

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ ТОПЛИВНОЙ ПАРЫ «ПРИРОДНЫЙ ГАЗ – КИСЛОРОД»*

С. М. Фролов¹, В. С. Аксёнов², В. С. Иванов³, С. Н. Медведев⁴, И. О. Шамшин⁵, Н. Н. Яковлев⁶, И. И. Костенко⁷

Аннотация: На демонстрационном образце ракетного двигателя нового типа — детонационного ракетного двигателя (ДРД) — работающем на топливной паре «природный газ (ПГ) — кислород», впервые экспериментально получен высокий удельный импульс тяги на земле (270 с) при низком среднем давлении в камере сгорания (32 атм). Сравнение этих показателей с известным жидкостным ракетным двигателем РД 170-А отечественного производства, работающим на дефлаграционном горении топливной пары «керосин—кислород» (263 с и 61 атм), показывает, что в ДРД близкий по значению удельный импульс тяги на земле получен при вдвое меньшем давлении в камере сгорания. Это свидетельствует о более высокой энергоэффективности детонационного горения по сравнению с дефлаграционным горением, а также о возможности улучшения массогабаритных характеристик турбонасосного агрегата в ДРД.

Ключевые слова: детонационный ракетный двигатель; природный газ; кислород; огневые испытания; тяга; удельный импульс

Введение

В настоящее время в космическом двигателестроении рассматривается ряд перспективных направлений развития жидкостных ракетных двигателей. Одно из направлений — замена топливной пары «керосин—кислород» на топливную пару «сжиженный природный газ (СПГ) — кислород». Преимущества такой замены объясняются повышением удельного импульса тяги на 3%–4%, доступностью и дешевизной СПГ, а также более высокими экологическими характеристиками горения СПГ по сравнению с керосином [1].

Другое направление — замена дефлаграционного (дозвукового) горения на непрерывно-детонационное (сверхзвуковое) горение топливной смеси в камере сгорания ракетного двигателя. Целесообразность перехода к непрерывно-детонационному горению объясняется более высоким коэффициентом

полезного действия термодинамического цикла двигателя с детонационным горением по сравнению с традиционным циклом с дефлаграционным горением [2, 3] (теоретически на 13%–15% [4]). Кроме того, ДРД имеет более компактные камеру сгорания и сопло, а процесс детонационного горения отличается высокой полнотой сгорания и низкой эмиссией вредных веществ.

Энергоэффективность использования детонационного горения в ракетном двигателе экспериментально доказана в [5–7], где сообщается об увеличении удельного импульса на 6%–8% при переходе от дефлаграционного горения к детонационному.

О первых экспериментах с непрерывно-детонационным горением газовой метанокислородной смеси в кольцевой камере сгорания сообщается в [8]. Аналогичные эксперименты проведены в [9–11]. В [10] описаны эксперименты с измерением тя-

* Работа частично выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России по государственному контракту № 14.609.21.0002 (идентификатор контракта RFMEFI60914X0002), а также за счет субсидии, выделенной ИХФ РАН на выполнение государственного задания по теме 44.8 «Фундаментальные исследования процессов превращения энергоёмких материалов и разработка научных основ управления этими процессами» (номер регистрации 0082-2016-0011) в 2017 г.

¹ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской Академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; Некоммерческое партнерство «Центр импульсно-детонационного горения», smfrol@chph.ras.ru

² Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской Академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; Некоммерческое партнерство «Центр импульсно-детонационного горения», v.aksenov@mail.ru

³ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской Академии наук; Некоммерческое партнерство «Центр импульсно-детонационного горения», ivanov.vls@gmail.com

⁴ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской Академии наук; Некоммерческое партнерство «Центр импульсно-детонационного горения», medvedevs@chph.ras.ru

⁵ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской Академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; Некоммерческое партнерство «Центр импульсно-детонационного горения», igor_shamshin@mail.ru

⁶ Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз», г. Лыткарино, amntksouyuz@mail.ru

⁷ Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз», г. Лыткарино, info@tmkb-soyuz.ru

ги демонстрационного образца ДРД, работающего на топливной паре «метан–кислород» при низких давлениях в кольцевой камере сгорания (до 3 атм). Измеренный в [10] максимальный удельный импульс на земле составил 107 с. Дальнейшее развитие эти работы получили в [11]: благодаря повышению среднего давления в камере сгорания до 9–10 атм и изменению конструкции ДРД максимальный измеренный удельный импульс на земле достиг 160 с при работе на топливной паре «ПГ–кислород». При этом варианты изменения конструкции ДРД предварительно изучались с помощью многомерных численных расчетов рабочего процесса [12].

Цель данной работы — экспериментальное получение высокого удельного импульса тяги до 270 с на земле с помощью глубокой модернизации конструкции ДРД [11] с использованием компьютерного моделирования по методике [12].

Демонстрационный образец двигателя

На рис. 1 показаны принципиальная схема ДРД и фотография испытательного стенда с установленным демонстрационным образцом двигателя. Демонстрационный образец спроектирован на основе многовариантных численных расчетов рабочего процесса и тяговых характеристик двигателя. Основным элементом ДРД — кольцевая камера сгорания 1, на входе которой последовательно установлены форсуночная головка 2 и коллектор окислителя 3, а на выходе — суживающе-расширяющееся сопло 4 с коническим центральным телом 5. Площадь минимального сечения сопла 4 составляет 50% от площади сечения кольцевой камеры сгорания 1. Камера сгорания 1 образована боковыми поверхностями двух коаксиальных цилиндров с кольцевым зазором шириной 5 мм (внеш-

ний диаметр 100 мм, внутренний диаметр 90 мм). Форсуночная головка 2 представляет собой пояс из 144 отверстий 6 диаметром 1 мм, равномерно расположенных на внешней поверхности кольцевой камеры сгорания 1 на расстоянии 1 мм (по направлению к соплу 4) от диска 7 с острыми кромками, образующими с внешней стенкой камеры сгорания 1 кольцевой зазор 8 высотой 2,5 мм. Окислитель (газообразный кислород) подается по каналам 9 в коллектор 3, а затем поступает в камеру сгорания 1 через кольцевой зазор 8. Топливо (ПГ с содержанием метана 92,8% (об.)) подается в форсуночную головку 2 по топливным каналам 10, а затем поступает в камеру сгорания 1 через отверстия 6. Все теплонапряженные элементы ДРД охлаждаются с помощью системы водяного охлаждения (подвод охлаждающей воды — канал 11, отвод — 12). Отличительная особенность камеры сгорания 1 — ее небольшая длина: всего 19 мм.

Система инициирования детонации состоит из электрического разрядника, расположенного в выходном сечении кольцевой камеры сгорания, и генератора импульсов напряжения (амплитуда 10 кВ, частота 100 Гц). Электрический разрядник представляет собой тонкий вольфрамовый электрод, торцевая часть которого расположена на расстоянии $\Delta = 2\text{--}3$ мм от центрального конического тела. При подаче напряжения на электрод в промежутке Δ возникает дуговой разряд, который зажигает смесь и приводит к инициированию одной или нескольких детонационных волн (ДВ). Детонационная волна, занимая некоторую часть длины камеры сгорания, непрерывно циркулирует в кольцевом зазоре, сжигая всю топливную смесь, поступившую в камеру сгорания за один оборот ДВ в этом зазоре. Продукты детонации истекают в окружающее пространство через сопло 4.

Система диагностики быстротекущих процессов в кольцевой камере сгорания включает дат-

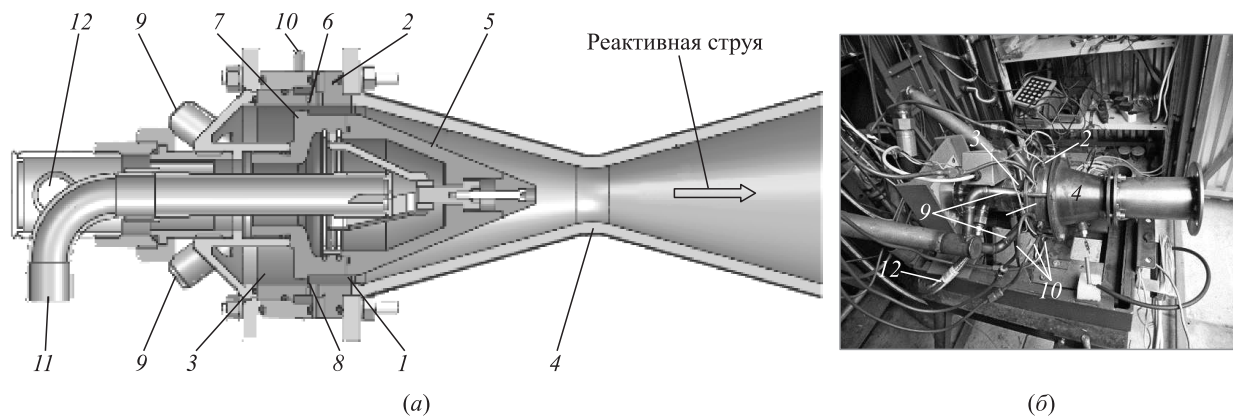


Рис. 1 Принципиальная схема ДРД (а) и фотография его размещения на испытательном стенде (б)

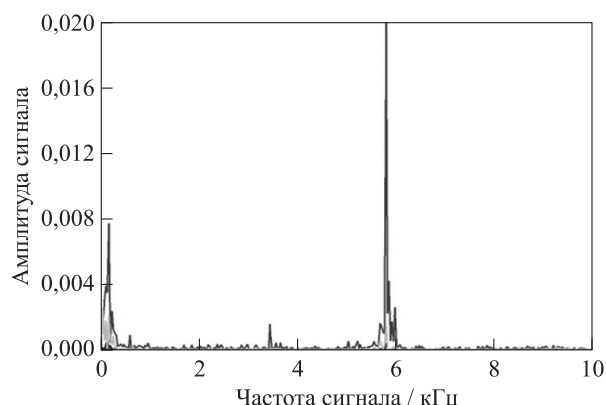


Рис. 2 Пример Фурье-анализа записей трех ионизационных зондов в огневом испытании ДРД (записи практически сливаются)

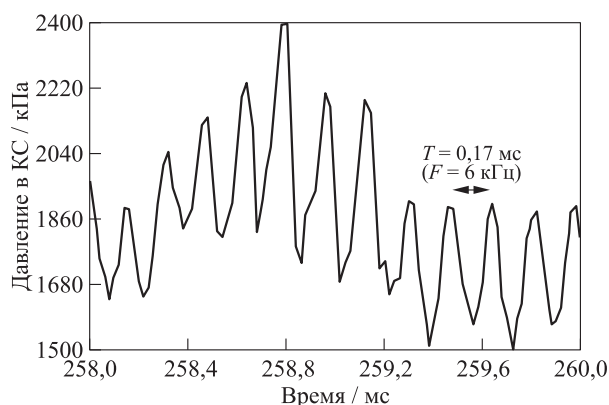


Рис. 3 Фрагмент записи статического давления в камере сгорания ДРД в одном из огневых испытаний

чик статического давления и три ионизационных зонда, установленные в одном сечении камеры сгорания под углом 90° на расстоянии 9 мм ниже по течению от пояса отверстий для подачи топлива (поз. б на рис. 1, а), а также аналого-цифровой преобразователь, соединенный с персональным компьютером. Погрешность измерения среднего статического давления в камере сгорания — не более 1%. Система диагностики на основе ионизационных зондов апробирована авторами ранее и показала высокую эффективность применительно к детонационным процессам [13]. Погрешность измерения скорости детонации с помощью ионизационных зондов — не более 5%. Расходы топливных компонентов — ПГ и кислорода — определяются по записям низкочастотных датчиков абсолютного статического давления в кислородной и топливной магистралях. Погрешность определения расходов — не более 3%. Для измерения тяги, создаваемой двигателем, используется тензорезисторный датчик сжатия мембранного типа. Погрешность измерения тяги — не более 3%.

Результаты испытаний

Типичное огневое испытание ДРД продолжается 1 с. Кроме самого рабочего процесса с детонационным горением топливной смеси это время включает время открытия и закрытия быстросрабатывающих клапанов подачи топлива и окислителя. За время рабочего процесса (около 0,5 с) ионизационные зонды регистрируют тысячи оборотов ДВ в кольцевом зазоре камеры сгорания. Результаты испытаний показывают, что во всем исследованном диапазоне изменения расходов топливных компонентов в камере сгорания ДРД разработанной конструкции реализуется рабочий процесс с од-

ной ДВ, непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре с частотой ~ 6 кГц, что соответствует скорости вращения ~ 1900 м/с. Для иллюстрации на рис. 2 и 3 показаны пример Фурье-анализа записей ионизационных зондов (см. рис. 2) и фрагмент записи датчика статического давления в камере сгорания двигателя (см. рис. 3) в одном из огневых испытаний ДРД. Тот факт, что в данном ДРД реализуется рабочий процесс с одной ДВ отличает его от аналогов [8–11], в которых повышение расхода топливных компонентов и, соответственно, среднего давления в камере сгорания приводит к вырождению детонационного горения в дефлаграционное вследствие увеличения количества ДВ, одновременно вращающихся в кольцевой камере сгорания.

Максимальное среднее давление P_c в камере сгорания ДРД, достигнутое в огневых испытаниях, составило 32 атм при расходе топливной смеси $G = 1,14$ кг/с (см. таблицу). При этом получены максимальные значения тяги $F = 308$ кГс и удельного импульса на земле $I_3 = 270$ с. Удельный импульс на земле рассчитывается по формуле: $I_3 = F/(Gg)$, где g — ускорение силы тяжести. На рис. 4 и 5 приведены примеры записей датчика статического давления в камере сгорания ДРД и датчика тяги

Результаты выборочных огневых испытаний ДРД

| Номер испытания | P_c , атм | G , кг/с | Φ^* | F , кГс | I_3 , с |
|-----------------|-------------|------------|----------|-----------|-----------|
| 1 | 5 | 0,25 | 1,30 | 37 | 148 |
| 2 | 9,5 | 0,45 | 0,96 | 86 | 190 |
| 3 | 12,8 | 0,58 | 1,10 | 124 | 214 |
| 4 | 13,5 | 0,65 | 1,30 | 131 | 202 |
| 5 | 19 | 0,87 | 1,10 | 213 | 245 |
| 6 | 24 | 1,00 | 1,20 | 260 | 260 |
| 7 | 32 | 1,14 | 1,20 | 308 | 270 |

* Φ — коэффициент избытка горючего в топливной смеси.

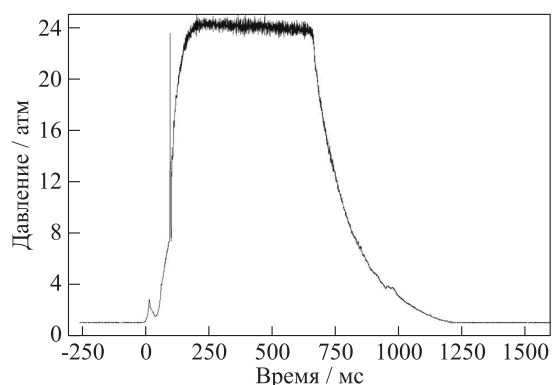


Рис. 4 Пример записи статического давления в камере сгорания ДРД

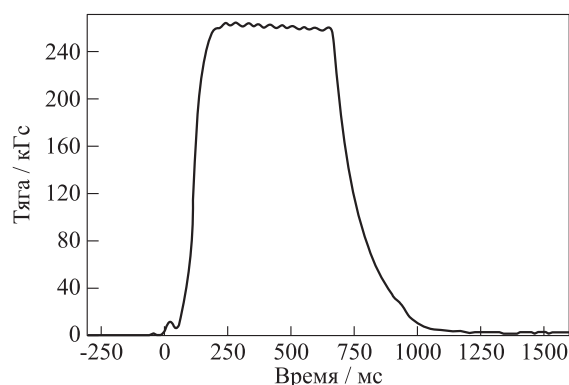


Рис. 5 Пример записи датчика тяги, создаваемой ДРД

для огневого испытания № 6 из таблицы. Видно, что рабочий процесс выходит на установившийся режим через ~ 200 мс после начала испытания, а затем в течение $\sim 0,5$ с среднее давление в камере и тяга ДРД приблизительно постоянны. Далее клапаны подачи топлива и окислителя закрываются и давление снижается до атмосферного.

На рис. 6 данные таблицы представлены в виде экспериментальной зависимости удельного импульса на земле от среднего статического давления в камере сгорания ДРД.

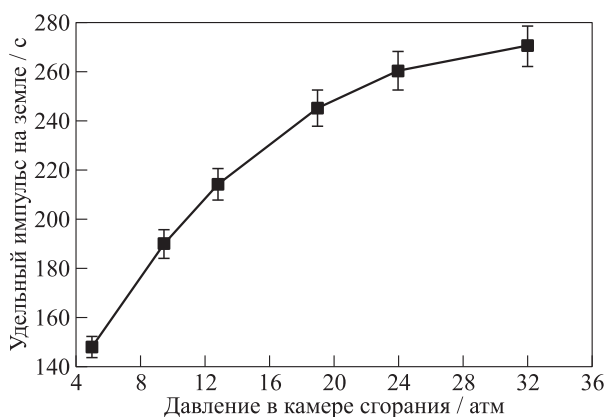


Рис. 6 Экспериментальная зависимость удельного импульса от среднего абсолютного давления в камере сгорания ДРД

Заключение

Таким образом, в работе спроектирован, изготовлен и испытан демонстрационный образец ДРД, работающий на топливной паре «ПГ–кислород», на котором впервые экспериментально получен высокий удельный импульс тяги на земле (270 с) при относительно низком среднем давлении

в камере сгорания (32 атм). Для сравнения укажем, что жидкостный ракетный двигатель РД 170-А отечественного производства, работающий на дефлаграционном горении топливной пары «керосин–кислород», обладает удельным импульсом тяги на земле 263 с при давлении в камере сгорания 61 атм (по данным НПО «Энергомаш» им. академика В. П. Глушко). Сравнивая эти показатели, приходим к выводу, что в ДРД близкий по значению удельный импульс тяги на земле получен при вдвое меньшем давлении в камере сгорания. Последнее означает, что энергоэффективность детонационного горения выше, чем дефлаграционного. Кроме того, такое уменьшение давления в камере сгорания ДРД приводит к улучшению массогабаритных характеристик турбонасосного агрегата.

Литература

1. Белов Е. А., Богушев В. Ю., Клепиков И. А., Смирнов А. М. Результаты экспериментальных работ в НПО Энергомаш по освоению метана как компонента топлива для ЖРД // Тр. НПО им. академика В. П. Глушко. — М.: НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко, 2000. № 18. С. 86–89.
2. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. № 17. С. 1455–1461.
3. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
4. Чванов В. К., Фролов С. М., Стернин Л. Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Тр. НПО им. академика В. П. Глушко. — М.: НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко, 2012. № 29. С. 4–14.
5. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамиче-

- ского цикла Зельдовича // Докл. РАН, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.
6. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen-oxygen fuel mixture // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. No. 21. P. 6970–6975.
 7. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва, 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117.
 8. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
 9. Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels – oxygen mixtures // Shock Waves, 2011. Vol. 21. P. 75–84.
 10. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальные исследования стендовых образцов малоразмерных ракетных двигателей с непрерывно-детонационными камерами сгорания // Горение и взрыв, 2015. Т. 8. № 1. С. 151–163.
 11. Иванов В. С., Аксёнов В. С., Фролов С. М., Шамшин И. О. Экспериментальные исследования стендового образца ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением смеси природного газа с кислородом // Горение и взрыв, 2016. Т. 9. № 2. С. 51–64.
 12. Медведев С. Н., Иванов В. С., Фролов С. М. Трёхмерное численное моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик стендового образца ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением смеси природного газа с кислородом // Горение и взрыв, 2016. Т. 9. № 2. С. 65–79.
 13. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Зангиев А. Э., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Хемиионизационная и акустическая диагностика рабочего процесса в непрерывно-детонационных и импульсно-детонационных камерах сгорания // Докл. РАН, 2015. Т. 465. № 1. С. 62–67.

Поступила в редакцию 23.10.17

FIRING TESTS OF CONTINUOUS-DETONATION ROCKET ENGINE OPERATING ON NATURAL GAS AND OXYGEN

S. M. Frolov^{1,2,3}, V. S. Aksenov^{1,2,3}, V. S. Ivanov^{1,3}, S. N. Medvedev^{1,3}, I. O. Shamshin^{1,2,3}, N. N. Yakovlev⁴, and I. I. Kostenko⁴

¹N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

³Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

⁴Public Joint-Stock Company Turaevo Machine-Building Design Bureau “Soyuz,” Lytkarino 140080, Moscow Region, Russian Federation

Abstract: A high sea-level specific impulse of 270 s at low mean pressure in the combustor (32 atm) has been obtained experimentally for the first time in the rocket engine demonstrator of the new type — continuous-detonation rocket engine (CDRE) operating on natural gas and gaseous oxygen. Comparison of this result with the known liquid-propellant rocket engine RD 170-A operating on the deflagrative combustion of kerosene and oxygen (263 s and 61 atm) indicates that the CDRE possesses a similar specific impulse at a twice lower pressure in the combustor. This means that detonative combustion is more energy efficient than the deflagrative combustion and there is the possibility of improving the weight and dimensions of the turbopump unit in the CDRE.

Keywords: detonation rocket engine; natural gas; oxygen; firing tests; thrust; specific impulse

Acknowledgments

This work is partly supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation under the State Contract No. 14.609.21.0002 (RFMEFI60914X0002), as well as by the subsidy given to the Semenov Institute of Chemical Physics to implement the state assignment on the topic No. 44.8 “Fundamental studies of conversion processes of energetic materials and development of scientific grounds of controlling these processes” (Registration No. 0082-2016-0011) in 2017.

References

1. Belov, E. A., V. Yu. Bogushev, I. A. Klepikov, and A. M. Smirnov. 2000. Rezul'taty eksperimental'nykh rabot v NPO Energomash po osvoeniyu metana kak komponenta topliva dlya ZhRD [Results of experimental works in NPO Energomash on utilization of methane as a fuel component for LPE]. *Tr. NPO Energomash imeni akademika V. P. Glushko* [Herald of NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko]. Moscow: NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko. 18:86–89.
2. Zel'dovich, Ya. B. 1940. K voprosu ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo goreniya [To the question of energy use of detonation combustion]. *Zh. Tekhn. Fiz.* [J. Tech. Phys.] 10(17):1455–1461.
3. Frolov, S. M., A. E. Barykin, and A. A. Borisov. 2004. Termodinamicheskiy tsikl s detonatsionnym szhiganiem topliva [Thermodynamic cycle with detonation burning of fuel]. *Khim. Fiz.* 23(3):17–25.
4. Chvanov, V. K., S. M. Frolov, and L. E. Sternin. 2012. Zhidkostnyy detonatsionnyy raketnyy dvigatel' [Liquid-propellant detonation rocket engine]. *Tr. NPO Energomash imeni akademika V. P. Glushko* [Herald of NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko]. Moscow: NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko. 29:4–14.
5. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2014. Experimental proof of the energy efficiency of the Zel'dovich thermodynamic cycle. *Dokl. Phys. Chem.* 459(2):207–211.
6. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and V. S. Ivanov. 2015. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogeneoxygen fuel mixture. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40(21):6970–6975.
7. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2015. Energy efficiency of a continuous-detonation combustion chamber. *Combust. Explo. Shock Waves* 51(2):232–245.
8. Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. *Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya* [Continuous spin detonation]. Novosibirsk: SB RAS Publ. 423 p.
9. Kindracki, J., P. Wolanski, and Z. Gut. 2011. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels – oxygen mixtures. *Shock Waves* 21:75–84.
10. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2015. Eksperimental'nye issledovaniya stendovykh obraztsov malorazmernykh raketnykh dvigateley s nepreryvno-detonatsionnymi kameravi sgoraniya [Experimental studies of small samples bench rocket engine with a continuously-detonation combustors]. *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 8(1):151–163.
11. Ivanov, V. S., V. S. Aksenov, S. M. Frolov, and I. O. Shamshin. 2016. Eksperimental'nye issledovaniya stendovogo obraztsa raketnogo dvigatelya s nepreryvno-detonatsionnym goreniem smesi prirodnogo gaza s kislorodom [Experimental studies of stand sample of rocket engine with continuous-detonation combustion of natural gas – oxygen mixture] *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 9(2):51–64.
12. Medvedev, S. N., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2016. Trekhmernoe chislennoe modelirovanie rabocheho protsesssa i tyagovykh kharakteristik stendovogo obraztsa raketnogo dvigatelya s nepreryvno-detonatsionnym goreniem smesi prirodnogo gaza s kislorodom [Three-dimensional numerical simulation of operation process and thrust performance of bench rocket engine with continuous detonation combustion of natural gas – oxygen mixture]. *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 9(2):65–79.
13. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, A. E. Zangiev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2015. Chemiionization and acoustic diagnostics of the process in continuous- and pulse-detonation combustors. *Dokl. Phys. Chem.* 465(1):273–278.

Received October 23, 2017

Contributors

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; scientific head, Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru

Aksenov Victor S. (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; design engineer, Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru

Ivanov Vladislav S. (b. 1986) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Medvedev Sergey N. (b. 1985) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; medvedevs@chph.ras.ru

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulsed Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; igor.shamshin@mail.ru

Yakovlev Nikolay N. (b. 1958) — Candidate of Science in physics and mathematics, project manager, Public Joint-Stock Company Turaevo Machine-Building Design Bureau “Soyuz,” Lytkarino 140080, Moscow Region, Russian Federation; amntksouyuz@mail.ru

Kostenko Ivan I. (b. 1957) — vice-director, chief designer, Public Joint-Stock Company Turaevo Machine-Building Design Bureau “Soyuz,” Lytkarino 140080, Moscow Region, Russian Federation; info@tmkb-soyuz.ru