

НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННАЯ ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ*

С. М. Фролов¹, В. С. Иванов², И. О. Шамшин³, В. С. Аксёнов⁴, М. Ю. Вовк⁵,
И. В. Мокрынский⁶, В. А. Брусков⁷, Д. В. Игонькин⁷, С. Н. Москвитин⁷,
А. А. Илларионов⁷, Е. Ю. Марчуков⁸

Аннотация: Впервые разработана, изготовлена и испытана детонационная форсажная камера сгорания (ДФКС), работающая на непрерывно-детонационном горении авиационного керосина ТС-1. Огневые испытания ДФКС в комбинации с малогабаритным одноконтурным турбореактивным двигателем (ТРД) ТJ100S-125 проведены на наземном стенде. В испытаниях зарегистрированы устойчивые режимы непрерывно-детонационного горения авиационного керосина — околопредельный режим продольно-пульсирующей детонации (ППД) и режим спиновой детонации (СД) с одной детонационной волной. По сравнению с обычной форсажной камерой сгорания при том же уровне внутрикамерного давления удельный расход топлива в ДФКС оказался на 30% ниже, а удельная тяга и коэффициент форсирования тяги — на 30% выше. Показано, что при работе в режиме ППД средний тепловой поток в стенки ДФКС составляет около 0,5 МВт/м², а в режиме СД — 0,86 МВт/м². Эти показатели свидетельствуют о высоких потенциальных возможностях ДФКС применительно к перспективным воздушно-реактивным двигателям.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель; форсажная камера сгорания; детонационное горение; авиационный керосин; продольно-пульсирующая детонация; спиновая детонация; удельный расход топлива

DOI: 10.30826/CE19120409

Введение

В [1–3] представлено экспериментальное доказательство энергоэффективности детонационного цикла Зельдовича применительно к жидкостным ракетным двигателям (ЖРД). Показано, что при переходе от дефлаграционного горения топливных компонентов к детонационному удельный импульс тяги ЖРД увеличивается на 7%–8% при прочих равных условиях [1, 2]. Более того, в детонационном ЖРД одинаковый по значению удельный импульс тяги получается при вдвое меньшем давлении в камере сгорания, чем в ЖРД на обычном горении, что позволяет улучшить массогабаритные характеристики турбонасосного агрегата [3].

Цель данного исследования заключалась в экспериментальном доказательстве энергоэффективности цикла Зельдовича применительно к воздушно-реактивным двигателям, работающим на

штатном авиационном керосине ТС-1. Для достижения цели нами поставлена и решена задача о форсировании тяги малоразмерного одноконтурного ТРД ТJ100S-125 с помощью ДФКС.

Комбинированная силовая установка

Турбореактивный двигатель ТJ100S-125 оснащен одноступенчатыми центробежным компрессором и осевой турбиной, суживающимся реактивным соплом диаметром 100 мм, работает на стандартном авиационном керосине ТС-1 и обладает максимальной тягой 1250 Н и удельным расходом топлива выше 1,0 кг/кг/ч. Чтобы поддерживать температуру газа перед неохлаждаемой турбиной на достаточно низком уровне (не выше ~ 1200 °С), ТРД работает на керосиновоздушных

* Работа выполнена при частичной поддержке Российского научного фонда (проект 18-73-10196).

¹ Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, smfrol@chph.ras.ru

² Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

³ Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, igor_shamshin@mail.ru

⁴ Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, vaksenov@mail.ru

⁵ ПАО «ОДК-УМПО», филиал ОКБ им. А. Люльки, г. Москва, mihail.vovk@okb.umpo.ru

⁶ ПАО «ОДК-УМПО», филиал ОКБ им. А. Люльки, г. Москва, igor.mokrynskiy@okb.umpo.ru

⁷ Войсковая часть 15650, Московская область

⁸ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

смесях с высоким коэффициентом избытка воздуха от 4,0 до 6,0.

Избыток окислителя, не прореагировавшего в основной камере сгорания, можно использовать для форсирования тяги ТРД с помощью ДФКС при дополнительной подаче керосина в поток продуктов сгорания, т.е. установить ДФКС вместо штатного сопла ТРД и максимально использовать поданный в ТРД окислитель, сжигая его в детонационном режиме. В этом случае энергоэффективность ДФКС можно оценить, сравнив ее удельные характеристики с удельными характеристиками обычных форсажных камер сгорания в двухконтурных ТРД при том же уровне внутрикамерного давления.

Облик и геометрические размеры ДФКС получены на основе многовариантного параметрического трехмерного численного моделирования с ис-

пользованием вычислительной технологии ФИЦ ХФ РАН [4]. Экспериментальный образец ДФКС изготовлен в ФИЦ ХФ РАН и испытан на стенде ИС-1М в/ч 15650-16 в комбинации с малогабаритным одноконтурным ТРД ТЈ100S-125.

На рис. 1 показана схема комбинированной силовой установки (СУ) и ее фотография в одном из огневых испытаний. Детонационная форсажная камера сгорания представляет собой осесимметричную кольцевую камеру сгорания с гладкими стенками с наружным диаметром 200 мм и длиной 800 мм, оснащенную сменным суживающимся реактивным соплом.

Для уменьшения влияния ДФКС на работу ТРД вследствие возникающего при детонации высокого противодавления на входе в ДФКС предусмотрено локальное сужение проточной части, причем

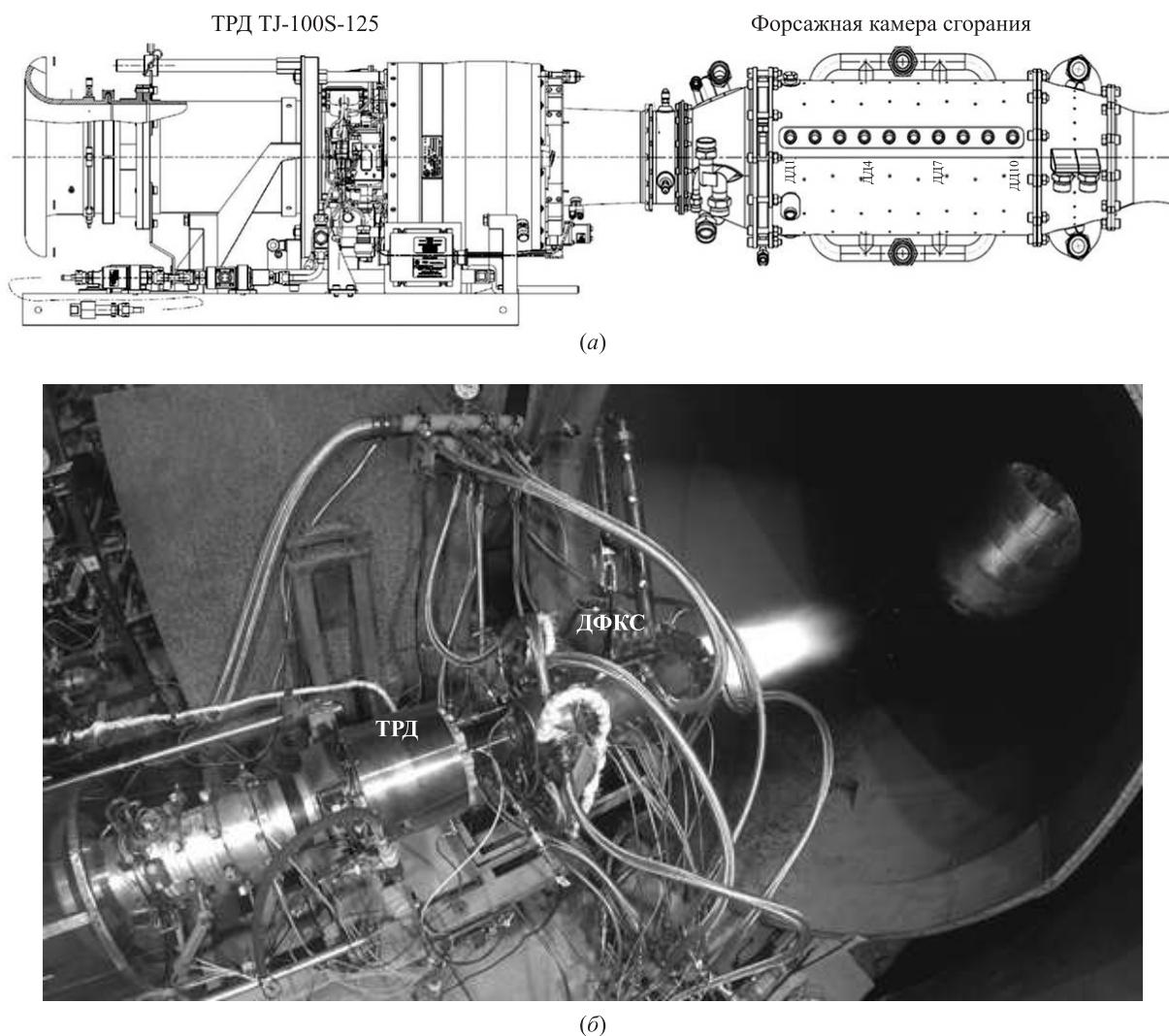


Рис. 1 Схема комбинированной силовой установки ТРД – ДФКС с указанием расположения датчиков статического давления ДД1, ДД4, ДД7 и ДД10 (а) и фотография установки в одном из огневых испытаний (б)



Рис. 2 Внешний кольцевой коллектор подачи топлива в ДФКС с поясом радиальных отверстий



(а)



(б)

Рис. 3 Сменное сопло (а) и коллектор подачи кислорода (б)

площадь «критического» сечения равна площади поперечного сечения штатного сопла ТРД.

Керосин подается в ДФКС через два пояса радиальных отверстий диаметром 0,15 мм (всего 240 штук), равномерно распределенных на наружной и внутренней стенках кольцевого зазора на расстоянии 10 мм ниже по течению от «критического» сечения (рис. 2). Сменные сопла ДФКС имеют диаметр выходного сечения 100, 120, 140 и 150 мм (рис. 3, а). На входе в ДФКС предусмотрены коллекторы подачи кислорода, позволяющие восстановить его массовую долю до уровня 23%, как в воздухе (рис. 3, б). Внутренняя и внешняя стенки ДФКС, а также опорные пилоны и часть сопла охлаждаются водой. По измерениям температуры охлаждающей воды оцениваются средние тепловые потоки в стенки ДФКС.

Комбинированная СУ ТЈ100S-125–ДФКС устанавливается на стенде с тягоизмерительным устройством и запускается в различных режимах работы ТРД. Зажигание горючей смеси в ДФКС производится с помощью авиационной свечи зажигания и/или трубки-предетонатора. Максимальная

продолжительность огневого испытания с подачей керосина в ДФКС составляет 10 с.

Параметры рабочего процесса в ДФКС регистрируются с помощью четырех датчиков статического давления (см. рис. 1, а) и четырех датчиков пульсаций давления. Датчики установлены на импульсных трубках (6 × 1 мм) длиной 800 мм. Система измерений также включает термпары, расходомеры, датчик тяги и видеокамеры. Факт детонационного горения регистрируется по показаниям датчиков пульсаций давления. При обычном горении пульсации давления в ДФКС не проявляют какой-либо регулярности и имеют малую амплитуду. При детонационном горении регистрируется доминирующая частота пульсаций, соответствующая частоте прихода детонационной волны в точку размещения соответствующего датчика, а сами пульсации имеют ярко выраженный треугольный профиль с крутыми фронтами и большой амплитудой.

На рис. 4 приведен пример записей датчиков пульсаций давления в одном из огневых испытаний с последовательным зажиганием горючей смеси в ДФКС сначала с помощью свечи зажигания

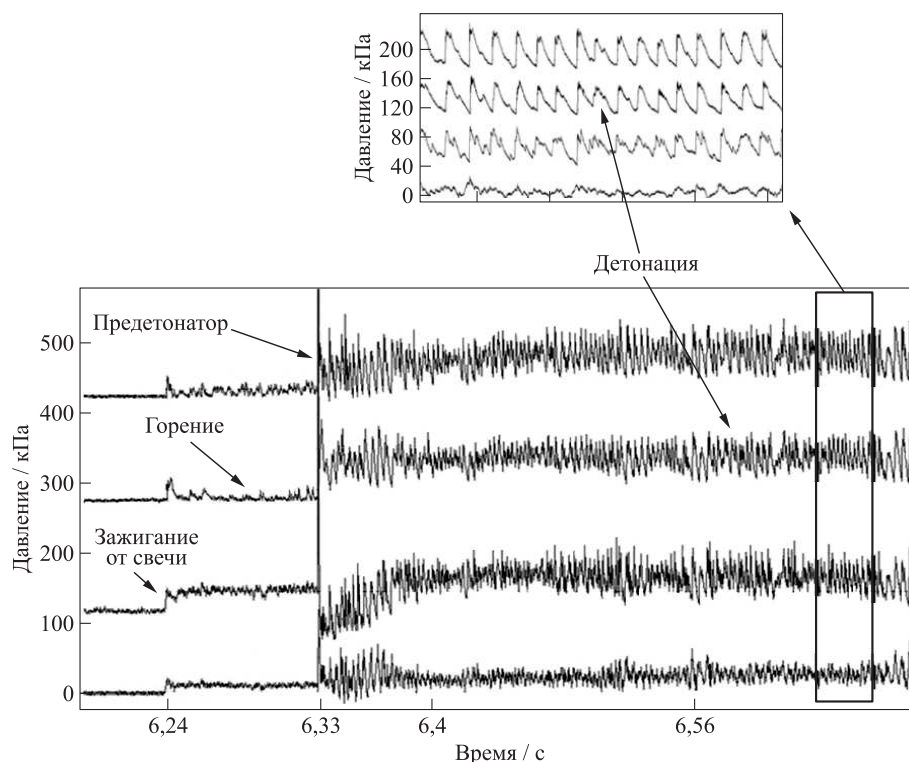


Рис. 4 Записи датчиков пульсаций давления в огневом испытании с последовательным зажиганием горючей смеси в ДФКС сначала с помощью свечи зажигания, а затем с помощью трубки-преддетонатора

(6,24 с), а затем с помощью трубки-преддетонатора (6,33 с). В этом испытании зажигание свечой приводит к обычному горению с нерегулярными пульсациями давления малой амплитуды, а перепуск детонационной волны из трубки-преддетонатора приводит к детонационному горению горючей смеси с регулярными пульсациями давления (см. вставку на рис. 4) высокой амплитуды с крутыми фронтами.

Большинство испытаний проведено с восстановлением массовой доли кислорода в продуктах сгорания ТРД до уровня 23% и при работе ТРД на режимах 83%–85% максимальной тяги. При этом суммарный коэффициент избытка воздуха в ДФКС достигал значений 0,6–1,8, т. е. в ДФКС дожигался почти весь воздух, несгоревший в основной камере сгорания ТРД.

Результаты испытаний

В испытаниях зарегистрированы устойчивые режимы непрерывно-детонационного горения авиационного керосина: околопредельный режим ППД с характерной частотой пульсаций давления 0,2–0,4 кГц и средним тепловым потоком в стенке ДФКС $\sim 0,50$ МВт/м² и режим СД с характерной

частотой пульсаций давления 1,0–1,5 кГц и средним тепловым потоком в стенке ДФКС 0,86 МВт/м², а также режим обычного горения при постоянном давлении (ГПД), стабилизированного на опорных пилонах ДФКС. Режим ППД в кольцевых камерах сгорания ранее наблюдался в [5, 6] в экспериментах с водородом. В этом режиме детонация периодически реиницируется в выходной части ДФКС и распространяется против течения свежей горючей смеси по направлению к отверстиям подачи керосина. Режим СД отличается значительно более высокой частотой вследствие вращения одной детонационной волны в кольцевом зазоре в окрестности отверстий подачи керосина со скоростью около 1000 м/с.

По сравнению с обычной форсажной камерой сгорания при том же уровне внутрикамерного давления тяговые характеристики ДФКС, работающей на детонационном горении керосина, оказались значительно лучше: удельный расход топлива в ДФКС — в среднем на 30% ниже, а удельная тяга и коэффициент форсирования тяги — в среднем на 30% выше. Чтобы понять причину такого улучшения характеристик, рассмотрим рис. 5. На рис. 5 показаны записи датчиков статического давления в ДФКС в одном из огневых испытаний, в котором зарегистрирован переход от околопредельно-

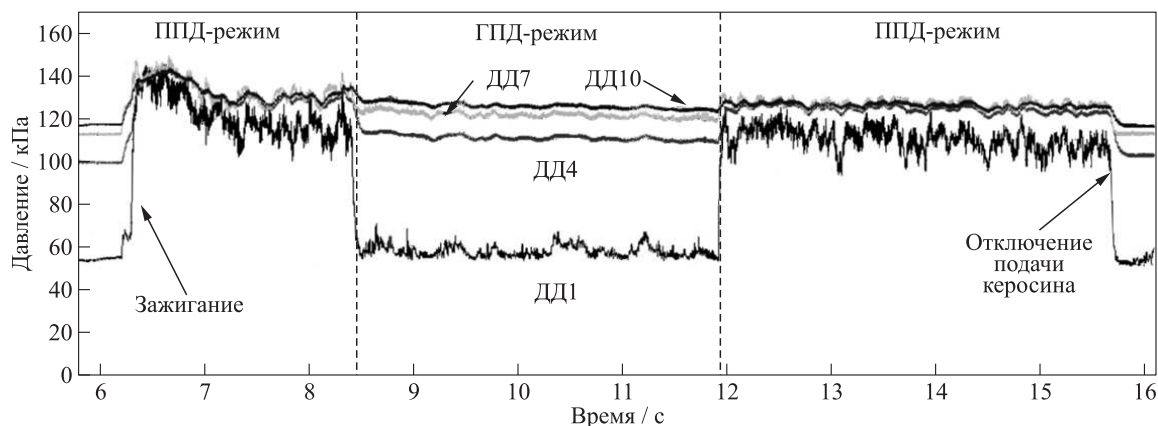


Рис. 5 Записи датчиков статического давления ДД1, ДД4, ДД7 и ДД10 в огневом испытании с кратковременной сменой рабочих режимов: ППД–ГПД–ППД

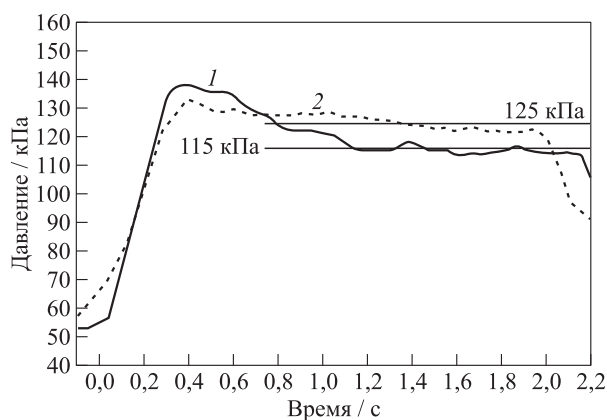


Рис. 6 Сравнение записей датчика ДД1 в огневых испытаниях ДФКС в режимах ППД (1) и СД (2)

го режима ППД к режиму ГПД с последующим возвратом к режиму ППД. Датчики давления (ДД) расположены на расстоянии 50 (ДД1), 170 (ДД4), 290 (ДД7) и 410 мм (ДД10) ниже по течению от «критического» сечения ДФКС. Видно, что в режиме ППД давление на датчиках ДД1 и ДД4 значительно выше, чем в режиме ГПД, особенно на датчике ДД1, расположенном ближе к отверстиям подачи керосина. Датчики ДД7 и ДД10 показывают незначительное изменение давления во время переходов ППД–ГПД и ГПД–ППД. Избыточное давление, зарегистрированное датчиками ДД1 и ДД4, создает дополнительную силу на внутренние поверхности ДФКС и значительно увеличивает общую тягу СУ. Тот факт, что статическое давление на выходе из ДФКС (датчик ДД10) для режимов ППД и ГПД почти одинаково, указывает на малые отличия в полноте сгорания в этих режимах. Важно отметить, что при стационарной работе ДФКС в режиме СД повышение статического давления, зарегистриро-

ванное датчиком ДД1, на 10%–15% больше, чем в режиме ППД при близких режимах работы СУ (рис. 6).

Заключение

Таким образом, нами впервые разработана, изготовлена и испытана ДФКС, работающая на непрерывно-детонационном горении авиационного керосина ТС-1. В испытаниях зарегистрированы устойчивые режимы непрерывно-детонационного горения керосина. По сравнению с обычной форсажной камерой сгорания при том же уровне внутреннего давления удельный расход топлива в ДФКС оказался на 30% ниже, а удельная тяга и коэффициент форсирования тяги — на 30% выше. Улучшение удельных характеристик ДФКС объясняется значительным увеличением среднего статического давления в области потока, занятой продольно-пульсирующей или спиновой детонацией. Полученные результаты свидетельствуют о высоких потенциальных возможностях ДФКС применительно к перспективным воздушно-реактивным двигателям.

Литература

1. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Докл. Акад. наук, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716. doi: 10.7868/S0869565214360134.
2. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика го-

- рения и взрыва, 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117. doi: 10.1134/S0010508215020070.
3. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О., Яковлев Н. Н., Костенко И. И. Ракетный двигатель с непрерывно-детонационным горением топливной пары «природный газ – кислород» // Докл. Акад. наук, 2018. Т. 478. № 4. С. 429–433. doi: 10.7868/S0869565218040114.
 4. Дубровский А. В., Иванов В. С., Зангиев А. Э., Фролов С. М. Трёхмерное численное моделирование характеристик прямооточной воздушно-реактивной силовой установки с непрерывно-детонационной камерой сгорания в условиях сверхзвукового полета // Хим. физика, 2016. Т. 35, № 6. С. 49–63. doi: 10.7868/S0207401X16060042.
 5. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
 6. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I. O. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. P. 1616–1623. doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.11.112.

Поступила в редакцию 07.11.19

AFTERBURNER OPERATING ON CONTINUOUS DETONATIVE COMBUSTION

S. M. Frolov¹, V. S. Ivanov¹, I. O. Shamshin¹, V. S. Aksenov¹, M. Yu. Vovk², I. V. Mokrynskiy², V. A. Bruskov³, D. V. Igonkin³, S. N. Moskvitin³, A. A. Illarionov³, and E. Yu. Marchukov⁴

¹N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²PJSC UEC-UMPO, Branch of A. Lyulka Design Bureau, Moscow, Russian Federation

³M/U 15650-16, s. Shchelkovo-10, Moscow Region, Russian Federation

⁴Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Sh., Moscow 125993, Russian Federation

Abstract: A continuous-detonation afterburner (CDA) operating on aviation kerosene TS-1 is developed, manufactured, and tested. The test fires of the CDA are performed in combination with the TJ100S-125 small-sized turbojet engine on a ground test bench. In the test fires, stable modes of continuous-detonation combustion of aviation kerosene are registered — the near-limit mode of longitudinally pulsating detonation (LPD) and the mode of spinning detonation (SD) with one detonation wave. Compared to a conventional afterburner, at the same level of in-chamber pressure, the specific fuel consumption in the CDA is 30% lower, whereas the specific thrust and the thrust boosting coefficient are 30% higher. In the LPD mode, the average heat flux to the CDA walls is about 0.5 MW/m² and in the SD mode, it is 0.86 MW/m². These findings testify to the high potential capabilities of the CDA as applied to perspective jet engines.

Keywords: turbojet; afterburner; detonative combustion; aviation kerosene; longitudinally pulsating detonation; spinning detonation; specific fuel consumption

DOI: 10.30826/CE19120409

Acknowledgments

This work was partly supported by the Russian Science Foundation (project No. 18-73-10196).

References

1. 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. doi: 10.1134/S0012501614120057.
2. 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. doi: 10.1134/S0010508215020070.
3. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, I. O. Shamshin, N. N. Yakovlev, and I. I. Kostenko. 2018. Rocket engine with continuous detonation combustion of the natural gas – oxygen propellant system. *Dokl. Phys. Chem.* 478(2):31–34. doi: 10.1134/S001250161802001X.
4. Dubrovskii, A. V., V. S. Ivanov, A. E. Zangiev, and S. M. Frolov. 2016. Three-dimensional numerical simulation of the characteristics of a ramjet power plant with a continuous-detonation combustor in supersonic flight. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(3):469–482. doi: 10.1134/S1990793116030179.

5. Bykovskii, F.A., and S.A. Zhdan. 2013. *Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya* [Continuous spin detonation]. Novosibirsk: Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences Publ. 423 p.
6. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2015. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40:1616–1623. doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.11.112.

Received November 7, 2019

Contributors

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, head of laboratory, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru

Ivanov Vladislav S. (b. 1986) — Doctor of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; igor_shamshin@mail.ru

Aksenov Victor S. (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru

Vovk Mikhail Yu. (b. 1976) — Candidate of Science in technology, deputy chief designer, head of department, A. Lyulka Design Bureau, 13 Kasatkina Str., Moscow 129301, Russian Federation; mihail.vovk@okb.umpo.ru

Mokrynsky Igor V. (b. 1976) — head of department, A. Lyulka Design Bureau, 13 Kasatkina Str., Moscow 129301, Russian Federation; igor.mokrynskiy@okb.umpo.ru

Bruskov Vladislav A. (b. 1971) — Candidate of Science in technology, head of directorate, Military Unit 15650, 10 Shchelkovo, Moscow Region 141110, Russian Federation

Igonkin Dmitry V. (b. 1987) — senior test engineer, Military Unit 15650, 10 Shchelkovo, Moscow Region 141110, Russian Federation

Moskvitin Sergei N. (b. 1985) — senior test engineer, Military Unit 15650, 10 Shchelkovo, Moscow Region 141110, Russian Federation

Illarionov Anatoly A. (b. 1978) — head of department, Military Unit 15650, 10 Shchelkovo, Moscow Region 141110, Russian Federation

Marchukov Evgenii Yu. (b. 1956) — Doctor of Science in technology, professor, head of department, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4 Volokolamskoe Sh., Moscow 125993, Russian Federation