

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕГО ПО СХЕМЕ С ДОЖИГАНИЕМ ВОССТАНОВИТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

Д.А. Сидлеров

sidlerov@rambler.ru

С.А. Федоров

shamusmacduly@gmail.com

АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Проведены расчетные исследования детальной структуры и интегральной эффективности рабочего процесса в камере сгорания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя, работающего на номинальном, форсированном и дросселированном режимах. При этом использованы разработанные в АО ГНЦ «Центр Келдыша» физико-математические модели, численные методы и комплексы компьютерных программ численного моделирования двухфазных турбулентных течений с горением в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей. Приведены результаты численного моделирования и исследования особенностей процессов течения компонентов топлива, их смешения и горения в камере сгорания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя замкнутой восстановительной схемы на номинальном, форсированном и дросселированном режимах работы. Выполнен сравнительный анализ параметров рабочего процесса в камерах сгорания при различных расходах компонентов топлива и уровнях давлений. Показано, что на режиме форсирования взаимодействие топливных струй усиливается, что ведет к интенсификации процессов смешения и выгорания, а на режиме глубокого дросселирования полнота смешения и выгорания топлива снижается по сравнению с номинальным режимом. Результаты численного моделирования могут быть использованы при проведении исследований процессов горения топлива в камерах сгорания перспективных жидкостных ракетных двигателей на этапах разработки, конструирования и доводки

Ключевые слова

Жидкостный ракетный двигатель, численное моделирование горения, топливо кислород-метан

Поступила 30.04.2021

Принята 09.08.2021

© Автор(ы), 2022

Введение. Использование топливной пары кислород–метан (сжиженного природного газа, СПГ) на современном этапе развития ракетно-космической техники рассматривается как актуальное направление в разработке новых типов ракет-носителей. В качестве примеров можно привести такие проекты, как «Амур-СПГ» (РФ), Starship, New Glenn и Vulcan (США). Особенности применения метана в ракетно-космической технике рассмотрены в [1–9]. К двигателям перспективных ракет-носителей предъявляются особые требования: возможность работы на режиме форсирования тяги (115...125 %) для горячего резервирования в многодвигательной установке на этапе выведения полезной нагрузки и возможность глубокого дросселирования, например, для вертикальной посадки ступени многоразовой ракетной системы. В настоящей работе приведены результаты расчетных исследований особенностей развития процессов в камере сгорания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), работающего по замкнутой восстановительной схеме на номинальном режиме, а также на режиме форсирования (117 %) и дросселирования (30 %) тяги.

Метод решения и принятые допущения. Для исследования рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД в настоящее время активно используются расчетно-теоретические подходы, основанные на методах численного интегрирования системы дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих процессы турбулентного течения, диффузии и горения компонентов топлива [10, 11–15]. В настоящей работе использованы физико-математические модели, численные методы и комплексы компьютерных программ численного моделирования двухфазных турбулентных течений с горением в условиях камер сгорания ЖРД, разработанные в АО ГНЦ «Центр Келдыша» [1, 2]. Описание метода численного моделирования приведено в [1]. Физико-математическая модель включает в себя систему уравнений типа уравнений Навье — Стокса, двухпараметрическую ($k-\varepsilon$)-модель турбулентности, а также модель горения, учитывающую разрыв турбулентных вихрей и уравнение Аррениуса химической кинетики обобщенного типа. Параметры испаряющихся капель жидкого распыленного топлива рассчитываются с помощью подхода Лагранжа, учитывается взаимовлияние газовой и капельной фаз в турбулентном потоке. Комплекс программ применяется для численного моделирования рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах двигателей, работающих на различных компонентах топлива и имеющих разнообразные типы смесительных элементов.

Работоспособность численного метода подтверждена сравнением с экспериментальными результатами, полученными для камер сгорания, работающих в модельных и натуральных условиях [1, 2].

В рассматриваемой камере сгорания применяются форсунки соосно-струйного типа, т. е. через центральный цилиндрический канал подается жидкий кислород, а через внешний кольцевой канал — генераторный газ с избытком метана (СПГ).

Расчеты проводились для элемента ядра потока, соответствующего одному смесительному элементу, в осесимметричном приближении. Особенности такого подхода и способ постановки граничных условий рассмотрены в [2]. Параметры распыла кислородной струи определялись в соответствии с рекомендациями, приведенными в [16]. Рассмотрим результаты расчетных исследований.

Результаты исследований для номинального режима работы. Для данного варианта принимались следующие режимные параметры в расчете на одну форсунку: давление в камере 17 МПа; массовое соотношение компонентов топлива в генераторном газе 0,29; температура генераторного газа 870 К; массовое соотношение компонентов топлива в камере сгорания 3,5.

Результаты расчетов приведены на рис. 1, картина течения на начальном участке — на рис. 1, а. Струя холодного распыленного кислорода занимает приосевую часть потока. Пламя стабилизируется за кромками кислородного сопла, на обратных токах, и вниз по потоку от них между струями кислорода и метана тянутся узкие зоны с высокой температурой.

На периферии элемента образуется примыкающая к днищу камеры тороидальная рециркуляционная зона длиной ~ 15 мм, которая охватывает истекающую из форсунки струю генераторного газа снаружи. Состав газа в этой зоне близок к исходному составу генераторного газа. Температура варьируется в диапазоне 900...1000 К. Поля температуры и смеси доли $\varphi = 1/(K + 1)$ приведены на рис. 1, б и в. Отметим, что в периферической рециркуляционной зоне состав газовой фазы характеризуется значительным избытком горючего ($\varphi_{\text{п}} \approx 0,78-0,8$) и сравнительно низкой температурой ($T_{\text{п}} \approx 900...1000$ К). Область обратного и поперечного течений, окружающая струю кислорода в диапазоне расстояний (x) от днища камеры $\sim 15...25$ мм, обусловлена мощным эжекционным воздействием высокоскоростной струи генераторного газа на поток кислорода, движущийся в приосевой зоне. Этой области соответствует максимум температуры на начальном участке. Плотная кислородная струя сохраняется до рас-

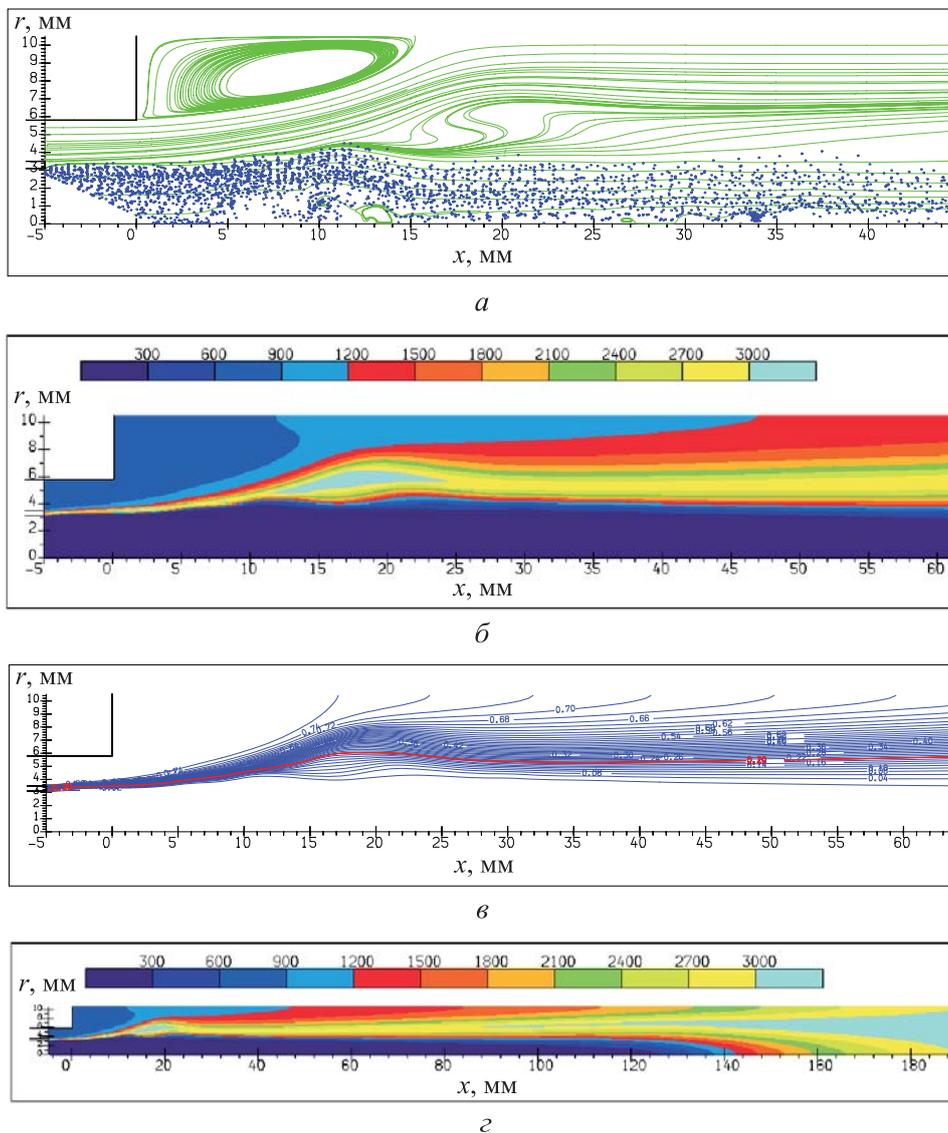


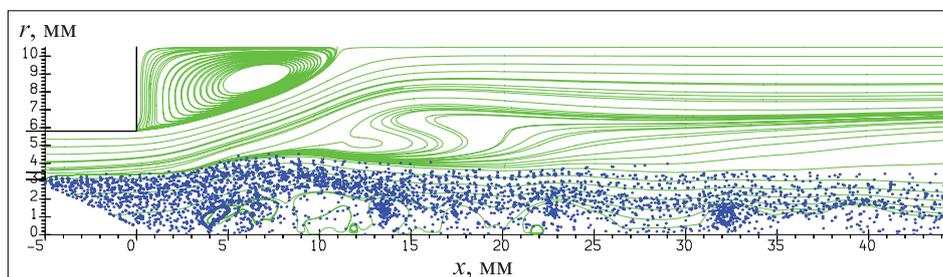
Рис. 1. Расчетные параметры рабочего процесса на номинальном режиме:
 а–в — структура течения, поле температуры и изолинии характеристики состава $\varphi = 1/(K + 1)$ в элементе потока на начальном участке соответственно;
 г — поле температуры в элементе потока

стояния $x \approx 130...140$ мм (рис. 1, г). Процессы смешения струй кислорода и метанового генераторного газа и выгорания топлива идут с высокой интенсивностью. Так, на расстоянии x , равном ~ 300 мм, распределения φ и T по сечению расчетного элемента становятся достаточно однородными. Интегральная эффективность рабочего процесса в камере сгорания может быть охарактеризована потерями характеристической скорости

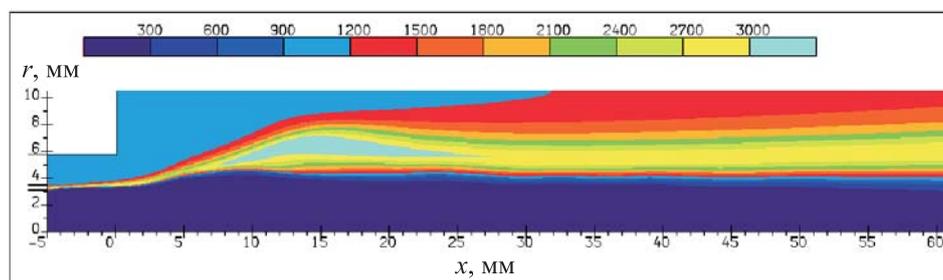
в зависимости от длины камеры. Интегральные потери характеристической скорости в элементе ядра потока при длине камеры сгорания 350 мм составляют менее 0,4 %. Максимальная скорость выгорания топлива достигается на расстоянии x , равном ~ 150 мм.

Результаты исследований для режима форсирования тяги (117 %). Для данного варианта принимались следующие режимные параметры в расчете на одну форсунку: давление в камере сгорания 20 МПа; массовое соотношение компонентов топлива в генераторном газе 0,33; температура генераторного газа 920 К; массовое соотношение компонентов топлива в камере сгорания 3,5.

Результаты расчетов приведены на рис. 2. Согласно рис. 2, *а*, на котором приведена структура течения на начальном участке, переход на режим форсирования тяги приводит к большему углу отклонения кольцевой струи генераторного газа от осевой линии элемента потока, уменьшению до 12 мм периферической тороидальной рециркуляционной зоны, существенному расширению кислородной струи при $x = 3 \dots 10$ мм и формированию более развитой области возвратно-поперечного течения при $x = 11 \dots 20$ мм, $r = 4 \dots 7$ мм. Процессы смешения и выгорания компонентов топлива протекают более интенсивно, чем для номинального режима



а



б

Рис. 2 (начало). Расчетные параметры рабочего процесса на режиме форсирования тяги (*а-б* — см. рис. 1)

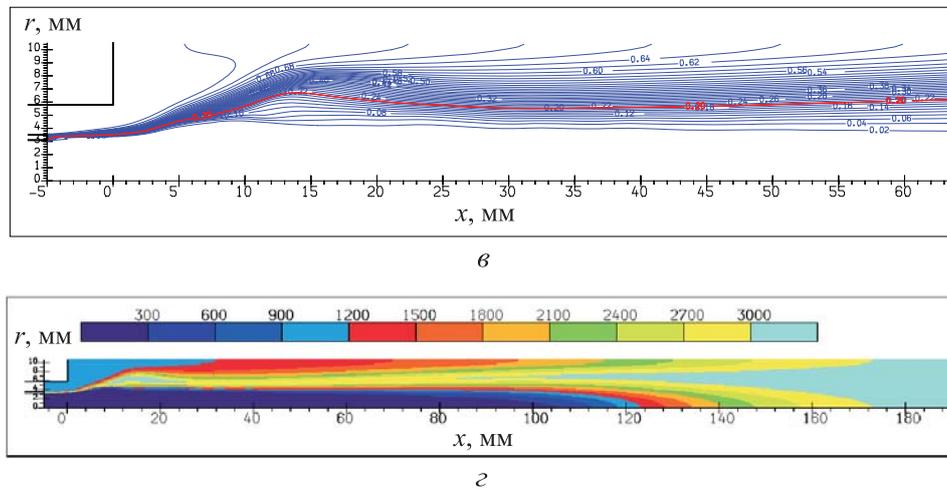


Рис. 2 (окончание). Расчетные параметры рабочего процесса на режиме форсирования тяги (а-г — см. рис. 1)

(рис. 2, б-г), длина плотной кислородной струи сократилась до $x \approx 110$ мм. Интегральные потери характеристической скорости в элементе ядра потока при длине камеры сгорания 350 мм уменьшились на 0,1 %. Максимальная скорость выгорания топлива достигается на расстоянии $x \approx 130$ мм.

Результаты исследований для режима дросселирования тяги (30 %). Для данного варианта принимались следующие режимные параметры в расчете на одну форсунку: давление в камере сгорания 6,7 МПа; массовое соотношение компонентов топлива в генераторном газе 0,115; температура генераторного газа 620 К; массовое соотношение компонентов топлива в камере сгорания 3,5.

Результаты расчетов приведены на рис. 3. При переходе на режим дросселирования тяги процессы взаимодействия кислородной и метановой струй становятся менее выраженными, почти полностью исчезает область возвратно-поперечного течения между ними, периферическая рециркуляционная зона удлиняется до 22 мм (рис. 3, а). Процессы смешения и выгорания компонентов топлива протекают менее интенсивно, чем для номинального режима (рис. 3, б-г), длина плотной кислородной струи увеличилась до $x \approx 150$ мм. Интегральные потери характеристической скорости в элементе ядра потока при длине камеры сгорания 350 мм увеличились на $\sim 0,1$ %. Максимальная скорость выгорания топлива достигается на расстоянии $x \approx 180$ мм.

Заключение. Проведены расчетные исследования детальной структуры и интегральной эффективности рабочего процесса в камере сгорания

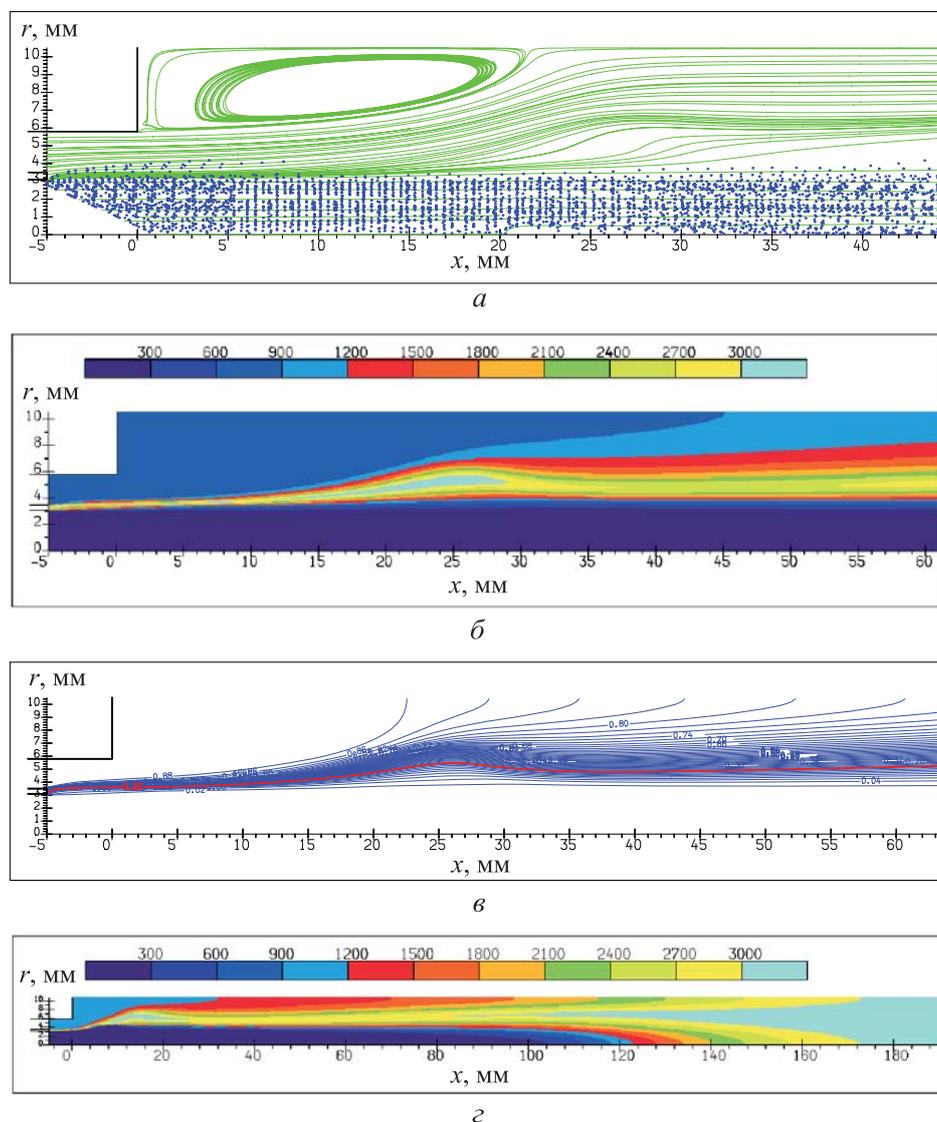


Рис. 3. Расчетные параметры рабочего процесса на режиме дросселирования тяги (а-г — см. рис. 1)

на различных режимах работы: номинальном, форсированном и дросселированном. В результате численного моделирования получены поля скоростей, параметров турбулентности, концентраций и температуры.

Установлено, что важную роль в процессе смешения компонентов топлива на начальном участке играет зона возвратно-поперечного течения, образующаяся между струями кислорода и метана.

Показано, что на режиме форсирования взаимодействие топливных струй усиливается, что ведет к интенсификации процессов смешения

и выгорания, а на режиме глубокого дросселирования полнота смешения и выгорания топлива снижается по сравнению с номинальным режимом.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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. Engin. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217.
DOI: <https://doi.org/10.1134/S1810232808030053>
- [2] 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 Physics*, 2009, vol. 1, pp. 185–204.
DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/200901185>
- [3] Коротеев А.С., Самойлов Л.П. Выбор пути развития маршевых жидкостных ракетных двигателей для перспективных российских средств выведения. *Космонавтика и ракетостроение*, 1999, № 15, с. 111–119.
- [4] Клепиков И.А. Использование охлаждающих свойств метана для увеличения энергетики жидкостных ракетных двигателей с дожиганием восстановительного газа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2005, № 1 (58), с. 15–23.
- [5] Mykhalchyshyn R.V., Brezgin M.S., Lomskyi D.A. Methane, kerosene and hydrogen comparative as a rocket fuel for launch vehicle pneumohydraulic supply system development. *Space Sc. & Technol.*, 2018, vol. 24, no. 2, pp. 12–17.
DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.02.012>
- [6] Калугин К.С., Сухов А.В. Особенности использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей. *Вестник МАИ*, 2018, т. 25, № 4, с. 120–132.
- [7] Lux J., Haidn O. Effect of recess in high-pressure liquid oxygen/methane coaxial injection and combustion. *J. Propuls. Power*, 2009, vol. 25, no. 1, pp. 24–32.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.37308>
- [8] Аджян А.П., Лёвочкин П.С. Особенности разработки восстановительного газогенератора для метанового многорежимного двигателя. *Труды НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко*, 2012, № 29, с. 211–223.
- [9] Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А. и др. Применение топлива «кислород+метан» в жидкостных ракетных двигателях. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 12 (17). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2017-12-205>
- [10] Мирошкин В.В. Кислородно-метановый ЖРД с дополнительной турбиной. *Труды НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко*, 2005, № 23, с. 256–270.
- [11] Воронков А.Ф., Гребенюк Д.А., Иванов В.А. и др. Двигатель РД196 для системного демонстратора многофазовой ступени МРКС-1 на топливе кислород и метан. *Труды НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко*, 2013, № 30, с. 243–259.

[12] Muller H., Pitzner M. Large-eddy simulation of transcritical liquid oxygen/methane jet flames. *Progress in Propulsion Physics*, 2019, vol. 11, pp. 177–194.

DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/201911177>

[13] Ruiz A. Unsteady numerical simulations of transcritical turbulent combustion in liquid rocket engines. Toulouse, Institut National Polytechnique, 2012.

[14] 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: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.186.215>

[15] Wang Z. Internal combustion processes of liquid rocket engines. Singapore, Wiley, 2016.

[16] Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В. и др. Распыливание жидкостей. М., Машиностроение, 1977.

Сидлеров Дмитрий Анатольевич — д-р техн. наук, начальник отдела АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Федоров Сергей Алексеевич — инженер 2-й категории АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Сидлеров Д.А., Федоров С.А. Расчетное исследование особенностей рабочего процесса в камере сгорания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя, работающего по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 2 (141), с. 43–53. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-2-43-53>

NUMERICAL INVESTIGATION OF WORK CYCLE CHARACTERISTICS IN THE COMBUSTION CHAMBER OF A LOX/METHANE LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE FEATURING REDUCTANT POWER GAS COMBUSTION

D.A. Sidlerov

sidlerov@rambler.ru

S.A. Fedorov

shamusmacduly@gmail.com

JSC SSC “Center Keldysh”, Moscow, Russian Federation

Abstract

We performed a numerical investigation of cumulative efficiency and the structure in detail concerning the working process in the combustion chamber of a lox/methane liquid-propellant rocket engine operating in steady-state, boosted and throttled modes. In order

Keywords

Liquid rocket engine, numerical simulation of combustion, lox/methane fuel

to do it, we used tools developed by JSC SSC “Center Keldysh”, that is, physical and mathematical models, numerical methods and software packages for numerical simulation of two-phase turbulent flows with combustion in liquid-propellant engine combustion chambers. The paper presents numerical simulation and investigation results concerning the specifics of fuel component flows, their mixing and combustion in the combustion chamber of a lox/methane liquid-propellant rocket engine using staged combustion cycle with reductant gas in steady-state, boosted (117 % by thrust) and throttled (30 % by thrust) operation modes. We performed a comparative analysis of work cycle parameters in combustion chambers at different fuel component consumption rates and pressure levels. The paper shows that the boosted mode increases the interaction of fuel jets, which intensifies mixing and burnout processes, while the deep throttling mode decreases the mixing and fuel burnout amplitudes as compared to the steady-state mode. The numerical simulation results may be used to investigate fuel combustion processes in combustion chambers of promising liquid-propellant rocket engines at the stages of development, design and refinement

Received 30.04.2021

Accepted 09.08.2021

© Author(s), 2022

REFERENCES

- [1] 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. Engin. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217.
DOI: <https://doi.org/10.1134/S1810232808030053>
- [2] 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 Physics*, 2009, vol. 1, pp. 185–204.
DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/200901185>
- [3] Koroteev A.S., Samoylov L.P. Choosing a path for development of sustainer liquid-propellant rocket engines for promising Russian launch vehicles. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 1999, no. 15, pp. 111–119 (in Russ.).
- [4] Klepikov I.A. Use of cooling properties of methane for increase of power of liquid propellant engines with afterburning of reducing gas. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2005, no. 1 (58), pp. 15–23 (in Russ.).
- [5] Mykhalchyshyn R.V., Brezgin M.S., Lomskiy D.A. Methane, kerosene and hydrogen comparative as a rocket fuel for launch vehicle pneumohydraulic supply system development. *Space Sc. & Technol.*, 2018, vol. 24, no. 2, pp. 12–17.
DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.02.012>

- [6] Kalugin K.S., Sukhov A.V. Methane application specifics as a fuel for liquid rocket engines. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 120–132 (in Russ.).
- [7] Lux J., Haidn O. Effect of recess in high-pressure liquid oxygen/methane coaxial injection and combustion. *J. Propuls. Power*, 2009, vol. 25, no. 1, pp. 24–32.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.37308>
- [8] Adzhyan A.P., Levochkin P.S. The peculiarities of development of fuel-rich preburner for methane multi-mode engine. *Trudy NPO "Energomash" imeni akademika V.P. Glushko [Proceedings of NPO Energomash]*, 2012, no. 29, pp. 211–223 (in Russ.).
- [9] Bregvadze D.T., Gabidulin O.V., Gurkin A.A., et al. Usage of oxygen-and-methane propellant in liquid-propellant rocket engines. *Politekhnicheskiy molodezhnyy zhurnal [Politechnical Student Journal]*, 2017, no. 12 (17) (in Russ.).
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2017-12-205>
- [10] Miroshkin V.V. Oxygen-methane LPRE with additional turbine. *Trudy NPO "Energomash" imeni akademika V.P. Glushko [Proceedings of NPO Energomash]*, 2005, no. 23, pp. 256–270 (in Russ.).
- [11] Voronkov A.F., Grebenyuk D.A., Ivanov V.A., et al. Oxygen-methane RD196 engine for system demonstrator of reusable first stage of MRKS-1. *Trudy NPO "Energomash" imeni akademika V.P. Glushko [Proceedings of NPO Energomash]*, 2013, no. 30, pp. 243–259 (in Russ.).
- [12] Muller H., Pitzner M. Large-eddy simulation of transcritical liquid oxygen/methane jet flames. *Progress in Propulsion Physics*, 2019, vol. 11, pp. 177–194.
DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/201911177>
- [13] Ruiz A. Unsteady numerical simulations of transcritical turbulent combustion in liquid rocket engines. Toulouse, Institut National Polytechnique, 2012.
- [14] 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: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.186.215>
- [15] Wang Z. Internal combustion processes of liquid rocket engines. Singapore, Wiley, 2016.
- [16] Dityakin Yu.F., Klyachko L.A., Novikov B.V., et al. *Raspylivanie zhidkostey [Spraying liquids]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.

Sidlerov D.A. — Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Fedorov S.A. — Engineer, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Sidlerov D.A., Fedorov S.A. Numerical investigation of work cycle characteristics in the combustion chamber of a lox/methane liquid-propellant rocket engine featuring reductant power gas combustion. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 2 (141), pp. 43–53 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-2-43-53>