

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТЕНДОВЫХ ОБРАЗЦОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМИ КАМЕРАМИ СГОРАНИЯ*

С. М. Фролов¹, В. С. Аксенов², П. А. Гусев³, В. С. Иванов⁴, С. Н. Медведев⁵,
И. О Шамшин⁶

Аннотация: Создан испытательный стенд для огневых испытаний стендовых демонстрационных образцов ракетных двигателей нового типа с непрерывно-детонационным горением. На малоразмерных стендовых демонстрационных образцах ракетных двигателей с кольцевой камерой сгорания внешнего диаметра 50 и 100 мм с кольцевым зазором 5 мм, работающих на водородно-кислородной смеси, впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича с непрерывно-детонационным горением водородно-кислородной смеси соответственно на 6%–7% и 7%–8% эффективнее, чем термодинамический цикл с непрерывным горением той же смеси при прочих равных условиях. В серии испытаний стендового демонстрационного образца с камерой диаметром 100 мм на метанокислородной смеси с коэффициентом избытка горючего от 0,95 до 1,4 получены только режимы с непрерывно-детонационным горением, а режимы с непрерывным горением вообще не наблюдались. Ввиду того, что в проведенных испытаниях давление в испытываемых камерах сгорания было относительно низким (ниже 3 атм), а конструкции камер сгорания и сопел были неоптимизированы, полученные значения удельного импульса оказались низкими (до 160 с).

*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 при поддержке Российской академии наук через программу № 26 «Горение и взрыв».

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

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

³Центр импульсно-детонационного горения; Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, gusevpa@yandex.ru

⁴Центр импульсно-детонационного горения; Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

⁵Центр импульсно-детонационного горения; Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, medvedev@idgcenter.ru

⁶Центр импульсно-детонационного горения; Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», shamshin@idgcenter.ru

Ключевые слова: непрерывно-детонационное горение; испытательный стенд; ракетный двигатель; водород–кислород; метан–кислород; цикл Зельдовича; энергоэффективность

Введение

Идея о возможности энергетического использования детонационного горения, выдвинутая Я. Б. Зельдовичем в 1940 г. [1], сегодня активно изучается применительно к двум основным схемам организации такого горения: в детонационных волнах, непрерывно циркулирующих поперек потока в кольцевой камере сгорания (непрерывно-детонационные камеры [2]) и в детонационных волнах, периодически пробегающих вдоль камеры сгорания (импульсно-детонационные камеры [3]). Одна из ключевых проблем на пути применения детонационных камер сгорания состоит в том, что до сих пор не было экспериментальных доказательств энергоэффективности цикла Зельдовича (так сегодня называют цикл с детонационным горением). Все известные эксперименты с непрерывно-детонационным горением в кольцевых камерах сгорания сопровождались большими потерями давления в системах подачи топливных компонентов и демонстрировали низкую эффективность рабочего процесса — ниже, чем идеальная эффективность у камер с непрерывным горением. Что касается характеристик реактивных двигателей с импульсной детонацией, то прямого сравнения измеренных тяговых характеристик таких двигателей с характеристиками реактивных двигателей с обычным горением в открытой литературе не производилось.

Между тем по оценкам Я. Б. Зельдовича [1] термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) цикла с детонационным горением топлива может существенно превышать КПД цикла с горением при постоянном давлении. Теоретические выводы и оценки [1] подтверждены термодинамическими расчетами и многомерными газодинамическими расчетами с учетом диссипативных процессов. Так, термодинамические расчеты в [4, 5] показали, что КПД цикла Зельдовича может на 20%–30% превышать КПД цикла с горением при постоянном давлении, а трехмерные газодинамические расчеты рабочего процесса в жидкостном ракетном двигателе с непрерывно-детонационным горением, проведенные в [6], дали превышение КПД на 13%–15% по сравнению с обычным жидкостным ракетным двигателем.

Объект исследования данной работы — непрерывно-детонационные камеры сгорания, в которых горючая смесь формируется при отдельной подаче горючего и окислителя. В работе представлены результаты экспериментальных исследований энергоэффективности рабочего процесса в непрерывно-детонационных камерах сгорания, полученные авторами в 2014 г.

Испытательный стенд и стендовые образцы двигателей

Испытательный стенд состоит из ресиверов для водорода (0,64 м³), метана (0,16 м³) и кислорода (0,32 м³), высокопроизводительной системы быстройдей-

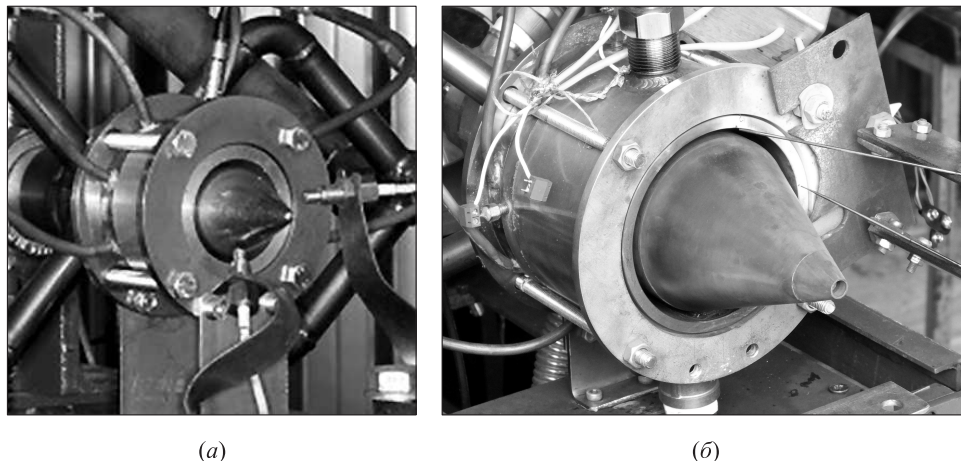


Рис. 1 Фотографии стендовых образцов малоразмерных ракетных двигателей КНД50 (а) и КНД100 (б)

ствующих клапанов, топливных магистралей большого сечения, тягового стола и прецизионной системы измерения тяги и давлений подачи топливных компонентов. Максимальный массовый расход топливной смеси, достигаемый на стенде, близок к 1,5 кг/с.

На рис. 1 показаны фотографии двух стендовых образцов малоразмерных ракетных двигателей КНД50 (рис. 1, а) и КНД100 (рис. 1, б). Оба образца представляют собой кольцевую камеру сгорания, к которой с одной стороны присоединена смесительная головка, а с другой стороны присоединено реактивное сопло с коническим центральным телом. Кольцевая камера сгорания КНД50 образована двумя соосными цилиндрами высотой 90 мм: внутренний цилиндр диаметром 40 мм вложен в полый внешний цилиндр диаметром 50 мм, так что зазор между цилиндрическими поверхностями равен 5 мм. Кольцевая камера сгорания КНД100 образована двумя соосными цилиндрами высотой 100 мм: внутренний цилиндр диаметром 90 мм вложен в полый внешний цилиндр диаметром 100 мм, так что зазор между цилиндрическими поверхностями также равен 5 мм. В обоих образцах смесительная головка состоит из тонкого диска с заостренной кромкой, присоединенного к внутреннему цилиндру камеры сгорания так, чтобы между кромкой и внешней стенкой камеры сгорания был кольцевой зазор шириной 1 мм. Через этот кольцевой зазор в камеру сгорания в осевом направлении подается окислитель (кислород). Горючее (водород или метан) 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 в КНД50 — 72 или 60, а в КНД100 — 144.

Реактивное сопло образовано коническим центральным телом с углом при вершине конуса 50° (КНД50) и 44° (КНД100). В окрестности реактивного сопла с зазором 3 мм расположен вольфрамовый электрод, обеспечивающий дуговой разряд постоянного тока величиной 10 мА. Ввиду больших тепловых нагрузок корпуса камер сгорания охлаждаются водой и изготовлены из меди.

Испытательный стенд оборудован системой дистанционного управления. Огневое испытание начинается с подачи цифрового сигнала на открытие клапана подачи окислителя, затем (через 100 мс) на открытие клапана подачи горючего, затем (через 100 мс) на зажигание и продолжается в течение 1 с, после чего последовательно отключается подача горючего и окислителя.

Система регистрации рабочего процесса в двигателе включает три ионизационных зонда и низкочастотный датчик давления, расположенные в одном сечении в окрестности огневого днища камеры сгорания с относительным поворотом на 90° . Такая система регистрации позволяет идентифицировать режим работы двигателя (непрерывное горение или непрерывная детонация), измерить частоту вращения детонационных волн в кольцевом зазоре двигателя, работающего 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 ионизационных токов, статического давления и тяги (с помощью тензодатчика усилия) производятся измерения статического давления (с помощью низкочастотных датчиков давления) в магистралях подачи окислителя и горючего и ведется скоростная видеосъемка с использованием нескольких скоростных цифровых камер.

Идентификация режима горения по сигналам ионизационных зондов проверяется скоростной видеосъемкой (200 тыс. кадр/с) с помощью видеокамеры NAC Memecam НХ3, установленной по оси реактивной струи на расстоянии 3 м от среза сопла. В режиме непрерывной детонации видеокамера регистрирует один или несколько (два и более) ярко светящихся фронтов, одновременно циркулирующих в кольцевом зазоре камеры сгорания в одинаковом направлении со скоростью $\sim 2000\text{--}2500$ м/с, а в режиме непрерывного горения — непрерывное слабое свечение по всему сечению кольцевого зазора.

Все испытания проведены при контролируемой температуре окружающего воздуха и хорошо воспроизводились. Ошибки, связанные с изменением плотности газов в ресивере, составляли не более 1%. Абсолютные ошибки измерения тяги и расхода топливных смесей оцениваются как 2 Н и 2 г/с соответственно.

Результаты испытаний КНД50 с водородно-кислородным топливом

На образце КНД50 проведены 4 серии огневых испытаний при относительно малых расходах топливной смеси (до 0,1 кг/с) при температуре окружающего воздуха $22\text{--}24$ °С [7]. В испытаниях изменялось абсолютное давление подачи

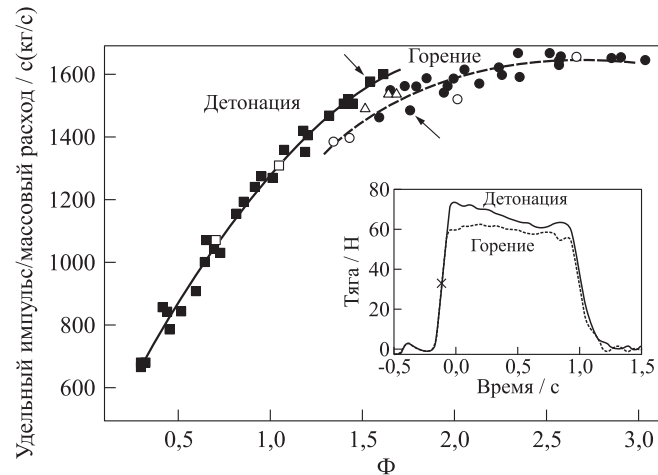


Рис. 2 Зависимость отношения удельного импульса к расходу водородно-кислородной топливной смеси в КНД50 от состава смеси с аппроксимацией экспериментальных точек. Вставка — зависимость тяги от времени для режима с детонацией (расход 0,056 кг/с, $\Phi = 1,55$) и режима с горением (расход 0,053 кг/с, $\Phi = 1,75$); соответствующие точки показаны стрелками

водорода (от 3,5 до 11 атм) при фиксированных абсолютных давлениях подачи кислорода: 3,5 (серия 1), 4 (серия 2), 4,5 (серия 3) и 5 атм (серия 4).

На рис. 2 показаны результаты испытаний в виде обобщенной (только для условий рассматриваемых испытаний!) зависимости отношения удельного импульса к массовому расходу топливных компонентов (ось ординат) от коэффициента избытка топлива Φ (ось абсцисс). Удельный импульс определен как отношение измеренной тяги к секундному весовому расходу топливных компонентов. Секундный весовой расход топливных компонентов определен по падению давлений кислорода и водорода в топливных магистралях на некотором заданном интервале времени в каждом конкретном опыте, исходя из предположения об адиабатическом расширении газов (падение давления водорода и кислорода в каждом опыте не превышало 0,20–0,25 атм). Коэффициент избытка топлива Φ определен как отношение весового расхода водорода к стехиометрическому весовому расходу водорода.

Из рис. 2 видно, что в выбранных координатах экспериментальные точки всех четырех серий опытов группируются вокруг двух кривых — кривой непрерывно-детонационного режима (сплошная кривая и зачерненные квадраты с надписью «Детонация») и кривой режима с непрерывным горением (штриховая кривая и зачерненные кружки с надписью «Горение»). Светлые треугольники на рис. 2 соответствуют переходным режимам горения с долговременными (как минимум 20% от всей продолжительности испытания) проявлениями признаков того и другого

режимов как на сигналах ионизационных зондов, так и на видеозаписях. При одинаковых расходе и составе топливной смеси удельный импульс стендового образца ракетного двигателя при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Например, при коэффициенте избытка горючего $\Phi = 1,6-1,7$ ординаты точек на сплошной кривой превышают на 6%–7% ординаты точек на штриховой кривой. Это означает, что при одинаковом расходе топливной смеси удельный импульс двигателя, работающего в непрерывно-детонационном режиме, на 6%–7% выше, чем удельный импульс двигателя, работающего в режиме непрерывного горения.

Отметим, что абсолютные значения удельного импульса в опытах с непрерывной детонацией и с непрерывным горением невелики: при $\Phi = 1,7$ и при расходе топливных компонентов 0,1 кг/с они составили 160 и 150 с соответственно. Вставка на рис. 2 иллюстрирует обсуждаемый эффект: она показывает измеренные зависимости тяги от времени в двух опытах с очень близкими значениями расходов ($\sim 0,056$ и $0,053$ кг/с) и составов ($\Phi = 1,55$ и $1,75$) топливной смеси, соответствующих разным режимам: непрерывно-детонационному режиму (сплошная кривая с надписью «Детонация» на вставке) и режиму с непрерывным горением (пунктирная кривая с надписью «Горение» на вставке), указанных стрелками. Отметим, что тяга определялась как среднее интегральное значение тяги на интервале времени 0,4 с, отсчитываемом от точки перегиба на восходящей ветви кривой (показана крестиком на вставке рис. 2).

Чтобы убедиться, не связан ли полученный эффект с неполным сгоранием топливной смеси в режиме с непрерывным горением, была проведена дополнительная серия испытаний на КНД50 с укороченной камерой сгорания высотой 45 мм вместо 90 мм. В остальном конструкция стендового образца ракетного двигателя изменений не претерпела. Оказалось, что в режиме непрерывного горения при тех же давлениях подачи кислорода и водорода тяга сохранялась на том же уровне, что и при использовании камеры высотой 90 мм, т. е. высота камеры сгорания (45 и 90 мм) была достаточной для обеспечения полного сгорания недостающего компонента топливной смеси.

Из рис. 2 следует, что при фиксированных коэффициенте избытка горючего Φ и расходе топливной смеси стендовый образец КНД50 выбранной конструкции может работать лишь в одном из режимов: либо в непрерывно-детонационном режиме, либо в режиме с непрерывным горением.

Для того чтобы более наглядно продемонстрировать преимущество цикла Зельдовича, была проведена дополнительная серия опытов с заменой смесительной головки: вместо головки с 72 радиальными отверстиями для подачи водорода использовали головку с 60 радиальными отверстиями того же диаметра. При этом никакие другие размеры двигателя и параметры опытов не изменялись. Такой прием позволил получить режим с непрерывным горением при более низких Φ , чем в опытах с исходной смесительной головкой. Светлые квадраты и кружки на рис. 2 соответствуют опытам этой серии при работе двигателя в непрерывно-

детонационном режиме (светлые квадраты) и в режиме непрерывного горения (светлые кружки). Отчетливо видно, что экспериментальные точки этой серии опытов хорошо согласуются с точками других серий опытов в обоих режимах работы и естественным образом продолжают штриховую кривую «Горение», которая лежит ниже сплошной кривой «Детонация» на 6%–7%.

Результаты испытаний КНД100 с водородно-кислородным топливом

На образце КНД100 проведена серия огневых испытаний при расходах топливной смеси до 0,25 кг/с. В испытаниях изменялось абсолютное давление подачи водорода (от 5 до 21 атм) при фиксированном абсолютном давлении подачи кислорода 6 атм. При этом состав смеси изменялся от бедного с коэффициентом избытка горючего $\Phi = 0,4$ до богатого с $\Phi = 2,2$.

На рис. 3 показаны результаты испытаний в виде такой же обобщенной зависимости (только для условий рассматриваемых испытаний!), как на рис. 2. Сплошная кривая и зачерненные квадраты на рис. 3 соответствуют непрерывно-детонационному режиму работы (надпись «Детонация»), а штриховая кривая и зачерненные кружки — режиму с непрерывным горением (надпись «Горение»). Светлые треугольники на рис. 3 соответствуют переходным режимам горения. Как и в испытаниях КНД50, при заданных расходе и составе топливной смеси удельный импульс КНД100 при работе в непрерывно-детонационном режиме, судя по ходу кривых, оказывается выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Например, при коэффициенте избытка горючего $\Phi = 1,3$ ординаты точек на сплошной кривой превышают на 7%–8% ординаты точек на штриховой кривой. Это означает, что в КНД100 при одинаковом расходе водородно-кислородной топливной смеси удельный импульс двигателя, работающего в непрерывно-детонационном режиме,

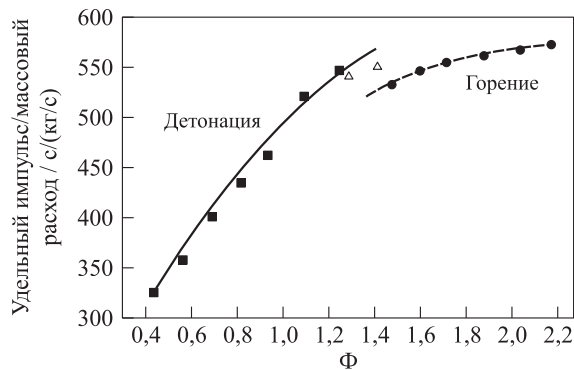


Рис. 3 Зависимость отношения удельного импульса к расходу водородно-кислородной топливной смеси в КНД100 от состава смеси с аппроксимацией экспериментальных точек

на 7%–8% выше, чем удельный импульс двигателя, работающего в режиме непрерывного горения. Тот факт, что полученное отличие (7%–8%) несколько выше, чем в КНД50 (6%–7%), связан, по-видимому, с большей размерностью КНД100 и, соответственно, меньшими относительными потерями энергии в окружающую среду.

Результаты испытаний КНД100 с метаноокислородным топливом

На образце КНД100 проведена серия огневых испытаний с метаноокислородным топливом при расходах топливной смеси до 0,24 кг/с. В испытаниях изменялось абсолютное давление подачи метана (от 12 до 16 атм) при фиксированном абсолютном давлении подачи кислорода 7 атм. При этом состав смеси изменялся от бедного с коэффициентом избытка горючего $\Phi = 0,97$ до богатого с $\Phi = 1,4$. В таблице представлены условия испытаний: давление подачи метана P_{CH_4} , расход смеси G , коэффициент избытка горючего в смеси Φ — и результаты опытов — количество детонационных волн, тяга T и удельный импульс $I_{\text{уд}}$.

На рис. 4 показаны примеры записи тяги в опыте 2 (рис. 4, а) и обработки сигналов ионизационных зондов (рис. 4, б) в опыте 1 (см. таблицу) методом Фурье-анализа, который позволяет выделить базовую частоту циркуляции детонационных волн в камере сгорания. Значения тяги T , показанные в таблице, получены усреднением кривой тяги на рис. 4, а на интервале времени 0,4 с после выхода двигателя на квазистационарный режим работы (этот интервал времени показан стрелкой). Базовая частота в 15 кГц на рис. 4, б соответствует рабочему процессу с двумя детонационными волнами, бегущими в кольцевом зазоре в одном направлении со скоростью ~ 2350 м/с. На рис. 4, б отчетливо видны переходные процессы при зажигании и при завершении подачи горючего в камеру сгорания, которые сопровождаются скачками базовой частоты между режимами с одной и с двумя детонационными волнами.

Результаты серии испытаний, представленные в таблице, показывают, что при работе КНД100 на оклостехиометрических метаноокислородных смесях (опыты 1 и 2) реализуются режимы с двумя детонационными волнами. Повышение давления

Условия и результаты испытаний КНД100 при работе на метаноокислородной смеси с абсолютным давлением подачи кислорода 7 атм

№	P_{CH_4} , атм	Расход G , г/с	Φ	Количество детонационных волн	Тяга T , кгс	$I_{\text{уд}}$, с
1	12	299	0,97	2	29,3	97,0
2	13	298	1,07	2	31,2	104,5
3	14	312	1,17	1	33	105,6
4	15	314	1,27	1	33,65	106,9
5	16	322	1,37	1	34,4	106,7

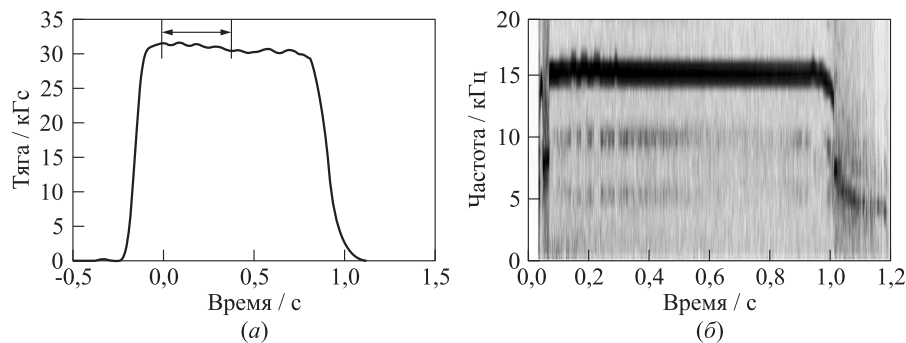


Рис. 4 Примеры записи датчика тяги (а) и Фурье-анализа записи сигнала ионизационного зонда (б) при работе КНД100 на метанокислородной смеси в режиме с двумя детонационными волнами

подачи метана (повышение Φ) приводит к переходу к режиму с одной детонационной волной (опыты 3–5), причем в результате такого перехода расход смеси, а также тяга и удельный импульс двигателя увеличиваются. По-видимому, этот эффект связан с уменьшением суммарного времени блокировки подачи компонентов смеси в камеру сгорания в режиме с одной детонационной волной по сравнению с режимом с двумя детонационными волнами. Такая блокировка происходит вследствие того, что в окрестности детонационного фронта давление продуктов детонации превышает давление подачи топливных компонентов. В рассматриваемой серии испытаний режим с непрерывным горением в КНД100 не наблюдался. По данным в таблице максимальный удельный импульс достигается при работе КНД100 на богатой метанокислородной смеси с $\Phi \approx 1,3$. Несмотря на то что этот результат получен для непрерывно-детонационного режима работы двигателя, он согласуется с термодинамическими расчетами для ракетных двигателей с непрерывным горением.

Заключение

В 2014 г. в Центре импульсно-детонационного горения ИХФ РАН создан испытательный стенд для огневых испытаний стендовых образцов ракетных двигателей нового типа с непрерывно-детонационным горением. В настоящее время стенд состоит из ресиверов для водорода ($0,64 \text{ м}^3$), 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 и давлений подачи топливных компонентов. Максимальный массовый расход топливной смеси, достигаемый на стенде, близок к $1,5 \text{ кг/с}$.

На малоразмерных стендовых образцах ракетных двигателей КНД50 и КНД100 с кольцевой камерой сгорания внешнего диаметра 50 и 100 мм с кольцевым

зазором 5 мм, работающих на водородно-кислородной смеси, впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича с непрерывно-детонационным горением водородно-кислородной смеси соответственно на 6%–7% и 7%–8% эффективнее, чем термодинамический цикл с непрерывным горением той же смеси при прочих равных условиях.

В серии испытаний стендового образца КНД100 на метаноокислородной смеси с коэффициентом избытка горючего от 0,95 до 1,4 получены только режимы с непрерывно-детонационным горением, а режимы с непрерывным горением вообще не наблюдались.

Ввиду того, что в проведенных испытаниях давление в камерах сгорания КНД50 и КНД100 было относительно низким (ниже 3 атм), а конструкции камер сгорания и сопел были неоптимизированы, полученные до сих пор значения удельного импульса оказались относительно низкими (до 160 с). В дальнейшем планируется оптимизировать конструкции камер сгорания и сопел и перейти к испытаниям стендовых образцов с более высокими давлениями в камере (до 30–40 атм), что приведет к существенному повышению удельного импульса.

Литература

1. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. Вып. 17. С. 1455–1461.
2. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
3. Roy G. D., Frolov S. M., Borisov A. A., Netzer D. W. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective // Prog. Energy Combust. Sci., 2004. Vol. 30. No. 6. P. 545–672.
4. Heiser W. H., Pratt D. T. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines // J. Propul. Power, 2002. Vol. 18. No. 1. P. 68–76.
5. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
6. Чванов В. К., Фролов С. М., Стернин Л. Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Труды НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко. — М.: НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко, 2012. № 29. С. 4–14.
7. 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.

Поступила в редакцию 01.11.14

EXPERIMENTAL STUDIES OF SMALL SAMPLES BENCH ROCKET ENGINE WITH A CONTINUOUSLY-DETONATION COMBUSTORS

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

¹Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str.,
Moscow 119991, Russian Federation

²N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin
Str., Moscow 119991, Russian Federation

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

Abstract: A test bench for fire tests of demonstration samples of rocket engines of a new type with continuous-detonation combustion has been created. Demonstration tests with small-scale samples of rocket engines with annular combustors 50 and 100 mm in outer diameter with an annular gap of 5 mm, operating on hydrogen–oxygen mixture, proved experimentally for the first time that a thermodynamic Zel’dovich cycle with continuous detonation combustion of hydrogen–oxygen mixture is, respectively, 6%–7% and 7%–8% more efficient than the thermodynamic cycle with continuous constant-pressure combustion of the same mixture under similar conditions. In a series of demonstration tests with the 100-millimeter-diameter combustor using methane–oxygen mixture with an overall equivalence ratio from 0.95 to 1.4, only modes with continuous-detonation combustion were obtained whereas the mode with continuous combustion was not observed. In view of the fact that the pressure in the combustion chambers was relatively low so far (less than 3 atm) and the design of the combustion chambers and nozzles was unoptimized, the values of specific impulse were relatively low (up to 160 s).

Keywords: continuous-detonation combustion; test bench; rocket engine; hydrogen–oxygen; methane–oxygen; Zel’dovich cycle; energy efficiency

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 technologies for the use of liquefied natural gas (methane, propane, butane) as fuel for rocket and space technology and the creation of a new generation of stand demonstrator rocket engine” under the Federal Target Program “Research and development in priority areas of scientific and technological complex of Russia for 2014–2020” and by the Russian Academy of Sciences through the Program No. 26 “Combustion and Explosion.”

References

1. 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.
2. 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.
3. Roy, G. D., S. M. Frolov, A. A. Borisov, and D. W. Netzer. 2004. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective. *Prog. Energy Combust. Sci.* 30(6):545–672.
4. Heiser, W. H., and D. T. Pratt. 2002. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines. *J. Propul. Power* 18(1):68–76.
5. Frolov, S. M., A. E. Barykin, and A. A. Borisov. 2004. Termodinamicheskiy tsikl s detonatsionnym szhiganien topliva [Thermodynamic cycle with detonative burning of fuel]. *Khim. Fiz.* 23(3):17–25.
6. Chvanov, V. K., S. M. Frolov, and L. E. Sternin. 2012. Zhidkostnyy detonatsionnyy raketnyy dvigatel' [Liquid propellant detonation rocket engine]. *Trudy NPO Energomash im. Akademika V. P. Glushko* [Transactions of R&D Enterprise Energomash named after academician V. P. Glushko]. Moscow: NPO Energomash im. Akademika V. P. Glushko. 29:4–14.
7. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2014. Experimental proof of energy efficiency of thermodynamic Zel'dovich cycle. *Dokl. Akad. Nauk* 459(2):207–211.

Received November 1, 2014

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; 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

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; designer, 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

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; engineer, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; gusevpa@yandex.ru

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

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