

УДК 534.222.2

НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ ВОДОРОДА: РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

С. М. Фролов^{1,2}, В. И. Звегинцев³, В. С. Иванов¹, В. С. Аксёнов^{1,2},
И. О. Шамшин^{1,2}, Д. А. Внучков³, Д. Г. Наливайченко³, А. А. Берлин¹,
В. М. Фомин³

¹Институт химической физики им. Н. Н. Семенова РАН, 119991 Москва, smfrol@chph.ras.ru

²Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», 115409 Москва

³Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск

Приведено описание огневых испытаний модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя длиной 1.05 м и диаметром 0.31 м с расширяющейся кольцевой камерой сгорания, работающей в режиме детонационного горения водорода, в импульсной аэродинамической трубе при числах Маха набегающего воздушного потока от 5 до 8 при температуре торможения 290 К. Зарегистрированы непрерывно-детонационный и продольно-пульсирующий режимы горения водорода с характерными частотами 1 250 и 900 Гц соответственно. Максимальные измеренные значения удельного импульса (по топливу) составили 3 600 с, тяги двигателя — 2 200 Н.

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

DOI 10.15372/FGV20180313

ВВЕДЕНИЕ

Детонационное горение топливозвоздушной смеси рассматривают как альтернативное направление при разработке современных силовых установок для высокоскоростных аэрокосмических транспортных средств. Вопрос об энергоэффективности детонационных двигателей впервые был 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 трубках и пучках труб [5, 6] и схемы с непрерывной спиновой детонацией в кольцевых камерах сгорания (КС) [7–9]. В работах [5–9] содержится информация о различных аспектах двигателей с непрерывно- и импульсно-детонационным горением, работающих на воздухе, или на обогащенном кислородом воздухе, или на кислороде в качестве окислителя и различных видах топлива, одна-

ко в большинстве публикаций речь идет о водородовоздушных смесях в кольцевых камерах сгорания разных размеров и конструкций изучалось экспериментально в [7–15]. Сообщается о различных режимах самоподдерживающегося детонационного горения, включая режимы с одной и несколькими детонационными волнами, одновременно вращающимися в кольцевом зазоре КС в одном или в противоположных направлениях, а также об околопредельном режиме продольно-пульсирующей детонации, возникающем при некоторых условиях по расходу воздуха и водорода. В последнем режиме детонация самопроизвольно периодически реиницируется в окрестности выходного сечения КС и распространяется вверх по течению в виде сверхзвукового фронта реакции, охватывающего всё поперечное сечение КС без какого-либо регулярного вращения [11, 13].

Возможность организации непрерывной спиновой детонации водорода в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) исследовалась теоретически в [16–18] и экспериментально в [19, 20]. Трехмерными расчетами в [17] доказана возможность ее реализации в сверхзвуковом потоке стехиометрической гомогенной смеси водорода с воздухом в кольцевой

Работа выполнена при частичной поддержке Российского научного фонда (проект № 14-13-00082П) и программы фундаментальных исследований Президиума РАН «Горение и взрыв».

© Фролов С. М., Звегинцев В. И., Иванов В. С., Аксёнов В. С., Шамшин И. О., Внучков Д. А., Наливайченко Д. Г., Берлин А. А., Фомин В. М., 2018.

КС в условиях, соответствующих полету с числом Маха $M = 4$. Трехмерными расчетами в [18] доказана возможность реализации непрерывной спиновой детонации в осесимметричном ПВРД при полете в атмосфере на высоте 20 км с числом Маха $M = 5$ с отдельной подачей водорода в кольцевую КС через круговую щель в центральном теле. В [19] приведены результаты успешных экспериментальных исследований непрерывной спиновой детонации водородовоздушной смеси в кольцевой КС с присоединенным воздуховодом в условиях, 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 $M = 4 \div 8$. Экспериментально зарегистрированы два режима детонационного горения водорода, а именно: непрерывный спиновый и продольно-пульсирующий.

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 $M = 4 \div 8$ 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 м^3 сжатого газа под давлением до 200 атм. Внутри основной форкамеры расположен быстродействующий неразрушающийся затвор, 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] (рис. 1). Модель включает в себя воздухозаборное устройство (ВЗУ) с центральным телом, обеспечивающим торможение набегающего сверхзвукового воздушного потока с числом Маха $M = 5$ в трех косых скачках уплотнения до сверхзвукового течения с максимальным значением числа Маха $M \approx 2.5$ в минимальном сечении ВЗУ (условное «критическое сечение» ВЗУ), и расширяющуюся кольцевую КС, в которой воздушный поток ускоряется до $M \approx 4$. 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 (АТ). Внешний диаметр КС — 310 мм. Общая длина модели — 1050 мм.

Для обеспечения детонационного горения в модели предусмотрена возможность дросселирования потока в выходном сечении КС с помощью присоединения к центральному телу плос-

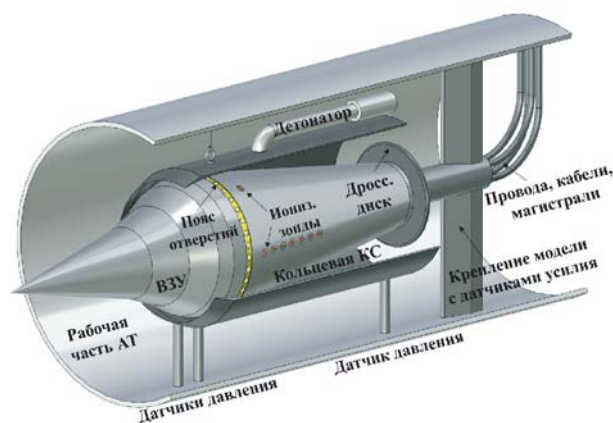


Рис. 1. Схема модели детонационного ПВРД, установленной в аэродинамической трубе

ких 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 (см. рис. 1). 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 м³ 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 установки модель детонационно-го ПВРД необходимо расположить таким образом, чтобы расстояние между срезом сопла трубы и передней кромкой внешней обечайки ВЗУ модели составляло не менее 70 мм.

Система регистрации рабочего процесса в КС включает в себя ионизационные зонды, датчики статического или полного давления на входе в КС и датчики статического и полного давления на выходе из КС. Регистрация быстропротекающих 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 ≈ 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 (один из них 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 (непрерывная спиновая или продольно-пульсирующая детонация) и измерять характерную частоту рабочего процесса, а также скорость и направление распространения детонационной волны (ДВ).

Кроме регистрации указанных параметров течения, проводились измерения статического и полного давления на срезе сверхзвукового сопла аэродинамической трубы, в форка-

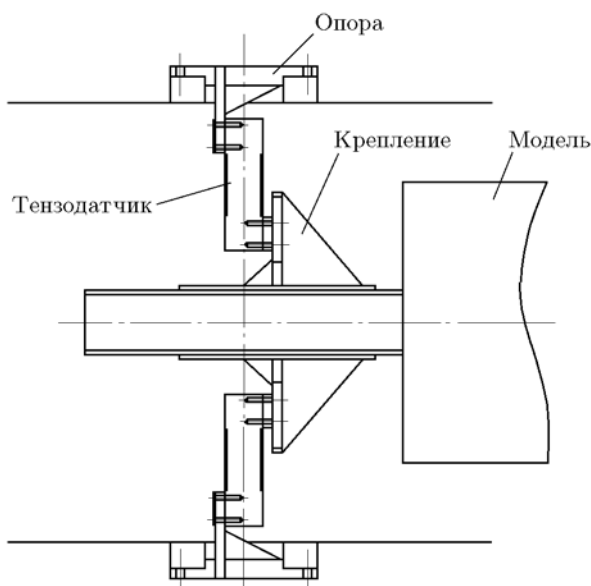


Рис. 2. Схема системы измерения тяги, создаваемой моделью детонационного ПВРД

мере, в вакуумной емкости, в водородном ресивере, в коллекторе подачи водорода, на передней кромке обечайки ВЗУ, а также на входе и на выходе из КС (см. рис. 1).

Для измерения тяги используются два тензодатчика Т40А с максимальной нагрузкой 2000 Н каждый. Тензодатчики устанавливаются за моделью детонационного ПВРД, как показано на рис. 1 и 2. До начала испытаний в аэродинамической трубе система измерения тяги была откалибрована с использованием калиброванного датчика М50 с максимальной нагрузкой 5000 Н. Калибровку проводили статическими нагрузками от -2000 до $+1000$ Н (положительные значения соответствуют направлению нагрузки, противоположному набегающему воздушному потоку).

Для иницирования рабочего процесса в КС используется специально разработанный водородокислородный детонатор (см. рис. 1). 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 диаметром 4 мм. По-

сле подачи сигнала на включение детонатора сначала в течение ≈ 200 мс идет заполнение детонационной трубки водородокислородной смесью, а затем смесь поджигается, в трубке происходит переход горения в детонацию, и образовавшаяся 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 ≈ 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 достижением заданных программой эксперимента расходов воздуха и водорода. Подача водорода в КС продолжается 150 мс: именно в течение такого периода времени исследуется рабочий процесс. В дальнейшем наблюдается заметное повышение давления в вакуумной емкости, приводящее к нарушению расчетного течения в сверхзвуковом сопле аэродинамической трубы. Отметим, что без дроссельных дисков инициировать детонационное горение в модели не удавалось. Подразумевается, что после начала детонационного горения дроссельный диск может быть убран, однако в описанных ниже экспериментах его не убирали.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В зависимости от числа Маха набегающего потока воздуха, состава водородовоздушной смеси и типа дроссельного диска в огневых испытаниях модели детонационного ПВРД зарегистрированы два режима горения водорода: непрерывная спиновая и продольно-пульсирующая детонация. В таблице приведены параметры экспериментов: число Маха набегающего потока (M_∞), давление торможения (p_0), статическое давление (p_{st}), статическая темпе-

ратура (T_{st}) набегающего воздушного потока, общий массовый расход воздуха через тракт аэродинамической трубы (G_a), расчетное значение массового расхода воздуха через модель детонационного ПВРД ($G_{a,m}$), массовый расход водорода (G_{H_2}) и тип дроссельного диска, установленного на выходе из КС. Расход $G_{a,m}$ оценивали на основе трехмерных газодинамических расчетов. Согласно этим оценкам при $M_\infty = 8$ около 90 % воздушного потока проходило через ВЗУ модели.

На рис. 3 представлен пример «визуализации» записей ионизационных зондов за короткий промежуток времени в двух типичных экспериментах: один с режимом непрерывной спиновой (рис. 3,а), другой — продольно-пульсирующей (рис. 3,б) детонации. 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 непрерывной спиновой детонации 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. 3,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. 3,а), показывает, что высота ДВ близка к 200 мм. Рассчитав интер-

Условия экспериментов

M_∞	p_0 , атм	p_{st} , кПа	T_{st} , К	G_a , кг/с	$G_{a,m}$, кг/с	G_{H_2} , кг/с	Дроссельный диск	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

*НСД — непрерывная спиновая детонация, ППД — продольно-пульсирующая детонация.

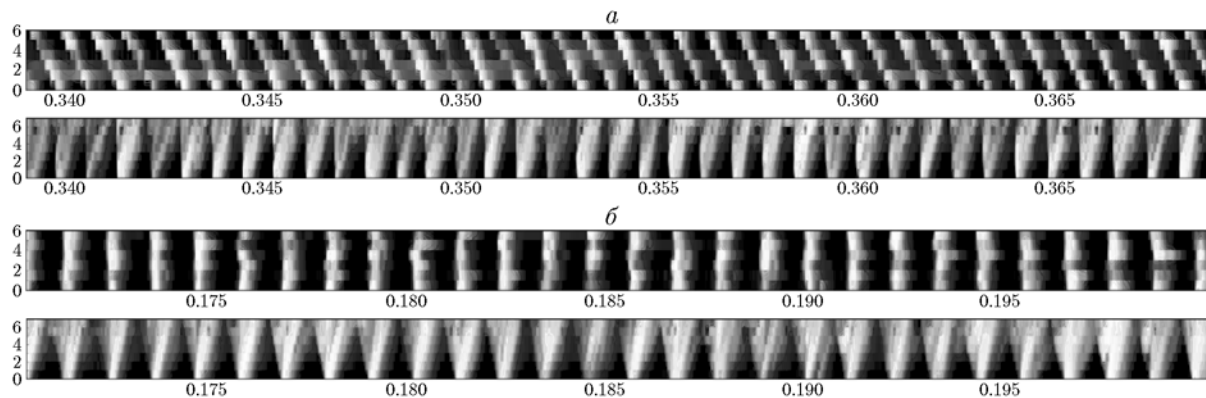


Рис. 3. Примеры «визуализации» записей ионизационных зондов в экспериментах с режимом непрерывной спиновой (а) и продольно-пульсирующей (б) детонации

вал времени между приходом сигнала на последний и первый ионизационные зонды, установленные вдоль образующей центрального тела, можно оценить угол наклона ДВ к оси камеры сгорания и определить приблизительное значение абсолютной скорости распространения ДВ по нормали к фронту: $1\,500 \div 1\,700$ м/с. По углу наклона заднего фронта свечения на нижнем кадре рис. 3,а можно оценить скорость заполнения КС свежей смесью в пристеночной области перед фронтом детонации: $550 \div 750$ м/с, что соответствует местному числу Маха $1.5 \div 2.0$.

Рабочий процесс с продольно-пульсирующей детонацией представлен на верхнем кадре рис. 3,б в виде светлых полос с выраженными изломами. Эти изломы соответствуют опережающему приходу ДВ на конкретный ионизационный зонд со стороны выходного сечения КС. Характерная частота рабочего процесса в этом режиме составляет ≈ 900 Гц. Анализ записей ионизационных зондов, установленных вдоль образующей центрального тела, показывает, что периодическое реиницирование детонации происходит в свежей смеси на расстоянии $200 \div 250$ мм от условного критического сечения ВЗУ, а генерируемая ДВ распространяется вверх по течению с видимой скоростью около $1\,000$ м/с, т. е. нормальная скорость детонации составляет $1\,550 \div 1\,750$ м/с.

Для анализа экспериментальных результатов по тяге, создаваемой моделью детонационного ПВРД, на одном рисунке строили два графика: мгновенной силы, действующей на модель в «горячем» испытании (с горением водорода), и силы, действующей на модель в «холодном» испытании (без подачи или с подачей

водорода в отсутствие зажигания водородовоздушной смеси). Примеры зависимостей измеренной тяги от времени в эксперименте с $M = 8$ и $G_{H_2} = 0.023$ кг/с в случае «холодного» и $G_{H_2} = 0.034$ кг/с в случае «горячего» пуска представлены на рис. 4. Тот факт, что суммарный коэффициент избытка водорода в рассматриваемом «горячем» испытании был меньше предельного значения на «бедном» пределе детонации гомогенной водородовоздушной смеси, означает, что состав смеси в КС модели детонационного ПВРД был существенно неоднородным. Из рис. 4 видно, что начальные (до 0.18 с)

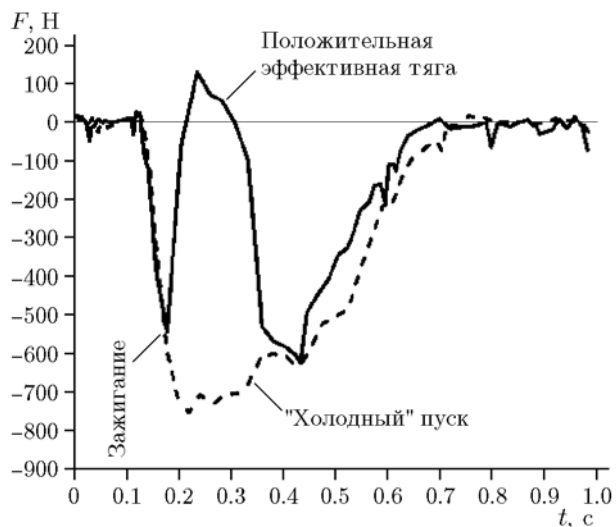


Рис. 4. Измеренные зависимости мгновенной силы, действующей на модель, от времени в «горячем» ($G_{H_2} = 0.034$ кг/с, сплошная кривая) и «холодном» ($G_{H_2} = 0.023$ кг/с, штриховая кривая) испытаниях при $M = 8$ с использованием дроссельного диска Д220

и конечные (после 0.4 с) части обеих кривых почти совпадают, тогда как в интервале времени $0.18 \div 0.4$ 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 $M_\infty = 8$. Отметим, что положительная эффективная тяга получена в условиях повышенного аэродинамического сопротивления модели, вызванного обтеканием крепежных элементов, детонатора, дроссельного диска, а также проводов, кабелей и магистралей подачи водорода (см. рис. 1).

Используя данные, приведенные на рис. 4, а также данные о массе водорода, использованного в конкретном «горячем» испытании, можно определить удельный импульс (по топливу) для модели детонационного ПВРД по формуле

$$I_{sp} = \frac{1}{gm_{H_2}} \left(\int_{t=0}^{t=\Delta t} F_{hot}(t) dt - \int_{t=0}^{t=\Delta t} F_{cold}(t) dt \right) (1)$$

где $m_{H_2} = G_{H_2} \Delta t$ — масса водорода, потребляемого в «горячем» испытании в течение времени $\Delta t = 1$ с, g — ускорение силы тяжести, $F_{hot}(t)$ и $F_{cold}(t)$ — мгновенные значения силы, действующей на модель в «горячем» и «холодном» испытаниях соответственно (см. 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. Подчеркнем, что ввиду импульсного режима работы экспериментальной установки локальные максимумы тяги при анализе результатов опытов не принимались во внимание, так как они могли быть вызваны ударными нагрузками на модель во время переходных процессов. Поэтому для расчетов удельного импульса учитывались только интегральные характеристики сил, действующих на модель.

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

$$\bar{F} = I_{sp} gm_{H_2}. \quad (2)$$

На рис. 5 показаны итоговые экспериментальные зависимости удельного импульса

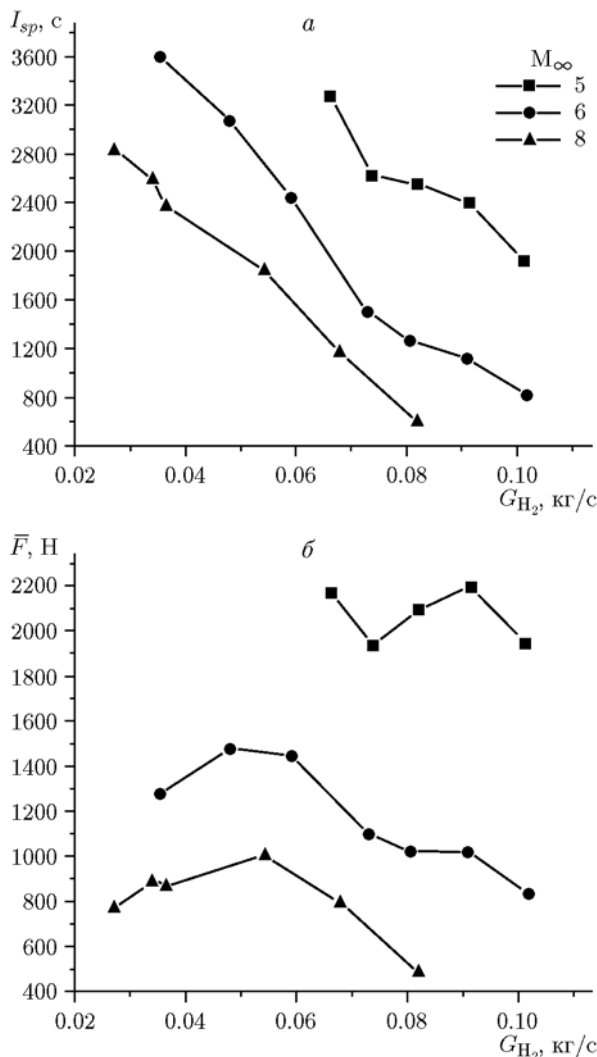


Рис. 5. Измеренные зависимости удельного импульса (по топливу) (а) и средней тяги (б), создаваемой моделью детонационного ПВРД, от массового расхода водорода при $M_\infty = 5, 6$ и 8

(рис. 5,а) и средней тяги (рис. 5,б) от массового расхода водорода G_{H_2} при скорости набегающего воздушного потока $M_\infty = 5, 6$ и 8. Крайние левые точки на обоих рисунках соответствуют минимальному расходу водорода, при котором регистрировались устойчивые режимы с непрерывной спиновой и продольно-пульсирующей детонацией.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе экспериментально продемонстрирована возможность организации устойчивого детонационного горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке на примере осесиммет-

ричной модели детонационного ПВРД, обтекаемой воздушным потоком с числом Маха от 5 до 8 и с температурой торможения 290 К в импульсной аэродинамической трубе. В экспериментах получены два режима детонационного горения водорода: непрерывная спиновая детонация и продольно-пульсирующая. В режиме непрерывной спиновой детонации регистрировалась непрерывная циркуляция одной ДВ по окружности кольцевого зазора КС с частотой $\approx 1\,250$ Гц, соответствующей видимой скорости волны $\approx 1\,200$ м/с и ее нормальной скорости $1\,500 \div 1\,700$ м/с. В режиме продольно-пульсирующей детонации 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 $\approx 1\,000$ м/с, соответствующей нормальной скорости детонации $1\,550 \div 1\,750$ 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 загромаждающей пространство за моделью. В этих условиях максимальные измеренные значения удельного импульса (по топливу) и средней тяги были на уровне 3 600 с и 2 200 Н соответственно.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зельдович Я. Б. Об энергетическом использовании детонационного горения // Журн. техн. физики. — 1940. — Т. 10, № 17. — С. 1453–1461.
2. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Докл. АН. — 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 // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 40, N 21. — P. 6970–6975.
4. Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Шамшин 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 // AIAA J. — 2003. — V. 41. — P. 145–159.
6. 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.
7. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013.
8. Wolanski P. Detonation propulsion // Proc. Combust. Inst. — 2013. — V. 34. — P. 125–158.
9. Kasahara J., Frolov S. Present status of pulse and rotating detonation engine research // Proc. 25th ICDERS, Leeds, 2015. — N 304.
10. Фролов С. М., Аксенов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва. — 2015. — Т. 51, № 2. — С. 102–117.
11. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., et al. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 40. — P. 1616–1623.
12. Lin W., Zhou J., Liu S., Lin Z., et al. Experimental study on propagation mode of H₂/Air continuously rotating detonation wave // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 40. — P. 1980–1993.
13. Anand V., George A. St., Driscoll R., et al. Investigation of rotating detonation combustor operation with H₂—air mixtures // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2015. — V. 41, N 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. — V. 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. — V. 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 // Proc. 25th ICDERS, Leeds, 2015. — N 157.
18. Дубровский А. В., Иванов В. С., Зангиев А. Э., Фролов С. М. Трехмерное численное моделирование характеристик прямоочной 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 // Proc. 25th ICDERS, Leeds, 2015. — N 154.
 20. Фролов С. М., Звегинцев В. И., Иванов В. С., Аксенов В. С., Шамшин И. О., Внучков Д. А., Наливайченко Д. Г., Берлин А. А., Фомин В. М. Макет-демонстратор непрерывно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Результаты испытаний в аэродинамической трубе // Докл. АН. — 2017. — Т. 474, № 1. — С. 51–55.
 21. Звегинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. — Новосибирск: Параллель, 2014.
 22. Фролов С. М., Аксенов В. С., Дубровский А. В., Зангиев А. Э., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Хеминизационная и акустическая диагностика рабочего процесса в непрерывно-детонационных и импульсно-детонационных камерах сгорания // Докл. АН. — 2015. — Т. 465, № 1. — С. 62–67.

Поступила в редакцию 2/VIII 2017 г.
