

# ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-60-71

УДК 621.454.2: 519.63

## **АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД СО СТРУЙНО-ЦЕНТРОБЕЖНЫМИ И ЦЕНТРОБЕЖНО-ЦЕНТРОБЕЖНЫМИ ФОРСУНКАМИ**

**С.В. Мосолов, Д.А. Сидлеров**

ГНЦ “Центр Келдыша”, Москва, Российская Федерация  
e-mail: mosolov@list.ru; sidlerov@rambler.ru

*Выполнены расчетные исследования и проведен сравнительный анализ особенностей процессов течения, смесеобразования и горения топлива в модельных многофорсуночных камерах сгорания с помощью методов численного моделирования, разработанных в ГНЦ “Центр Келдыша”. Приведены результаты исследований особенностей рабочего процесса в модельной многофорсуночной камере сгорания с регулярным расположением соосных двухкомпонентных смесительных элементов. Рассмотрены смесительные элементы двух типов: струйно-центробежные и центробежно-центробежные. Показано, что использование центробежно-центробежных форсунок приводит к существенной активизации процессов смешения и выгорания топлива в ядре потока, что в значительной степени связано с повышенной генерацией турбулентности и сильной деформацией струй в поперечном направлении.*

**Ключевые слова:** жидкостной ракетный двигатель, камера сгорания, численное моделирование, горение топлива.

## **COMPARATIVE ANALYSIS OF THE CHARACTERISTIC FEATURES OF OPERATIONAL PROCESS IN LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTION CHAMBER WITH JET-CENTRIFUGAL AND CENTRIFUGAL-CENTRIFUGAL INJECTORS BY MEANS OF NUMERICAL SIMULATION**

**S.V. Mosolov, D.A. Sidlerov**

Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre,  
Moscow, Russian Federation  
e-mail: mosolov@list.ru; sidlerov@rambler.ru

*The purpose of this work is to conduct the computational research and comparative analysis of characteristic features of flowing, mixing and combustion processes inside the model multiinjector combustion chambers by means of numerical simulation methods, elaborated in Keldysh Research Centre. In this article we present the results of examining the operational process and its features inside the model multiinjector combustion chamber with regular arrangement of coaxial two-component mixing elements. We deal with two types of mixing elements: jet-centrifugal and centrifugal-centrifugal. In both elements swirled kerosene sheet is fed through the peripheral annular canal. Oxygen rich generator gas jet is fed through the central canal. This jet has no swirl for the jet-centrifugal injector, and obtains the swirl in the same direction as the kerosene sheet for the centrifugal-centrifugal injector. The findings*

*of the research illustrate, that the use of centrifugal-centrifugal injectors leads to significant activation of fuel mixing and burnup inside the flow core. This effect is caused mainly by the increased turbulence generation and deformation of swirled jets in transversal direction during their interaction inside the combustion chamber. The use of jet-centrifugal injectors for near wall row provides acceptable thermal and concentration limits for the walls of the chamber.*

**Keywords:** liquid rocket engine, combustion chamber, numerical simulation, fuel burning.

Конструкция, геометрические и режимные параметры смесительного элемента могут существенным образом влиять на процессы взаимодействия потоков горючего и окислителя на начальном участке камеры сгорания (КС). Это обеспечивает более или менее интенсивное смешение горючего и окислителя, стабилизацию горения, интенсивность выгорания топлива, распределение концентраций и температур в ядре потока, а также вблизи огневого днища и боковой стенки камеры. Конструкция смесительной головки должна обеспечивать высокую полноту выгорания топлива, и в то же время создавать приемлемые тепловые и концентрационные пределы у огневых стенок камеры. Выполнить данные условия можно, применяя разнотипные форсунки в ядре потока и в пристенке, а также используя пояса завесы.

Численное моделирование процессов в КС жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) является сложной проблемой, объединяющей в себе задачи пространственной газодинамики, турбулентности, горения, а также взаимообмена импульсом, массой и энергией между газовой фазой и каплями распыленного топлива.

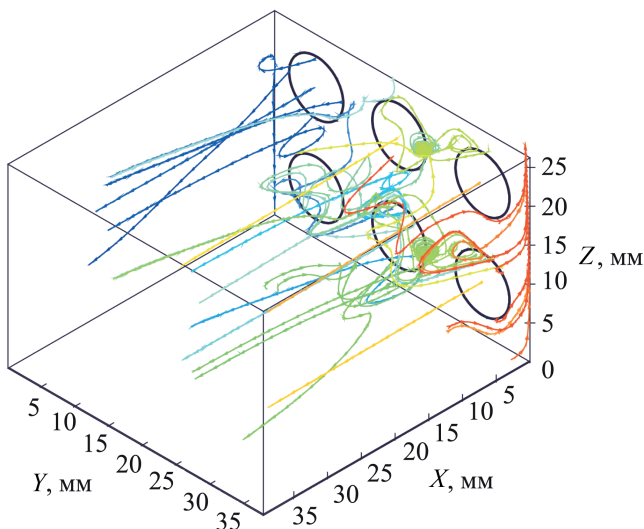
В 1970–80 гг. началось бурное развитие методов вычислительной газодинамики (ВГД) и были предприняты первые успешные попытки их применения к расчету процессов в сложных технических устройствах, в том числе в КС, турбинах и насосах. Наиболее интенсивно разработка методов ВГД велась в США, Англии и СССР. В настоящее время известно большое число ВГД программных продуктов разной степени совершенства и универсальности. Из коммерческих универсальных многофункциональных программных пакетов наибольшее распространение получили Fluent, Star-CD, CFX, Phoenics, разработанные крупными коллективами авторов в США, Англии и Канаде. Широко известны и более специализированные программные пакеты ВГД, разработанные российскими специалистами, — FlowVision, FlowWorks и Gas Dynamics Tool. Многие крупные аэрокосмические фирмы, как зарубежные, так и отечественные, используют эти программные пакеты, но вместе с тем затрачивают большие усилия на разработку собственных физико-математических моделей и программных комплексов ВГД, в которых стараются учесть специфические особенности исследуемых процессов (например, программные пакеты ВГД Phedre и Kedr французского аэрокосмического комплекса, TAU германского аэрокосмического центра DLR, Tetruss NASA, расчетные методы

ЦИАМ, ЦАГИ, НИИмаш и др.) [1–5]. Аналогичные работы ведутся и в университетах РФ (МФТИ, МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, СГАУ им. С.П. Королева и др.), многих американских, английских, германских и других крупных университетах, имеющих специализацию ВГД [6].

В ГНЦ “Центр Келдыша” с середины 80-х годов прошлого века ведется разработка физико-математических моделей, численных методов и компьютерных программ для расчетного моделирования двухфазных осесимметричных и трехмерных турбулентных течений с горением в КС и газогенераторах ЖРД [7]. Математическая модель включает в себя уравнения типа Навье–Стокса,  $(k-\epsilon)$ -модель турбулентности и модель горения, учитывающую процесс размыва турбулентных вихрей [8] и обобщенное уравнение химической кинетики аррениусового типа. Расчет движения, прогрева, испарения и дробления капель жидкого горючего и окислителя проводится в подходе Лагранжа методом дискретных капель [9, 10]. 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 [11–15], 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 КС, имеющих смесительные элементы разнообразных типов и работающих на различных компонентах топлива [7, 16–19]. Достоверность результатов численного моделирования подтверждена сопоставлениями с экспериментальными данными для модельных и натуральных камер сгорания [7, 16].

В настоящей работе приведены результаты исследований особенностей рабочего процесса в модельной многофорсуночной КС кислородно-керосиновой двигателя с регулярным расположением соосных двухкомпонентных смесительных элементов. Рассматриваются смесительные элементы двух типов: струйно-центробежные и центробежно-центробежные.

В обоих смесительных элементах через периферический кольцевой канал подается закрученная пелена жидкого керосина. Через центральный канал подается струя кислородного генераторного газа, которая в струйно-центробежной форсунке не имеет закрутки, а в центробежно-центробежной закручивается в том же направлении, что и пелена керосина. Начальная температура жидкого керосина на входе в смесительные элементы  $T_{кер} = 500$  К, соотношение компонентов в генераторном газе  $K_{гг} = 60$ , а его температура  $T_{гг} = 610$  К. Давление в КС  $P_k \approx 15$  МПа.



**Рис. 1. Форсунки одного типа в ядре и пристенке; пространственные линии тока**

Схема начального участка расчетной области приведена на рис. 1. Ось  $X$  расположена в продольном направлении (перпендикулярно днищу форсуночной головки), ось  $Y$  — в поперечном направлении (перпендикулярно боковой стенке камеры), а ось  $Z$  — в тангенциальном направлении (параллельно днищу форсуночной головки и боковой стенке). Значение  $X = 0$  соответствует плоскости огневого днища форсуночной головки, а значение  $Y = 38$  мм — боковой стенке КС. При выбранной схеме расположения форсунок течение в КС имеет периодическую структуру по направлению  $Z$  с шагом, равным расстоянию между форсунками. При проведении расчетов, сечения, в которых ставились периодические граничные условия, располагались посередине между форсунками, т.е.  $\Phi_{(z=0)} = \Phi_{(z=13)}$ , где  $\Phi$  — любой параметр потока. Расчетная сетка имела 500 тыс. контрольных объемов.

Для расчета процессов распыла, испарения, смешения и горения компонентов топлива внутри форсунок применялся метод численного моделирования двухфазных турбулентных течений с горением в осесимметричном приближении. Полученные результаты использовались в качестве граничных условий для задания распределений параметров потока (скоростей, концентраций, энтальпии, температуры,  $k$ ,  $\epsilon$ ) в сечении днища смесительной головки при проведении трехмерных расчетов.

Были выполнены два варианта расчетов. В первом варианте рассчитывался рабочий процесс в КС с многофорсуночной смесительной головкой, содержащей однотипные струйно-центробежные форсунки, и завесой из горючего, подаваемого через боковую стенку КС. Во втором варианте проводился расчет процесса в многофорсуночной КС, имеющей на головке форсунки разных типов: в ядре потока находятся

соосные двухкомпонентные центробежно-центробежные форсунки с заглубленным центральным каналом генераторного газа, а пристеночный ряд состоит из струйно-центробежных форсунок. Пристеночная завеса организовывалась так же, как в первом варианте. Сопоставление результатов этих расчетов позволит определить изменения, происходящие в ядре потока и пристеночной зоне при замене струйно-центробежных форсунок ядра на центробежно-центробежные, обеспечивающие лучшее смешение и выгорание компонентов топлива.

Рассмотрим результаты расчетов.

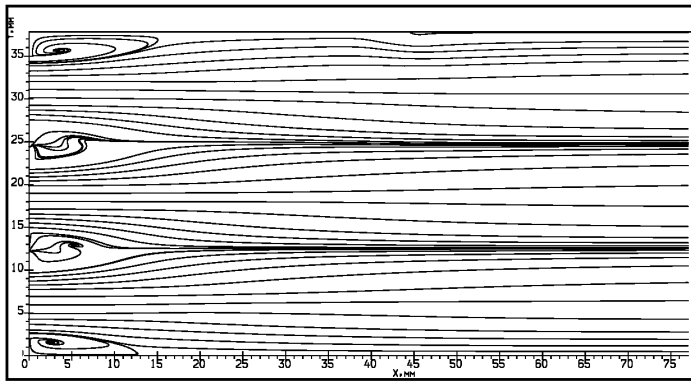
**Вариант 1. Камера с однотипными струйно-центробежными форсунками.** Результаты расчетов приведены на рис. 1–3. Пространственная картина линий тока на начальном участке КС приведена на рис. 1. Видна сложная структура течения, образующегося при истечении струй из каналов форсунок и их взаимодействии в объеме КС. Отметим наличие обратных токов, примыкающих к огневому днищу вокруг каналов форсунок, вихревых структур между струями и перетеканий газа в поперечных направлениях.

Более детальную информацию о картине течения в сечениях камеры  $Z = \text{const}$ , проходящих через осевые линии форсунок и между форсунками, можно получить из рис. 2, на котором приведены проекции линии тока газовой фазы. Длина обратного тока, примыкающего к боковой стенке и огневому днищу камеры, составляет  $\sim 18$  мм. Эволюция вихревых структур в сечениях  $X = \text{const}$  видна из рис. 2, в, на котором приведены проекции линий тока в поперечных сечениях. Поля температуры  $T$  в сечениях КС  $Z = \text{const}$ , проходящих через осевые линии форсунок, и в сечениях  $X = \text{const}$  приведены на рис. 3. Видно, что первоначально круговые на выходе из форсунок струи, испытывают растяжение и сжатие во взаимно-перпендикулярных диагональных направлениях.

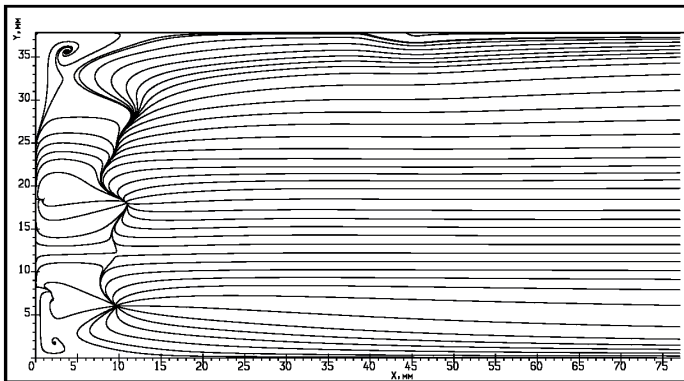
Соотношение компонентов и температура в пристеночной зоне сначала растут, а в районе сечения  $X \sim 40$  мм снижаются вследствие подачи завесы из горючего.

**Вариант 2. Камера с центробежно-центробежными форсунками в ядре потока и струйно-центробежными форсунками в пристеночной зоне.** Результаты расчетов приведены на рис. 4–6. Пространственная картина линий тока на начальном участке КС приведена на рис. 4. Протяженность обратных токов, примыкающих к огневому днищу, вокруг каналов форсунок сократилась, поперечные перетекания газа в ядре потока активизировались по сравнению с вариантом 1.

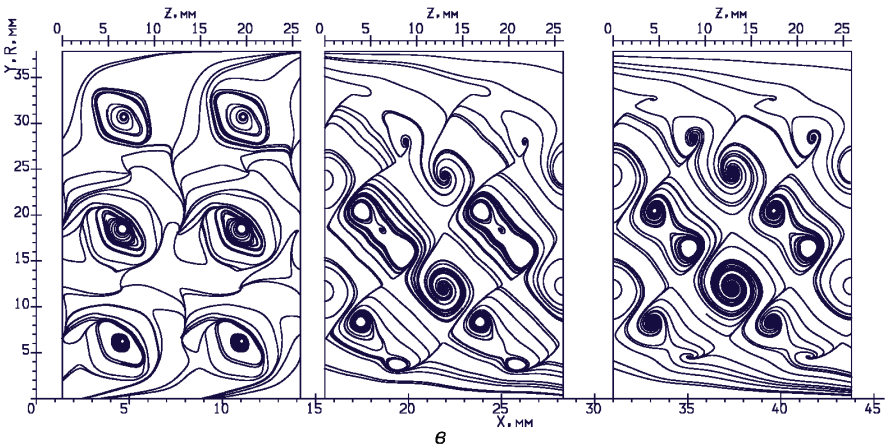
На рис. 5 приведены линии тока газовой фазы в сечениях камеры  $Z = \text{const}$ , проходящих через осевые линии форсунок и между форсунками. Вследствие большего значения тангенциального момента количества движения струй ядра, существенно изменился процесс



*a*



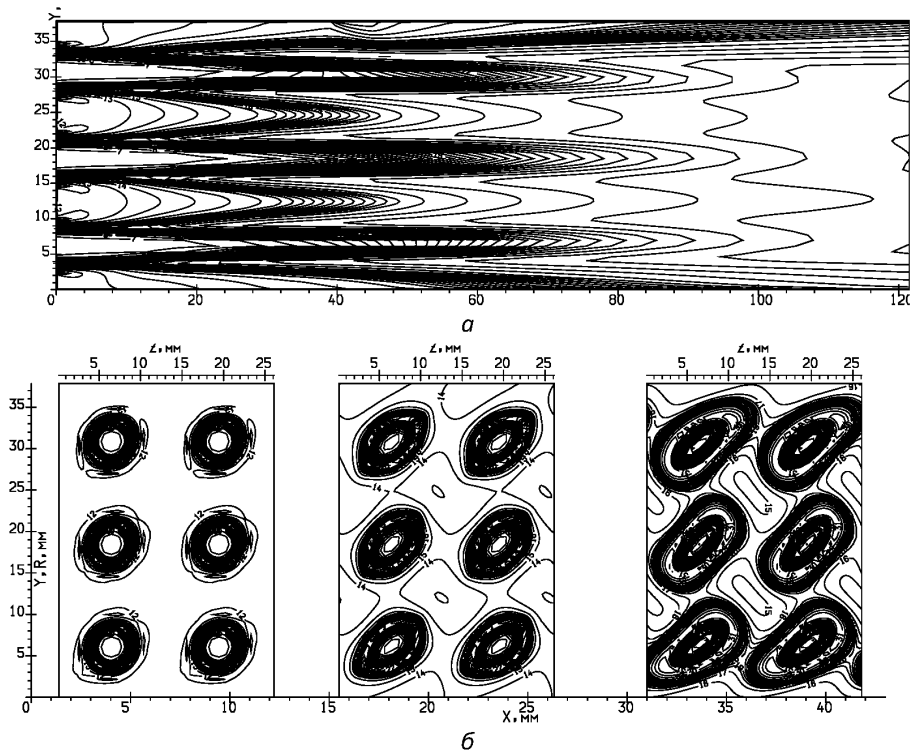
*б*



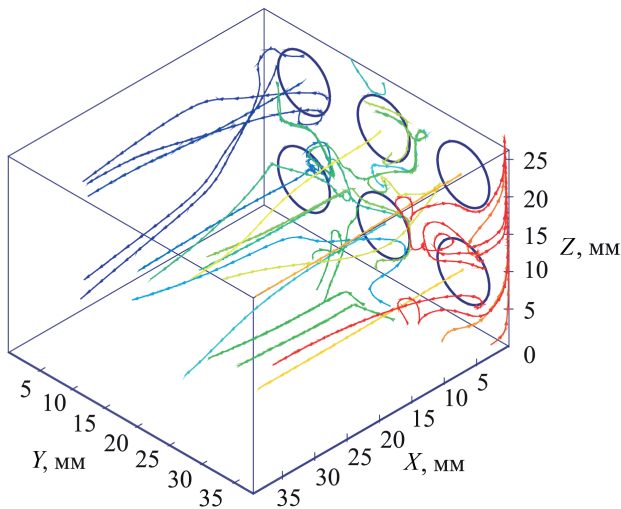
*в*

**Рис. 2. Форсунок одного типа в ядре и пристенке; проекции линий тока:**  
*a* – в сечении  $Z = 6,5$  мм (через осевые линии форсунок); *б* – в сечении  $Z = 13$  мм (между форсунами); *в* – в сечениях  $X = \text{const}$

эволюции вихревых структур в сечениях  $X = \text{const}$  (рис. 5, *в*). Поля температуры  $T$  в сечениях  $Z = \text{const}$ , проходящих через осевые линии форсунок, и в сечениях  $X = \text{const}$  приведены на рис. 5. Видно, что процесс деформации струй в поперечных направлениях существенно усилился. Кроме того, большие градиенты скорости, обусловленные



**Рис. 3. Форсунки одного типа в ядре и пристенке; изотермы,  $T \cdot 10^{-2}$  К:**  
*a* – в сечении  $Z = 6,5$  мм (через осевые линии форсунок); *б* – в сечениях  $X = \text{const}$

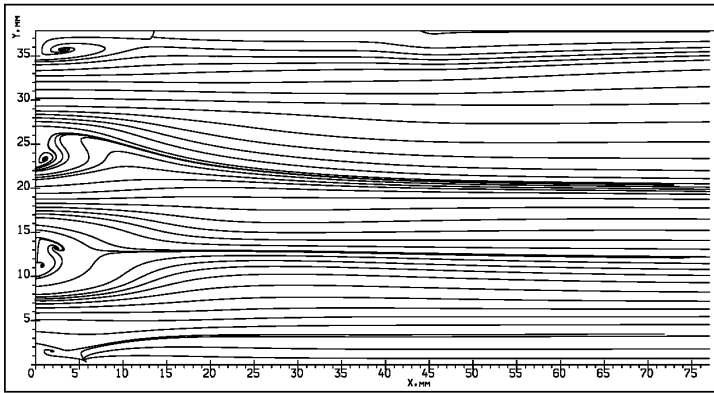


**Рис. 4. Форсунки разных типов в ядре и пристенке; пространственные линии тока**

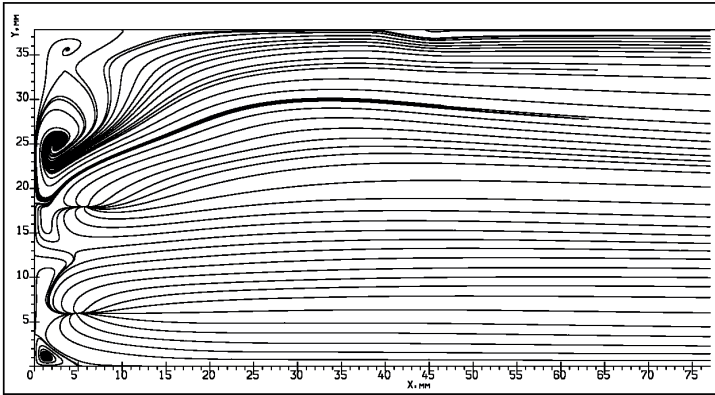
более сильной закруткой в центробежно-центробежных форсунках, вызывают повышение турбулентности потока. Оба эти эффекта приводят к более быстрому размыву неоднородностей состава и интенсификации выгорания топлива в ядре потока. Распределения температу-

ры в пристеночной зоне не претерпели существенных изменений по сравнению с вариантом 1.

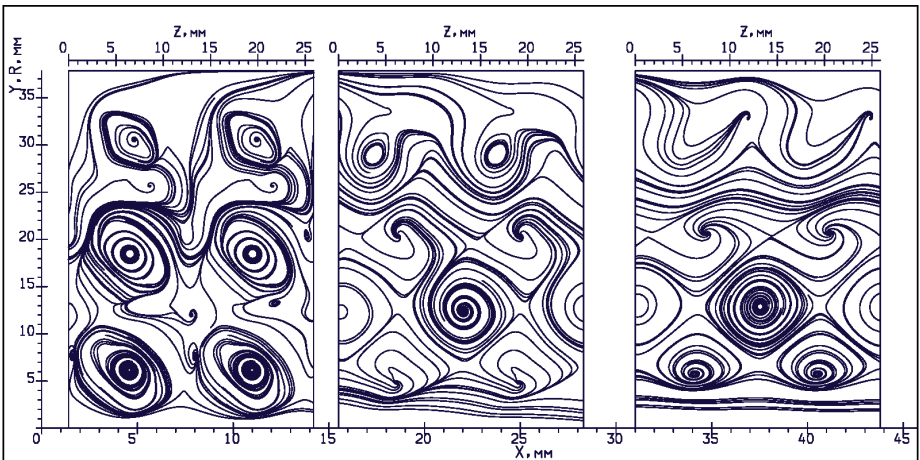
**Выводы.** 1. Проведено трехмерное численное моделирование рабочего процесса в многофорсунной КС модельного кислородно-керосинового ЖРД с регулярным расположением форсунок на сме-



*a*



*б*



*в*

**Рис. 5.** Форсунки разных типов в ядре и пристенке; проекции линий тока (*a*, *б* и *в* — см. подпись к рис. 2)



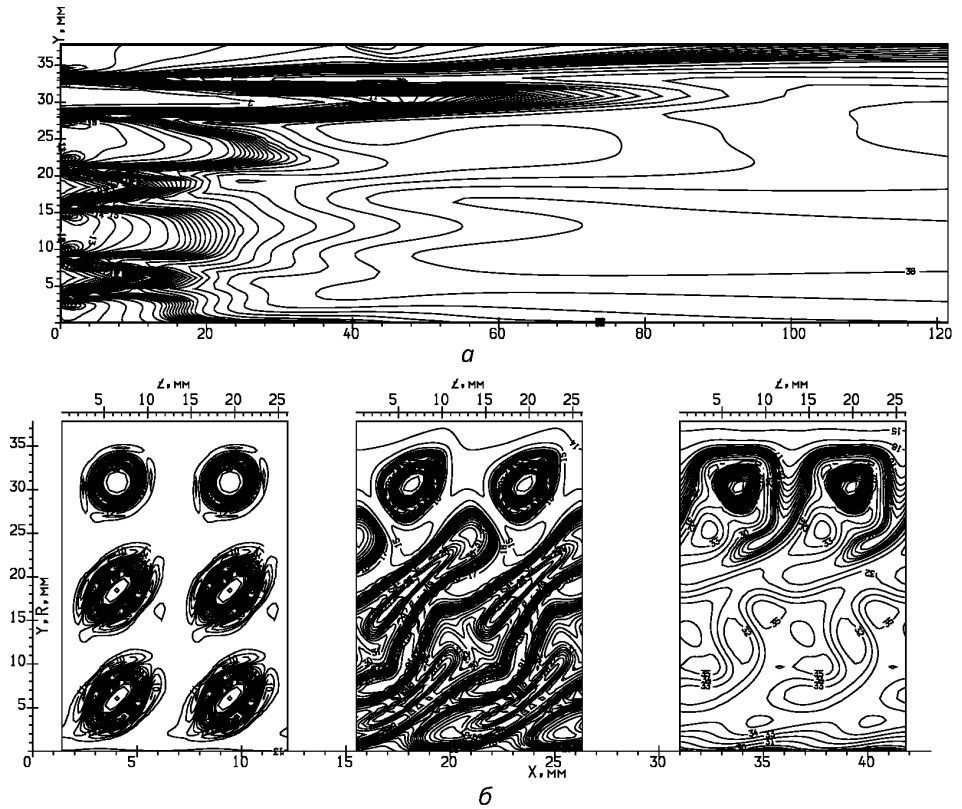


Рис. 6. Форсунки разных типов в ядре и пристенке; изотермы,  $T \cdot 10^{-2}$  К (а и б — см. подпись к рис. 3)

сительной головке. Рассмотрены варианты с двухкомпонентными струйно-центробежными и центробежно-центробежными газожидкостными форсунками.

2. Исследовано влияние закрутки выходящего из форсунки потока на процессы течения, смесеобразования и горения в КС. При наличии закрутки процессы смешения активизируются и сокращается протяженность зоны интенсивного выгорания топлива.

3. Рассмотрен вариант конструкции форсуночной головки с разнотипными смесительными элементами при наличии пристеночной завесы. В ядре потока находятся центробежно-центробежные форсунки, а пристеночный ряд состоит из струйно-центробежных. Использование центробежно-центробежных форсунок приводит к существенной активизации процессов смешения и выгорания топлива в ядре потока, что в значительной степени связано с повышенной генерацией турбулентности и сильной деформацией струй в поперечном направлении (растяжение–сжатие по взаимоперпендикулярным осям). Однако изменения рабочего процесса в ядре не оказывают существенного влияния на течение в пристеночной зоне на начальном участке.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Borghi R., Lacas F.* Modeling of Liquid-Propellant Spray Combustion in Rocket Engine Combustion // 2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995. P. 7-1–7-26.
2. *Yang V., Lafon P.* et al. Liquid Propellant Droplet Vaporization and Combustion // 2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995. P. 8-1–8-16.
3. *Chen C.P., Chen Y.S.* et al. Modeling of Turbulent Mixing in Liquid-Propellant Spray // 2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995. P. 7-1–7-26.
4. *Gutheil E., Schlots D.* et al. Numerical Approaches to Spray Combustion // 4<sup>th</sup> Symposium on Liquid Space Propulsion. DLR/Lmp, Germany, March 13–15, 2000.
5. *Tucker P.K., Shee W.* et al. A Global Optimization Methodology for GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> Single Element Injector Design // 4<sup>th</sup> Symposium on Liquid Space Propulsion. DLR/Lmp, Germany, March 13–15, 2000.
6. *Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Лапицкий В.И.* Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан–кислород // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2004. Спец. вып. “Теория и практика современного ракетного двигателестроения”. С. 8–17.
7. *Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., Yanchilin L.A.* Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers // Journal of engineering thermophysics. 2008. Vol. 17. No. 3. P. 196–217.
8. *Magnussen B.F., Hjertager B.H.* On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion // 16<sup>th</sup> Symp. (Int.) on Combustion, The Combustion Institute, 1976. 719 p.
9. *Gosman A.D., Ioannides E.* Aspects of Computer Simulations of Liquid-Fuelled Combustors // AIAA. 1981. 81 p.
10. *Mostafa A.A., Mongia H.C.* On the Turbulence-Particles Interaction in Turbulent Two-Phase Flows // AIAA. 1986. Paper no. AIAA-86-0215.
11. *Khalil E.E., Spalding D.B., Whitelaw J.H.* The Calculation of Local Flow Properties in Two-Dimensional Furnaces // Int. J. Heat Mass Transfer. 1975. Vol. 18. No. 16. P. 775–791.
12. *Патанкар С.* Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. М.: Энергоатомиздат, 1984. 148 с.
13. *Van-Doormaal J.P., Raithby G.D.* Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows // Numerical Heat Transfer. 1984. Vol. 67. P. 147–163.
14. *Patankar S.V.* Recent Developments in Computational Heat Transfer // J. of Heat Transfer. 1988. Vol. 110, iss. 4b. 1037 p.
15. *Karki K.C., Mongia H.C.* Recent Developments in Computational Combustion Dynamics // AIAA. 1989. Paper no. AIAA-89-2808.
16. *Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., Yanchilin L.A.* Numerical simulation of operational processes in the combustion chamber and gas generator of oxygen-methane liquid rocket engine. EUCASS book Progress in Propulsion Physics, TORUS PRESS, 2009.
17. *Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А., Смирнов Ю.Л.* Расчетное исследование особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, работающих на топливе кислород + углеводороды // Труды МАИ. 2012. № 58.
18. *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.

19. 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.

## REFERENCES

- [1] Borghi R., Lacas F. Modeling of Liquid-Propellant Spray Combustion in Rocket Engine Combustion. *2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion*. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995, pp. 7-1–7-26.
- [2] Yang V., Lafon P. et al. Liquid Propellant Droplet Vaporization and Combustion. *2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion*. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995, pp. 8-1–8-16.
- [3] Chen C.P., Chen Y.S. et al. Modeling of Turbulent Mixing in Liquid-Propellant Spray. *2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion*. ONERA-Chatillon, France, June 19–21, 1995, pp. 7-1–7-26.
- [4] Gutheil E., Schlots D. et al. Numerical Approaches to Spray Combustion. *4th Symposium on Liquid Space Propulsion*. DLR/Lmp, Germany, March 13–15, 2000.
- [5] Tucker P.K., Shee W. et al. A Global Optimization Methodology for GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> Single Element Injector Design. *4th Symposium on Liquid Space Propulsion*. DLR/Lmp, Germany, March 13–15, 2000.
- [6] Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burkal'tsev V.A., Lapitskiy V.I. 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, Mashinostr., Spetsvyp.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng., Spec. Issue], 2004, pp. 8–17 (in Russ.).
- [7] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., Yanchilin L.A. Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers. *Journal of engineering thermophysics*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217.
- [8] Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion. *16th Symp. (Int.) on Combustion*. The Combustion Institute, 1976, p. 719.
- [9] Gosman A.D., Ioannides E. Aspects of Computer Simulations of Liquid-Fuelled Combustors. *AIAA*, 1981, p. 81.
- [10] Mostafa A.A., Mongia H.C. On the Turbulence-Particles Interaction in Turbulent Two-Phase Flows. *AIAA*, 1986, paper no. AIAA-86-0215.
- [11] Khalil E.E., Spalding D.B., Whitelaw J.H. The Calculation of Local Flow Properties in Two-Dimensional Furnaces. *Int. J. Heat Mass Transfer*, 1975, vol. 18, no. 16, pp. 775–791.
- [12] Patankar S. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. N.Y., Hemisphere Publishing Corporation, 1980.
- [13] Van-Doormaal J.P., Raithby G.D. Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows. *Numerical Heat Transfer*, 1984, vol. 67, pp. 147–163.
- [14] Patankar S.V. Recent Developments in Computational Heat Transfer. *J. of Heat Transfer*, 1988, vol. 110, iss. 4b, p. 1037. DOI: 10.1115/1.3250608
- [15] Karki K.C., Mongia H.C. Recent Developments in Computational Combustion Dynamics. *AIAA*, 1989, paper no. AIAA-89-2808.
- [16] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., Yanchilin L.A. Numerical simulation of operational processes in the combustion chamber and gas generator of oxygen-methane liquid rocket engine. EUCASS book Progress in Propulsion Physics, TORUS PRESS, 2009.
- [17] Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A., Smirnov Yu.L. Numerical research on the peculiarities of the operational process in LRE combustion chambers propelled by oxygen and hydrocarbons. *Trudy MAI*, 2012, iss. 58. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=33406&eng=Y>

- [18] 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, iss. 58. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=34989&eng=Y>
- [19] 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, iss. 77. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=53138&eng=Y>

Статья поступила в редакцию 28.10.2014

Мосолов Сергей Владимирович — канд. физ.-мат. наук, начальник отделения жидкостных ракетных двигателей ГИЦ “Центр Келдыша” (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Mosolov S.V. — Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of Liquid Rocket Engines Department, Keldysh Research Centre (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Сидлеров Дмитрий Анатольевич — д-р техн. наук, начальник отдела ГИЦ “Центр Келдыша” (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Sidlerov D.A. — Dr. Sci. (Eng.), Head of Subdepartment of Keldysh Research Centre (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

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

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

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

Mosolov S.V., Sidlerov D.A. Comparative analysis of the characteristic features of operational process in liquid rocket engine combustion chamber with jet-centrifugal and centrifugal-centrifugal injectors by means of numerical simulation. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 2, pp. 60–71. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-60-71