

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ДОКАЗАТЕЛЬСТВО
ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ
ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА ЗЕЛЬДОВИЧА**

© 2014 г. С. М. Фролов, В. С. Аксенов, П. А. Гусев,
В. С. Иванов, С. Н. Медведев, И. О. Шамшин

Представлено академиком А.А. Берлиным 30.07.2014 г.

Поступило 30.07.2014 г.

DOI: 10.7868/S0869565214360134

В 1940 г. Я.Б. Зельдович выдвинул идею о возможности энергетического использования детонационного горения [1]. По его оценкам термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) цикла с детонационным горением топлива может существенно превышать КПД цикла Брайтона с горением при постоянном давлении. Позже теоретические выводы и оценки [1] подтверждены термодинамическими расчетами и многомерными газодинамическими расчетами с учетом диссипативных процессов. Так, термодинамические расчеты в работе [2] показали, что КПД цикла Зельдовича (так сегодня называют цикл с детонационным горением) может на 20–30% превышать КПД цикла Брайтона, а многомерные газодинамические расчеты рабочего процесса в жидкостном ракетном двигателе с детонационным горением, проведенные в работе [3], дали превышение КПД на 13–15% по сравнению с обычным жидкостным ракетным двигателем. Несмотря на то, что теоретические выводы об энергоэффективности цикла Зельдовича не подвергаются сомнению, прямых экспериментальных доказательств этих выводов до сих пор не было. В настоящей работе впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича с непрерывно-детонационным горением водородно-кислородной смеси в кольцевой камере сгорания эффективнее, чем термодинамический цикл Брайтона с непрерывным горением той же смеси при прочих равных условиях. Удельный импульс стендового образца ракетного двигателя при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался на 6–7%

выше, чем при работе в режиме непрерывного горения.

Известны две основные схемы организации детонационного горения: в детонационных волнах, непрерывно циркулирующих в тангенциальном направлении поперек кольцевой камеры сгорания (непрерывно-детонационные камеры [4]), и в периодических детонационных волнах, бегущих вдоль камеры сгорания (импульсно-детонационные камеры [5]). На сегодняшний день задача экспериментальной реализации непрерывно-детонационного и импульсно-детонационного режимов горения разных топлив (от водорода до авиационного керосина) с разными окислителями (воздух; воздух, обогащенный кислородом; кислород) в целом решена. Проблема заключается в том, что до сих пор нет экспериментальных подтверждений энергоэффективности цикла Зельдовича. Так, 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. Прямое сравнение измеренных тяговых характеристик реактивных двигателей с импульсной детонацией и с импульсным горением не производили.

Цель настоящей работы — экспериментально доказать энергоэффективность цикла Зельдовича с помощью прямого сравнения тяговых характеристик стендового образца ракетного двигателя, работающего в разных режимах: в непрерывно-детонационном режиме горения и в режиме с непрерывным горением. Для этой цели были спроектированы и изготовлены испытательный стенд и стендовый образец ракетного двигателя, способный работать в режиме непрерывной детонации и в режиме непрерывного горения на смеси газообразного водорода и газообразного кислорода.

*Центр импульсно-детонационного горения, Москва
Институт химической физики им. Н.Н. Семенова
Российской Академии наук, Москва
Национальный исследовательский ядерный университет
“МИФИ”, Москва*

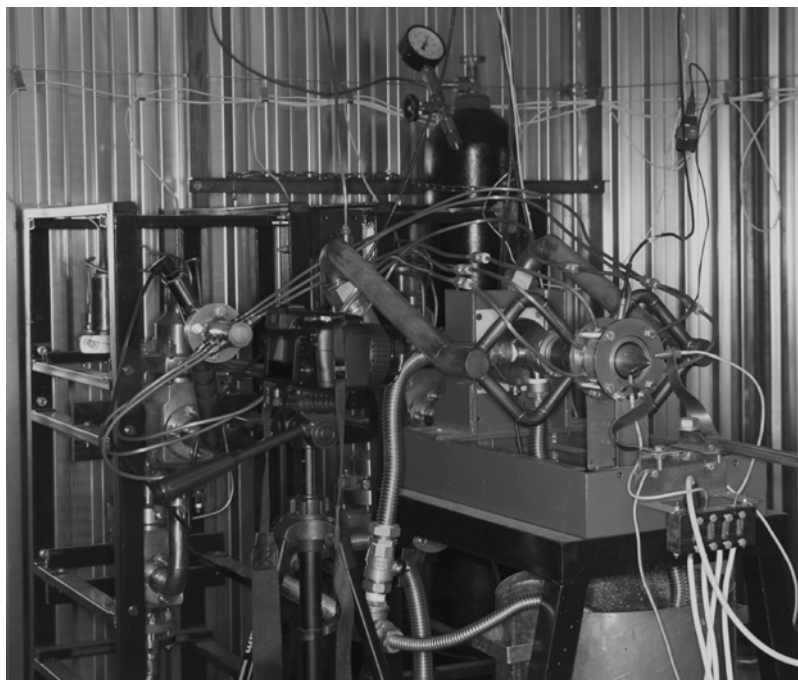


Рис. 1. Фотография испытательного стенда и стендового образца ракетного двигателя.

Испытательный стенд состоит из ресиверов для водорода (объем 0.64 м^3) и кислорода (объем 0.32 м^3), высокопроизводительной системы быстродействующих клапанов, топливных магистралей большого сечения, тягового стола и прецизионной системы измерения тяги и давления подачи топливных компонентов. Максимальный массовый расход топливной смеси, достигаемый на стенде, близок к 1.5 кг/с .

Стендовый образец ракетного двигателя представляет собой кольцевую камеру сгорания, к которой с одной стороны присоединена смесительная головка, а с другой — реактивное сопло. Кольцевая камера сгорания 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. Смесительная головка состоит из тонкого диска с заостренной кромкой, присоединенного к торцу внутреннего цилиндра камеры сгорания так, чтобы между кромкой и внешней стенкой камеры сгорания был кольцевой зазор шириной 1 мм, и 72 радиальных отверстий диаметром 0.8 мм во внешней стенке камеры сгорания, расположенных в одном поперечном сечении на осевом расстоянии 0.5 мм вниз по течению от диска. Кислород в камеру сгорания подают в осевом направлении через кольцевой зазор смесительной головки, а водород — через указанные радиальные отверстия. Реактивное сопло образовано коническим центральным телом с углом при вершине конуса 50° , присоеди-

ненным к другому торцу внутреннего цилиндра. В окрестности выходного сечения внешнего цилиндра с зазором 3 мм расположен вольфрамовый электрод, обеспечивающий зажигание топливной смеси дугowym разрядом постоянного тока величиной 10 мА. Ввиду больших тепловых нагрузок корпус камеры сгорания охлаждается водой и изготовлен из меди. Стендовый образец ракетного двигателя имеет модульную конструкцию, позволяющую варьировать все основные геометрические размеры с возможностью замены смесительной головки и сопла. Фотография испытательного стенда со стендовым образцом ракетного двигателя, размещенного на открытой опытной площадке ИХФ РАН, показана на рис. 1.

Испытательный стенд оборудован системой дистанционного управления. Огневое испытание начинается с подачи цифрового сигнала на открытие клапана подачи кислорода, затем (через 100 мс) — на открытие клапана подачи водорода, затем (через 100 мс) — на зажигание и продолжается в течение 1 с, после чего последовательно отключают подачу кислорода и водорода.

Система регистрации рабочего процесса в двигателе включает три ионизационных зонда и низкочастотный датчик давления, расположенные в одном сечении в окрестности огневого днища камеры сгорания на угловом расстоянии 90° друг от друга. Такая система регистрации позволяет идентифицировать режим работы двигателя (непрерывная детонация или непрерывное горение) и измерить частоту вращения детонационных

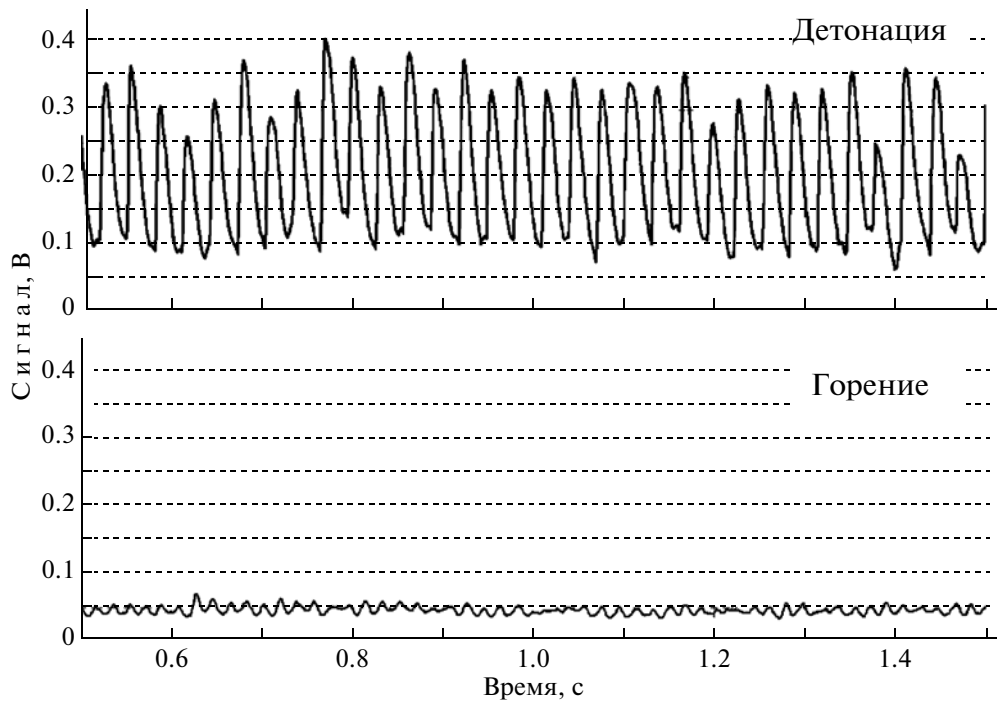


Рис. 2. Сравнение фрагментов записей ионизационного зонда для непрерывно-детонационного режима и режима с непрерывным горением.

волн в кольцевом зазоре двигателя, работающего в непрерывно-детонационном режиме. Она также дает возможность 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 калиброванного тензодатчика усилия) производили измерения статического давления (с помощью калиброванных низкочастотных датчиков давления) в магистралях подачи кислорода и водорода и вели скоростную видеосъемку с использованием нескольких скоростных цифровых камер.

На рис. 2 показан пример записей сигналов ионизационного зонда при работе стендового образца ракетного двигателя в режиме непрерывной детонации и в режиме непрерывного горения. Сигналы зонда снимают в виде напряжения на нагрузочном сопротивлении 2 кОм. Верхний сигнал имеет ярко выраженные повторяющиеся импульсы ионизационного тока большой амплитуды. Частота импульсов (≈ 32 кГц) и временной сдвиг между сигналами разных ионизационных зондов показывают, что в этом случае в камере сгорания одновременно циркулируют в одинаковом направлении две детонационные волны со скоростью ≈ 2500 м/с. Нижний сигнал имеет амплитуду, на порядок меньшую, чем верхний. От-

сутствие временного сдвига между сигналами разных ионизационных зондов и нерегулярность пульсаций указывают на то, что нижний сигнал соответствует установившемуся диффузионному горению водорода по всему сечению кольцевого зазора камеры сгорания. Устойчивость горения водорода обеспечена кольцевой зоной обратных токов на подветренной стороне диска смесительной головки.

Идентификация режима горения по сигналам ионизационных зондов в стендовом образце ракетного двигателя подтверждена скоростной видеосъемкой (200 тыс. кадр/с) с помощью видеокамеры NAC Memgcam HX3, установленной по оси реактивной струи на расстоянии 3 м от среза сопла. В первом случае (верхний сигнал на рис. 2) зарегистрированы два ярко светящихся фронта, одновременно циркулирующих в кольцевом зазоре камеры сгорания в одинаковом направлении, а во втором (нижний сигнал на рис. 2) — непрерывное слабое свечение по всему сечению кольцевого зазора.

На рис. 3 приведены первичные экспериментальные данные, полученные при относительно малых расходах топливной смеси (до 0.1 кг/с), в виде зависимости измеренной тяги стендового образца ракетного двигателя от абсолютного давления подачи водорода при разных абсолютных давлениях подачи кислорода: 3.5 атм (серия 1), 4 атм (серия 2), 4.5 атм (серия 3) и 5 атм (серия 4). Все опыты, представленные на рис. 3, проведены

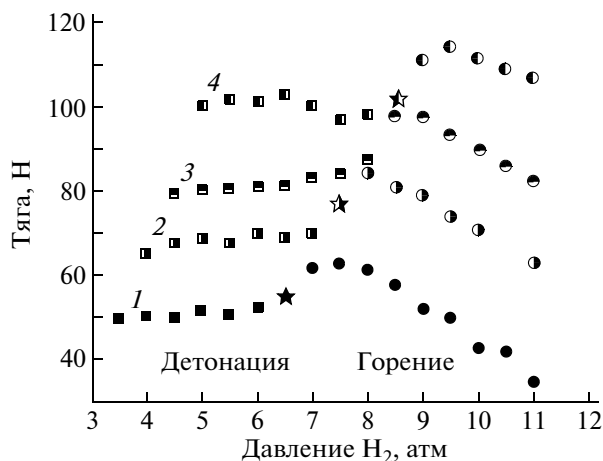


Рис. 3. Зависимость измеренной тяги стендового образца ракетного двигателя от давления подачи водорода при различных начальных давлениях подачи кислорода (серия 1 – опыты с давлением подачи кислорода 3.5 атм; 2 – 4 атм; 3 – 4.5 атм; 4 – 5 атм).

в течение одного дня при температуре окружающего воздуха 22–24°C. Абсолютные ошибки измерения тяги и расхода топливной смеси оцениваются как 2 Н и 2 г/с соответственно. Левая часть точек каждой серии (зачерненные и частично зачерненные квадраты) соответствует непрерывно-детонационному рабочему режиму, а правая (зачерненные и частично зачерненные кружки) –

рабочему режиму с непрерывным горением. Звездочки в некоторых сериях опытов соответствуют переходным режимам горения с проявлениями признаков того и другого режимов.

Из рис. 3, во-первых, следует, что тяга зависит и от расхода топливных компонентов (увеличение давления подачи топливных компонентов приводит к увеличению расхода топливной смеси) и от состава топливной смеси (отношение давлений подачи топливных компонентов), причем максимальная тяга достигается при отношении абсолютных давлений подачи водорода и кислорода 1.9–2.1. Во-вторых, в каждой серии опытов с заданным давлением подачи кислорода повышение давления подачи водорода приводит к переходу от непрерывно-детонационного рабочего режима к рабочему режиму с непрерывным горением, причем с ростом давления подачи кислорода точка перехода смещается в область большего давления подачи водорода.

Обработка первичных экспериментальных данных, представленных на рис. 3, позволила получить прямое доказательство энергоэффективности цикла Зельдовича. На рис. 4 показана зависимость отношения удельного импульса к массовому расходу топливных компонентов от коэффициента избытка топлива (Φ). Удельный импульс определен как отношение измеренной тяги к секундно-весовому расходу топливных компонентов. Секундный весовой расход топливных компо-

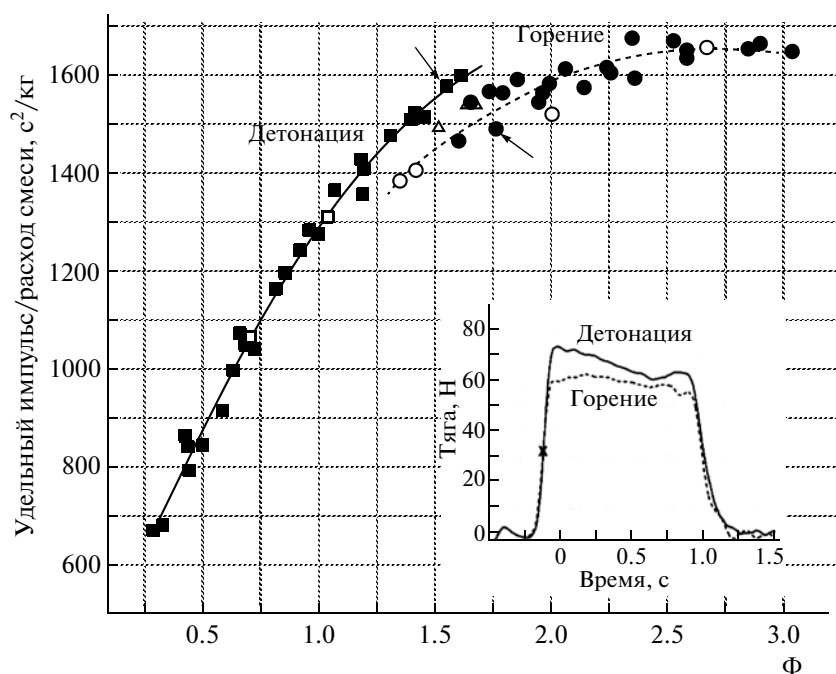


Рис. 4. Зависимость отношения удельного импульса к расходу топливной смеси от состава смеси с аппроксимацией экспериментальных точек.

На вставке – 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 экспериментальные точки показаны стрелками.

нентов определяли 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 Φ определен как отношение весового расхода водорода к стехиометрическому весовому расходу водорода.

Из рис. 4 видно, что в выбранных координатах экспериментальные точки всех четырех серий опытов (рис. 3) 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. 4 соответствуют переходным режимам горения. При одинаковых расходе и составе топливной смеси удельный импульс стенового образца ракетного двигателя при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Например, при коэффициенте $\Phi = 1.6–1.7$ ординаты точек на сплошной кривой превышают на 6–7% ординаты точек на штриховой кривой. Это означает, что при одинаковом расходе топливной смеси и при ограничении давлений подачи топливных компонентов (здесь 5 и 11 атм для кислорода и водорода) удельный импульс двигателя, работающего в непрерывно-детонационном режиме, на 6–7% больше, чем удельный импульс двигателя, работающего в режиме непрерывного горения.

Отметим, что абсолютные значения удельного импульса в обсуждаемых опытах невелики: при $\Phi = 1.7$ и расходе топливных компонентов 0.1 кг/с они составили 160 и 150 с соответственно. Вставка на рис. 4 иллюстрирует обсуждаемый эффект: она показывает измеренные зависимости тяги от времени в двух опытах с очень близкими значениями расходов (≈ 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 (штриховая кривая с надписью “Горение” на вставке). При этом значения тяги разнятся на 12–13%. Отметим, что тягу, отложенную по оси ординат на рис. 3, определяли как среднее интегральное значение тяги на интервале времени 0.4 с, отсчитываемом от точки перегиба на восходящей ветви кривой (показана крестиком на вставке рис. 4).

Чтобы убедиться, не связан ли полученный эффект с неполным сгоранием топливной смеси

в режиме с непрерывным горением, нами проведена дополнительная серия опытов с укороченной камерой сгорания высотой 45 мм вместо 90 мм. В остальном конструкция стенового 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. 4 следует также, что при фиксированном коэффициенте Φ в топливной смеси стеновый образец ракетного двигателя 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, нами 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 изменяли. 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. 4 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%.

Таким образом, нами впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича с непрерывно-детонационным горением водородно-кислородной смеси в кольцевой камере сгорания эффективнее, чем термодинамический цикл Брайтона с непрерывным горением той же смеси при прочих равных условиях. Удельный импульс стенового образца ракетного двигателя при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался на 6–7% выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Мы планируем продолжить начатую работу с целью приблизиться к теоретической энергоэффективности цикла Зельдовича.

Авторы благодарны компании “КамераIQ” в лице г-на А.В. Левенкова за помощь в скоростной визуализации рабочего процесса в стеновом образце ракетного двигателя.

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”.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зельдович Я.Б. // ЖТФ. 1940. Т. 10. В. 17. С. 1455–1461.
2. Фролов С.М., Барыкин А.Е., Борисов А.А. // Хим. физика. 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
3. Чванов В.К., Фролов С.М., Стернин Л.Е. // Тр. НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко. 2012. № 29. С. 4–14.
4. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
5. Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W. // Progress in Energy and Combust. Sci. 2004. V. 30. № 6. P. 545–672.