

РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С НЕПРЕРЫВНОЙ ПЛЕНОЧНОЙ ДЕТОНАЦИЕЙ ЖИДКОГО ГОРЮЧЕГО*

С. М. Фролов¹, И. О. Шамшин², В. С. Аксёнов³, И. А. Садыков⁴, П. А. Гусев⁵, В. А. Зеленский⁶, Е. В. Евстратов⁷, М. И. Алымов⁸

Аннотация: Впервые экспериментально доказана возможность организации непрерывно-детонационного горения пленки жидкого горючего в кольцевой камере сгорания (КС) демонстрационного образца жидкостного детонационного ракетного двигателя (ДРД). В огневых испытаниях зарегистрированы около-пределный режим продольно-пульсирующей «пленочной» детонации (ППД) и режимы непрерывной спиновой «пленочной» детонации (НСД) с одной и двумя детонационными волнами (ДВ), циркулирующими в кольцевом зазоре КС.

Ключевые слова: жидкостный детонационный ракетный двигатель; пленочная детонация; непрерывная спиновая детонация; продольно-пульсирующая детонация; эксперимент

Введение

Гетерогенная система газ–пленка имеет ряд важных преимуществ для использования в жидкостных ракетных двигателях нового типа — ДРД с непрерывно-детонационными КС [1]. Во-первых, систему газ–пленка можно дополнительно использовать для активной тепловой защиты стенок ДРД при подаче пленки на теплонапряженные участки КС. Во-вторых, в такой системе детонация способна распространяться практически при любой толщине жидкой пленки [2, 3], что снижает требования к точности дозирования горючего и повышает надежность рабочего процесса. В-третьих, в стратифицированной системе газ–пленка, которая характеризуется относительно малой площадью межфазной поверхности раздела (по сравнению с системой газ–капли), предварительное испарение жидкости перед лидирующей ударной волной (УВ) детонационного фронта незначительно, что препятствует различным нарушениям рабочего процесса (проскокам пламени и т. д.).

К недостаткам системы газ–пленка можно было бы отнести отмеченную в литературе «необходимость» использования мощных источников инициирования пленочной детонации, однако в наших недавних работах [1, 4, 5] экспериментально зарегистрирован переход горения в детонацию в системах «газ (кислород) — пленка жидкого горючего» (н-гептан [1, 4] и н-декан [5]) при очень слабом источнике зажигания, который генерирует слабую первичную УВ с числом Маха 1,03–1,05.

Цель данной работы — экспериментальное доказательство возможности организации непрерывно-детонационного горения пленки жидкого горючего в кольцевой КС демонстрационного образца ДРД.

Экспериментальная установка и процедура испытаний

На рис. 1 показана принципиальная схема демонстрационного образца ДРД с КС в виде кольце-

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 15-08-00782) и за счет субсидии, выделенной ИХФ РАН на выполнение государственного задания по теме 44.8 «Фундаментальные исследования процессов превращения энергоемких материалов и разработка научных основ управления этими процессами» (Номер госрегистрации 0082-2016-0011).

¹Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; Институт системных исследований Российской академии наук, smfrol@chph.ras.ru

²Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», igor_shamshin@mail.ru

³Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», v.aksenov@mail.ru

⁴Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», churus1314@rambler.ru

⁵Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Объединенный институт высоких температур Российской академии наук, gusevpa@yandex.ru

⁶Институт металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова Российской академии наук, zelensky55@bk.ru

⁷Институт металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова Российской академии наук, even@ultra.imet.ac.ru

⁸Институт структурной макрокинетики им. Г. А. Мержанова Российской академии наук, alymov@ism.ac.ru

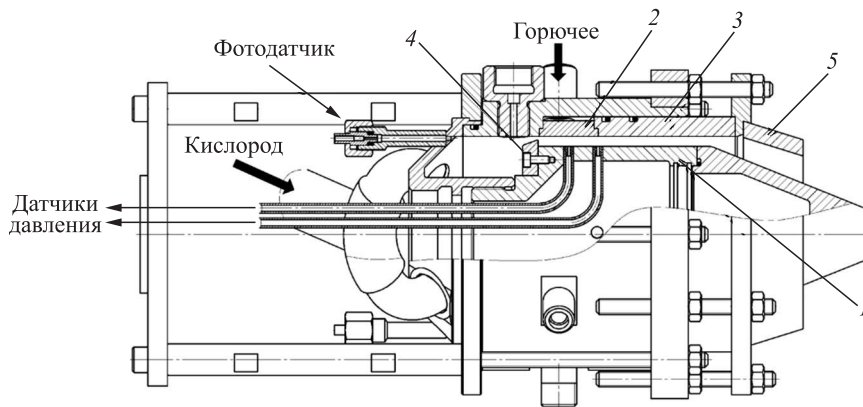


Рис. 1 Принципиальная схема ДРД

вого зазора между центральным телом цилиндрическо-конической формы и соосной внешней цилиндрической стенкой.

Эта схема отличается от схем ДРД, в которых газообразное или жидкое горючее подается в КС через распределенные топливные форсунки в виде газовых или капельных струй [6–8]. Здесь жидкое горючее подается в КС через внешнюю стенку, выполненную в виде пористой кольцевой вставки конечной длины, под давлением вытесняющего газа (азота) и образует на поверхности стенки тонкую жидкую пленку. Окислитель (газообразный кислород) подается в КС через кольцевой щелевой зазор в осевом направлении, способствуя равномерному растеканию пленки по стенке. Иницирование пленочной детонации производится с помощью УВ, перепускаемой в кольцевой зазор КС, например через сопло ДРД.

Ударная волна, распространяясь над жидкой пленкой, обеспечивает быстрое смесеобразование (благодаря аэродинамическому дроблению пленки, испарению образованных микрокапель и турбулентно-молекулярному смешению паров горючего с окислителем), последующее объемное сгорание полученной смеси (благодаря самовоспламенению ударно сжатой двухфазной среды) и формирование самоподдерживающейся ДВ, которая способна циркулировать в кольцевой КС до тех пор, пока перед фронтом волны сохраняются условия, необходимые для ее существования.

Кольцевая КС демонстрационного образца ДРД (см. рис. 1) выполнена из четырех элементов: центрального тела 1 диаметром 90 мм и длиной цилиндрического участка 90 мм с конусным насадком длиной 101 мм, выполненными из меди; пористой кольцевой вставки 2 внутренним диаметром 98 мм, длиной 30 мм и толщиной 9 мм, выполненной из проницаемого материала; прижимной непроницаемой кольцевой вставки 3 внутренним диа-

метром 98 мм, длиной 70 мм и толщиной 11 мм, выполненной из меди; и огневого днища 4 в виде ножа — медного диска с заостренной кромкой, перекрывающего часть кольцевого сечения на входе в КС, оставляя щелевой кольцевой зазор размером 1,2 мм. Все элементы кольцевой КС монтируются в цилиндрическом корпусе с одним торцевым фланцем, выполненным из нержавеющей стали. В корпусе предусмотрены отверстия для подачи жидкого горючего (н-пентана), а во фланце — газообразного окислителя (кислорода). Горючее выбрано по соображениям высокой летучести паров (температура кипения н-пентана при атмосферном давлении 36 °С): в последующих исследованиях оно будет заменено на менее летучие жидкие горючие. В ряде испытаний к открытому концу КС присоединялось суживающееся сопло 5 длиной 34 мм и углом сужения 35° (рис. 2).

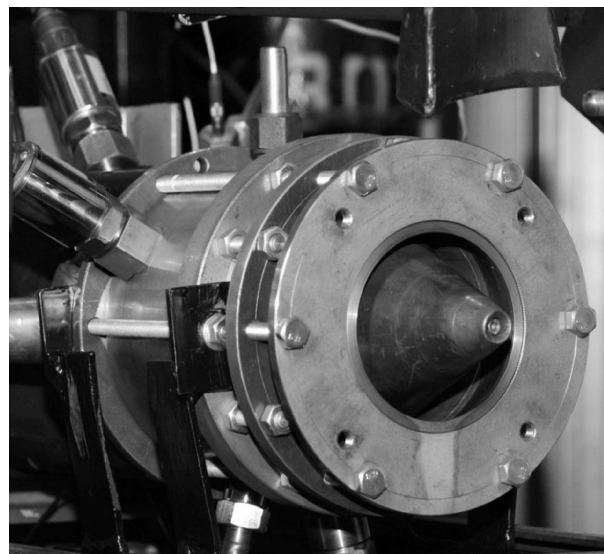


Рис. 2 Детонационный ракетный двигатель с установленным коротким соплом



Рис. 3 Пористая кольцевая вставка

Основной элемент КС — пористая кольцевая вставка (рис. 3), изготовленная по технологии порошковой металлургии из крупнозернистого никелевого порошка марки ПНК (ГОСТ 9722-79), состоящего из частиц размером от 70 до 100 мкм. Формование изделия проводится в эластичной оснастке, повторяющей форму готового изделия, в условиях холодного изостатического прессования при давлении 200 МПа на гидростате СІР 62330. Для создания в спеченном материале требуемой проницаемости используется порообразователь — бикарбонат аммония $(\text{NH}_4)_2\text{CO}_3$ (в количестве 10% от объема), который улетучивается при достаточно низкой температуре, формируя сквозные каналы. Достижение необходимой прочности материала с сохранением требуемой проницаемости проводится путем подбора условий спекания. Рациональными оказались температура спекания $900\text{ }^\circ\text{C}$ в течение 2 ч в атмосфере водорода.

Проницаемость пористой вставки предварительно измеряется с помощью специальной оснастки, позволяющей построить калибровочные зави-

симости расхода жидкого горючего от давления вытеснительного газа.

Система диагностики рабочего процесса в КС включает (см. рис. 1) два фотодатчика с полосой пропускания $F_{\text{з дв}} > 2\text{ МГц}$ (на основе фотодиода ВРW34 и операционного усилителя AD8066), размещенных в торцевом фланце в середине кольцевого зазора КС, а также датчики давления, присоединенные к трубкам-волноводам, введенным в центральное тело: низкочастотный датчик статического давления (Курант-ДА 2,5 МПа), измеряющий среднее статическое давление в КС на расстоянии 15 мм вниз по течению от огневого днища, и три высокочастотных датчика давления ДД1, ДД2 и ДД3 (Kistler 211В3), измеряющие пульсации давления в трех точках, расположенных на угловом расстоянии 120° друг от друга в одном поперечном сечении КС на расстоянии 30 мм от огневого днища.

Температура центрального тела и пористой вставки измеряется термопарами (ТХА (К)). Расход кислорода рассчитывается по скорости спада давления в ресивере кислорода. Расход жидкого горючего измеряется турбинным тахометрическим расходомером.

Погрешности измерений: частота рабочего процесса (с помощью датчиков пульсаций давления) — не более 3%; среднее статическое давление в КС — не более 1%; температура стенок — не более 10%; расходы топливных компонентов — не более 10%.

Типичное огневое испытание ДРД продолжается 1 с. Кроме самого рабочего процесса с горением топливной смеси это время включает время открытия и закрытия быстросрабатывающих клапанов подачи горючего и окислителя. Все испытания проведены при температуре окружающей среды $-3 \dots +3\text{ }^\circ\text{C}$. На рис. 4 показана типичная фотография выхлопной струи ДРД в огневом испытании.



Рис. 4 Фотография выхлопной струи ДРД в одном из огневых испытаний

Обсуждение результатов испытаний

Важнейший результат проведенных исследований — экспериментальное доказательство возможности организации непрерывно-детонационного горения пленки жидкого горючего в кольцевой КС демонстрационного образца ДРД. В огневых испытаниях зарегистрированы околопредельный режим ППД и режимы НСД с одной и двумя пленочными ДВ, циркулирующими в кольцевом зазоре КС.

На рис. 5 представлены первичные записи двух фотодатчиков (кривые 1 и 2, правая ось), датчика статического давления в КС (кривая 3, левая ось) и трех датчиков пульсаций давления (кривые 4–6, левая ось) в одном из огневых испытаний ДРД (без присоединенного сопла) с расходами топливных компонентов 160 г/с (кислород) и 40 г/с (н-пентан), соответствующими суммарному коэффициенту избытка горючего $\sim 0,9$. В интервале

времени от 700 до 1100 мс здесь зарегистрированы приблизительно постоянная интенсивность свечения и постоянное значение абсолютного среднего статического давления в КС (0,22 МПа). Температура неохлаждаемого центрального тела за время испытания становилась значительно более высокой (около 100 °С), чем температура прижимной непроницаемой кольцевой вставки (около 50 °С), несмотря на то что суммарная масса центрального тела и конусного насадка (2,7 кг) была больше массы прижимной кольцевой вставки (2,1 кг). Температура пористой вставки, охлаждаемой жидким горючим, не превысила 10 °С.

Фурье-анализ записей датчиков пульсаций давления обнаруживает ярко выделенную частоту рабочего процесса, равную 2,85 кГц (рис. 6), т.е. характерное время квазистационарного рабочего процесса в КС составляет ~ 350 мкс. Оценки показывают, что за это время вытеснительная система подачи жидкого горючего в КС обеспечивает обра-

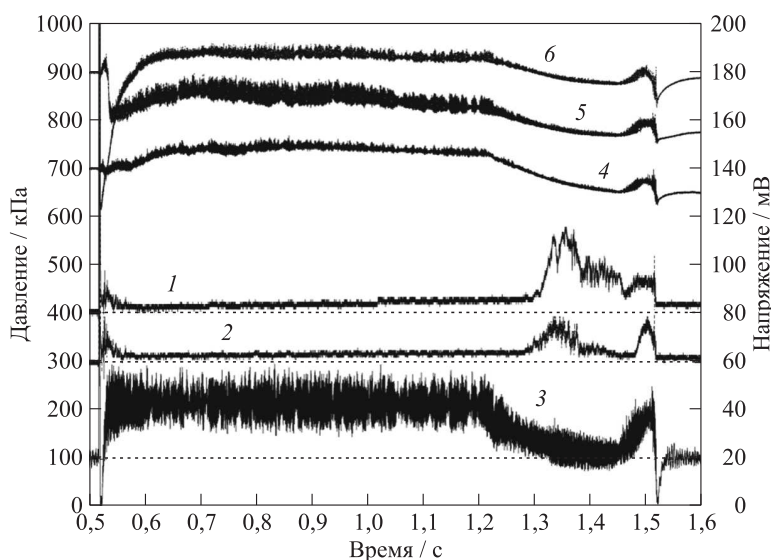


Рис. 5 Записи фотодатчиков (кривые 1 и 2), датчика статического давления в КС (3) и датчиков пульсаций давления (4–6) в одном из огневых испытаний

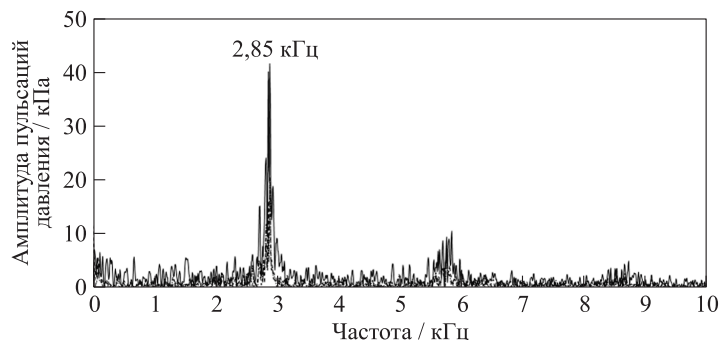


Рис. 6 Фурье-анализ фрагмента записей датчиков пульсаций давления

зование жидкой пленки горючего толщиной около 5 мкм на поверхности пористой вставки. Анализ фаз пульсаций давления показывает, что в данном огневом испытании реализован околопредельный режим ППД, подобный режимам, наблюдавшимся ранее в [7, 9, 10] при работе с газообразными компонентами. Действительно, на рис. 7, а показан фрагмент записей трех датчиков пульсаций давления продолжительностью 2 мс в самом начале рассматриваемого интервала времени 700–1100 мс. На записях видны регулярные пульсации давления с крутыми фронтами, причем фазы пульсаций давления на всех трех датчиках практически (с точностью до ~ 100 мкс) совпадают.

Это наглядно иллюстрируется «визуализацией» записей датчиков пульсаций давления, представленной на рис. 7, б. Записи «визуализированы» в соответствии с процедурой, описанной в [11]. Вдоль оси абсцисс отложено время (тот же промежуток времени, что и на рис. 7, а), а три пикселя, отложенные вдоль оси ординат, соответствуют датчикам пульсаций давления ДД1, ДД2 и ДД3. Белый и черный цвета пикселей на рис. 7, б соответствуют максимальным и минимальным значениям измеренной амплитуды пульсации давления (амплитуда пульсации максимальна на фронте детонации и минимальна в холодном газе). Видно, что волны давления приходят на датчики ДД1, ДД2 и ДД3 почти одновременно, но с некоторой «скважностью». Такая ситуация возможна, когда в кольцевом зазоре периодически (с частотой ~ 2,85 кГц) зарождается ДВ, которая распространяется вверх по потоку

с большой осевой и небольшой тангенциальной составляющими скорости.

Косвенным подтверждением этому можно считать результаты измерений в [7, 9, 10], где изучена пространственно-временная волновая динамика зарождения, распространения и затухания ППД и получены записи давления, аналогичные показанным на рис. 7. Учитывая, что максимальная скорость заполнения кольцевой КС кислородом приблизительно равна скорости звука (~ 300 м/с), а минимальная (на пределе распространения) скорость детонации в системе газ–пленка составляет ~ 1000 м/с [1–5], место зарождения ППД должно находиться на расстоянии $(1000 - 300) \cdot 0,00035 = 0,25$ м от огневого днища. Можно предположить, что детонация периодически зарождается в окрестности выходного сечения КС, как в экспериментах [7, 9, 10]: детонационный взрыв происходит либо при очаговом самовоспламенении свежей топливной смеси на развитой контактной границе с горячими продуктами предыдущей ДВ, либо при ударном сжатии порции свежей топливной смеси в конечном скачке уплотнения, проникающем внутрь КС при затухании предыдущей ДВ. После очагового зарождения ДВ распространяется по направлению к огневому днищу, охватывая весь объем кольцевого зазора. В этом случае расстояние, пройденное волной, оказывается сопоставимым с полученной выше оценкой.

Кроме околопредельного режима ППД в ряде огневых испытаний регистрировались режимы НСД с одной и двумя ДВ, циркулирующими в коль-

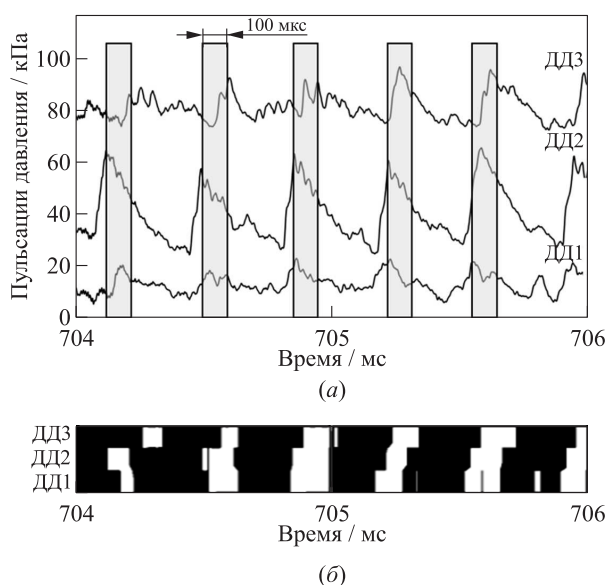


Рис. 7 Фрагмент записей датчиков пульсаций давления (а) и его «визуализация» по [11] (б) для режима ППД

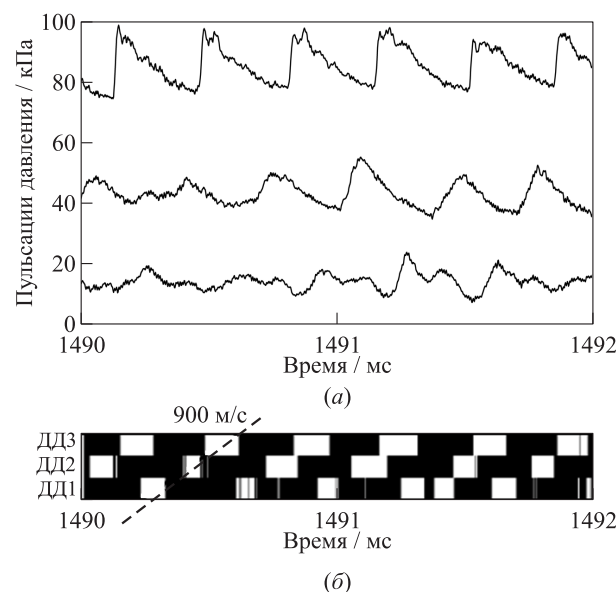


Рис. 8 Фрагмент записей датчиков пульсаций давления (а) и его «визуализация» (б) для режима НСД с одной ДВ

цевом зазоре КС. Так, на рис. 8, *a* показан фрагмент записей трех датчиков пульсаций давления продолжительностью 2 мс в конце рабочего процесса (в интервале времени от 1490 до 1492 мс) в том же огневом испытании, которому соответствуют рис. 5–7. Частота пульсаций давления, полученная с помощью Фурье-анализа, здесь равна $\sim 2,9$ кГц. Как и на рис. 7, *a*, на записях видны регулярные пульсации давления с крутыми фронтами, однако фазы пульсаций отличаются. «Визуализация» записей на рис. 8, *b* показывает, что в КС реализуется режим с одной ДВ, вращающейся со скоростью около 900 м/с.

В одном из испытаний с присоединенным соплом при расходах топливных компонентов 150 г/с (кислород) и 80 г/с (н-пентан), соответствующих суммарному коэффициенту избытка горючего $\sim 2,0$, абсолютное среднее статическое давление в КС составило 0,25 МПа, а выделенная частота рабочего процесса оказалась равной $\sim 4,7$ кГц. Анализ фаз пульсаций давления показал, что в данном испытании зарегистрирован рабочий процесс с двумя ДВ, непрерывно вращающимися в кольцевом зазоре с видимой скоростью ~ 730 м/с. Если учесть скорость заполнения КС свежей смесью, то истинная нормальная скорость ДВ будет несколько выше (~ 1000 м/с), так как фронт ДВ наклонен к оси КС. Такие низкие скорости распространения фронта реакции возможны лишь в том случае, если воспламенение смеси не определяется температурой за лидирующей УВ: она слишком мала для быстрого самовоспламенения паров горючего. Следуя [7], в этих условиях стационарное распространение ДВ в кольцевом зазоре может быть обеспечено только воспламенением топливной смеси за УВ, отраженной от внешней «поджимающей» стенки, с последующим энерговыделением в турбулентном пламени. Подчеркнем, что в кольцевой КС отражение УВ от внешней поджимающей стенки — неотъемлемая особенность процесса непрерывно-детонационного горения [12, 13]. Что касается турбулентности, то ее интенсивность в зоне рециркуляции над огневым днищем очень высокая [12].

Заключение

Таким образом, нами впервые экспериментально доказана возможность организации непрерывно-детонационного горения пленки жидкого горючего в кольцевой КС демонстрационного образца жидкостного ДРД нового типа. В таком ДРД пленка жидкого горючего используется как для обеспечения устойчивого рабочего процесса, так и для активной тепловой защиты стенок КС.

Дальнейшая работа будет направлена на систематическое изучение областей существования ППД и НСД-режимов как для жидкого н-пентана, так и для менее летучих жидких углеводородов.

Литература

1. Фролов С. М., Аксенов В. С., Шамшин И. О. Переход горения в детонацию в системе газ–пленка жидкого горючего // Докл. РАН, 2017. Т. 474. № 4. С. 448–453. doi: 10.1134/S0012501617060021.
2. Комов В. Ф., Трошин Я. К. О свойствах детонации в некоторых гетерогенных системах // Докл. РАН, 1967. Т. 175. № 1. С. 109–112.
3. Ragland K. W., Nicholls J. A. Two-phase detonation of a liquid layer // AIAA J., 1969. Vol. 7. No. 5. P. 859–863.
4. Фролов С. М., Аксенов В. С., Шамшин И. О. Переход горения в детонацию в стратифицированной системе кислород–пленка жидкого топлива // Хим. физика, 2017. Т. 36. № 6. С. 34–44. doi: 10.7868/S0207401X17060073.
5. Шамшин И. О., Аксенов В. С., Фролов С. М. Переход горения в детонацию в гетерогенной системе «кислород–пленка жидкого н-декана» // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 4. С. 37–45.
6. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
7. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I. O. Continuous detonation combustion of ternary “hydrogen – liquid propane – air” mixture in annular combustor // Int. J. Hydrogen Energ., 2017. Vol. 42. No. 26. P. 16808–16820. doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.05.138.
8. 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» // Докл. РАН, 2018. Т. 478. № 4. С. 429–433.
9. 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.
10. Anand V., St. George A., Driscoll R., Gutmark E. Investigation of rotating detonation combustor operation with H₂–air mixtures // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 41. No. 2. P. 1281–1292.
11. Фролов С. М., Аксенов 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. doi: 10.7868/S0869565215310138.
12. Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С. Трехмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией при раздельной подаче горючего

и окислителя // Хим. физика, 2013. Т. 32. № 2. С. 56–65. doi: 10.7868/S0207401X13020064.

13. Дубровский А. В., Иванов В. С., Фролов С. М. Трехмерное численное моделирование рабочего про-

цесса в непрерывно-детонационной камере сгорания с раздельной подачей водорода и воздуха // Хим. физика, 2015. Т. 34. № 2. С. 65–81. doi: 10.7868/S0207401X1502003X.

Поступила в редакцию 01.02.18

CONTINUOUS FILM DETONATION OF LIQUID FUEL

S. M. Frolov^{1,2,3}, I. O. Shamshin^{1,2}, V. S. Aksenov^{1,2}, I. A. Sadykov^{1,2}, P. A. Gusev^{1,4}, V. A. Zelenskii⁵, E. V. Evstratov⁵, and M. I. Alymov⁶

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

³Scientific Research Institute for System Studies, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation

⁴Joint Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences, 13-2 Izhorskaya Str., Moscow 125412, Russian Federation

⁵A. A. Baikov Institute of Metallurgy, Russian Academy of Sciences, 49 Leninskiy Prosp., Moscow 119334, Russian Federation

⁶A. G. Merzhanov Institute of Structural Macrokinetics, Russian Academy of Sciences, Chernogolovka, Moscow Region 142432, Russian Federation

Abstract: The possibility of organizing a continuous-detonation combustion of a liquid fuel film in an annular combustor (AC) of a demonstration sample of a liquid propellant detonation rocket engine has been proved experimentally for the first time. The near-limit mode of the longitudinally pulsating “film” detonation and the continuous spinning “film” detonation modes with one and two detonation waves circulating in the annular gap of the AC are recorded in the fire tests.

Keywords: liquid propellant detonation rocket engine; film detonation; continuous spin detonation; longitudinally pulsating detonation; experiment

Acknowledgments

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (grant 15-08-00782) and by the subsidy given to N. N. Semenov Institute of Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences to implement the state assignment on the topic “Fundamental studies of conversion processes of energetic materials and development of scientific grounds of controlling these processes” (Registration No. 0082-2016-0011).

References

1. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and I. O. Shamshin. 2017. Deflagration-to-detonation transition in the gas–liquid-fuel film system. *Dokl. Phys. Chem.* 474:(2):93–98. doi: 10.1134/S0012501617060021.
2. Komov, V. F., and Ya. K. Troshin. 1967. O svoystvakh detonatsii v nekotorykh geterogennykh sistemakh [On the properties of detonation in some heterogeneous systems]. *Dokl. Akad. Nauk* 175(1):109–112.
3. Ragland, K. W., and J. A. Nicholls. 1969. Two-phase detonation of a liquid layer. *AIAA J.* 7(5):859–863.
4. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and I. O. Shamshin. 2017. Perekhod goreniiya v detonatsiyu v stratifitsirovannoy sisteme kislorod – plenka zhidkogo topliva [Deflagration-to-detonation transition in the stratified system “oxygen – liquid fuel film”]. *Russ. J. Phys. Chem. B* 36(6):34–44. doi: 10.7868/S0207401X17060073.
5. Shamshin, I. O., V. S. Aksenov, and S. M. Frolov. 2017. Perekhod goreniiya v detonatsiyu v geterogennoy sisteme “kislorod – plenka zhidkogo n-dekana” [Deflagration-to-detonation transition in the heterogeneous system “oxygen – liquid n-decane film”]. *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 10(4):37–45.
6. Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. *Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya* [Continuous spinning detonation]. Novosibirsk: SB RAS Publ. 423 p.
7. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2017. Continuous detonation combustion of ternary “hydrogen – liquid propane – air” mixture in

- annular combustor. *Int. J. Hydrogen Energ.* 42(26):16808–16820. doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.05.138.
8. 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.
 9. 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.
 10. Anand, V., A. St. George, R. Driscoll, and E. Gutmark. 2016. Investigation of rotating detonation combustor operation with H₂–air mixtures. *Int. J. Hydrogen Energ.* 41(2):1281–1292.
 11. 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. doi: 10.1134/S0012501615110019.
 12. Frolov, S. M., A. V. Dubrovskii, and V. S. Ivanov. 2013. Three-dimensional numerical simulation of the operation of a rotating-detonation chamber with separate supply of fuel and oxidizer. *Russ. J. Phys. Chem. B* 7(1):35–43. doi: 10.1134/S1990793113010119.
 13. Dubrovskii, A. V., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2015. Three-dimensional numerical simulation of the operation process in a continuous detonation combustor with separate feeding of hydrogen and air. *Russ. J. Phys. Chem. B* 9(1):104–119. doi: 10.1134/S1990793115010157.

Received February 1, 2018

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; senior research scientist, Scientific Research Institute for System Studies, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; smfrol@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; igor_shamshin@mail.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; v.aksenov@mail.ru

Sadykov Ilyas A. (b. 1993) — student, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; churus1314@rambler.ru

Gusev Pavel A. (b. 1942) — Candidate of Science in physics and mathematics, research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; gusevpa@yandex.ru

Zelenskii Viktor A. (b. 1955) — Candidate of Science in physics and mathematics, leading scientist, A. A. Baikov Institute of Metallurgy, Russian Academy of Sciences, 49 Leninskiy Prosp., Moscow 119334, Russian Federation; zelensky55@bk.ru

Evstratov Evgenii V. (b. 1979) — Candidate of science in technology, senior research scientist, A. A. Baikov Institute of Metallurgy, Russian Academy of Sciences, 49 Leninskiy Prosp., Moscow 119334, Russian Federation; even@ultra.imet.ac.ru

Alymov Mikhail I. (b. 1957) — Doctor of Science in technology, corresponding member of the Russian Academy of Sciences, director, A. G. Merzhanov Institute of Structural Macrokinetics, Russian Academy of Sciences, Chernogolovka, Moscow Region 142432, Russian Federation; alymov@ism.ac.ru