислородный канал заглублен относительно керосинового канала (рис. 2, а). Расчеты проводились для элемента ядра потока, соответствующего одной форсунке, в осесимметричном приближении; зависимости свойств горючих Т-1 и Т-6 от температуры и давления взяты из [18].

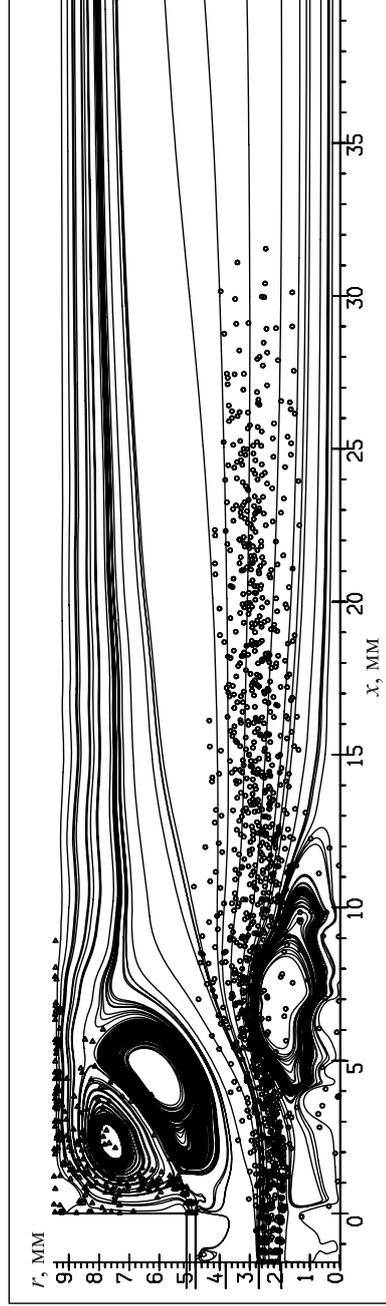
Отметим основные различия свойств керосинов Т-1 и Т-6, которые способны оказать наибольшее влияние на структуру рабочего процесса на начальном участке камеры сгорания. Керосин Т-6 имеет более высокую вязкость, что затрудняет процессы распада и дробления жидкой пелены на капли и приводит к образованию в процессе распыла более крупных капель по сравнению с керосином Т-1. Критическая температура и теплота испарения горючего Т-6 больше, а давление насыщенного пара меньше, чем у топлива Т-1. Указанные различия в свойствах приводят к меньшей скорости газификации капель распыленного топлива Т-6 по сравнению с Т-1, при прочих равных условиях.

Рассмотрим результаты исследований для элемента ядра потока камеры сгорания, работающей на топливе кислород + керосин с давлением  $p = 6,8$  МПа при соотношении компонентов  $K_m = 2,7$ . Через центральный канал центробежно-центробежной форсунки подается жидкий кислород с начальной температурой 90 К, а через периферический — керосин с начальной температурой 400 К.

Для других начальных параметров капель кислорода и керосина в расчетах задавались гауссовы распределения при средних диаметрах по Заутеру для кислорода  $d_0 = 40$  мкм, для горючего Т-1  $d_{Т-1} = 60$  мкм, для Т-6  $d_{Т-6} = 95$  мкм. Параметры распыла жидких компонентов топлива определялись по соотношениям из [19]. Считалось, что распад жидкой пелены компонентов топлива происходил на выходе из соответствующего канала форсунки.



*a*



*б*

**Рис. 2.** Структура течения в элементе потока в камере сгорания:

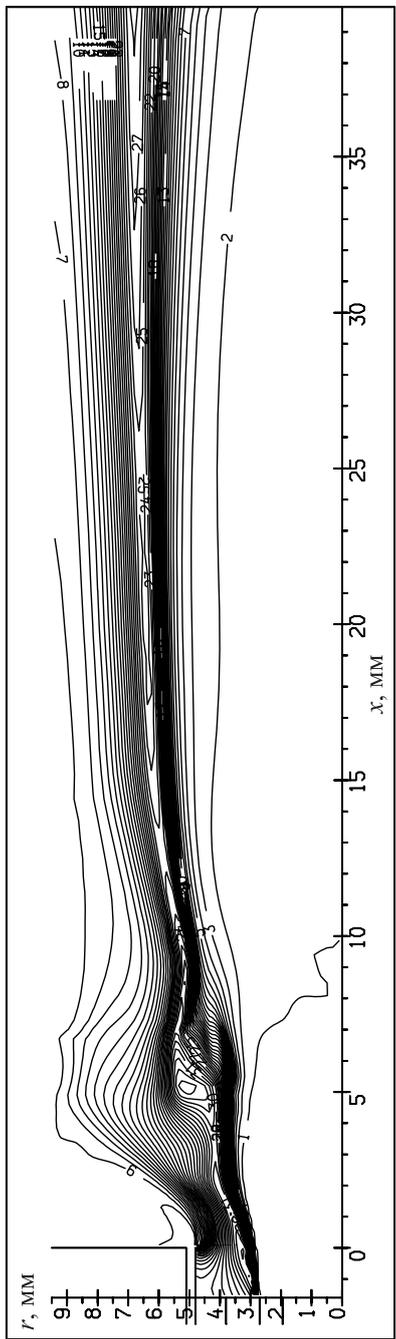
*a, б* — керосин Т-1 и Т-6; — — — линии тока; о — капли окислителя; Δ — капли горячего

Рассмотрим основные характерные черты рабочего процесса в камере сгорания при использовании горючего Т-1. Результаты расчетов приведены на рис. 2, *a* — линии тока и выборочные траектории капель горючего и окислителя; на рис. 3, *a* — изотермы; на рис. 4, *a* — изолинии характеристики состава  $\varphi = 1 / (K_{mi} + 1)$ , где  $K_{mi}$  — местное массовое соотношение компонентов топлива.

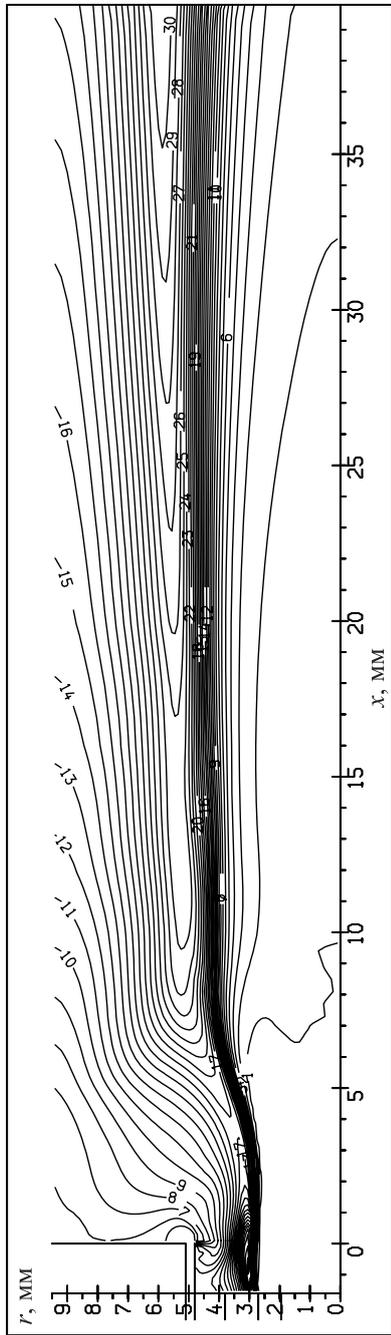
Капельная кольцевая закрученная струя керосина движется к периферии элемента потока под углом  $\sim 60^\circ$ , что примерно соответствует начальному соотношению осевой и тангенциальной компонент скорости капель на выходе из центробежной форсунки (см. рис. 2, *a*). При этом капли керосина относительно медленно прогреваются и газифицируются, поскольку находятся в окружении газовой фазы с высокой концентрацией паров горючего и низкой температурой (см. рис. 3, *a* и 4, *a*). Вокруг этой струи формируются две рециркуляционные зоны: первая (см. рис. 2, *a*, слева) примыкает к поверхности огневого днища, состоит из продуктов газификации керосина с небольшой примесью продуктов сгорания и имеет низкую температуру  $\sim 500 \dots 700$  К; вторая — справа от керосиновой струи на периферии элемента потока (см. рис. 2, *a*, вверху) также в основном состоит из паров горючего, а в нижней части сильнее разбавлена продуктами сгорания и имеет более высокую температуру  $\sim 1200$  К.

Между последней рециркуляционной зоной и капельной кольцевой закрученной кислородной струей формируются две небольшие рециркуляционные зоны, состоящие из продуктов сгорания с высокой температурой  $\sim 3100$  К. Соотношение компонентов этих зон близко к стехиометрическому.

Угол наклона траекторий капель кислорода, рассчитанный по исходному соотношению осевой и тангенциальной компонент скорости пелены кислорода, составляет  $\sim 37^\circ$ . Однако, как показывают результаты численного моделирования, при взаимодействии с газовой фазой формируется такая структура течения, при которой капли кислорода имеют существенно меньший угол наклона траекторий. Основная причина этого — образование высокотемпературной зоны между пучками капель горючего и окислителя, где происходит горение образовавшихся в результате газификации капель компонентов топлива паров горючего и окислителя. Растекающиеся от этой зоны горячие газы отклоняют пучок капель окислителя к оси элемента потока. В приосевой зоне образуется холодная зона обратных токов, состоящая из газообразного кислорода.

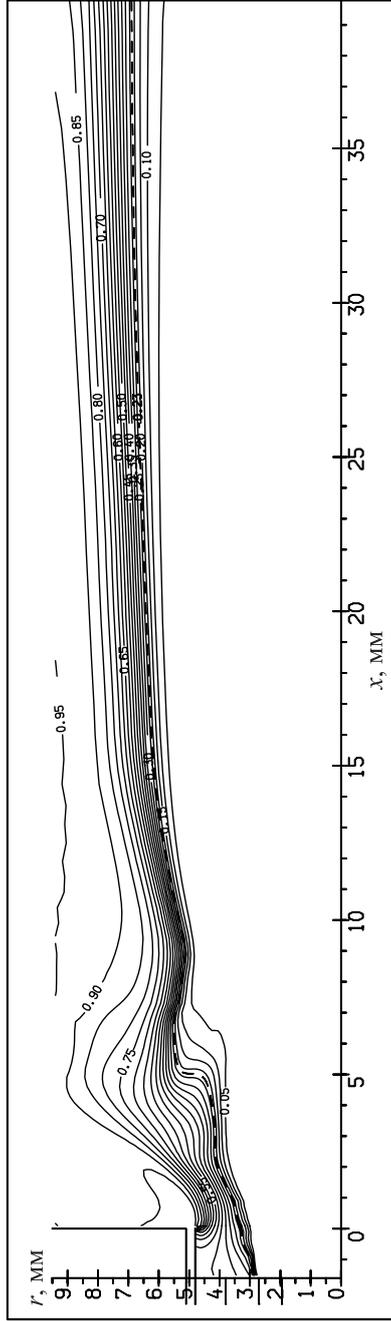


*a*

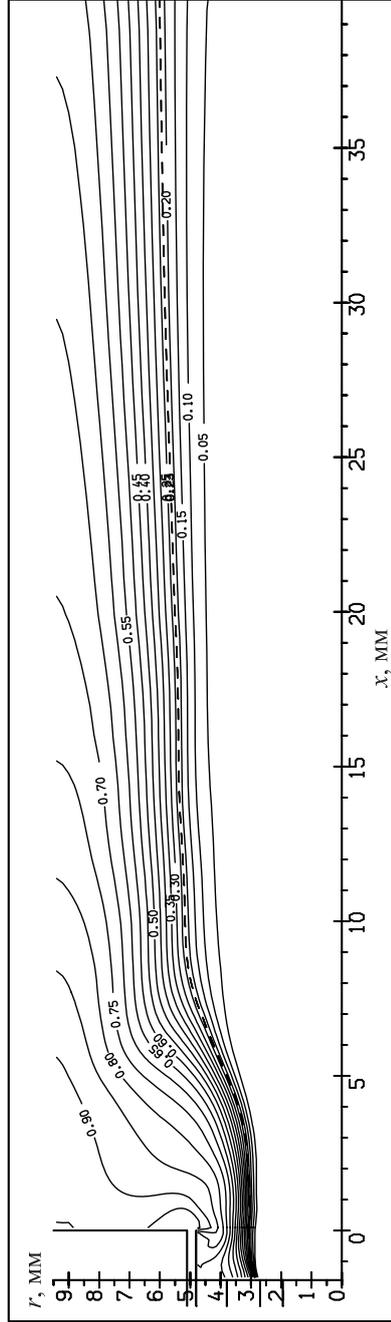


*b*

Рис. 3. Изотермы в элементе потока в камере сгорания, керосин Г-1 (*a*) и Г-6 (*b*)



a



b

Рис. 4. Изолинии характеристики состава  $\varphi = 1 / (K_{mi} + 1)$  в элементе потока в камере сгорания:  
 a, б — керосин Т-1 и Т-6; — — стехиометрическая линия

В целом процесс газификации, смешения и выгорания компонентов топлива на начальном участке камеры сгорания проходит с невысокой интенсивностью. В приосевой области сосредоточен окислитель, а на периферии элемента потока — горючее. Горение топлива происходит в относительно узкой зоне (см. рис. 3, *a*), вытянутой в осевом направлении и примерно совпадающей с линией стехиометрического состава (см. рис. 4, *a*).

Рассмотрим развитие рабочего процесса в камере сгорания, работающей на кислороде и керосине Т-6, и сопоставим его со структурой рабочего процесса в камере, работающей на керосине Т-1.

Как видно на рис. 2, кольцевая капельная струя керосина Т-6 за срезом форсуночного канала разворачивается на угол  $\sim 90^\circ$  и движется вдоль стенки огневого днища к периферии элемента потока. Такое поведение капельной струи может быть объяснено следующим образом. Поток капель эжектирует окружающие газы, в том числе и из области, находящейся между капельной струей и огневым днищем, что может приводить к снижению давления в указанной области и возникновению градиента давления и потока газа, направленного к огневому днищу и вызывающему аэродинамические силы, отклоняющие поток капель в этом же направлении. Приток паров керосина от испаряющихся капель может в некоторой мере компенсировать эффект эжекции и тем сильнее, чем интенсивнее испаряется керосин. Таким образом, в случае с керосином Т-1, имеющим большую скорость газификации, чем Т-6, эффект эжекции оказывается существенно ослабленным, при этом угол наклона капельной струи для Т-1 составляет  $\sim 60^\circ$ , а для менее летучего керосина Т-6 эффект эжекции проявляется сильнее, что приводит к развороту пучка капель на  $\sim 90^\circ$ . Следует отметить существенное изменение структуры течения на начальном участке при замене керосина Т-1 на Т-6. Обратный ток, примыкающий к огневому днищу, практически полностью исчез, а рециркуляционные зоны, расположенные между струями горючего и окислителя, изменили свои размеры и ориентацию (см. рис. 2). В случае применения горючего Т-1 рециркуляционные зоны вытянуты в продольном направлении. Для варианта с использованием керосина Т-6 они вытянуты под углом к продольной оси элемента потока и циркуляционное движение газа в них эффективно переносит горючее и окислитель в поперечном направлении, существенно интенсифицируя смешение и выгорание компонентов топлива на начальном участке (см. рис. 3 и 4).

**Выводы.** 1. Исследованы особенности процессов газификации, смешения и выгорания компонентов топлива в камере сгорания с соосными двухкомпонентными центробежно-центробежными форсунками, рабо-

тающей по схеме жидкость–жидкость на кислороде и двух типах керосина Т-1 и Т-6.

2. На основании результатов численного моделирования показано, что структура рециркуляционных зон, образующихся на начальном участке в камере, в случае горючего Т-6 может обеспечить более эффективное смешение и выгорание кислорода и керосина по сравнению с вариантом камеры, работающей на Т-1.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сидлеров Д.А. Численное моделирование газочапельных турбулентных течений с горением (Combust-LF). Свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2008610282, зарегистрировано 2007.
- [2] Сидлеров Д.А. Численное моделирование трехмерных газочапельных турбулентных течений с горением в камерах сгорания ЖРД (LRE flame-3D). Свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2010614904, зарегистрировано 2010.
- [3] Gutheil E., Schlots D., Demoulin F.-X., et al. Numerical approaches to spray combustion. *4th Int. Symp. Liquid Space Propulsion*. Germany, DLR/Lmp, March 13–15, 2000.
- [4] Tucker P.K., Shee W., et al. A global optimization methodology for O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> single element injector design. *4th Int. Symp. Liquid Space Propulsion*. Germany, DLR/Lmp, March 13–15, 2000.
- [5] Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А. и др. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан–кислород. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2004, спец. вып. «Теория и практика современного ракетного двигателестроения», с. 8–17.
- [6] Ruiz A. Unsteady numerical simulations of transcritical turbulent combustion in liquid rocket engines. PhD, Institut National Polytechnique de Toulouse, 2012.
- [7] Yue C.G., Chang X.L., Yang S.J., et al. Numerical simulation of interior flow field of a variable thrust rocket engine. *Adv. Mat. Res.*, 2011, vol. 186, pp. 215–219.  
DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.186.215
- [8] Wang Z.G. Internal combustion processes of liquid rocket engines. Modeling and numerical simulations. National Defense Industry Press, 2016.  
DOI: 10.1002/9781118890035
- [9] Строкач Е.А., Боровик И.Н. Численное моделирование процесса распыливания керосина центробежной форсункой. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2016, № 3, с. 37–54. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
- [10] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers. *J. Eng. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217. DOI: 10.1134/S1810232808030053

- [11] Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. М., Энергоатомиздат, 1984.
- [12] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation of operational processes in the combustion chamber and gas generator of oxygen-methane liquid rocket engine. *Progress in propulsion physic*. Vol. 1. М., Торус пресс, 2009, с. 185–204.
- [13] Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. и др. Расчетное исследование особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, работающих на топливе кислород + углеводороды. *Труды МАИ*, 2012, № 58.
- [14] Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования. *Труды МАИ*, 2012, № 59.
- [15] Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Численное моделирование режимов испарения и горения капельных струй топлива в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей. *Труды МАИ*, 2014, № 77.
- [16] Мосолов С.В., Сидлеров Д.А. Анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-центробежными и центробежно-центробежными форсунками. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2016, № 2, с. 60–71. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-60-71
- [17] Мосолов С.В., Сидлеров Д.А. Исследование влияния антипульсационных перегородок на развитие рабочего процесса в камере сгорания кислород-керосинового ЖРД с форсунками струйно-центробежного типа методом численного моделирования. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 2, с. 44–53. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-44-53
- [18] Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П. и др. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. М., Химия, 1985.
- [19] Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В. и др. Распыливание жидкостей. М., Машиностроение, 1977.

**Мосолов Сергей Владимирович** — канд. физ.-мат. наук, исполняющий обязанности заместителя генерального директора по качеству, начальник отделения ЖРД Исследовательского центра имени М.В. Келдыша (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

**Сидлеров Дмитрий Анатольевич** — д-р техн. наук, начальник отдела Исследовательского центра имени М.В. Келдыша (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Мосолов С.В., Сидлеров Д.А. Исследование особенностей развития рабочего процесса в камере сгорания кислород-керосинового жидкостного ракетного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 2, с. 34–46. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-2-34-46

---

## INVESTIGATING THE SPECIFICS OF WORK CYCLE EVOLUTION IN THE COMBUSTION CHAMBER OF AN OXYGEN/KEROSENE LIQUID ROCKET ENGINE

S.V. Mosolov

mosolov@list.ru

D.A. Sidlerov

sidlerov@rambler.ru

SSC Keldysh Research Centre, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The paper considers the specifics of gasification, mixing and burnout processes for propellant components in a combustion chamber featuring coaxial bicentrifugal injectors and operating in the liquid/liquid mode employing oxygen and the T-1 and T-6 kerosene types. Numerical simulation revealed that when using the T6 fuel, the structure of recirculation zones appearing in the leading region of the combustion chamber may provide more efficient oxygen and kerosene mixing and burnout as compared to a chamber running on the T-1 fuel

### Keywords

*Liquid rocket engine, combustion chamber, numerical simulation, kerosene combustion*

Received 21.05.2018

© Author(s), 2019

---

### REFERENCES

- [1] Sidlerov D.A. Numerical simulation of gas-droplet turbulent flow with combustion (Combust-LF). Registration certificate of computer program no. 2008610282, registered in 2007 (in Russ.).
- [2] Sidlerov D.A. Numerical simulation of 3D gas-phase turbulent flows with combustion in liquid propellant system combustor (LRE flame-3D). Registration certificate of computer program no. 2010614904, registered in 2010 (in Russ.).
- [3] Gutheil E., Schlots D., Demoulin F.-X., et al. Numerical approaches to spray combustion. *4th Int. Symp. Liquid Space Propulsion*. Germany, DLR/Lmp, March 13–15, 2000.
- [4] Tucker P.K., Shee W., et al. A global optimization methodology for O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> single element injector design. *4th Int. Symp. Liquid Space Propulsion*. Germany, DLR/Lmp, March 13–15, 2000.
- [5] Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burkal'tsev V.A., et al. Mathematical model and calculates the performance of the workflow in the combustion chamber rocket engine thrusters on the components of the methane-oxygen fuel. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2004, spec. iss. "Theory and practice of modern rocket propulsion engineering", pp. 8–17 (in Russ.).

- [6] Ruiz A. Unsteady numerical simulations of transcritical turbulent combustion in liquid rocket engines. PhD, Institut National Polytechnique de Toulouse, 2012.
- [7] Yue C.G., Chang X.L., Yang S.J., et al. Numerical simulation of interior flow field of a variable thrust rocket engine. *Adv. Mat. Res.*, 2011, vol. 186, pp. 215–219. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.186.215
- [8] Wang Z.G. Internal combustion processes of liquid rocket engines. Modeling and numerical simulations. National Defense Industry Press, 2016.
- [9] Strokach E.A., Borovik I.N. Numerical simulation of kerosene dispersion process by the centrifugal atomizer. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2016, no. 3, pp. 37–54 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
- [10] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers. *J. Eng. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217. DOI: 10.1134/S1810232808030053
- [11] Patankar S. Numerical heat transfer and fluid flow. CRC Press, 1980.
- [12] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation of operational processes in the combustion chamber and gas generator of oxygen-methane liquid rocket engine. *Progress in propulsion physic.* Vol. 1. Moscow, Torus press Publ., 2009, pp. 185–204.
- [13] Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A., et al. Numerical research on the peculiarities of the operational process in LRE combustion chambers propelled by oxygen and hydrocarbons. *Trudy MAI*, 2012, no. 58 (in Russ.).
- [14] Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A. Comparative analyses of the peculiarities of the operational process in LRE combustion chambers with coaxial-jet and jet-centrifugal injectors using numerical simulation. *Trudy MAI*, 2012, no. 59 (in Russ.).
- [15] Sidlerov D.A., Ponomarev A.A. Numerical simulation of fuel droplets evaporation and combustion regimes in the combustion chambers of liquid rocket engines. *Trudy MAI*, 2014, no. 77 (in Russ.).
- [16] Mosolov S.V., Sidlerov D.A. Analysis of the characteristic features of operational process in liquid rocket engine combustion chamber with jet-centrifugal and centrifugal-centrifugal injectors. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2016, no. 2, pp. 60–71 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-60-71
- [17] Mosolov S.V., Sidlerov D.A. Investigation of antipulsation partitions influence on the working process development in oxygen-kerosene LRE combustion chamber with jet-centrifugal injectors by numerical simulation. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2017, no. 2, pp. 44–53 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-44-53
- [18] Dubovkin N.F., Malanicheva V.G., Massur Yu.P., et al. *Fiziko-khimicheskie i ekspluatatsionnye svoystva reaktivnykh topliv* [Physical-chemical and utilization properties of jet fuel]. Moscow, Khimiya Publ., 1985.

[19] Dityakin Yu.F., Klyachko L.A., Novikov B.V., et al. Raspylivanie zhidkostey [Spreading of liquids]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.

**Mosolov S.V.** — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Acting Deputy Director General in charge of quality assurance, Head of Department of Liquid Rocket Engines, SSC Keldysh Research Centre (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

**Sidlerov D.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, SSC Keldysh Research Centre (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Mosolov S.V., Sidlerov D.A. Investigating the specifics of work cycle evolution in the combustion chamber of an oxygen/kerosene liquid rocket engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 2, pp. 34–46 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-2-34-46



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет учебное пособие автора  
**Ю.Г. Драгунова**

**«Обеспечение прочности и ресурса реакторных установок с водо-водяными энергетическими реакторами»**

Изложены подходы к обоснованию безопасности реакторных установок с водо-водяными энергетическими реакторами, в частности прочности оборудования, с учетом нагрузок и изменений свойств материалов в условиях нормальной эксплуатации и при авариях. Рассмотрены вопросы управления ресурсом критических элементов оборудования реакторных установок с водо-водяными энергетическими реакторами. Пособие адресовано студентам специальности «Ядерные реакторы и материалы», может быть полезно для студентов и аспирантов, обучающихся по направлению подготовки «Ядерная энергетика и технологии», а также специалистов, работающих в области создания оборудования для ядерной индустрии.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**  
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
press@bmstu.ru  
<http://baumanpress.ru>