

УДК 534.222.2

## ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТЬ НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ

С. М. Фролов<sup>1,2,3</sup>, В. С. Аксёнов<sup>1,2,3</sup>, А. В. Дубровский<sup>1,2,3</sup>, В. С. Иванов<sup>1,2</sup>,  
И. О. Шамшин<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>Центр импульсно-детонационного горения, 119991 Москва

<sup>2</sup>Институт химической физики им. Н. Н. Семенова РАН, 119991 Москва, smfrol@chph.ras.ru

<sup>3</sup>Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», 115409 Москва

Проведены систематические экспериментальные и расчетные исследования энергоэффективности непрерывно-детонационных камер сгорания (НДКС). Разработаны и испытаны малоразмерная и крупноразмерная НДКС, использующие водород в качестве топлива и кислород или воздух в качестве окислителя. 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 малоразмерного ракетного двигателя с НДКС диаметром 50 мм при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался на 6 ÷ 7 % выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Измеренный удельный импульс по топливу у крупноразмерной НДКС диаметром 406 мм, работающей на водородно-воздушной смеси, оказался на уровне 3000 с. Трехмерные расчеты по оптимизации конструкции и рабочего режима крупноразмерной НДКС показали, что при работе на топливной смеси интегрального состава, близкого к стехиометрическому, удельный импульс может быть увеличен до ≈4200 с.

Ключевые слова: непрерывно-детонационная камера сгорания, энергоэффективность, эксперимент, трехмерный расчет.

### ВВЕДЕНИЕ

Идея использования энергии детонационного горения, выдвинутая Я. Б. Зельдовичем в 1940 г. [1], активно изучается применительно к двум основным схемам организации такого горения: в детонационных волнах, непрерывно циркулирующих в тангенциальном направлении поперек кольцевой камеры сгорания (непрерывно-детонационные камеры [2]), и в периодических детонационных волнах, бегущих вдоль камеры сгорания (импульсно-детонационные камеры [3]). На сегодняшний день задача экспериментальной реализации непрерывно-детонационного и импульсно-детонационного режимов горения разных топ-

лив (от водорода до авиационного керосина) с разными окислителями (воздух; воздух, обогащенный кислородом; кислород) в целом решена. Основные проблемы, которые ждут своего решения, заключаются в том, что, во-первых, до сих пор нет экспериментальных доказательств энергоэффективности цикла Зельдовича (так сегодня называют цикл с детонационным горением) и, во-вторых, до сих пор не созданы научные основы проектирования энергоэффективных силовых установок с управляемым детонационным горением.

Несмотря на то, что в поисковых экспериментальных исследованиях активно использовались новейшие технологии цифрового проектирования, доказать теоретически предсказанное повышение удельных тяговых характеристик детонационных двигателей по сравнению с существующими аналогами до сих пор не удавалось. По-видимому, одна из причин неудач — применение моделей невязких сжимаемых течений при цифровом проектировании детонационных двигателей [4–10]. В таких моделях не учитывается один из ключе-

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по государственному контракту № 14.609.21.0002 в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», а также Российской академии наук по программе № 26 «Горение и взрыв».

© Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О., 2015.

вых сопутствующих процессов — турбулентно-молекулярное смешение топливных компонентов, определяющий и полноту сгорания топлива, и энергоэффективность двигателя в целом. Все известные эксперименты с непрерывно-детонационным горением в кольцевых камерах сопровождались большими потерями давления в системе подачи топливных компонентов и демонстрировали низкую эффективность рабочего процесса — ниже, чем идеальная эффективность камер непрерывного горения. 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 проводилось.

Между тем по оценкам Я. Б. Зельдовича [1] термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) цикла детонационного горения топлива может существенно превышать КПД цикла Брайтона 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 [11, 12] показали, что КПД цикла Зельдовича может на  $20 \div 30$  % превышать КПД цикла Брайтона, а трехмерные газодинамические расчеты рабочего процесса в жидкостном ракетном двигателе непрерывно-детонационного горения, проведенные в [13], дали превышение КПД на  $13 \div 15$  % по сравнению с обычным жидкостным ракетным двигателем.

Объект исследования данной работы — непрерывно-детонационные камеры сгорания (НДКС), в которых горючая смесь формируется при отдельной подаче горючего и окислителя. Представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований энергоэффективности рабочего процесса в НДКС, полученные в ИХФ РАН в 2011–2014 гг. На малоразмерном ракетном двигателе, работающем на водородно-кислородной смеси, впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича непрерывно-детонационного горения водородно-кислородной смеси в кольцевой камере сгорания эффективнее, чем термодинамический цикл Брайтона непрерывного горения той же смеси при прочих равных условиях. На крупноразмерной НДКС, спроектированной

с помощью новейшей вычислительной технологии ИХФ РАН [14] и работающей на водородно-воздушной смеси, выполнены экспериментальные исследования режимов работы и тяговых характеристик с целью максимального повышения энергоэффективности рабочего процесса. Кроме обсуждения результатов экспериментов, в работе проведено сравнение расчетных и измеренных характеристик НДКС.

## 1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

### 1.1. Малоразмерная непрерывно-детонационная камера сгорания: экспериментальное доказательство энергоэффективности цикла Зельдовича

#### Испытательный стенд и методика измерений.

Для экспериментального доказательства энергоэффективности цикла Зельдовича спроектированы и изготовлены испытательный стенд и стендовый образец малоразмерного ракетного двигателя, способный работать в режиме непрерывной детонации и в режиме непрерывного горения смеси газообразного водорода и газообразного кислорода.

Испытательный стенд состоит из ресиверов водорода (объем  $0.64 \text{ м}^3$ ) и кислорода (объем  $0.32 \text{ м}^3$ ), 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 значению  $G = 1.5 \text{ кг/с}$ .

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 вставлен 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 из 72 радиальных отверстий диаметром 0.8 мм на внешней стенке камеры сгорания, расположен-

ных в одном поперечном сечении на расстоянии 0.5 мм вниз по течению от диска. Кислород в камеру сгорания подается в осевом направлении через кольцевой зазор смесительной головки, а водород — через указанные радиальные отверстия. Реактивное сопло образовано коническим центральным телом с полууглом при вершине конуса  $25^\circ$ , присоединенным к другому торцу внутреннего цилиндра. В окрестности выходного сечения внешнего цилиндра с зазором 3 мм расположен вольфрамовый электрод, обеспечивающий зажигание топливной смеси дуговым 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 основные геометрические размеры и заменять смесительную головку и сопло.

Испытательный стенд оборудован системой дистанционного управления. Огневое испытание начинается с подачи сигнала на открытие клапана подачи кислорода, через 100 мс — на открытие клапана подачи водорода, еще через 100 мс — на зажигание и продолжается в течение 1 с, после чего последовательно отключаются подача кислорода и подача водорода.

Система регистрации рабочего процесса в двигателе включает в себя три ионизационных зонда и низкочастотный датчик давления, расположенные в одном сечении в окрестности огневого днища камеры сгорания со смещением  $90^\circ$  относительно друг друга. Такая система регистрации позволяет идентифицировать режим работы двигателя (непрерывная детонация или непрерывное горение), 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 измерения ионизационных токов, статического давления и тяги (с помощью калиброванного тензодатчика усилия), измеряется также статическое давление (с помощью калиброванных низкочастотных датчиков давления) в магистралях подачи кислорода и водорода и ведется скоростная видеосъемка несколькими скоростными цифро-

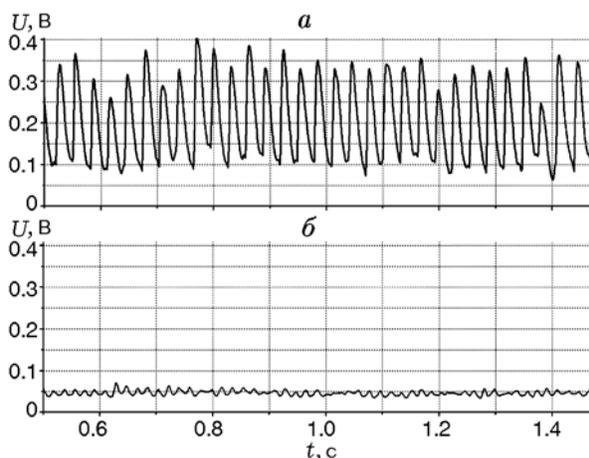


Рис. 1. Сравнение фрагментов записей сигнала ионизационного зонда в непрерывно-детонационном режиме (а) и режиме непрерывного горения (б)

выми камерами.

На рис. 1 в качестве примера приведены записи сигналов ионизационного зонда при работе стендового образца ракетного двигателя в режиме непрерывной детонации и в режиме непрерывного горения. Сигналы зонда снимаются в виде напряжения на нагрузочном сопротивлении 2 кОм. Верхний сигнал имеет ярко выраженные повторяющиеся импульсы ионизационного тока большой амплитуды. Частота импульсов ( $\approx 32$  кГц) и временной сдвиг между сигналами разных ионизационных зондов показывают, что в этом случае в камере сгорания одновременно циркулируют в одном направлении две детонационные волны со скоростью  $\approx 2500$  м/с. Амплитуда нижнего сигнала на порядок меньше, чем верхнего. Отсутствие 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 Memrecam HX3, установленной по оси реактивной струи на расстоянии 3 м от среза сопла. В первом случае (см. верхний

сигнал на рис. 1) зарегистрированы два ярко светящихся фронта, одновременно циркулирующих в кольцевом зазоре камеры сгорания в одном направлении со скоростью  $\approx 2500$  м/с, а во втором случае (см. нижний сигнал на рис. 1) — непрерывное слабое свечение по всему сечению кольцевого зазора.

**Результаты опытов.** На рис. 2 приведены первичные экспериментальные данные, полученные при относительно малых расходах топливной смеси ( $G \leq 0.1$  кг/с), в виде зависимости измеренной тяги стенового образца ракетного двигателя от абсолютного давления подачи водорода при разных абсолютных давлениях подачи кислорода. Все опыты проведены в течение нескольких дней при температуре окружающего воздуха  $23 \pm 1$  °С и очень хорошо (с погрешностью 1 %) воспроизводятся. Абсолютные ошибки измерения тяги и расхода топливной смеси оцениваются как 2 Н и 2 г/с соответственно. Левая часть точек каждой серии (затемненные полностью и наполовину квадраты) соответствует непрерывно-детонационному рабочему режиму, а правая (затемненные полностью и наполовину кружки) — рабочему режиму непрерывного горения. Звездочки на рисунке соответствуют переходным режимам горения с долговременными (как минимум, 20 % от всей продолжитель-

ности опыта) проявлениями признаков того и другого режимов как в сигналах ионизационных зондов, так и на видеозаписях. Из рис. 2 следует, что тяга зависит и от расхода топливных компонентов (при увеличении давления подачи топливных компонентов растет расход топливной смеси), и от состава топливной смеси (отношение давлений подачи топливных компонентов), причем максимальная тяга достигается при отношении абсолютных давлений подачи водорода и кислорода  $1.9 \div 2.1$ . В каждой серии опытов с заданным давлением подачи кислорода повышение давления подачи водорода приводит к переходу от непрерывно-детонационного рабочего режима к рабочему режиму непрерывного горения, причем с ростом давления подачи кислорода точка перехода смещается в область большего давления подачи водорода.

Обработка первичных экспериментальных данных, представленных на рис. 2, позволила получить прямое доказательство энергоэффективности цикла Зельдовича. На рис. 3 показана зависимость отношения удельного импульса к массовому расходу топливных компонентов ( $I_{sp}/G$ ) от интегрального коэффициента избытка топлива  $\phi$ . Удельный импульс определен как отношение измеренной тяги к массовому расходу топливных компонентов в секунду. Последний определяли по падению давления 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  $0.20 \div 0.25$  атм). Интегральный коэффициент избытка топлива  $\phi$  представляет собой отношение массового расхода водорода к стехиометрическому массовому расходу водорода.

Из рис. 3 видно, что в выбранных координатах экспериментальные точки всех четырех серий опытов (см. рис. 2) группируются вокруг двух аппроксимационных кривых — непрерывно-детонационного режима (сплошная кривая и темные квадраты) и режима непрерывного горения (штриховая кривая и темные кружки). При аппроксимации не учитывались переходные режимы горения (светлые треугольники на рис. 3). При одинаковых расходе и составе топливной смеси удельный импульс стенового образца ракетного двигателя при работе в непрерывно-детонационном

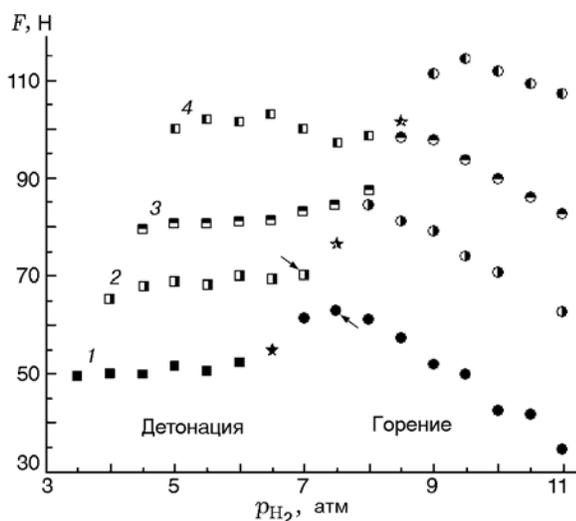


Рис. 2. Зависимость измеренной тяги стенового образца ракетного двигателя от давления подачи водорода при различных начальных давлениях подачи кислорода:

1 — опыты с давлением подачи кислорода 3.5 атм, 2 — 4 атм, 3 — 4.5 атм, 4 — 5 атм

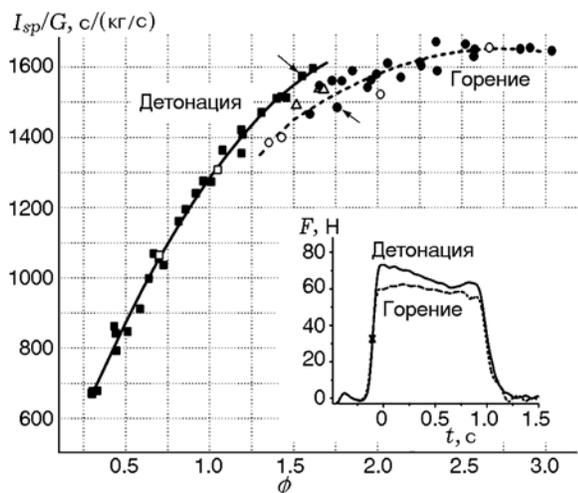


Рис. 3. Зависимость отношения удельного импульса к расходу топливной смеси от состава смеси с аппроксимацией экспериментальных точек:

врезка — зависимость тяги от времени в режиме детонации ( $G = 0.056$  кг/с,  $\phi = 1.55$ ) и режиме горения ( $G = 0.053$  кг/с,  $\phi = 1.75$ )

режиме оказался выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Например, при  $\phi = 1.6 \div 1.7$  ординаты точек на сплошной кривой на 6 ÷ 7 % превышают 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 у двигателя, работающего в режиме непрерывного горения.

Отметим, что абсолютные значения удельного импульса в обсуждаемых опытах невелики: при  $\phi = 1.7$  и  $G = 0.1$  кг/с они составили 160 и 150 с соответственно. Врезка на рис. 3 иллюстрирует обсуждаемый эффект: на ней показаны измеренные зависимости тяги от времени в двух опытах с очень близкими расходами ( $\approx 0.056$  и  $0.053$  кг/с) и составами ( $\phi = 1.55$  и  $1.75$ ) топливной смеси, соответствующие разным режимам: непрерывной детонации (сплошная кривая) и непрерывного горения (штриховая кривая). Указанные кривые относятся к экспериментальным точкам, отмеченным стрелками на рис. 2 и 3. Тяга, отложенная по оси ординат на рис. 2, определялась как среднее интегральное значение тяги в интервале времени 0.4 с, отсчитываемом от точки перегиба на восходящей ветви кривой (показана крестиком на врезке рис. 3).

Чтобы убедиться, не связан ли полученный эффект с неполным сгоранием топливной смеси в режиме непрерывного горения, нами проведена дополнительная серия опытов 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 расщепления недостающего компонента топливной смеси.

Из рис. 3 следует, что при фиксированных коэффициенте избытка горючего и расходе топливной смеси стендовый образец ракетного двигателя выбранной конструкции может работать лишь в одном из режимов: либо в непрерывно-детонационном, либо в режиме непрерывного горения. Для того чтобы более наглядно продемонстрировать преимущество цикла Зельдовича, нами выполнена 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 непрерывного горения при более низких значениях  $\phi$ , чем в опытах с исходной смесительной головкой. Результаты этой серии опытов приведены на рис. 3: светлые квадраты — при работе двигателя в непрерывно-детонационном режиме, светлые кружки — в режиме непрерывного горения. 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 горения, лежащую ниже сплошной кривой детонации на 6 ÷ 7 %. Интересно, что в интервале  $\phi = 1.35 \div 1.65$  точки, соответствующие переходным режимам горения (светлые треугольники), лежат систематически выше штриховой кривой. Этот факт может служить косвенным доказательством большей энергоэффективности непрерывно-детонационного режима, поскольку он вносит вклад в измеренный уровень тяги. Заметный разброс черных кружков по отношению к штриховой кривой при  $\phi > 1.65$  свя-

зан с условным отнесением некоторых экспериментальных точек к режиму непрерывного горения, а не к переходному. На записях ионизационных зондов в опытах, которым соответствуют затемненные кружки выше штриховой кривой горения, имеются спорадические возмущения высокой амплитуды, характерные для непрерывно-детонационного режима. Если бы эти опыты были отнесены к переходному режиму и не включены в аппроксимацию штриховой кривой, разброс точек был бы меньше. Следует отметить, что при  $\phi > 2.5$  на записях ионизационных зондов такие спорадические возмущения высокой амплитуды отсутствуют.

## 1.2. Крупноразмерная непрерывно-детонационная камера сгорания: эксперименты по повышению энергоэффективности

В 2012 г. с помощью новейшей вычислительной технологии ИХФ РАН [14] спроектирована крупноразмерная НДКС для экспериментального подтверждения расчетной энергоэффективности рабочего процесса при работе на водороде и воздухе. Для этого были спроектированы и изготовлены испытательный стенд и стендовый образец крупноразмерной НДКС модульной конструкции.

### Испытательный стенд и методика измерений.

Испытательный стенд включает в себя воздушную и водородную емкости объемом соответственно 1.28 и 0.64 м<sup>3</sup>, рассчитанные на максимальное избыточное давление до 60 атм; быстро срабатывающие клапаны с характерным временем срабатывания  $\approx 100$  мс и диаметром проходного сечения 40 мм, допускающие расход топливных компонентов до 10 кг/с; охлаждаемую водой НДКС; систему управления и систему обработки данных.

Непрерывно-детонационная камера сгорания (рис. 4) — кольцевая камера внешнего диаметра 406 мм и высотой 310 мм, установленная вертикально на тяговом столе в контейнере с открывающейся крышкой. Ширина кольцевого зазора 25 мм. Воздух подается из воздушной емкости в воздушный коллектор через четыре боковые трубы, присоединенные тангенциально к камере, так что нижний торец НДКС полностью закрыт. Из коллектора воздух поступает в камеру сгорания через кольцевой зазор шириной  $\delta$  между сменным диском с заостренным краем и внешней стенкой камеры сгорания. Водород подается из водородной емкости в коль-

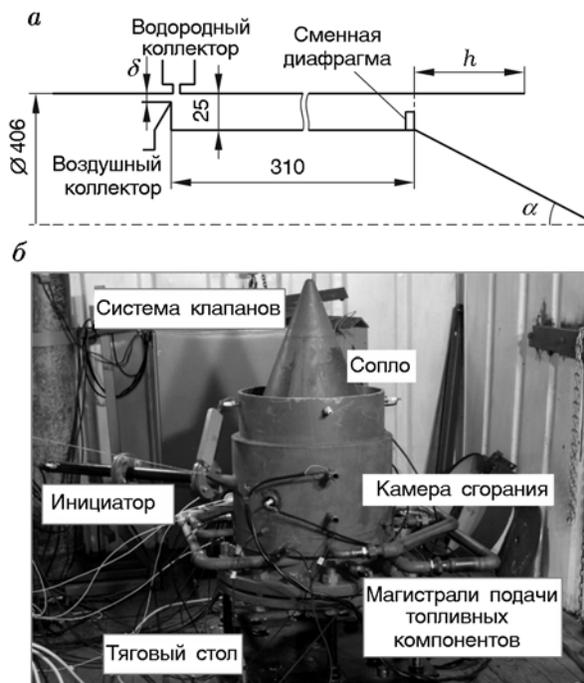


Рис. 4. Схема (а) и фотография (б) крупноразмерной НДКС

цевой водородный коллектор НДКС и поступает в камеру сгорания через 240 радиальных отверстий диаметром 1 мм, равномерно распределенных по окружности внешней стенки на расстоянии  $\varepsilon$  (может изменяться) над воздушным зазором. К внешней стенке камеры сгорания на расстоянии 150 мм от отверстий подачи водорода тангенциально подведена трубка инициатора детонации внутреннего диаметра 26 мм и длиной 600 мм, оборудованная отдельной системой подачи водорода и воздуха, двумя автомобильными свечами зажигания и спиралью Щёлкина длиной 400 мм, которая обеспечивает переход горения в детонацию внутри трубки и надежный перепуск детонационной волны в кольцевой зазор НДКС. Верхний конец НДКС сообщается с окружающей средой через выходное сопло со сменным центральным телом в виде конуса с полууглом при вершине  $\alpha$  и со сменной обечайкой длиной  $h$ . Для управления давлением в камере сгорания в ее выходном сечении в основании конуса предусмотрена возможность размещения сменной кольцевой диафрагмы со степенью перекрытия сечения  $\beta$ .

Цифровая дистанционная система управления на основе персонального компьютера контролирует открытие/закрытие клапанов в системах подачи топливных компонентов, сра-

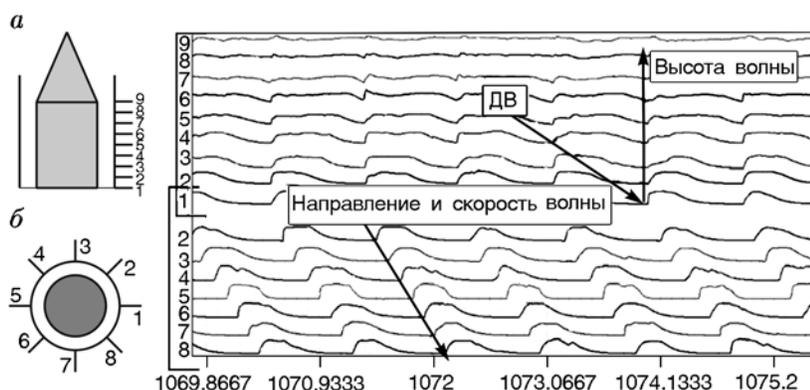


Рис. 5. Пример регистрации рабочего процесса с одной детонационной волной с помощью вертикальной (а) и горизонтальной (б) линеек ионизационных зондов

батывание инициатора детонации, а также включение/выключение систем диагностики и безопасности.

Система диагностики содержит 16 ионизационных зондов с источниками питания, 4 низкочастотных и 3 высокочастотных датчика давления и тензодатчик тяги, соединенные с персональным компьютером через многоканальный аналогово-цифровой преобразователь, а также 2 скоростные цифровые видеокамеры. Ионизационные зонды установлены во внешней стенке НДКС в виде двух линеек: вертикальной с 9 зондами вдоль образующей внешней стенки и горизонтальной с 8 зондами (один зонд общий) вдоль окружности камеры сгорания на небольшом расстоянии от отверстий подачи водорода (см. схемы а и б на рис. 5). Низкочастотные датчики давления Курант Д1 (6 МПа) установлены в магистралях подачи топливных компонентов, а также в воздушном и водородном коллекторах НДКС. По показаниям низкочастотных датчиков давления (по падению давления в магистралях подачи топливных компонентов в течение некоторого промежутка времени) определяли массовый расход воздуха и водорода исходя из предположения об адиабатическом расширении газов. Высокочастотные датчики давления РСВ 113В24 установлены в воздушном коллекторе и в двух точках на внешней стенке камеры сгорания — на расстоянии 30 и 255 мм над отверстием подачи воздуха. Погрешность определения скорости детонации с помощью высокочастотного датчика давления оценивается в 1 %. Тяга измерялась с помощью тензодатчика М500, установленного под тяговым столом. При фиксированных условиях опыта, включая температуру

окружающего воздуха, воспроизводимость измеренной средней тяги была не выше 1 %. Скоростная видеосъемка использовалась для регистрации формы и структуры струи продуктов детонации, истекающей из выходного сопла.

Процедура проведения опыта состоит в следующем. После подачи запускающего сигнала система управления последовательно включает воздушный и водородный клапаны и клапан подачи топливных компонентов в инициатор детонации. Время задержки включения водородного клапана составляет 200 мс. Далее (через 200 мс) система управления подаст сигнал зажигания в инициатор детонации, что приводит к быстрому формированию детонационной волны (ДВ) в инициаторе, ее перепуску в НДКС и установлению рабочего режима с одной детонационной волной или несколькими волнами, непрерывно циркулирующими над днищем камеры. В отсутствие водяного охлаждения время работы НДКС, заданное в управляющем устройстве, ограничено 2 с, что позволяет детонационным волнам совершить несколько тысяч оборотов в кольцевом канале. Эксперимент заканчивается после последовательного отключения клапанов подачи водорода и воздуха.

На рис. 5 представлен пример регистрации рабочего процесса с одной ДВ с помощью вертикальной (а) и горизонтальной (б) линеек ионизационных зондов. Полученные записи ионизационных токов позволяют получить информацию о количестве ДВ, скорости распространения детонации, направлении ее движения, высоте ДВ и многих других особенностях явления, а также проследить динамику переходных процессов. Для этой цели разрабо-

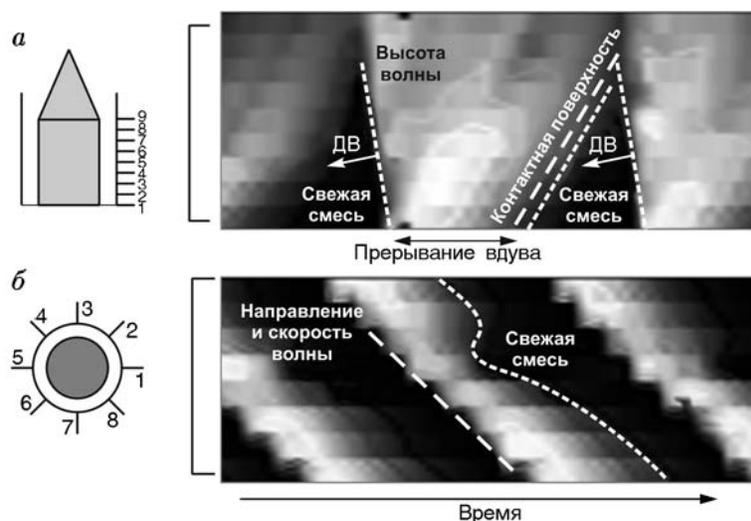


Рис. 6. Пример «визуализации» рабочего процесса в НДКС

Таблица 1

Условия и результаты опытов с крупноразмерной НДКС

| № п/п | $\delta$ , мм | Конус | $\beta$ , % | $h$ , мм | $p_a$ , атм | $p_{H_2}$ , атм | $G$ , кг/с | Режим      |
|-------|---------------|-------|-------------|----------|-------------|-----------------|------------|------------|
| 1     | 2             | +     | 50          | 0        | 14          | 17              | 7.5        | 4 ДВ       |
| 2     | 2             | +     | 0           | 0        | 13          | 18              | 6.7        | 2 ДВ       |
| 3     | 2             | -     | 0           | 0        | 13          | 18              | 6.7        | 2 ДВ       |
| 4     | 5             | +     | 50          | 0        | 13          | 18              | 6.7        | 2 ДВ       |
| 5     | 5             | +     | 50          | 0        | 3.7         | 14              | 5.8        | 2 ДВ       |
| 6     | 5             | +     | 0           | 0        | 3.5         | 17              | 5.4        | 2/1 ДВ*    |
| 7     | 5             | +     | 0           | 0        | 4           | 15              | 6.8        | 1 ДВ       |
| 8     | 5             | +     | 0           | 295      | 4           | 18              | 6.4        | 1 ДВ       |
| 9     | 15            | +     | 50          | 0        | 1           | 14              | 5.8        | Импульсный |

\*Переходный режим с двумя и одной ДВ.

тана методика экспресс-анализа непрерывно-детонационного рабочего процесса, основанная на представлении сигналов ионизационных зондов в виде цветовой гаммы, зависящей от уровня сигнала. Пример «визуализации» рабочего процесса с пояснениями приведен на рис. 6. Максимальная яркость соответствует максимальному уровню сигнала, а темные зоны — минимальному уровню сигнала ионизационных зондов.

**Результаты опытов.** Ниже представлены результаты серии опытов с НДКС, в которой размер воздушного зазора  $\delta$  изменяли от 2 до 15 мм, а остальные геометрические размеры в основном оставались без изменения ( $\varepsilon = 1$  мм,

$\beta = 0$ ,  $\alpha = 23^\circ$ ,  $h = 0$ ). В некоторых опытах варьировали степень перекрытия выходного сечения НДКС кольцевой диафрагмой ( $\beta = 50\%$  в опытах 1, 4, 5 и 9), устанавливали сменную обечайку ( $h = 295$  мм в опыте 8) или убирали конус сопла (опыт 3). Кроме того, в опытах изменяли избыточное статическое давление воздуха в воздушном коллекторе  $p_a$ , избыточное статическое давление водорода в водородном коллекторе  $p_{H_2}$  и полный начальный массовый расход топливной смеси  $G$ . Отметим, что на протяжении одного опыта массовый расход топливной смеси монотонно уменьшается не более чем на 10% от значения  $G$ . В табл. 1 представлены начальные данные для

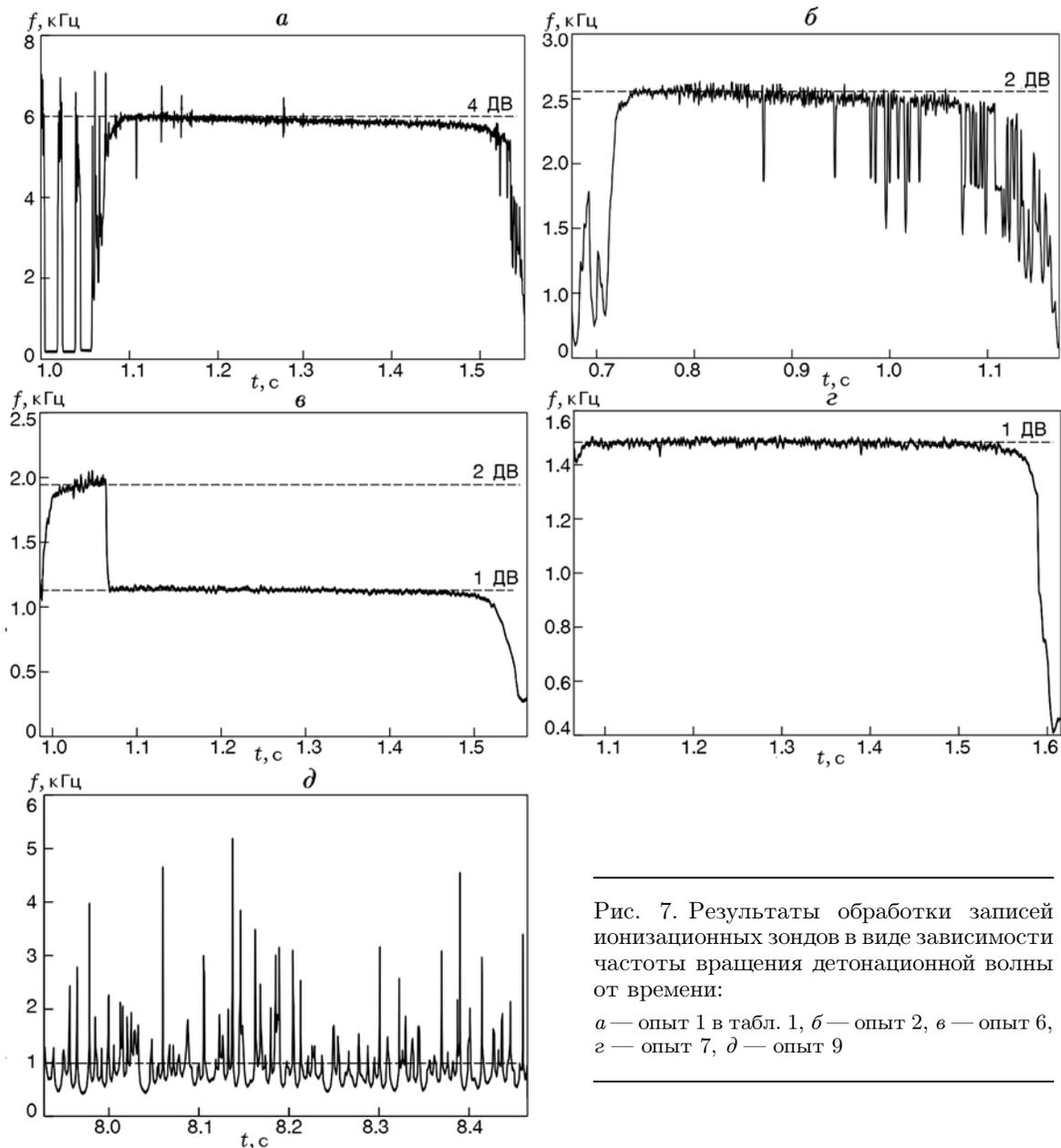


Рис. 7. Результаты обработки записей ионизационных зондов в виде зависимости частоты вращения детонационной волны от времени:

*a* — опыт 1 в табл. 1, *б* — опыт 2, *в* — опыт 6, *г* — опыт 7, *д* — опыт 9

нескольких опытов, обсуждаемых ниже, а на рис. 7 — результаты обработки записей ионизационных зондов в виде зависимости частоты вращения ДВ от времени. Все эксперименты проведены при температуре окружающего воздуха  $22 \pm 2$  °С в течение нескольких недель.

При  $\delta = 2$  мм,  $\beta = 50$  %,  $p_a = 14$  атм,  $p_{H_2} = 17$  атм и  $G = 7.5$  кг/с (опыт 1) в НДКС реализуется рабочий режим с четырьмя ДВ, циркулирующими над днищем в одном направлении. В этом случае измеренная частота вращения ДВ составила  $\approx 6$  кГц (рис. 7, *a*), а высота дето-

национных фронтов —  $50 \div 70$  мм. При уменьшении степени перекрытия выходного сечения ( $\beta = 0$ ) в НДКС реализуется режим с двумя ДВ, циркулирующими над днищем в одном направлении (опыты 2 и 3). При этом частота вращения ДВ в опыте 2 составила  $\approx 2.6$  кГц (рис. 7, *б*), а высота детонационных фронтов —  $100 \div 130$  мм. Расширение воздушного зазора от  $\delta = 2$  до 5 мм и установка диафрагмы с  $\beta = 50$  % на выходе НДКС также приводят к рабочему режиму с двумя ДВ (опыты 4 и 5). При уменьшении степени перекрытия выход-

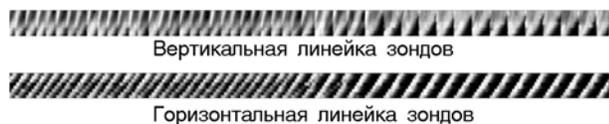


Рис. 8. «Визуализация» переходного рабочего процесса в опыте 6 в виде отрезков регистрограмм вертикальной и горизонтальной линеек ионизационных зондов вблизи перехода от одного режима к другому

ного сечения до  $\beta = 0$  при  $\delta = 5$  мм реализуется переходный рабочий режим (опыт 6): режим с двумя ДВ с частотой вращения  $\approx 2$  кГц внезапно сменяется режимом с одной ДВ с частотой вращения  $\approx 1.2$  кГц (рис. 7, в), а два фронта высотой  $\approx 100$  мм сменяются одним фронтом высотой  $\approx 200$  мм. На рис. 8 показана «визуализация» такого переходного рабочего процесса в виде двух отрезков регистрограмм вертикальной и горизонтальной линеек ионизационных зондов вблизи момента перехода от одного режима к другому. Из рисунка видно, как скачком увеличивается высота фронта (вертикальная линейка) и уменьшается частота вращения детонационных фронтов (горизонтальная линейка). Кроме того, при переходе с одного режима на другой скорость детонации, определяемая наклоном светлых полос на горизонтальной линейке, практически не изменяется. Изменение состава водородно-воздушной смеси за счет варьирования давления подачи воздуха и водорода при  $\beta = 0$  и  $\delta = 5$  мм приводит к реализации рабочего режима с одной ДВ с частотой вращения  $\approx 1.5$  кГц (рис. 7, з) и высотой фронта  $\approx 200$  мм (опыты 7 и 8). При увеличении  $\delta$  до 15 мм и установке диафрагмы с  $\beta = 50\%$  вместо непрерывно-детонационного режима развивается режим импульсной детонации (опыт 9): ДВ периодически образуется в окрестности выходного сечения камеры сгорания и распространяется по направлению к днищу, занимая все сечение камеры, причем зарегистрированная частота такого процесса составила около 1 кГц (рис. 7, д).

На рис. 9 представлены результаты измерения тяги в опытах 1–3 (см. табл. 1) с воздушным зазором  $\delta = 2$  мм. Кривая А соответствует опыту 3 без центрального конуса, а кривые В и В — опытам 2 и 1 с конусом. Из сравнения кривых А и В следует, что использование конуса увеличивает тягу НДКС приблизительно в два раза: от 2.2 до 4.4 кН. Сравнение кривых В и В показывает, что перекрытие выход-

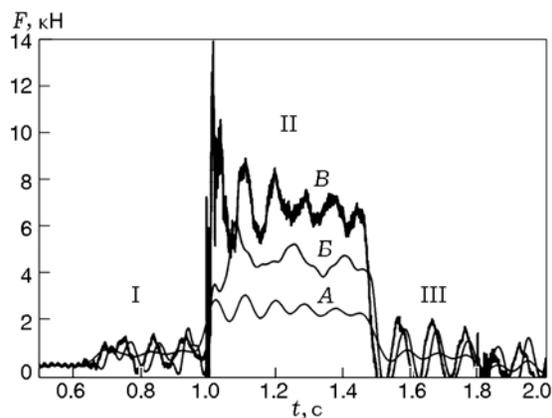


Рис. 9. Измеренные зависимости тяги НДКС от времени в опыте 1 (кривая В), опыте 2 (кривая В), опыте 3 (кривая А)

ного сечения камеры сгорания на 50 % увеличивает тягу еще на 48 %: от 4.4 до 6.5 кН. На всех кривых на рис. 9 имеются три характерные области. Область I соответствует стадии продувки НДКС топливными компонентами: при  $t \approx 0.6$  с в НДКС поступает воздух, при  $t \approx 0.8$  с — водород. Область II соответствует рабочей стадии НДКС и включает в себя зажигание топливной смеси ( $t \approx 1$  с) в инициаторе детонации, образование инициирующей ДВ, ее перепуск в кольцевой зазор НДКС и установление рабочего процесса с несколькими ДВ (четырьмя в опыте 1 или двумя в опытах 2 и 3). Область III соответствует стадии отключения НДКС: при  $t \approx 1.4$  с отключается подача водорода, а при  $t \approx 1.7$  с — подача воздуха. Низкочастотные колебания тяги на кривых А, В и В определяются колебательными свойствами механической системы НДКС — тяговый стол. Из рис. 9 следует, что НДКС создает тягу на всех трех стадиях I–III.

Для анализа энергоэффективности рабочего процесса полную тягу, создаваемую НДКС, определяли по кривым тяги (как на рис. 9) как среднее интегральное значение тяги в интервале времени 0.3 с, отсчитываемом от точки перегиба на возрастающей ветви кривой в области II. Чтобы определить истинную тягу, создаваемую детонационным сгоранием топливной смеси, необходимо вычесть из полной тяги ту тягу, которая создается на стадии продувки ( $\approx 0.5$  кН). Например, максимальная истинная тяга, полученная в опыте 3 (кривая А на рис. 9), составила  $\approx 6$  кН.

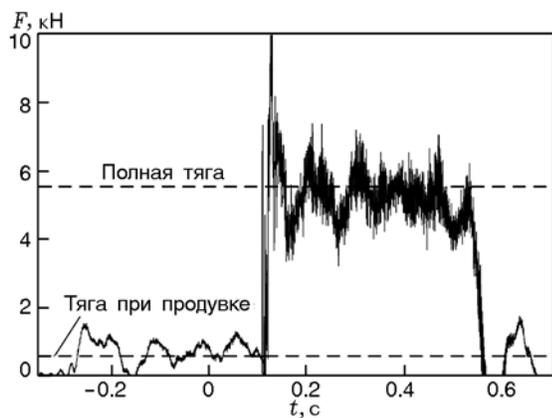


Рис. 10. Кривая тяги, полученная в опыте 5 (см. табл. 1) с наибольшим значением удельного импульса по топливу ( $\approx 3000$  с)

На рис. 10 представлена кривая тяги, полученная в опыте 5 (см. табл. 1), с наибольшим (полученным до настоящего времени) значением удельного импульса по топливу. В этом опыте истинная тяга оказалась равной  $\approx 5$  кН при массовом расходе топливной смеси  $G = 5.8$  кг/с и массовом расходе водорода  $G_{H_2} = 0.17$  кг/с, следовательно, удельный импульс по топливу в этом опыте близок к значению  $5000/0.17/9.8 \approx 3000$  с.

## 2. РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

### 2.1. Математическая модель

Для описания физико-химических процессов в НДКС использовали математическую модель, подробно описанную в [14]. Здесь лишь вкратце остановимся на ее основных особенностях.

Течение вязкого сжимаемого газа в НДКС описывается осредненными по Рейнольдсу трехмерными нестационарными уравнениями Навье — Стокса, энергии и неразрывности химических компонентов многокомпонентной смеси. Турбулентные потоки вещества, импульсы и энергии моделируются с помощью стандартной  $k-\varepsilon$ -модели турбулентности для сжимаемого течения. Ввиду того, что все физико-химические процессы в НДКС протекают за очень короткое время, вкладом фронтального (ламинарного и/или турбулентного) горения в химические источники в уравнении энергии и в уравнениях неразрывности для компонентов смеси пренебрегали. Вклады объемных реакций в указанные химические источники определяли методом частиц.

Важнейшее преимущество метода частиц — возможность определения скоростей химических реакций в турбулентном потоке без привлечения каких-либо гипотез о влиянии турбулентных пульсаций температуры и концентрации реагентов на среднюю скорость реакции. В алгоритме этого метода мгновенные локальные состояния турбулентного реагирующего течения представлены в виде набора взаимодействующих (лагранжевых) частиц. Каждая частица обладает индивидуальными свойствами: положением в пространстве, тремя компонентами скорости, объемом, плотностью, температурой, массовыми долями химических компонентов и статистическим весом, используемым при определении средних значений переменных по ансамблю частиц. Для каждой частицы решается система уравнений сохранения массы химических компонентов, движения и энергии, причем для определения потоковых (обменных) членов используются классические модели релаксации к среднему [15]. Уравнения модели замыкаются калорическим и термическим уравнениями состояния смеси идеальных газов с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считаются переменными.

### 2.2. Процедура расчета

Численное решение определяющих уравнений задачи проводится с использованием сопряженного алгоритма метод SIMPLE — метод Монте-Карло. Химические источниковые члены рассчитываются по неявной схеме с внутренним шагом интегрирования по времени. Для моделирования окисления водорода применяется одноступенчатая схема реакции с аррениусовской зависимостью скорости от температуры, включающей в себя предэкспоненциальный множитель, зависящий от давления, и энергию активации, зависящую от коэффициента избытка горючего. Указанные зависимости получены аппроксимацией значений периода индукции, рассчитанных с помощью проверенного детального кинетического механизма окисления водорода [16] в широких диапазонах температуры, давления и составов смеси, и представлены в виде электронных таблиц. Поскольку одноступенчатая схема не учитывает диссоциацию воды при высокой температуре, теплоту реакции изменили

так, чтобы расчетная скорость детонации Чепмена — Жуге стехиометрической водородно-воздушной смеси соответствовала ее термодинамическому значению ( $\approx 1970$  м/с).

Входные граничные условия для потоков окислителя и горючего задаются на входе в соответствующий коллектор в виде фиксированных значений давления, температуры, турбулентной кинетической энергии и ее диссипации, а также средних массовых долей компонентов смеси.

Граничные условия для средней скорости течения, давления, температуры, турбулентной кинетической энергии и ее диссипации, а также для средних концентраций химических компонентов на твердых стенках НДКС сформулированы в предположении, что стенки изотермические, непроницаемые, некаталитические и на них отсутствует проскальзывание потока, при этом использовался формализм пристеночных функций.

К выходному сечению НДКС присоединяется ресивер, объем которого многократно превышает объем самой камеры. На границах ресивера задается условие фон Неймана  $\text{grad}P = 0$ , где  $P$  — абсолютное статическое давление. Все остальные переменные (скорость, температура, турбулентная кинетическая энергия и ее диссипация, а также массовые концентрации компонентов) экстраполируются на эти границы из расчетной области. Специальные расчеты показали, что такие условия на границах ресивера никак не влияют на решение во внутренних трактах НДКС.

Граничные условия для частиц (компоненты вектора скорости и набор скалярных переменных) на твердых стенках НДКС и на открытых границах расчетной области формулируются таким образом, чтобы они согласовывались с граничными условиями для средних значений соответствующих переменных. Такая согласованность непрерывно контролируется путем сравнения значений переменных, осредненных по ансамблю частиц в расчетной ячейке, со средними значениями этих же переменных, полученных из решения осредненных уравнений течения.

Начальные условия для средних параметров течения формулируются следующим образом. Предполагается, что в начальный момент времени воздушный коллектор заполнен покоящимся воздухом при абсолютном статическом давлении  $P_a$ , водородный коллектор — поко-

ящимся водородом при статическом давлении  $P_{H_2}$ , а вся остальная область заполнена покоящимися охлажденными продуктами горения при атмосферном давлении.

Начальное положение частиц в расчетной области выбирается с помощью генератора случайных чисел, обеспечивающего в среднем равномерное распределение в интервале  $[0, 1]$ . В начальный момент времени для каждой частицы задаются определенные значения всех приписанных к ней переменных, согласующиеся с начальными распределениями соответствующих средних значений. Номинальное количество частиц в расчетной ячейке задается перед расчетом. В процессе вычисления действительное количество частиц в ячейках изменяется (частицы передвигаются по расчетной области). Чтобы поддерживать количество частиц на заданном уровне, используются специальные процедуры клонирования и кластеризации частиц.

Характер течения в НДКС, вообще говоря, зависит от количества частиц в расчетной ячейке и от расчетной сетки. Однако расчеты показывают, что при числе частиц в ячейке больше  $10 \div 15$  зависимость характера течения от количества частиц становится слабой. Влияние расчетной сетки изучается сопоставлением результатов расчетов на разных сетках, содержащих, как правило, от нескольких миллионов до нескольких десятков миллионов ячеек. Что касается внутренней структуры самого детонационного фронта в водородно-воздушной смеси, то используемые расчетные сетки не позволяют разрешить ее в достаточной мере, хотя и существенно сгущаются в области распространения детонации.

Расчет начинается с продувки НДКС в течение некоторого времени, требуемого для образования над днищем камеры активного слоя водородно-воздушной смеси достаточной толщины. Далее включается процедура иницирования детонации. Она сводится к быстрому сжиганию всех частиц, находящихся в области ограниченного размера, расположенной в активном слое над днищем НДКС. Сгорание частиц приводит к быстрому повышению давления в этой области и образованию инициирующей ударной волны, распространяющейся в кольцевом зазоре камеры сгорания во всех направлениях. После начального переходного периода в НДКС устанавливается тот или иной режим течения.

Таблица 2

Результаты расчетов

| № п/п | $\delta$ , мм | Конус | $\beta$ , % | $h$ , мм | Край диафрагмы | $P_a$ , атм | $P_{H_2}$ , атм | $G$ , кг/с | $G_{H_2}$ , кг/с | Режим |
|-------|---------------|-------|-------------|----------|----------------|-------------|-----------------|------------|------------------|-------|
| 1     | 5             | +     | 50          | 0        | Прямой         | 4           | 23              | 6.7        | 0.26             | 3 ДВ  |
| 2     | 5             | +     | 50          | 0        | Профиль        | 4           | 23              | 6.7        | 0.26             | 3 ДВ  |
| 3     | 5             | +     | 50          | 0        | —//—           | 4           | 19              | 6.6        | 0.18             | 2 ДВ  |

### 2.3. Сравнение результатов расчетов и экспериментов

Вычислительная технология, описанная в § 2.1 и 2.2, была использована для проектирования НДКС, схема и фотография которой показаны на рис. 4. Сравнение результатов экспериментов с расчетами ранее обсуждалось в [17]. Здесь лишь отметим, что при фиксированных наборах значений геометрических параметров НДКС  $\delta$ ,  $h$ ,  $\varepsilon$ ,  $\alpha$  и  $\beta$  расчетные результаты, полученные для измеряемых параметров (количество детонационных волн, частота вращения детонации, высота детонационного фронта, тяга и расходы воздуха и водорода), были подтверждены экспериментом с достаточно хорошей точностью. Например, при расчете для условий опыта 8 (см. табл. 1) при избыточном давлении подачи воздуха и водорода 4 и 18 атм получен режим с одной детонационной волной с частотой вращения  $\approx 1.48$  кГц, высотой фронта  $\approx 200$  мм и полной тягой 4.5 кН при расходах воздуха и водорода 6.4 и 0.26 кг/с, т. е. при  $G = 6.66$  кг/с. В самом опыте также получен режим с одной детонационной волной, ее частота вращения и высота фронта оказались близкими к 1.5 кГц и  $\approx 200$  мм, а измеренная полная тяга составила 4.3 кН при расходах воздуха и водорода 6.23 и 0.17 кг/с, т. е. при  $G = 6.4$  кг/с. Отметим, что в расчетах тягу определяли интегрированием сил избыточного давления по всем твердым поверхностям НДКС, т. е. силы вязкого трения при расчете тяги не учитывались.

### 2.4. Повышение энергоэффективности камеры сгорания

Вычислительная технология ИХФ РАН может использоваться для оптимизации конструкции и режима работы НДКС с целью повышения ее характеристик, прежде всего — удельного импульса по топливу. Результаты опытов, представленные на рис. 9 и 10, показывают, что максимальные значения тяги и

удельного импульса крупноразмерной НДКС с конусным соплом достигаются при достаточно широком воздушном зазоре ( $\delta = 5$  мм), при диафрагме, пережимающей выходное сечение, и использовании топливной смеси, которая по своему интегральному составу (рассчитанному по расходам водорода и воздуха) ближе к стехиометрической смеси. Поскольку и в предварительных расчетах, и в экспериментах использовалась диафрагма простейшей формы (диск с прямым краем), а состав смеси определялся, главным образом, возможностями испытательного стенда, возникает вопрос, можно ли повысить удельный импульс с помощью профилирования края диафрагмы и использования топливных смесей с интегральным составом, максимально близким к стехиометрическому. В табл. 2 представлены исходные данные трех расчетов: (1) при диафрагме в виде диска с прямым краем при интегральном коэффициенте избытка водорода  $\phi = 1.4$ ; (2) при диафрагме в виде диска с профилированным краем при  $\phi = 1.4$ ; (3) при диафрагме в виде диска с профилированным краем при  $\phi = 1.0$ . Кроме исходных данных, табл. 2 содержит информацию о непрерывно-детонационных режимах: в расчетах 1 и 2 получены квазистационарные режимы с тремя детонационными волнами, а в расчете 3 — режим с двумя детонационными волнами, одновременно циркулирующими над днищем НДКС в одном направлении. Край диафрагмы в расчетах 2 и 3 профилирован так, что степень перекрытия выходного сечения в них такая же (50 %), как и в расчете 1 (рис. 11).

Сравнение результатов расчетов 1–3 в виде зависимостей мгновенного удельного импульса (по топливу) от времени представлено на рис. 12. Видно, что через  $7 \div 8$  мс после начала продувки НДКС топливными компонентами на всех кривых устанавливается некоторый квазистационарный уровень удельного импульса, который и является предметом сравнения. Из сравнения кривых 1 и 2, соответствующих

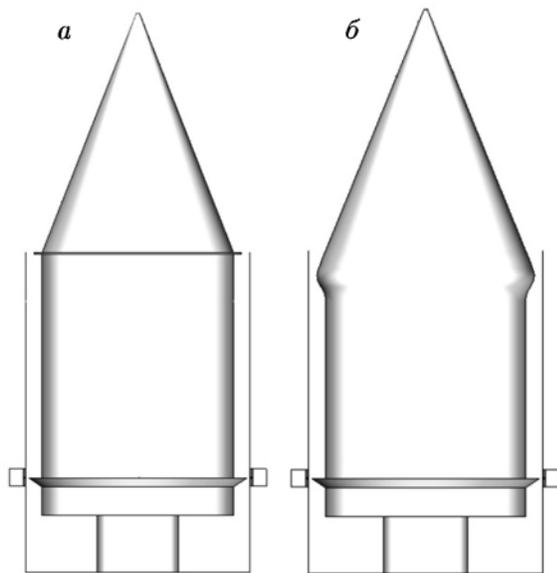


Рис. 11. Схемы НДКС с диафрагмой с прямым краем (а) и диафрагмой с профилированным краем (б) в выходном сечении

расчетам 1 и 2 в табл. 2, следует, что профилирование края диафрагмы при прочих равных условиях увеличивает удельный импульс лишь незначительно, оставляя его на уровне  $\approx 3000$  с. Из сравнения кривых 2 и 3, соответствующих расчетам 2 и 3 в табл. 2, следует, что использование топливной смеси с  $\phi = 1.0$  позволяет повысить удельный импульс до  $\approx 4200$  с.

На рис. 13 представлены некоторые результаты расчета 3 в виде полей статического давления, статической температуры и массовой доли водорода через 9 мс после зажигания в окрестности внешней стенки НДКС и в горизонтальном сечении на расстоянии 40 мм от днища, когда в камере устанавливается ре-

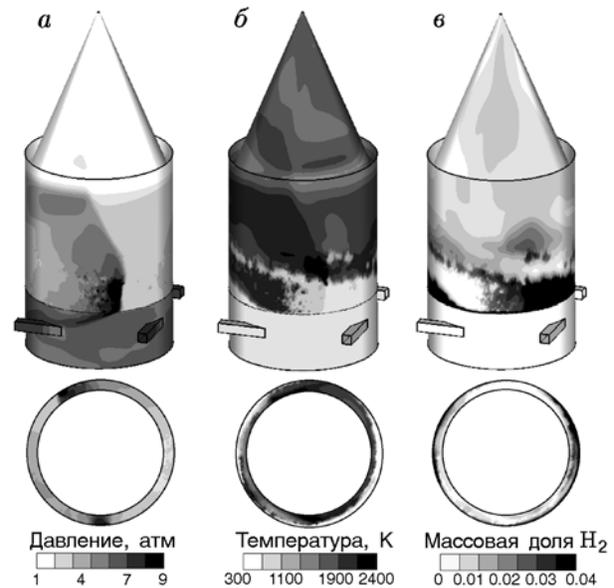


Рис. 13. Результаты расчета 3 (см. табл. 2) в виде полей статического давления (а), статической температуры (б) и массовой доли водорода (в) через 9 мс после зажигания, когда в НДКС устанавливается режим с двумя детонационными волнами:

верхний ряд — поля течения в окрестности внешней стенки НДКС, нижний ряд — поля течения в горизонтальном сечении на расстоянии 40 мм от днища

жим с двумя детонационными волнами. Расчет дает важную информацию о рабочем процессе. В частности, из рис. 13,а следует, что в воздушный коллектор проникает интенсивная косая ударная волна, однако она не вызывает противотока и не забрасывает свежую смесь и продукты детонации в воздушный коллектор (см. рис. 13,б,в). Область течения перед двумя детонационными фронтами и за ни-

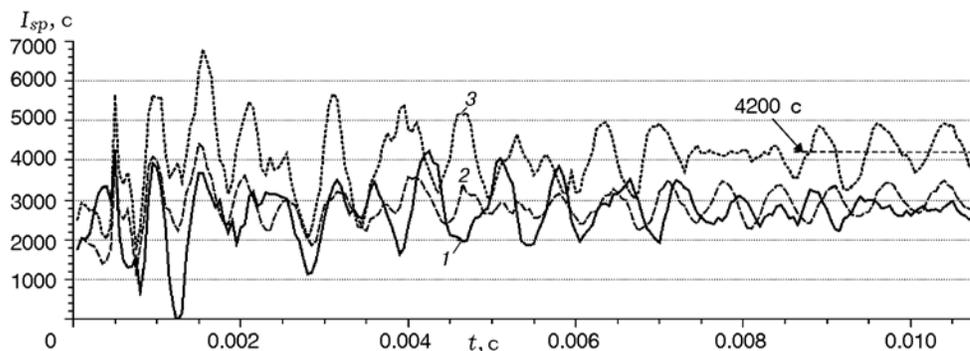


Рис. 12. Расчетные зависимости мгновенного удельного импульса НДКС от времени: 1 — расчет 1 в табл. 2, 2 — расчет 2, 3 — расчет 3 с удельным импульсом по топливу  $\approx 4200$  с

ми очень неоднородна как по температуре, так и по составу, особенно в радиальном направлении (см. рис. 13,б,в). Последнее означает, что двумерная аппроксимация течения в НДКС путем «разворачивания» кольцевой камеры на плоскость в пренебрежении радиальными неоднородностями [2], строго говоря, искажает реальную трехмерную картину течения.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в 2011–2014 гг. в ИХФ РАН и Центре импульсно-детонационного горения проведены систематические экспериментальные и расчетные исследования энергоэффективности НДКС. Для этой цели построены два испытательных стенда и разработаны и испытаны стендовые образцы малоразмерной и крупноразмерной НДКС, использующие водород в качестве топлива и кислород или воздух в качестве окислителя. Впервые экспериментально доказано, что термодинамический цикл Зельдовича непрерывно-детонационного горения водородно-кислородной смеси в кольцевой камере сгорания эффективнее, чем термодинамический цикл Брайтона непрерывного горения той же смеси при прочих равных условиях. Удельный импульс стендового образца малоразмерного ракетного двигателя с НДКС диаметром 50 мм при работе в непрерывно-детонационном режиме оказался на  $6 \div 7\%$  выше, чем при работе в режиме непрерывного горения. Этот результат означает, что при использовании одной и той же камеры сгорания при заданных ограничениях на давление подачи топливных компонентов (в описанных экспериментах абсолютное давление подачи кислорода не превышало 5 атм, водорода — 11 атм) энергоэффективность быстро непрерывно-детонационного горения выше, чем энергоэффективность медленного непрерывного горения, если в обоих случаях расходы топливной смеси одинаковы. Следует иметь в виду, что используемая в опытах конструкция камеры сгорания (и сопла), вообще говоря, неоптимальна для достижения максимального удельного импульса при обоих режимах горения. Поэтому для подтверждения этого важного вывода в дополнение к опытам с заменой смесительной головки и уменьшением высоты камеры сгорания целесообразно провести опыты с изменением геометрии выходного сопла и повышением уровня давления подачи топливных компонентов.

Измеренный удельный импульс по топливу у крупноразмерной НДКС диаметром 406 мм, работающей на водородно-воздушной смеси, оказался на уровне 3 000 с. Трехмерные расчеты оптимизации конструкции и рабочего режима крупноразмерной НДКС показали, что при работе НДКС на топливной смеси интегрального состава, близкого к стехиометрическому, удельный импульс может быть увеличен до  $\approx 4\,200$  с.

### ЛИТЕРАТУРА

1. **Зельдович Я. Б.** К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // Журн. техн. физики. — 1940. — Т. 10, вып. 17. — С. 1455–1461.
2. **Быковский Ф. А., Ждан С. А.** Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013.
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. — V. 30, N 6. — P. 545–672.
4. **Ждан С. А., Быковский Ф. А., Ведерников Е. Ф.** Математическое моделирование вращающейся волны детонации в водородно-кислородной смеси // Физика горения и взрыва. — 2007. — Т. 43, № 4. — С. 90–101.
5. **Kailasanath K., Schwer D. A.** Numerical simulations of a rotating-detonation-wave engine concept // Transient Combustion and Detonation Phenomena: Fundamentals and Applications / G. D. Roy, S. M. Frolov (Eds). — Moscow: Torus Press Publ., 2014. — P. 436–441.
6. **Eude Yo., Davidenko D.** Use of the adaptive mesh refinement for continuous detonation simulation // Ibid. — P. 454–463.
7. **Wolanski P.** Detonative propulsion // Proc. Combust. Inst. — 2013. — V. 34. — P. 125–158.
8. **Dan Wu, Yan Liu, Yusi Liu, Jianping Wang.** Numerical investigations of the restabilization of hydrogen — air rotating detonation engines // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2014. — V. 39, N 28. — P. 15803–15809.
9. **Uemuraa Yu., Hayashi A. K., Asahara A., Tsuboi N., Yamada E.** Transverse wave generation mechanism in rotating detonation // Proc. Combust. Inst. — 2013. — V. 34, N 2. — P. 1981–1989.
10. **Ma F., Choi J.-Y., Yang V.** Thrust chamber dynamics and propulsive performance of single-tube pulse detonation engines // J. Propul. Power. — 2005. — V. 21, N 3. — P. 512–526.
11. **Heiser W. H., Pratt D. T.** Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines // J. Propul. Power. — 2002. — V. 18, N 1. — P. 68–76.

12. **Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А.** Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика. — 2004. — Т. 23, № 3. — С. 17–25.
13. **Чванов В. К., Фролов С. М., Стернин Л. Е.** Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Тр. НПО Энергомаш им. акад. В. П. Глушко. — М., 2012. — № 29. — С. 4–14.
14. **Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С.** Трёхмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией при отдельной подаче горючего и окислителя // Хим. физика. — 2013. — Т. 32, № 2. — С. 56–65.
15. **Pope S. B.** PDF methods for turbulent reactive flows // Prog. Energy Combust. Sci. — 1985. — V. 11, N 2. — P. 119–192.
16. **Басевич В. Я., Фролов С. М.** Кинетика «голубых» пламен при газофазном окислении и горении углеводородов и их производных // Успехи химии. — 2007. — Т. 76, № 9. — С. 927–944.
17. **Dubrovsky A. V., Frolov S. M., Ivanov V. S.** Computational studies of a large-scale hydrogen — air continuous detonation combustor // Transient Combustion and Detonation Phenomena: Fundamentals and Applications / G. D. Roy, S. M. Frolov (Eds). — Moscow: Torus Press Publ., 2014. — P. 442–453.

*Поступила в редакцию 23/IX 2014 г.*

---