

## ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ ВОДОРОДА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ ПРИ ЧИСЛАХ МАХА ОТ 5 ДО 8\*

С. М. Фролов<sup>1</sup>, В. И. Звегинцев<sup>2</sup>, В. С. Иванов<sup>3</sup>, В. С. Аксёнов<sup>4</sup>, И. О. Шамшин<sup>5</sup>, Д. А. Внучков<sup>6</sup>, Д. Г. Наливайченко<sup>7</sup>, А. А. Берлин<sup>8</sup>, В. М. Фомин<sup>9</sup>

**Аннотация:** Приведено описание огневых испытаний модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) длиной 1,05 м и диаметром 0,31 м с расширяющейся кольцевой камерой сгорания (КС), работающей на детонационном горении водорода, в импульсной аэродинамической трубе при числах Маха набегающего воздушного потока от 5 до 8 при температуре торможения 300 К. Зарегистрированы непрерывно-детонационный и продольно-пульсирующий режимы горения водорода с характерными частотами 1250 и 900 Гц соответственно. Максимальные измеренные значения удельного импульса (по топливу) и тяги двигателя составили 3600 с и 2200 Н.

**Ключевые слова:** прямоточный воздушно-реактивный двигатель; сверхзвуковое течение; детонация; водород; удельный импульс; тяга; аэродинамическая труба

### Введение

Использование детонационного горения топливно-воздушной смеси рассматривают как альтернативное направление при разработке современных силовых установок для высокоскоростных аэрокосмических транспортных средств. Вопрос об энергоэффективности детонационных двигателей был впервые поставлен Я. Б. Зельдовичем [1], а в [2–4] она была доказана экспериментально.

Сегодня наиболее перспективными схемами организации детонационного горения в потоке считаются схемы с импульсной детонацией в трубах и связках труб [5, 6] и с непрерывной спиновой детонацией (НСД) в кольцевых КС [7–9]. В работах [5–9] содержится информация о различных аспектах двигателей с непрерывно- и импульсно-

детонационным горением, работающих на воздухе или воздухе, обогащенном кислородом, или на кислороде в качестве окислителя и на различных видах топлива, однако в большинстве работ, опубликованных в открытой литературе, речь идет об использовании водорода в качестве топлива.

Непрерывно-детонационное горение водородно-воздушных смесей в кольцевых КС разных размеров и конструкций изучалось экспериментально в [7–15]. Сообщается о различных режимах самоподдерживающегося детонационного горения, включая режимы с одной и несколькими детонационными волнами (ДВ), одновременно вращающимися в кольцевом зазоре КС в одном или в противоположных направлениях, а также об околопределном режиме продольно-пульсирующей детонации (ППД), возникающем при некоторых

\*Работа частично выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований Президиума Российской академии наук «Горение и взрыв» и в рамках проекта Российского научного фонда 14-13-00082П.

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

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, zvegin@itam.nsc.ru

<sup>3</sup>Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

<sup>4</sup>Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; vaksenov@mail.ru

<sup>5</sup>Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; igor\_shamshin@mail.ru

<sup>6</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, vnuchkov@itam.nsc.ru

<sup>7</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, denis@itam.nsc.ru

<sup>8</sup>Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, berlin@chph.ras.ru

<sup>9</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, fomin@itam.nsc.ru

условиях по расходам воздуха и водорода. В режиме ППД детонация самопроизвольно периодически реиницируется в окрестности выходного сечения КС и распространяется вверх по течению в виде сверхзвукового фронта реакции, охватывающего все поперечное сечение КС без какого-либо регулярного вращения [11, 13].

Возможность организации НСД водорода в ПВРД исследовалась теоретически в [16–18] и экспериментально в [19, 20]. Трехмерными расчетами в [17] доказана возможность реализации НСД в сверхзвуковом потоке стехиометрической гомогенной смеси водорода с воздухом в кольцевой КС в условиях, соответствующих полету с числом Маха  $M = 4$ . Трехмерными расчетами в [18] доказана возможность реализации НСД в осесимметричном ПВРД при атмосферном полете на высоте 20 км с числом Маха  $M = 5$  с раздельной подачей водорода в кольцевую КС через круговую щель в центральном теле. В [19] приведены результаты успешных экспериментальных исследований НСД водородно-воздушной смеси в кольцевой КС с присоединенным воздухопроводом для условий, имитирующих сверхзвуковой полет с числом Маха  $M = 4$ . В [20] представлены результаты экспериментальных исследований детонационного горения водорода в осесимметричной модели детонационного ПВРД в импульсной аэродинамической трубе при числах Маха набегающего потока воздуха в диапазоне от 4 до 8. Экспериментально зарегистрированы два режима детонационного горения водорода, а именно: НСД и ППД.

Цель данной работы — продолжение экспериментальных исследований, начатых в [20] с моделью детонационного ПВРД, для измерения тяги и оценки удельного импульса.

## Экспериментальная установка и система регистрации

Импульсная аэродинамическая труба «Транзит-М» предназначена для проведения аэродинамических испытаний в диапазоне чисел Маха от 4 до 8 при повышенных числах Рейнольдса [21]. Основу установки составляет форкамерный блок, который является источником рабочего газа и определяет характеристики рабочего режима трубы. Исходная масса рабочего газа перед опытом накапливается одновременно в основной форкамере и в дополнительных емкостях, что в общей сложности дает  $0,11 \text{ м}^3$  сжатого газа под давлением до 200 атм. Внутри основной форкамеры расположен быстродействующий неразрушающийся за-

твор, перекрывающий выход газа во вспомогательную форкамеру и в осесимметричное сверхзвуковое сопло. После срабатывания затвора сжатый газ перетекает в форкамеру, где происходит уменьшение полного давления и выравнивание потока перед входом в сопло. В конструкции трубы используются сменные профилированные сопла с диаметром среза 300 мм. С помощью сопел создается однородный поток газа с числом Маха от 4 до 8, который обтекает исследуемую модель, установленную в рабочей части трубы. Рабочая часть выполнена в виде осесимметричной камеры Эйфеля и состоит из двух отсеков с оптическими окнами для визуализации картины обтекания. Газ из рабочей части вытекает в вакуумную емкость через диффузор — цилиндрическую трубу диаметром 400 мм. Общая длина установки, включая выхлопной диффузор, составляет 7600 мм; ширина и высота установки 870 и 1470 мм соответственно.

Конструкция модели детонационного ПВРД разработана на основе результатов расчетов по методике [9]. Модель включает воздухозаборное устройство (ВЗУ) с центральным телом, обеспечивающим торможение набегающего сверхзвукового воздушного потока с числом Маха 5 в трех косых скачках уплотнения до сверхзвукового течения с максимальным значением местного числа Маха  $\sim 2,5$  в минимальном сечении ВЗУ (условное «критическое сечение» ВЗУ), и расширяющуюся кольцевую КС, в которой воздушный поток ускоряется до  $M \sim 4$ . Диаметр передней кромки внешней обечайки ВЗУ равен 284 мм. Такой размер обеспечивает расчетное течение на входе в КС без влияния пограничного слоя, образующегося на стенках сопла аэродинамической трубы. Внешний диаметр КС — 310 мм. Общая длина модели — 1050 мм.

Для управления детонационным горением в модели предусмотрена возможность дросселирования потока в выходном сечении КС с помощью присоединения к центральному телу плоских дроссельных дисков толщиной 5 мм и диаметром 200, 220 и 240 мм (далее Д200, Д220 и Д240) с закругленными кромками, перекрывающих сечение кольцевого зазора КС на 30%, 40% и 50% соответственно. Водород в КС подается через кольцевой пояс из 200 равномерно распределенных радиальных отверстий диаметром 0,8 мм, расположенный на центральном теле на расстоянии 10 мм вниз по потоку от условного критического сечения ВЗУ, из ресивера объемом  $0,08 \text{ м}^3$  по магистрали с быстродействующим пневматическим клапаном.

Предварительные трехмерные расчеты холодного течения в проточном тракте аэродинамической трубы с установленной обтекаемой моделью показали, что для запуска и устойчивой работы установ-

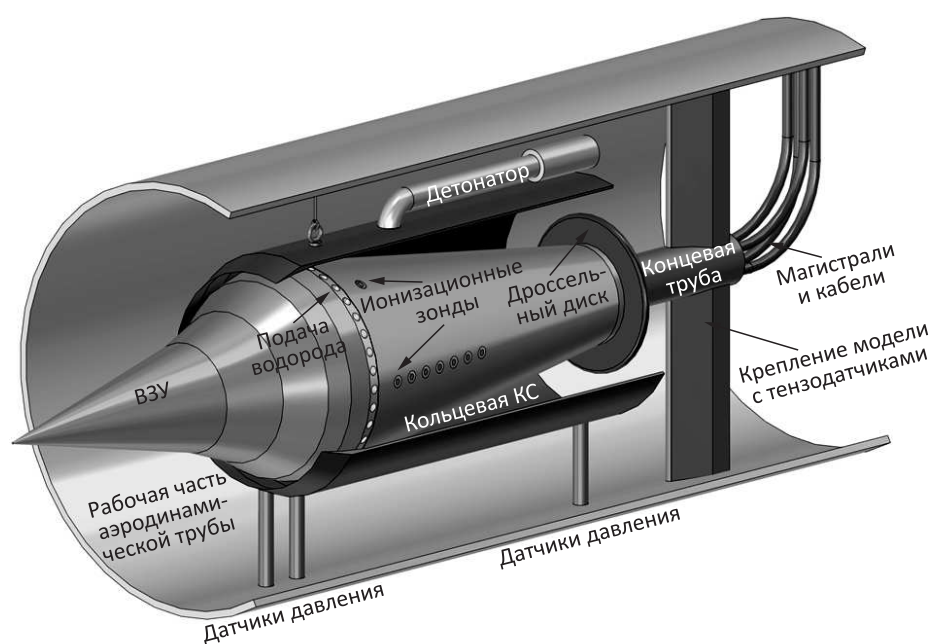


Рис. 1 Схема модели детонационного ПВРД, установленной в аэродинамической трубе

ки модель детонационного ПВРД необходимо расположить таким образом, чтобы расстояние между срезом сопла трубы и передней кромкой внешней обечайки ВЗУ модели составляло не менее 70 мм. На рис. 1 показана схема проточного тракта аэродинамической трубы с установленной моделью детонационного ПВРД.

Система регистрации рабочего процесса в КС включает ионизационные зонды, датчики статического или полного давления на входе в КС и датчики статического и полного давления на выходе из КС. Регистрация быстротекающих процессов горения и детонации ионизационными зондами апробирована ранее и показала высокую эффективность [20, 22]. Ионизационный зонд, предназначенный для измерения тока проводимости в горячих продуктах сгорания, введен в КС таким образом, что расстояние между тонким оголенным концом зонда и стенкой камеры составляет  $\sim 1$  мм. В центральном теле КС установлено 12 ионизационных зондов: 6 зондов размещены равномерно по окружности на расстоянии 40 мм вниз по течению от пояса подачи водорода, а 7 зондов (1 общий с зондами, расположенными по окружности) размещены равномерно в продольном направлении вдоль образующей центрального тела с шагом 30 мм. Такая система регистрации позволяет идентифицировать режим детонационного горения в КС (НСД или ППД) и измерять характерную частоту рабочего процесса, а также скорость и направление распространения ДВ.

Кроме регистрации указанных параметров течения производятся измерения статического и полного давления на срезе сверхзвукового сопла аэродинамической трубы, в форкамере, в вакуумной емкости, в водородном ресивере, в коллекторе подачи водорода, на передней кромке обечайки ВЗУ, а также на входе и на выходе из КС.

Для измерений тяги используются два тензодатчика Т40А с максимальной нагрузкой 2000 Н. Тензодатчики устанавливаются в пилонах за моделью детонационного ПВРД, как показано на рис. 1. До начала испытаний в аэродинамической трубе система измерения тяги была откалибрована с использованием калиброванного датчика М50 с максимальной нагрузкой 5000 Н. Калибровку проводили для статических нагрузок от  $-2000$  до  $+1000$  Н (положительные значения соответствуют направлению нагрузки, противоположному набегающему воздушному потоку).

Для инициирования рабочего процесса в КС используется специально разработанный водородно-кислородный детонатор.

Детонатор представляет собой камеру зажигания диаметром 20 мм и длиной 30 мм с присоединенной детонационной трубкой диаметром 10 мм и длиной 200 мм. Для зажигания смеси используется стандартная автомобильная свеча. Детонатор устанавливается на внешней стенке КС на расстоянии 150 мм вниз по потоку от условного критического сечения ВЗУ. Водород и кислород подаются в камеру зажигания детонатора через трубки диа-

метром 4 мм. После подачи сигнала на включение детонатора сначала в течение  $\sim 200$  мс происходит заполнение детонационной трубки водородно-кислородной смесью, а затем смесь поджигается, в детонационной трубке происходит переход горения в детонацию, и образованная ДВ выходит в кольцевой зазор КС модели детонационного ПВРД. Судя по записям ионизационных зондов, время воздействия детонационного импульса, создаваемого детонатором, на рабочий процесс в КС не превышает  $\sim 10$  мс. Время запуска детонатора синхронизируется с открытием быстродействующего затвора аэродинамической трубы и клапана подачи водорода в КС.

Инициирование процесса в КС происходит одновременно с выходом расходов воздуха и водорода на значения, заданные программой эксперимента. Подача водорода в КС продолжается в течение 150 мс: именно в течение такого промежутка времени исследуется рабочий процесс. В дальнейшем наблюдается заметное повышение давления в вакуумной емкости, приводящее к нарушению расчетного течения в сверхзвуковом сопле аэродинамической трубы.

## Результаты экспериментов

В зависимости от числа Маха набегающего потока воздуха, состава водородно-воздушной смеси и типа дроссельного диска в огневых испытаниях модели детонационного ПВРД зарегистрированы два режима горения водорода: НСД и ППД.

В таблице приведены параметры экспериментов: число Маха ( $M$ ), давление торможения ( $P_0$ ), статическое давление ( $P_{st}$ ) и статическая температура ( $T_{st}$ ) набегающего воздушного потока, общий массовый расход воздуха через тракт аэродинамической трубы ( $G_A$ ), расчетное значение массового расхода воздуха через модель детонационного ПВРД ( $G_{Am}$ ), массовый расход водорода ( $G_{H_2}$ ) и тип дроссельного диска, установленного на выходе из КС. Массовый расход воздуха через модель детонационного ПВРД оценивали на основе трехмерных газодинамических расчетов.

На рис. 2 представлен пример «визуализации» записей ионизационных зондов за короткий промежуток времени в двух типичных экспериментах: с режимом НСД (рис. 2, а) и с режимом ППД (рис. 2, б).

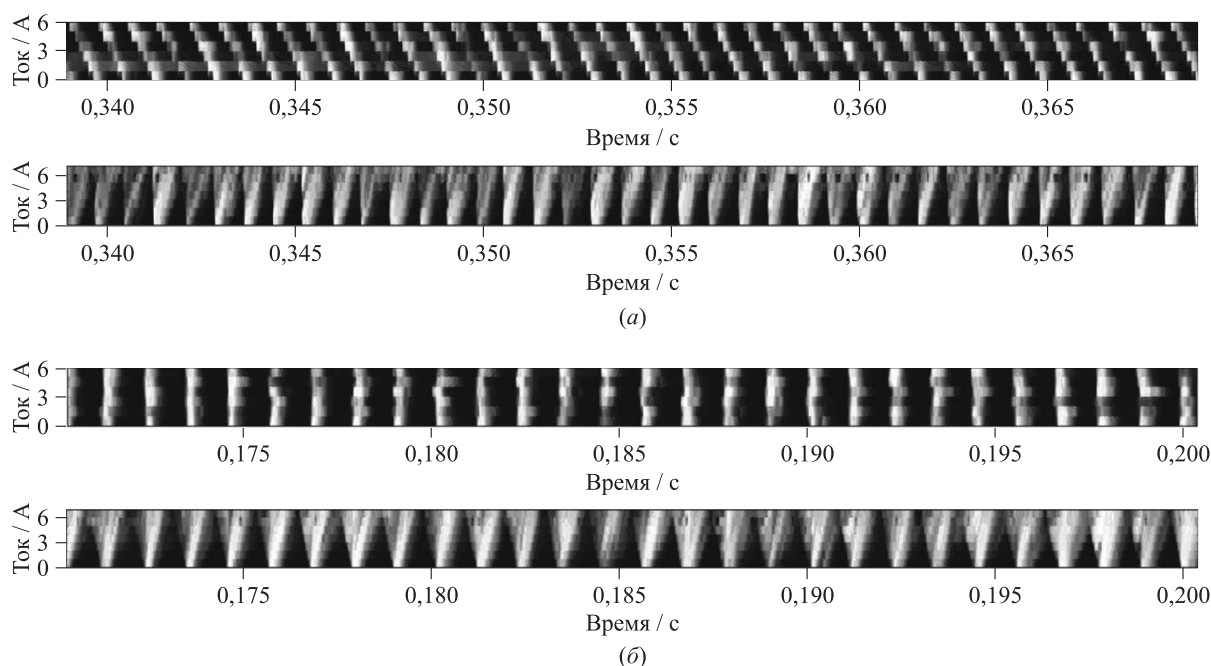
Записи ионизационных зондов «визуализированы» в соответствии с процедурой, описанной в [22]. Верхние «кадры» получены путем обработки сигналов зондов, установленных по окружности центрального тела, а нижние — зондов, установленных вдоль образующей центрального тела. Белый и черный цвета в этих записях соответствуют максимальным и минимальным значениям измеренного тока проводимости в среде (ток проводимости максимален в горячих продуктах детонации и минимален в холодном газе). В случае НСД на верхнем кадре наблюдаются регулярные светлые полосы с одинаковым наклоном, что указывает на непрерывное распространение ДВ в одном тангенциальном направлении с постоянной видимой скоростью. Характерная частота наклонных полос в верхнем кадре на рис. 2, а близка к 1250 Гц, что дает видимую скорость распространения ДВ в тангенциальном направлении около 1200 м/с.

Анализ сигналов зондов, установленных вдоль образующей центрального тела (нижний кадр на рис. 2, а), показывает, что высота ДВ близка к 200 мм. Рассчитав интервал времени между приходом сигнала на последний и первый ионизационные зонды, установленные вдоль образующей центрального тела, можно оценить угол наклона ДВ к оси КС и определить приблизительное значение абсолютной скорости распространения ДВ по нормали к фронту: 1500–1700 м/с. По углу наклона заднего фронта свечения на нижнем кадре рис. 2, а можно оценить скорость заполнения КС свежей смесью в пристеночной области перед фронтом детонации: 550–750 м/с, что соответствует местному числу Маха 1,5–2,0.

Рабочий процесс с ППД представлен на верхнем кадре рис. 2, б в виде светлых полос с выраженными изломами. Эти изломы соответствуют опережающему приходу ДВ на конкретный ионизационный зонд со стороны выходного сечения КС.

Условия экспериментов

$M$	$P_0$ , атм	$P_{st}$ , кПа	$T_{st}$ , К	$G_A$ , кг/с	$G_{Am}$ , кг/с	$G_{H_2}$ , кг/с	Тип дроссельного диска	Режим
5	17–24	4,5	50	11–16	6–8	0,06–0,2	0/Д200/Д220	НСД/ППД
6	30–35	2,2	37	9–10	6–7	0,03–0,2	Д200/Д220	НСД/ППД
8	40–54	0,6	22	3,7–5	3,3–4,5	0,02–0,17	Д220/Д240	ППД

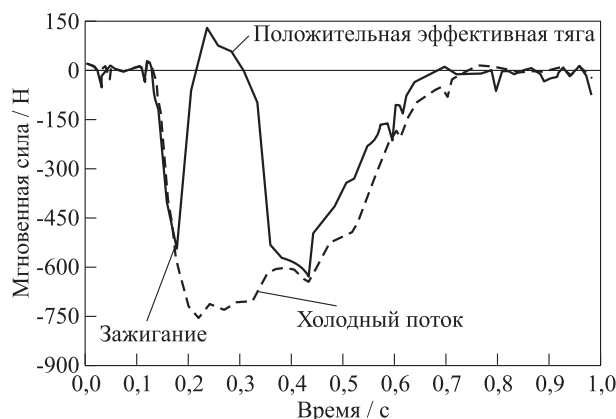


**Рис. 2** Примеры «визуализации» записей ионизационных зондов в двух экспериментах: (а) с режимом НСД; (б) с режимом ППД

Характерная частота рабочего процесса в режиме ППД составляет  $\sim 900$  Гц.

Анализ записей ионизационных зондов, установленных вдоль образующей центрального тела, показывает, что периодическое реиницирование детонации происходит в свежей смеси на расстоянии 200–250 мм от условного критического сечения ВЗУ, а генерируемая ДВ распространяется вверх по течению с видимой скоростью около 1000 м/с, т. е. нормальная скорость детонации составляет 1550–1750 м/с.

Для анализа экспериментальных результатов по тяге, создаваемой моделью детонационного ПВРД, на одном графике строили две кривые: кривую мгновенной силы, действующей на модель в «горячем» испытании (с горением водорода), и кривую силы, действующей на модель в «холодном» испытании (с подачей или без подачи водорода). Пример такого графика представлен на рис. 3 для эксперимента с  $M = 8$ ,  $G_{H_2} = 0,023$  кг/с (в «холодном» испытании) и 0,034 кг/с (в «горячем» испытании) с дроссельным диском Д220. Из рис. 3 видно, что начальные (до 0,18 с) и конечные (после 0,4 с) части обеих кривых почти совпадают, тогда как в интервале времени от 0,18 до 0,4 с они значительно различаются. В этом примере в «горячем» испытании на модель детонационного ПВРД действует суммарная положительная сила («эффективная тяга») около 100 Н при набегающем воздушном потоке с  $M = 8$ .



**Рис. 3** Измеренные зависимости мгновенной силы, действующей на модель, от времени в «горячем» (сплошная кривая) и «холодном» (штриховая кривая) испытаниях при  $M = 8$ ,  $G_{H_2} = 0,023$  (в «холодном» испытании) и 0,034 кг/с (в «горячем» испытании) с дроссельным диском Д220

Используя данные, приведенные на рис. 3, а также данные о массе водорода, использованного в конкретном «горячем» испытании, можно определить удельный импульс (по топливу) для модели детонационного ПВРД по формуле:

$$I_{sp} = \frac{\int_{t=0}^{t=1} F_{hot}(t) dt - \int_{t=0}^{t=1} F_{cold}(t) dt}{gG_{H_2}}, \quad (1)$$

где  $G_{H_2}$  — массовый расход водорода (масса водорода, потребляемого в «горячем» испытании в течение 1 с);  $g$  — ускорение силы тяжести;  $F_{hot}(t)$  и  $F_{cold}(t)$  — мгновенные значения силы, действующей на модель в «горячем» и «холодном» испытаниях соответственно (кривые на рис. 4). Отметим, что такое определение удельного импульса следует считать консервативным, поскольку в нем учитывается водород, подаваемый в модель до зажигания и после срыва рабочего режима при закрытии клапана.

Используя значение  $I_{sp}$ , полученное из (1), можно оценить среднюю тягу  $\bar{F}$ , создаваемую моделью детонационного ПВРД, по формуле:

$$\bar{F} = I_{sp} g G_{H_2}.$$

На рис. 4 показаны итоговые экспериментальные зависимости удельного импульса (рис. 4, а) и средней тяги (рис. 4, б) от массового расхода водорода  $G_{H_2}$  для чисел Маха набегающего воздушного потока 5, 6 и 8. Крайние левые точки на обоих рисунках соответствуют минимальному расходу водорода, при котором регистрировались устойчивые режимы с НСД и ППД.

Напомним, что при проведении испытаний, описанных выше, температура торможения набегающего потока не соответствовала температуре торможения  $T_0$  в реальном полете. Для приведения тяговых характеристик, полученных в эксперименте, к условиям реального полета можно использовать критерий равенства относительных теплоподводов:

$$\left( \frac{J_{\text{ВЫХ}}}{J_{\text{ВХ}}} \right)_{\text{модель}} = \left( \frac{J_{\text{ВЫХ}}}{J_{\text{ВХ}}} \right)_{\text{полет}},$$

где  $J_{\text{ВЫХ}}/J_{\text{ВХ}}$  — отношение полной энтальпии выходящей из двигателя струи к полной энтальпии входящего потока.

При соблюдении равенства относительных теплоподводов экспериментальные тяговые характеристики будут соответствовать тяговым характеристикам в реальном полете.

Проведем расчет для двух условий полета:

- (1)  $M = 5$ , высота 21,3 км.

Теплоподвод в реальном полете:  $T_0 = 1307$  К;  $G_{Am} = 7,0$  кг/с;  $G_{H_2} = 0,200$  кг/с;  $\alpha = 1,0$ ;  $J_{\text{ВЫХ}}/J_{\text{ВХ}} = 3,65$ .

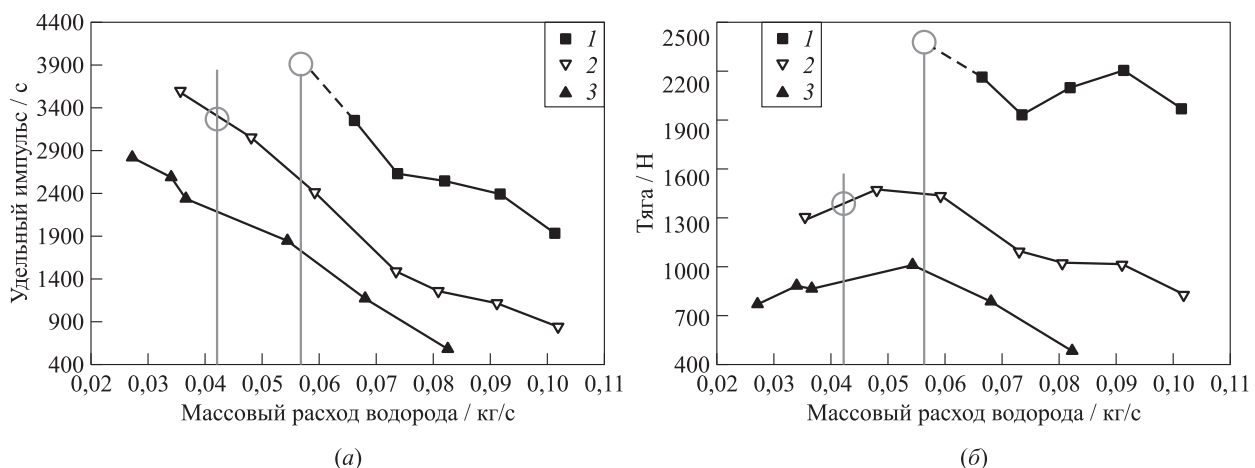
Теплоподвод в модельных условиях:  $T_0 = 300$  К;  $G_{Am} = 7,0$  кг/с;  $G_{H_2} = 0,056$  кг/с;  $\alpha = 3,6$ ;  $J_{\text{ВЫХ}}/J_{\text{ВХ}} = 3,65$ ;

- (2)  $M = 6$ , высота 25,9 км.

Теплоподвод в реальном полете:  $T_0 = 1824$  К;  $G_{Am} = 7,0$  кг/с;  $G_{H_2} = 0,200$  кг/с;  $\alpha = 1,0$ ;  $J_{\text{ВЫХ}}/J_{\text{ВХ}} = 2,90$ .

Теплоподвод в модельных условиях:  $T_0 = 300$  К;  $G_{Am} = 7,0$  кг/с;  $G_{H_2} = 0,042$  кг/с;  $\alpha = 4,8$ ;  $J_{\text{ВЫХ}}/J_{\text{ВХ}} = 2,90$ .

На рис. 4 вертикальными линиями показаны расходы водорода при испытаниях в аэродинамической трубе, соответствующие относительному теплоподводу в реальном полете. Видно, что при выбранных значениях относительного теплоподвода тяга испытываемого детонационного ПВРД в реальном полете составит 2400 Н (удельный импульс 4000 с) при  $M = 5,0$  и 1400 Н (удельный импульс 3300 с) при  $M = 6,0$ .



**Рис. 4** Измеренные зависимости: (а) удельного импульса (по топливу) и (б) средней тяги, создаваемой моделью детонационного ПВРД, от массового расхода водорода при числах Маха набегающего воздушного потока  $M = 5$  (1), 6 (2) и 8 (3)

## Заключение

В работе экспериментально продемонстрирована возможность организации устойчивого детонационного горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке на примере осесимметричной модели детонационного ПВРД, обтекаемой воздушным потоком с числом Маха от 5 до 8 с температурой торможения 300 К в импульсной аэродинамической трубе. В экспериментах получены два режима детонационного горения водорода: режимы с НСД и с ППД. В режиме с НСД регистрировалась непрерывная циркуляция одной ДВ по окружности кольцевого зазора КС с частотой  $\sim 1250$  Гц, соответствующей видимой скорости волны  $\sim 1200$  м/с и ее нормальной скорости 1500–1700 м/с. В режиме с ППД регистрировалось самопроизвольное периодическое (с частотой около 900 Гц) реиницирование одной или нескольких ДВ в окрестности выходного сечения КС с их последующим распространением вверх по потоку по направлению к поясу подачи водорода с видимой скоростью  $\sim 1000$  м/с, соответствующей нормальной скорости детонации 1550–1750 м/с.

Измеренная эффективная тяга, создаваемая моделью детонационного ПВРД, оказалась либо близкой к нулевой, либо положительной (около 100 Н), несмотря на повышенное гидродинамическое сопротивление модели с присоединенными устройствами инициирования и дроссельными дисками, а также с системой измерения тяги, значительно загромождающей пространство за моделью. В этих условиях максимальные измеренные значения удельного импульса (по топливу) и средней тяги оказались на уровне 3600 с и 2200 Н соответственно. На основе измеренных зависимостей удельного импульса и тяги от расхода водорода показано, что при одинаковом относительном теплоподводе тяга испытываемой модели детонационного ПВРД в реальном полете составит 2400 Н (удельный импульс 4000 с) при  $M = 5,0$  и 1400 Н (удельный импульс 3300 с) при  $M = 6,0$ .

## Литература

1. Зельдович Я. Б. Об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. № 17. С. 1453–1461.
2. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамишин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Докл. РАН, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.
3. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen–oxygen fuel mixture // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. No. 21. P. 6970–6975.
4. Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Шамишин И. О. Тяговые характеристики импульсно-детонационного двигателя, работающего на жидком углеводородном топливе // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 4. С. 40–47.
5. Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines // AIAAJ., 2003. Vol. 41. P. 145–159.
6. Roy G. D., Frolov S. M., Borisov A. A., et al. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective // Prog. Energ. Combust., 2004. Vol. 30. No. 6. P. 545–672.
7. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
8. Wolanski P. Detonation propulsion // Proc. Combust. Inst., 2013. Vol. 34. P. 125–158.
9. Kasahara J., Frolov S. Present status of pulse and rotating detonation engine research // 25th ICDERS Proceedings. — Leeds, 2015. Paper No. 304.
10. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамишин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва, 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117.
11. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., et al. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. P. 1616–1623.
12. Lin W., Zhou J., Liu S., et al. Experimental study on propagation mode of H<sub>2</sub>/air continuously rotating detonation wave // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. P. 1980–1993.
13. Anand V., St. George A., Driscoll R., et al. Investigation of rotating detonation combustor operation with H<sub>2</sub>–air mixtures // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 41. No. 2. P. 1281–1292.
14. Wang C., Liu W., Liu S., et al. Experimental investigation on detonation combustion patterns of hydrogen/vitiated air with annular combustor // Exp. Therm. Fluid Sci., 2015. Vol. 66. P. 269–278.
15. Fotia M. L., Schauer F., Kaemming T., et al. Experimental study of the performance of a rotating detonation engine with nozzle // J. Propul. Power, 2016. Vol. 32. P. 674–681.
16. Ждан С. А., Рыбников А. И. Непрерывная детонация в сверхзвуковом потоке водородокислородной смеси // Физика горения и взрыва, 2014. Т. 50. № 5. С. 63–74.
17. Liu S., Liu W., Jiang L., Lin Z. Numerical investigation on the airbreathing continuous rotating detonation engine // 25th ICDERS Proceedings. — Leeds, 2015. Paper No. 157.
18. Дубровский А. В., Иванов В. С., Зангиев А. Э., Фролов С. М. Трехмерное численное моделирование характеристик прямооточной воздушно-реактивной

- силовой установки с непрерывно-детонационной камерой сгорания в условиях сверхзвукового полета // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 6. С. 49–63.
19. Wang C., Liu W., Liu S., et al. Propagation characteristics of continuous rotating detonation wave under different temperature air // 25th ICDERS Proceedings. — Leeds, 2015. Paper No. 154.
  20. Фролов С. М., Звезгинцев В. И., Иванов В. С. и др. Макет-демонстратор непрерывно-детонационного прямо-точного воздушно-реактивного двигателя. Результа-ты испытаний в аэродинамической трубе // Докл. РАН, 2017. Т. 474. № 1. С. 51–55.
  21. Звезгинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. — Новосибирск: Изд-во Параллель, 2014. 551 с.
  22. Фролов С. М., Аксенов В. С., Дубровский А. В. и др. Хе-мионизационная и акустическая диагностика рабо-чего процесса в непрерывно-детонационных и им-пульсно-детонационных камерах сгорания // Докл. РАН, 2015. Т. 465. № 1. С. 62–67.

Поступила в редакцию 19.06.17

## FIRING TESTS OF THE RAMJET MODEL WITH THE DETONATIVE COMBUSTION OF HYDROGEN IN A WIND TUNNEL AT APPROACH AIR STREAM MACH NUMBER FROM 5 TO 8

S. M. Frolov<sup>1,2</sup>, V. I. Zvegintsev<sup>3</sup>, V. S. Ivanov<sup>1</sup>, V. S. Aksenov<sup>1,2</sup>, I. O. Shamshin<sup>1,2</sup>, D. A. Vnuchkov<sup>3</sup>, D. G. Nalivaichenko<sup>3</sup>, A. A. Berlin<sup>1</sup>, and V. M. Fomin<sup>3</sup>

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

<sup>2</sup>National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

<sup>3</sup>S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation

**Abstract:** Presented are the results of firing tests of a model ramjet 1.05 m long and 0.31 m in diameter with an expanding annular combustion chamber operating on detonative combustion of hydrogen, in a pulsed wind tunnel at approach air stream Mach number ranging from 5 to 8 at a stagnation temperature of 300 K. Two modes of hydrogen combustion are registered in the tests, namely, continuous spin detonation and longitudinal pulsed detonation with characteristic operation frequencies of 1250 and 900 Hz, respectively. The maximum measured values of the fuel-based specific impulse and the mean thrust of the engine were 3600 s and 2200 N. A positive effective thrust acting in the direction opposite to the approach air stream has been detected.

**Keywords:** ramjet; supersonic airflow; detonation; hydrogen; specific impulse; thrust; wind tunnel

## Acknowledgments

This work was partially implemented within the frame of the Fundamental Research Program “Combustion and Explosion” of the Presidium of the Russian Academy of Sciences and within Grant No. 14-13-00082P of the Russian Science Foundation.

## References

1. Zel'dovich, Ya. B. 1940. Ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo goreniya [On utilizing detonative combustion in power engineering]. *Sov. J. Techn. Phys.* 10(17):1453–1461.
2. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2014. Experimental proof of the energy efficiency of the Zel'dovich thermo-dynamic cycle. *Dokl. Phys. Chem.* 459(2):207–211.
3. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and V. S. Ivanov. 2015. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen–oxygen fuel mixture. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40(21):6970–6975.
4. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2016. Thrust characteristics of a pulse detonation engine operating on a liquid hydrocarbon fuel. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(2):291–297.
5. Kailasanath, K. 2003. Recent developments in the re-search on pulse detonation engines. *AIAA J.* 41:145–159.



6. Roy, G. D., S. M. Frolov, A. A. Borisov, et al. 2004. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective. *Prog. Energ. Combust.* 30(6):545–672.
7. Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. *Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya* [Continuous spinning detonation]. Novosibirsk: Siberian Branch of the RAS Publ. 423 p.
8. Wolanski, P. 2013. Detonation propulsion. *Proc. Combust. Inst.* 34:125–158.
9. Kasahara, J., and S. Frolov. 2015. Present status of pulse and rotating detonation engine research. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds. Paper No. 304.
10. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2015. Energy efficiency of a continuous-detonation combustion chamber. *Combust. Explo. Shock Waves* 51(2):232–245.
11. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, et al. 2015. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40:1616–1623.
12. Lin, W., J. Zhou, S. Liu, et al. 2015. Experimental study on propagation mode of H<sub>2</sub>/air continuously rotating detonation wave. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40:1980–1993.
13. Anand, V., A. St. George, R. Driscoll, et al. 2015. Investigation of rotating detonation combustor operation with H<sub>2</sub>-air mixtures. *Int. J. Hydrogen Energ.* 41(2):1281–1292.
14. Wang, C., W. Liu, S. Liu, et al. 2015. Experimental investigation on detonation combustion patterns of hydrogen/vitiated air with annular combustor. *Exp. Therm. Fluid Sci.* 66:269–278.
15. Fotia, M. L., F. Schauer, T. Kaemming, et al. 2016. Experimental study of the performance of a rotating detonation engine with nozzle. *J. Propul. Power* 32:674–681.
16. Zhdan, S. A., and A. I. Rybnikov. 2014. Continuous detonation in a supersonic flow of a hydrogen–oxygen mixture. *Combust. Explo. Shock Waves* 50(5):556–567.
17. Liu, S., W. Liu, L. Jiang, and Z. Lin. 2015. Numerical investigation on the air-breathing continuous rotating detonation engine. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds. Paper No. 157.
18. Dubrovskii, A. V., V. S. Ivanov, A. E. Zangiev, and S. M. Frolov. 2016. Three-dimensional numerical simulation of the characteristics of a ramjet power plant with a continuous-detonation combustor in supersonic flight. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(3):469–482.
19. Wang, C., W. Liu, S. Liu, et al. 2015. Propagation characteristics of continuous rotating detonation wave under different temperature air. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds. Paper No. 154.
20. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, et al. 2017. Demonstrator of continuous-detonation air-breathing ramjet: Wind tunnel data. *Dokl. Phys. Chem.* 474(1):75–79.
21. Zvegintsev, V. I. 2014. *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Ch. 1. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Gasdynamic rigs of short-induced flow. Part 1. Rigs for scientific research]. Novosibirsk: Parallel Publ. 551 p.
22. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, et al. 2015. Chemiionization and acoustic diagnostics of the process in continuous- and pulse-detonation combustors. *Dokl. Phys. Chem.* 465(1):273–278.

Received June 19, 2017

## Contributors

**Frolov Sergey M.** (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru

**Zvegintsev Valery I.** (b. 1944) — Doctor of Science in technology, chief research scientist, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation; zvegin@itam.nsc.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; ivanov.vls@gmail.com

**Aksenov Victor S.** (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation;

**Shamshin Igor O.** (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; igor\_shamshin@mail.ru

**Vnuchkov Dmitry A.** (b. 1980) — junior research scientist, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation; vnuchkov@itam.nsc.ru

**Nalivaichenko Denis G.** (b. 1975) — Candidate of Science in technology, research scientist, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation; denis@itam.nsc.ru

**Berlin Alexander A.** (b. 1940) — Academician of the Russian Academy of Sciences, Doctor of Science in chemistry, scientific director, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; berlin@chph.ras.ru

**Fomin Vasily M.** (b. 1940) — Academician of the Russian Academy of Sciences, Doctor of Science in physics and mathematics, professor, scientific supervisor, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation; fomin@itam.nsc.ru