

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТЕНДОВОГО ОБРАЗЦА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ СМЕСИ ПРИРОДНОГО ГАЗА С КИСЛОРОДОМ*

В. С. Иванов¹, В. С. Аксёнов², С. М. Фролов³, И. О. Шамшин⁴

Аннотация: Экспериментально изучается влияние конструктивных элементов стендового образца жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с непрерывно-детонационной камерой сгорания и параметров подачи топливных компонентов (природного газа (ПГ) и кислорода) на характеристики рабочего процесса и на тяговые характеристики. В испытаниях изменяли абсолютные давления подачи ПГ (до 30 атм) и кислорода (до 15 атм); расход топливной смеси от 0,05 до 0,7 кг/с; состав смеси: от обедненного горючим с коэффициентом избытка горючего $\Phi = 0,5$ до обогащенного с $\Phi = 2,0$. Максимальная тяга и максимальный удельный импульс, полученные в испытаниях, составили 75 кГ и 160 с соответственно при среднем давлении в камере сгорания около 10 атм. Показано, что с повышением давления в камере сгорания и тяга, и удельный импульс монотонно повышаются. С ростом удельного расхода топливной смеси рабочий процесс в камере сгорания, с одной стороны, становится более устойчивым, а с другой — количество детонационных волн, одновременно вращающихся в камере сгорания в одном направлении, увеличивается. Замена расходной шайбы на профилированное сопло в выходном сечении камеры сгорания при прочих близких условиях приводит к повышению тяговых характеристик, однако скорость детонации при этом существенно снижается (до 1500 м/с по сравнению с 2200 м/с), приближаясь к предельным значениям.

* Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России по Государственному контракту № 14.609.21.0002 (идентификатор контракта RFMEFI60914X0002) «Разработка технологий использования сжиженного природного газа (метан, пропан, бутан) в качестве топлива для ракетно-космической техники нового поколения и создание стендового демонстрационного образца ракетного двигателя» в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» и Российского фонда фундаментальных исследований (грант 15-08-00782).

¹Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения, ivanov.vls@gmail.com

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

³Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», smfrol@chph.ras.ru

⁴Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», shamshin@idgcenter.ru

Ключевые слова: непрерывно-детонационная камера сгорания; жидкостный ракетный двигатель; природный газ; кислород; эксперимент; тяга; удельный импульс

Введение

В современном космическом двигателестроении рассматривается ряд перспективных направлений развития, среди которых применение сжиженного ПГ (СПГ) в качестве ракетного топлива и использование непрерывно-детонационного горения топливной смеси в ЖРД. Целесообразность перехода на топливную пару «СПГ–кислород» в основном объясняется (а) повышенным удельным импульсом по сравнению с керосинокислородным ЖРД; (б) доступностью и дешёвизной СПГ; (в) существенно меньшим сажеобразованием при горении; (г) более высокими экологическими характеристиками по сравнению с керосином [1]. Целесообразность перехода к непрерывно-детонационному горению объясняется главным образом более высоким термодинамическим коэффициентом полезного действия (КПД) термодинамического цикла ЖРД с детонационным горением по сравнению с традиционным циклом, использующим медленное горение [2]. Другие достоинства детонационного ЖРД: (а) компактная камера сгорания с повышением полного давления; (б) короткое расширяющееся сопло; (в) высокая полнота сгорания; (г) низкая концентрация вредных веществ в продуктах сгорания. Теоретически замена керосина на СПГ в традиционном ЖРД сулит повышение удельного импульса на 3%–4%, а переход от традиционного ЖРД к двигателю с детонационным горением — на 13%–15% [3]. Энергоэффективность детонационных ЖРД экспериментально доказана в [4–6] для водородно-кислородной топливной смеси. Первые эксперименты с непрерывно-детонационным горением метанокислородной смеси в кольцевой камере сгорания проведены в ИГиЛ СО РАН [7]. Аналогичные эксперименты проведены в [8, 9]. В [9] описаны эксперименты с измерением тяги стендового образца метанокислородного детонационного ЖРД при низких давлениях в кольцевой камере сгорания. Измеренный в [9] удельный импульс составил 107 с.

В данной работе продолжены исследования, начатые в [9]. Цель исследований — изучить влияние конструктивных элементов стендового образца метанокислородного детонационного ЖРД и параметров подачи топливных компонентов на характеристики рабочего процесса и на тяговые характеристики.

Испытательный стенд и стендовый образец двигателя

Испытательный стенд состоит из ресиверов для метана ($0,16 \text{ м}^3$) и кислорода ($0,32 \text{ м}^3$), высокопроизводительной системы быстродействующих клапанов, топливных магистралей большого сечения, тягового стола и прецизионной системы измерения тяги, давлений подачи топливных компонентов и хемионизационных

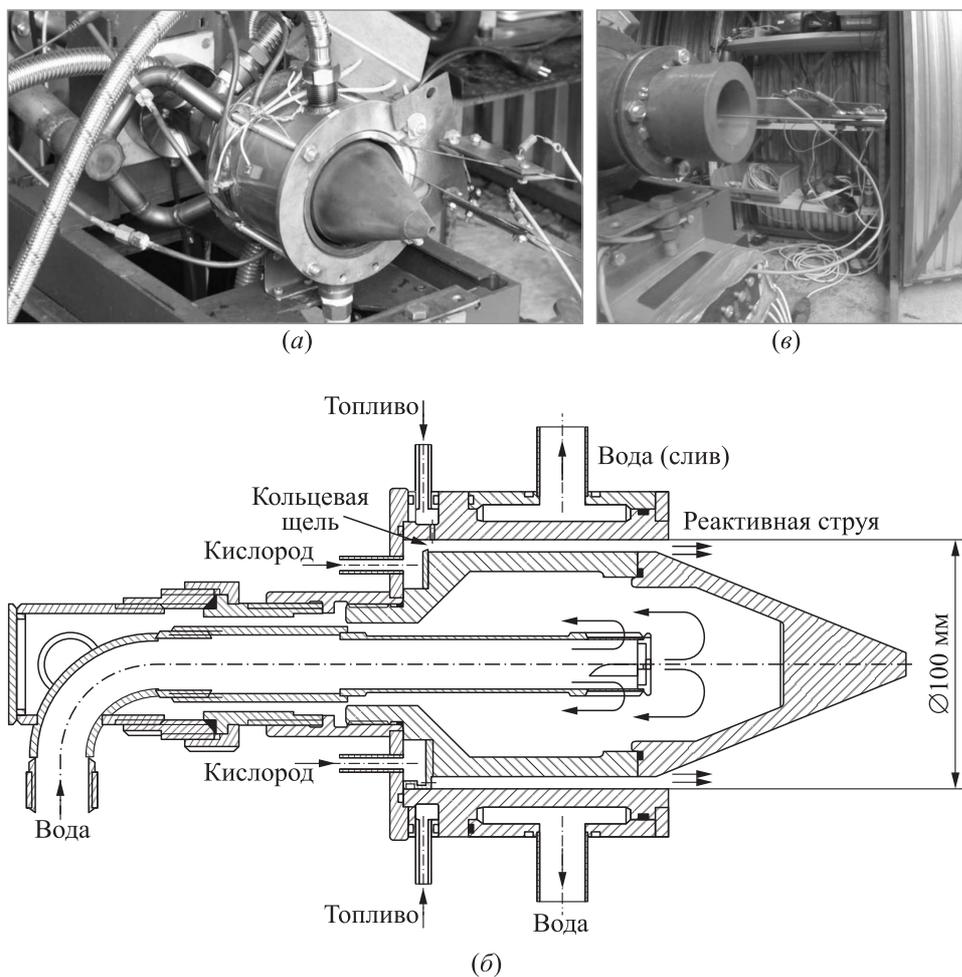


Рис. 1 Фотография стендового образца детонационного ЖРД КНД100 без соплового насадка (а), его схема (б) и фотография образца с сопловым насадком (в)

токов в камере сгорания [9]. Максимальный массовый расход топливной смеси, достигаемый на стенде, близок к 1,5 кг/с. Испытательный стенд оборудован системой дистанционного управления.

На рис. 1 показана фотография стендового образца детонационного ЖРД КНД100 (рис. 1, а) и его схема (рис. 1, б). Образец представляет собой кольцевую камеру сгорания, к которой с одной стороны присоединена смесительная головка, а с другой стороны присоединено реактивное сопло с коническим центральным

телом с углом конуса 44° . Кольцевая камера сгорания образована двумя соосными цилиндрами длиной 90 мм: внутренний цилиндр диаметром 90 мм вложен в полый внешний цилиндр диаметром 100 мм, так что зазор между цилиндрическими поверхностями также равен 5 мм. Смесительная головка состоит из тонкого сменного диска с заостренной кромкой, присоединенного к внутреннему цилиндру камеры сгорания так, чтобы между кромкой и внешней стенкой камеры сгорания была кольцевая щель шириной δ . Через эту кольцевую щель в камеру сгорания в осевом направлении подается окислитель (кислород). Горючее (ПГ, содержащий 92,8% метана) подается через пояс распределенных радиальных отверстий диаметром 0,8 мм во внешней стенке камеры сгорания, расположенный на расстоянии 0,5 мм ниже по течению от диска. Количество радиальных отверстий 144. В процессе испытаний стендовый образец детонационного ЖРД охлаждается водой.

В некоторых испытаниях между внутренним цилиндром камеры сгорания и коническим центральным телом устанавливалась профилированная расходная шайба, уменьшающая площадь выходного сечения камеры сгорания на 50%. Кроме того, в некоторых испытаниях к внешнему цилиндру камеры сгорания присоединяли конический суживающе-расширяющийся сопловой насадок (рис. 1, в).

Методика испытаний и регистрация параметров рабочего процесса

Огневое испытание начиналось с подачи цифрового сигнала на открытие клапана подачи кислорода, затем (через 100 мс) — на открытие клапана подачи ПГ, затем (через 100 мс) — на зажигание и продолжалось в течение 1 с, после чего последовательно отключались подача кислорода и ПГ.

Система регистрации рабочего процесса в камере сгорания включала три химионизационных зонда и низкочастотный датчик абсолютного статического давления, расположенные в одном сечении в окрестности огневого днища с относительным поворотом на 90° . Такая система регистрации позволяла идентифицировать рабочий режим (непрерывная детонация или непрерывное горение), измерить частоту вращения детонационных волн в кольцевом зазоре камеры сгорания при работе в непрерывно-детонационном режиме, определить направление вращения детонации, ее скорость и количество детонационных волн, одновременно циркулирующих над огневым днищем, а также измерить среднее статическое давление в окрестности огневого днища. Кроме измерений химионизационных токов, статического давления и тяги (с помощью калиброванного тензодатчика усилия) проводились измерения статического давления (с помощью калиброванных низкочастотных датчиков давления) в магистралях подачи кислорода и ПГ и проводилась скоростная видеосъемка с использованием нескольких скоростных цифровых камер.

Состав смеси определяли по расходам топливных компонентов, поступающих в камеру сгорания. Расходы компонентов определялись по падению давления в ресиверах подачи газообразного кислорода и ПГ. На рис. 2 приведен пример

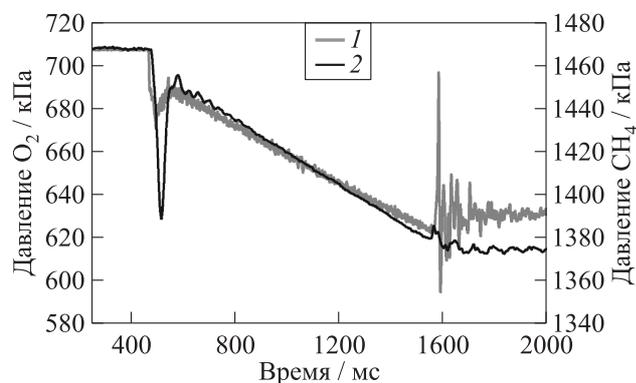


Рис. 2 Экспериментальные зависимости давления в ресиверах подачи кислорода (1) и метана (2) от времени

экспериментальных зависимостей давления в кислородном и метановом ресиверах при подаче кислорода через кольцевую щель шириной $\delta = 1$ мм. Видно, что после короткого переходного процесса длительностью ~ 100 мс давление в ресиверах снижается линейно по времени. Резкое падение давления во время переходного процесса связано с наполнением коммуникаций и коллекторов после открытия отсечного клапана. Падение давления во время проведения эксперимента всегда составляло не более 10% от начального давления в ресиверах, т. е. давление подачи топливных компонентов в смесительную головку камеры сгорания было почти постоянным. Тот факт, что давление подачи компонентов во время испытания оставалось приблизительно постоянным, отличает данные эксперименты от экспериментов ИГиЛ СО РАН [7], в которых давление подачи компонентов во время испытания снижалось существенно.

Для инициирования детонации в стендовом образце детонационного ЖРД использовали мощный искровой разряд у выходного сечения камеры сгорания. Искровой разряд создавали в зазоре между вольфрамовым электродом и заземленным корпусом камеры сгорания, причем электрод монтировали непосредственно на корпусе камеры. Электрод подключали к генератору переменного тока с напряжением 10 кВ и частотой 100 Гц.

На рис. 3 показан пример записей избыточного давления в коллекторах подачи кислорода, ПГ и в камере сгорания при огневом испытании стендового образца детонационного ЖРД с кольцевой щелью шириной $\delta = 2,5$ мм и присоединенным коническим сопловым насадком. Здесь и далее на вставках схематически показаны соответствующая конфигурация ЖРД и размер кольцевой щели. Видно, что во время испытания давления в коллекторах и в камере сгорания практически постоянны. С одной стороны, среднее давление в камере сгорания ($P_c \approx 0,6$ МПа) ниже давления подачи кислорода ($P_{O_2} \approx 0,7$ МПа) всего на 0,1 МПа, т. е. $P_{O_2}/P_c \approx 1,17$,

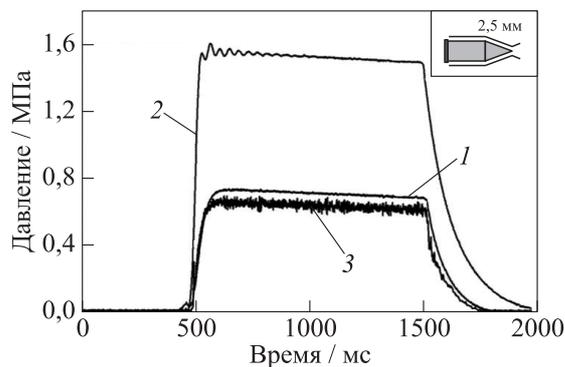


Рис. 3 Пример записей избыточного давления в коллекторах подачи кислорода (1) и ПГ (2), а также давления в камере сгорания (3) при огневом испытании стенового образца детонационного ЖРД

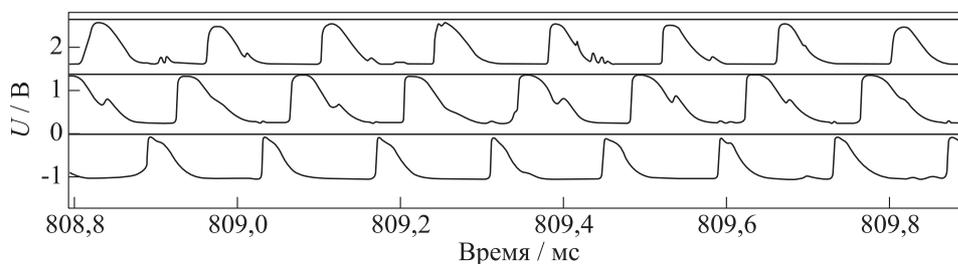


Рис. 4 Пример записи непрерывно-детонационного рабочего процесса с одной детонационной волной в метаноокислородной смеси

что свидетельствует об относительно небольших потерях давления при подаче кислорода через кольцевую щель с $\delta = 2,5$ мм (в экспериментах ИГиЛ СО РАН $P_{O_2}/P_c = 2,3$ при $P_c \approx 0,3$ МПа). С другой стороны, отношение давления подачи ПГ ($P_{CH_4} \approx 1,5$ МПа) к среднему давлению в камере сгорания существенно выше ($P_{O_2}/P_c \approx 2,5$), т.е. подача ПГ через радиальные отверстия диаметром 0,8 мм сопровождается большими потерями давления.

На рис. 4 показан пример записей сигналов трех химионизационных зондов при работе стенового образца детонационного ЖРД в режиме непрерывной детонации. Сигналы зондов снимаются в виде напряжения на нагрузочном сопротивлении 2 кОм. Все три сигнала имеют ярко выраженные повторяющиеся импульсы химионизационного тока большой амплитуды. Частота импульсов ($\sim 6-7$ кГц) и временной сдвиг между сигналами разных зондов показывают, что в этом случае в камере сгорания циркулирует одна детонационная волна со скоростью $D \approx 2200$ м/с.

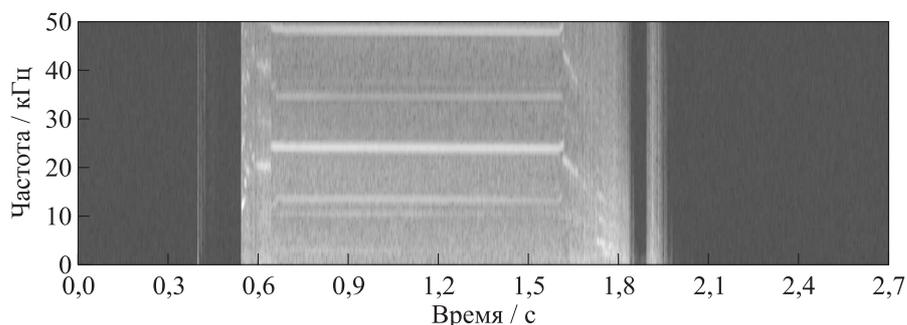


Рис. 5 Результат Фурье-анализа данных, полученных с химионизационных зондов, для рабочего процесса с пятью детонационными волнами

Для экспресс-анализа записей зондов использовали методику обработки данных с помощью Фурье-анализа. В результате такой обработки получали график зависимости характерной частоты рабочего процесса f от времени. Как правило, частота процесса кратна характерной частоте вращения одной детонационной волны. По частоте определяли количество волн n и скорость их вращения D в кольцевом зазоре. На рис. 5 показан пример обработки эксперимента с пятью детонационными волнами, одновременно циркулирующими в кольцевом зазоре камеры сгорания в одном направлении. Хорошо видна базовая частота на уровне $f \sim 23$ кГц. При более детальном рассмотрении рис. 5 можно увидеть переходные процессы на начальной и заключительной стадиях рабочего процесса в КС, в течение которых базовая частота, а следовательно, и количество детонационных волн изменяются.

Для подтверждения выводов, полученных из анализа записей химионизационных зондов, дополнительно использовали другой способ регистрации детонации

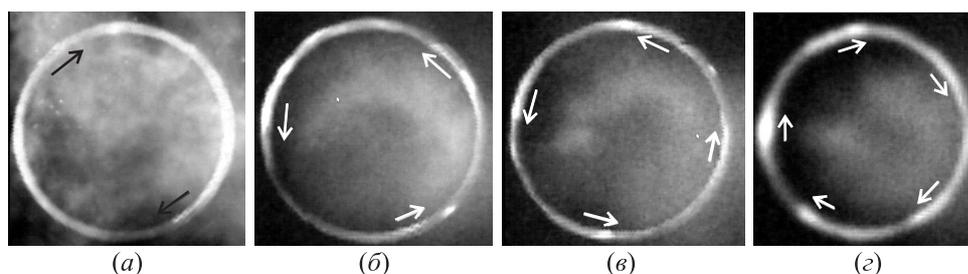


Рис. 6 Кадры скоростной видеосъемки (200 000 кадр/с) рабочего процесса в стендовом образце детонационного ЖРД с двумя (а), тремя (б), четырьмя (в) и пятью (г) детонационными волнами

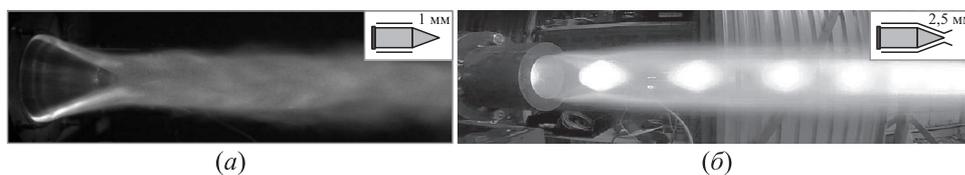


Рис. 7 Фотографии выхлопных струй в огневых испытаниях стендового образца детонационного ЖРД без соплового насадка (*а*) и с сопловым насадком (*б*)

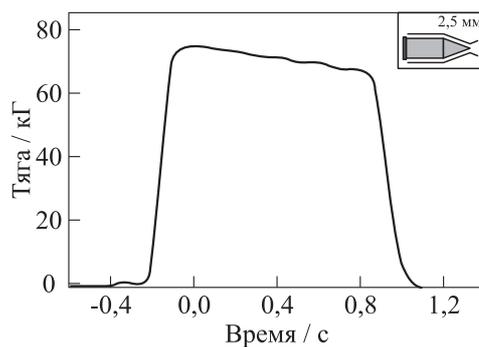


Рис. 8 Пример измеренной зависимости тяги от времени

в камере сгорания стендового образца ЖРД — видеосъемку процесса со скоростью 200 000 кадр/с со стороны выхлопной струи. Такая регистрация подтверждала наличие детонации в кольцевой камере сгорания, количество и скорость вращения детонационных волн и другую информацию, полученную на основе методики химионизационных зондов. На рис. 6 в качестве примера приведены кадры скоростной видеосъемки рабочего процесса с двумя, тремя, четырьмя и пятью детонационными волнами.

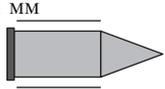
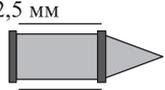
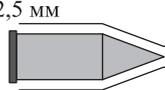
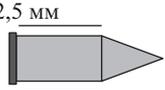
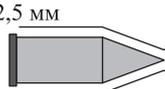
На рис. 7 показаны примеры изображений выхлопной струи из стендового образца детонационного ЖРД без конического насадка (рис. 7, *а*) и с насадком (рис. 7, *б*).

Наконец, на рис. 8 показан пример зависимости измеренной тяги стендового образца от времени в одном из испытаний. Средняя тяга в данном испытании составила $T \approx 73$ кГ.

Результаты испытаний

На образцах КНД100 разной конфигурации (с разной шириной кольцевой щели δ , с установкой и без установки расходной шайбы, с установкой и без установки соплового насадка) проведена серия огневых испытаний (всего около 200 испыта-

Результаты пяти выборочных испытаний

№	Схема	P_{O_2} , атм	P_{CH_4} , атм	G , кг/с	$G_{уд}$, кг/с/м ²	Φ	P_c , атм	n	D , м/с	f , кГц	T , кГ	$I_{уд}$, с
1		6	14	0,35	913	1,15	3,3	4	1650	21	41	116
2		7	16	0,35	418	1,1	6,7	1	2200	7	46	130
3		8	15	0,36	430	1,1	7,6	1	1500	5	52	145
4		3	10	0,16	191	1,0	1,9	1*	2200*	7*	18	110
5		10	21	0,46	550	1,2	9,3	1	1500	5	73	157

*Реализуется околопредельный режим с циркуляцией детонационной волны не в тангенциальном, а в продольном направлении.

ний) при расходах топливной смеси ПГ–кислород от 0,05 до 0,7 кг/с. В испытаниях изменялось абсолютное давление подачи ПГ (до 30 атм) и абсолютное давление подачи кислорода (до 15 атм). При этом состав смеси изменялся от обедненного горючим с коэффициентом избытка горючего $\Phi = 0,5$ до обогащенного с $\Phi = 2,0$.

В таблице представлены условия пяти выборочных испытаний: схема камеры с указанием ширины кольцевой щели δ , давление подачи кислорода P_{O_2} ; давление подачи ПГ P_{CH_4} , расход смеси G , удельный (на единицу площади отверстий подачи топливной смеси) расход $G_{уд}$, коэффициент избытка горючего в смеси Φ , а также результаты испытаний — среднее давление у огневого днища камеры сгорания P_c , количество детонационных волн, скорость детонации D , частота детонаций f , тяга T и удельный импульс $I_{уд}$, рассчитанный как частное от деления тяги T на весовой расход топливной смеси gG , где g — ускорение силы тяжести.

Значения тяги T , показанные в таблице, получены усреднением кривой тяги (см. пример на рис. 8, соответствующий испытанию 5 в таблице) на интервале времени от 0 до 0,4 с, т. е. после выхода рабочего процесса на квазистационарный режим работы.

В испытаниях 1–3 поддерживался приблизительно постоянным массовый расход топливной смеси (0,35–0,36 кг/с). С увеличением давления в камере сгорания и тяга, и удельный импульс монотонно повышаются: в испытании 1 при давлении в камере сгорания 3,3 атм тяга и удельный импульс составили 41 кГ и 116 с соответственно, а в испытании 3 — 52 кГ и 145 с соответственно при среднем давлении в камере сгорания 7,6 атм. С ростом удельного расхода топливной смеси (от 191 кг/с/м² в испытании 4 до 418, 430 и 913 кг/с/м² в испытаниях 2, 3 и 1) рабочий процесс в камере сгорания, с одной стороны, становится более устойчивым, а с другой — количество детонационных волн, одновременно вращающихся в камере сгорания в одном направлении, увеличивается. Так, в испытании 4 реализуется околопредельный режим с переходом от вращающейся детонации к импульсной: детонационная волна циркулирует не в тангенциальном, а в продольном направлении, периодически восстанавливаясь в окрестности выходного сечения. При удельном расходе на уровне 420–430 кг/с/м² (испытания 2 и 3) реализуется режим с одной детонационной волной, устойчиво циркулирующей в тангенциальном направлении. Наконец, в испытании 1 в камере сгорания устойчиво циркулируют 4 равноудаленных детонационных волны. Замена расходной шайбы в испытании 2 на сопло в испытании 3 при прочих близких условиях приводит к повышению тяговых характеристик, однако скорость детонации при этом существенно снижается (до 1500 м/с по сравнению с 2200 м/с), приближаясь к предельным значениям. Интересно, что повышение расхода топливных компонентов с 0,36 в испытании 3 до 0,46 в испытании 5 в образце той же конфигурации с соплом не привело к изменению рабочего режима: в обоих испытаниях реализовался режим с одной детонационной волной, вращающейся в тангенциальном направлении со скоростью 1500 м/с, хотя тяга и удельный импульс в испытании 5 возросли до 73 кГ/с и 157 с соответственно. Причина снижения скорости детонации при установке сопла — предмет дальнейших исследований.

Заключение

Продолжены исследования, начатые в [9], с целью изучить влияние конструктивных элементов стендового образца детонационного ЖРД и параметров подачи топливных компонентов (ПГ и кислорода) на характеристики рабочего процесса и на тяговые характеристики. В испытаниях изменялись абсолютное давление подачи ПГ (до 30 атм) и абсолютное давление подачи кислорода (до 15 атм); расход топливной смеси от 0,05 до 0,7 кг/с; состав смеси: от обедненного горючим с коэффициентом избытка горючего $\Phi = 0,5$ до обогащенного с $\Phi = 2,0$. Максимальная тяга и максимальный удельный импульс, полученные в этой серии испытаний, составили 75 кГ и 160 с соответственно при среднем давлении в камере сгорания около 10 атм. Показано, что с повышением давления в камере сгорания и тяга, и удельный импульс монотонно возрастают. С ростом удельного расхода топливной смеси рабочий процесс в камере сгорания, с одной стороны, становится более

устойчивым, а с другой — количество детонационных волн, одновременно вращающихся в камере сгорания в одном направлении, увеличивается. Замена расходной шайбы на профилированное сопло при прочих близких условиях приводит к повышению тяговых характеристик, однако скорость детонации при этом существенно снижается (до 1500 м/с по сравнению с 2200 м/с), приближаясь к предельным значениям.

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 // Труды НПО Энергомаш имени 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. Вып. 17. С. 1455–1461.
3. Чванов В. К., Фролов С. М., Стернин Л. Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Труды НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко. — М.: НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко, 2012. № 29. С. 4–14.
4. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Докл. РАН, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.
5. 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.
6. 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.
7. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
8. 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.
9. Фролов С. М., Аксенов 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.

Поступила в редакцию 18.12.15

EXPERIMENTAL STUDIES OF STAND SAMPLE OF ROCKET ENGINE WITH CONTINUOUS-DETONATION COMBUSTION OF NATURAL GAS – OXYGEN MIXTURE

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

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

²Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

³National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

Abstract: The effect of structural elements and parameters of fuel (natural gas (NG) and oxygen) supply on thrust performances of the liquid propellant rocket engine with continuous-detonation combustor has been investigated experimentally. In the tests, the absolute pressures of NG (up to 30 atm) and oxygen (up to 15 atm) supply, fuel mixture mass flow rate (from 0.05 to 0.7 kg/s), and mixture equivalence ratio (from fuel-lean, $\Phi = 0.5$, to fuel-rich, $\Phi = 2.0$) were varied. The maximum thrust and specific impulse obtained in the tests were 75 kgf and 160 s, respectively, at an average pressure in the combustor of about 10 atm. The increase in the combustor pressure led the thrust and specific impulse to gradually increase. The increase of the specific mass flow rate of fuel components through the combustor led, on the one hand, to a more stable operation process and, on the other hand, to a larger number of detonation waves continuously rotating in the annular combustor. Replacement of a flow washer by a shaped nozzle at the combustor outlet at other similar conditions led to the increase in engine thrust and to a substantial decrease in the detonation velocity (from 2200 down to 1500 m/s), approaching the limiting value.

Keywords: continuous-detonation combustor; liquid propellant rocket engine; natural gas; oxygen; experiment; thrust; specific impulse

Acknowledgments

The work was supported by the Russian Ministry of Education and Science under the State Contract No. 14.609.21.0002 (contract ID RFMEFI60914X0002) “Development of liquefied natural gas utilization technologies (methane, propane, butane) as fuel for rocket and space technology of the new generation and the creation of the rocket engine bench demonstrator” within the framework of the Federal Target Program “Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014–2020” and the Russian Foundation for Basic Research (grant 15-08-00782).

References

1. Belov, E. A., V. Yu. Bogushev, I. A. Klepikov, and A. M. Smirnov. 2000. Resul'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]. *Trudy 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. Chvanov, V. K., S. M. Frolov, and L. E. Sternin. 2012. Zhidkostnyy detonatsionnyy raketnyy dvigatel' [Liquid-propellant detonation rocket engine]. *Trudy 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.
4. 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.
5. 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.
6. 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.
7. Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya [Continuous spin detonation]. Novosibirsk: SB RAS Publ. 423 p.
8. Kindracki, J., P. Wolanski, and Z. Gut. 2011. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels – oxygen mixtures. *Shock Waves* 21:75–84.
9. 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 dvigatelei s nepreryvno-detonatsionnymi kamerami sgoraniya [Experimental studies of small samples bench rocket engine with a continuously-detonation combustors]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 8(1):151–163.

Received December 18, 2015

Contributors

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 Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

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; engineer, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru

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; scientific head, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, 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; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; shamshin@idgcenter.ru