

ТЕХНИЧЕСКИЕ
НАУКИ

УДК 534.222.2

ДЕТОНАЦИОННАЯ ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ

© 2020 г. С. М. Фролов^{1,*}, В. С. Иванов¹, И. О. Шамшин¹, В. С. Аксенов¹,
М. Ю. Вовк², И. В. Мокрынский², В. А. Брусков³, Д. В. Игонькин³,
С. Н. Москвитин³, А. А. Илларионов³, Е. Ю. Марчуков⁴

Представлено академиком РАН Ал.Ал. Берлиным 06.09.2019 г.

Поступило 06.09.2019 г.

После доработки 06.09.2019 г.

Принято к публикации 23.10.2019 г.

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 ТЖ100S-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: 10.31857/S268674002001006X

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 улуч-

шить 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 турбореактивного двигателя (ТРД) ТЖ100S-125 с помощью детонационной форсажной камеры сгорания (ДФКС). ТРД ТЖ100S-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/кГс/ч. Чтобы поддерживать температуру газа перед охлаждаемой турбиной на достаточно низком уровне (не выше ~1200°C), ТРД работает на керосино-воздушных смесях с высоким коэффициентом избытка воздуха от 4.0 до 6.0. Избыток окислителя, не прореагировавшего в основной камере сгорания, можно использовать для форсирования

¹Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук, Москва, Россия

²ПАО “ОДК-УМПО”, филиал ОКБ им. А. Льюли, Москва, Россия

³В/ч 15650-16, пос. Щёлково-10, Московская обл., Россия

⁴Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

*E-mail: smfrol@chph.ras.ru

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 использованием 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 турбореактивным двигателем ТТ100S-125.

ДФКС представляет собой осесимметричную кольцевую камеру сгорания с гладкими стенками с наружным диаметром 200 мм и длиной 800 мм, оснащенную сменным суживающимся реактивным соплом. Чтобы уменьшить влияние ДФКС на работу ТРД вследствие возникающего при детонации высокого противодавления, на входе в ДФКС предусмотрено локальное сужение проточной части, причем 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. Сменные сопла ДФКС имеют диаметр выходного сечения 100, 120, 140 и 150 мм. На входе в ДФКС предусмотрены коллекторы подачи кислорода, позволяющие восстановить его массовую долю до уровня 23%, как в воздухе. 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 силовая установка (СУ) ТТ100S-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. На рис. 1 показана фотография СУ в одном из огневых испытаний.

Параметры рабочего процесса в ДФКС регистрируются с помощью четырех датчиков статического давления и четырех датчиков пульсаций давления. Датчики установлены на импульсных

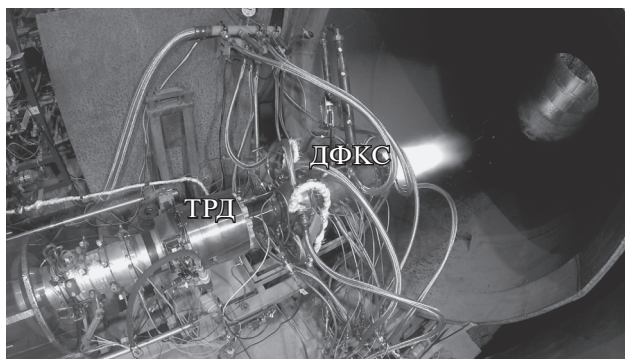


Рис. 1. Фото комбинированной силовой установки ТРД–ДФКС в одном из огневых испытаний.

трубках (6 × 1 мм) длиной 800 мм. Система измерений также включает термопары, 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. 2 приведен пример записей датчиков пульсаций давления в одном из огневых испытаний с последовательным зажиганием горючей смеси в ДФКС сначала с помощью свечи зажигания (6.24 с), а затем с помощью трубки-предетонатора (6.33 с). В этом испытании зажигание свечой приводит к обычному горению с нерегулярными пульсациями давления малой амплитуды, а перепуск детонационной волны из трубки-предетонатора приводит к детонационному горению горючей смеси с регулярными пульсациями давления (см. вставку на рис. 2) 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. В испытаниях зарегистрированы устойчивые режимы непрерывно-детонационного горения авиационного керосина – околопредельный режим продольно-пульсирующей детонации (ППД) с характерной частотой пульсаций давления 0.2–0.4 кГц и средним тепловым потоком в стенки ДФКС ~0.50 МВт/м² и режим спиновой детонации (СД) с характерной частотой пульсаций давления 1.0–1.5 кГц и сред-

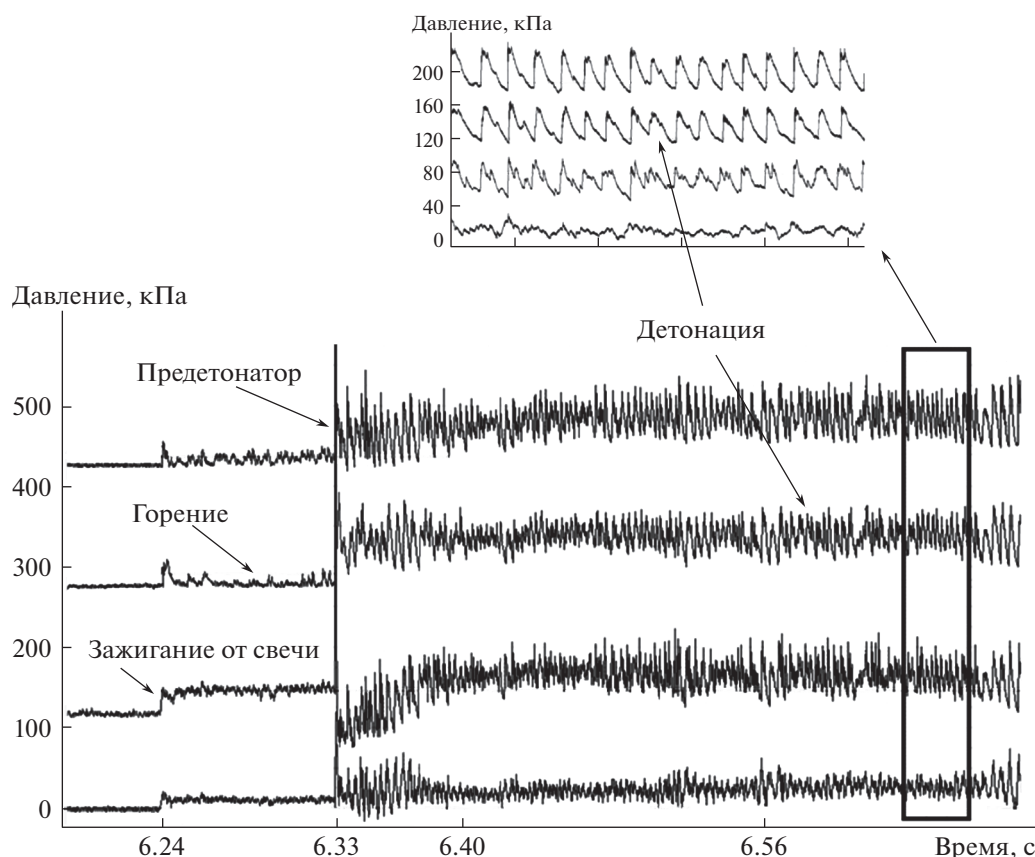


Рис. 2. Записи датчиков пульсаций давления в огневом испытании с последовательным зажиганием горючей смеси в ДФКС сначала с помощью свечи зажигания, а затем с помощью трубки-преддетонатора.

ним тепловым потоком в стенки ДФКС 0.86 МВт/м^2 , — а также режим обычного горения при постоянном давлении (ГПД), стабилизированного на опорных пилонах ДФКС. Режим ППД в кольцевых камерах сгорания ранее обнаружен 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. 3. На рис. 3 показаны записи датчиков статического давления в ДФКС в одном из огневых испыта-

ний, в котором зарегистрирован переход от околопредельного режима ППД к режиму ГПД с последующим возвратом к режиму ППД. Датчики давления (ДД) расположены на расстоянии 50 мм (ДД1), 170 мм (ДД4), 290 мм (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, зарегистрированное датчиком ДД1, на 10–15% выше, чем в режиме ППД при близких режимах работы СУ (рис. 4).

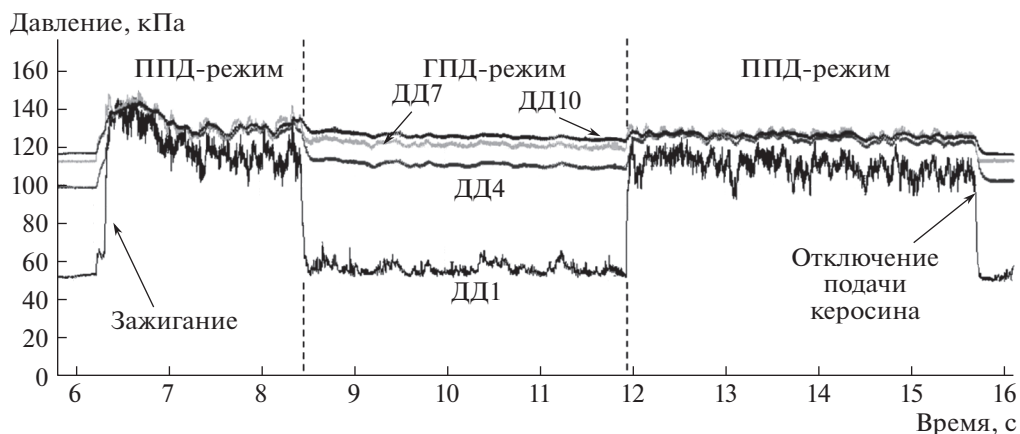


Рис. 3. Записи датчиков статического давления ДД1, ДД4, ДД7 и ДД10 в огневом испытании с кратковременной сменной рабочих режимов: ППД–ГПД–ППД.

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 внутрикамерного 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 воз-

можностях ДФКС применительно к перспективным воздушно-реактивным двигателям.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект 18–73–10196).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фролов С.М., Аксенов В.С., Гусев П.А., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О. // ДАН. 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716. <https://doi.org/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 горения и взрыва. 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117. <https://doi.org/10.1134/S0010508215020070>
3. Фролов С.М., Аксенов 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» // ДАН. 2018. Т. 478. № 4. С. 429–433. <https://doi.org/10.7868/S0869565218040114>
4. Дубровский А.В., Иванов В.С., Зангиев А.Э., Фролов С.М. Трехмерное численное моделирование характеристик прямооточной воздушно-реактивной силовой установки с непрерывно-детонационной камерой сгорания в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2016. Т. 35. № 6. С. 49–63. <https://doi.org/10.7868/S0207401X16060042>
5. Frolov S.M., Aksenov V.S., Ivanov V.S., Shamshin I.O. Large-Scale Hydrogen-Air Continuous Detonation Combustor // Int. J. Hydrogen Energy. 2015. V. 40. P. 1616–1623. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.11.112>

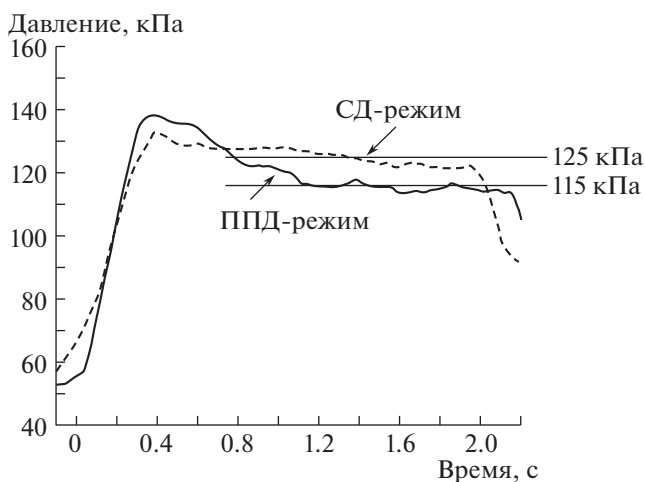


Рис. 4. Сравнение записей датчика ДД1 в огневых испытаниях ДФКС в режимах ППД и СД.

AFTERBURNER OPERATING ON 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

¹*N.N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation*

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

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

⁴*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation*

Presented by Academician of the RAS A.I.A.I. Berlin September 6, 2019

Received September 6, 2019

A continuous-detonation afterburner (CDA) operating on TS-1 kerosene was 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 tests, stable modes of continuous-detonation combustion of aviation kerosene were 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 was 30% lower, whereas the specific thrust and the thrust boosting coefficient were 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