

МОДЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ: ИСПЫТАНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ ПРИ ОБТЕКАНИИ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ С ЧИСЛОМ МАХА 5,7 И ТЕМПЕРАТУРОЙ ТОРМОЖЕНИЯ 1500 К*

С. М. Фролов¹, В. И. Звегинцев², В. С. Иванов³, В. С. Аксёнов⁴, И. О. Шамшин⁵, Д. А. Внучков⁶, Д. Г. Наливайченко⁷, А. А. Берлин⁸, В. М. Фомин⁹, А. Н. Шиплюк¹⁰, Н. Н. Яковлев¹¹

Аннотация: Впервые экспериментально зарегистрирован режим непрерывно-детонационного горения водорода в кольцевой камере сгорания (КС) осесимметричной модели детонационного прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ДПВРД) диаметром 310 мм и длиной 1050 мм в условиях обдува воздушным потоком с числом Маха 5,7 и температурой торможения 1500 К в импульсной аэродинамической трубе АТ-303 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук (ИТПМ СО РАН). Тяга и удельный импульс модели двигателя составили 1550 Н и 3300 с. В отличие от традиционного ПВРД для ДПВРД характерны быстрое турбулентно-молекулярное смешение топливных компонентов и существенно более высокая скорость горения (в режиме самовоспламенения за бегущей ударной волной), а также пониженное внутреннее сопротивление КС (отсутствие уступов, каверн и др.). Ввиду высоких тяговых и массогабаритных характеристик ДПВРД можно рассматривать как альтернативу традиционной концепции ПВРД с дефлаграционным горением топлива.

Ключевые слова: детонационный прямооточный воздушно-реактивный двигатель; водород; огневые испытания; импульсная аэродинамическая труба; удельный импульс; тяга

Введение

Сверхзвуковое непрерывно-детонационное горение топливно-воздушной смеси в ПВРД — аль-

тернатива стационарному дозвуковому дефлаграционному горению, изучаемому с 1950-х гг. [1].

Переход к непрерывно-детонационному горению в ПВРД решает проблемы быстрого турбу-

* Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант № 14-13-00082П).

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

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

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

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

⁵ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», igor_shamshin@mail.ru

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

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

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

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

¹⁰ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, shipluk@itam.nsc.ru

¹¹ Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз», г. Лыткарино, amntksouyuz@mail.ru

лентно-молекулярного смешения топлива с воздухом и достижения высокой полноты сгорания на кратчайших расстояниях от топливных форсунок: сильная ударная волна, ведущая детонацию, непрерывно циркулирует поперек воздушного потока в кольцевой КС, вызывая огромные сдвиговые напряжения в перекрестных струях топлива и окислителя и в поперечных ударных волнах, отраженных от стенок камеры, вызывая аэродинамическое дробление и смешение жидких и газовых струй, а химические превращения в ударно сжатом газе протекают в режиме самовоспламенения с очень большой скоростью. Возможность реализации непрерывно-детонационного горения водорода в ПВРД недавно доказана в [2–4], где описаны огневые испытания модели ДПВРД оригинальной конструкции в условиях обдува воздушным потоком с числом Маха от 4 до 8 в импульсной аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН [5].

Максимальные значения удельного импульса (по топливу) и средней тяги модели ДПВРД в [2–4] оказались на уровне 3600 с (при числе Маха $M = 6$) и 2200 Н (при $M = 5$) соответственно. Однако ввиду особенностей трубы «Транзит-М» испытания в [2–4] проведены при низкой температуре торможения (300 К), не соответствующей условиям полета с указанными числами Маха. Пересчет полученных тяговых характеристик на условия полета при соблюдении равенства относительных теплоподводов показал [4], что удельный импульс и тяга при $M = 5$ должны составить 4000 с и 2400 Н, а при $M = 6$ — 3300 с и 1400 Н соответственно.

Цель данной работы — заполнить указанный пробел и провести огневые испытания с обдувом модели ДПВРД в импульсной аэродинамической трубе АТ-303 ИТПМ СО РАН, допускающей повышение температуры торможения воздушного потока до 1500 К.

Экспериментальная установка

Импульсная аэродинамическая труба АТ-303 (рис. 1) предназначена для проведения аэродинамических испытаний в диапазоне чисел Маха от 5,7 до 20 при повышенных числах Рейнольдса.

Основа установки — форкамерный блок с запасом рабочего газа. Перед опытом рабочий газ (воздух) в основной форкамере сжат до давления 200 атм и нагрет до температуры 800–900 К. После срабатывания быстродействующего затвора рабочий газ сжимается с помощью гидравлических поршней до давления 1800 атм, нагревается до температуры 1500 К и перетекает в рабочую форкамеру с уменьшением полного давления и выравниванием потока перед входом в сопло.

В конструкции трубы АТ-303 используются сменные осесимметричные профилированные сопла с диаметром среза 400 мм. С помощью этих сопел создается однородный поток газа с заданным числом Маха, который обтекает исследуемую модель, установленную в рабочей части трубы. Рабочая часть трубы выполнена в виде камеры Эйфеля прямоугольного сечения с оптическими окнами для визуализации картины обтекания. Газ из рабочей части трубы вытекает в вакуумную емкость через выхлопной диффузор диаметром 1200 мм.

На рис. 2 показана фотография модели ДПВРД, установленной в рабочей части трубы АТ-303 на тензосах с углом атаки 0° на расстоянии 200 мм между срезом профилированного сопла и передней кромкой внешней обечайки. Конструкция модели та же, что и в [2–4], и разработана на основе результатов расчетов по методике [6]. Модель включает воздухозаборное устройство (ВЗУ) с центральным телом, рассчитанное на торможение набегающего сверхзвукового воздушного потока с числом Маха $M = 5$ в трех косых скачках уплотнения до сверх-

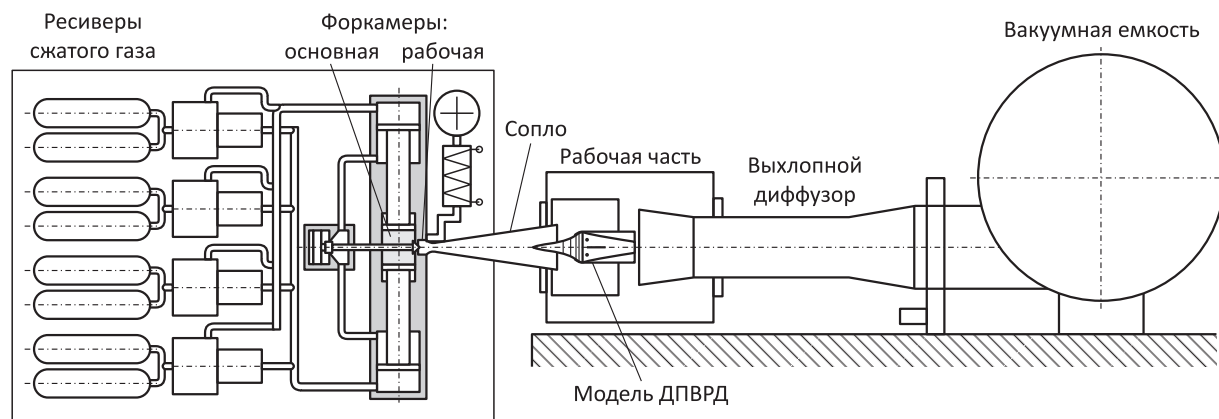


Рис. 1 Схема импульсной аэродинамической трубы АТ-303

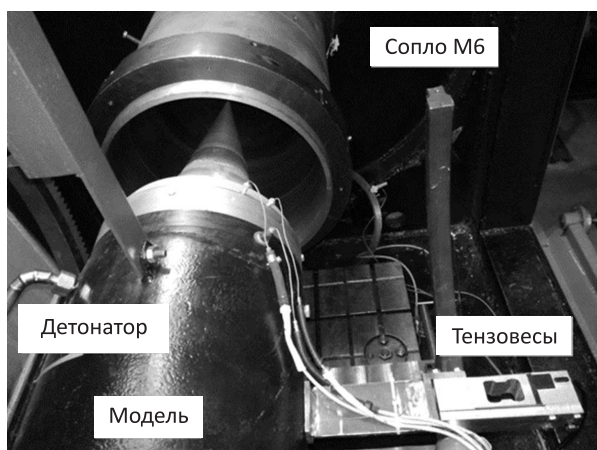


Рис. 2 Фотография модели ДПВРД, установленной в рабочей части аэродинамической трубы АТ-303

звукового течения с местным числом Маха $M \sim 2,5$ в минимальном сечении ВЗУ, и расширяющуюся кольцевую КС, в которой воздушный поток ускоряется до $M \sim 4$. Диаметр передней кромки внешней обечайки модели равен 284 мм. Внешний диаметр КС — 310 мм. Общая длина модели — 1050 мм. Масса модели 80 кг. Для управления детонационным горением в модели ДПВРД предусмотрена возможность дросселирования потока в выходном сечении КС с помощью присоединения к центральному телу плоского дроссельного диска толщиной 5 мм и диаметром 240 мм с закругленными кромками, перекрывающим сечение кольцевого зазора КС на 50%. 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 минимального сечения ВЗУ, из резервуара объемом 0,08 м³ по магистрали с быстродействующим пневматическим клапаном.

Для измерения тяги в тензовесах установлены два датчика Т40А, каждый с максимальной нагрузкой 2000 Н. Характеристики рабочего процесса в КС регистрируются с помощью ионизационных зондов, датчиков статического или полного давления в ВЗУ и датчиков статического и полного давления на выходе из КС. Регистрация быстропротекающих процессов горения и детонации ионизационными зондами апробирована ранее и показала высокую эффективность [2–4, 7]. 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 (окружная линейка зондов), а 7 зондов (1 общий с зондами, расположенными по окружности) размещены равномерно в продоль-

ном направлении вдоль образующей центрального тела с шагом 30 мм (осевая линейка зондов). Такая система регистрации позволяет идентифицировать режим детонационного горения в КС и измерять характерную частоту рабочего процесса, а также скорость и направление распространения детонационной волны (ДВ). Структура течения в области ВЗУ модели исследуется с помощью скоростной теневой видеосъемки.

Время исследования рабочего процесса (время наблюдения) в аэродинамической трубе составляет 50 мс. Чтобы обеспечить постоянный расход водорода в КС в течение этого времени, подача водорода начинается за 100 мс до выхода давления в рабочей форкамере на заданный уровень (~ 12 атм) и продолжается в течение 500 мс. Средний расчетный расход воздуха через модель ДПВРД в течение времени наблюдения во всех испытаниях составил $\sim 2,1$ кг/с, причем сами испытания воспроизводились с высокой точностью. На рис. 3 представлены зависимости давления (P) и температуры (T) воздуха в основной (индекс 1) и рабочей (индекс 2) форкамерах аэродинамической трубы.

Как и в [2–4], для инициирования рабочего процесса в КС предусмотрено использование водородно-кислородного детонатора (см. рис. 2), состоящего из камеры зажигания диаметром 20 мм и длиной 30 мм и присоединенной к ней детонационной трубки диаметром 10 мм и длиной 200 мм. Время запуска детонатора синхронизируется с открытием быстродействующего затвора аэродинамической трубы. Иницирование процесса в КС происходит одновременно с выходом расхода воздуха на значение, заданное программой испытания.

На рис. 4 представлены измеренные зависимости давления Пито и статического давления на входе в ВЗУ модели ДПВРД (местоположение датчиков показано на рис. 2) от времени в одном из огневых испытаний. Интервал времени, в течение

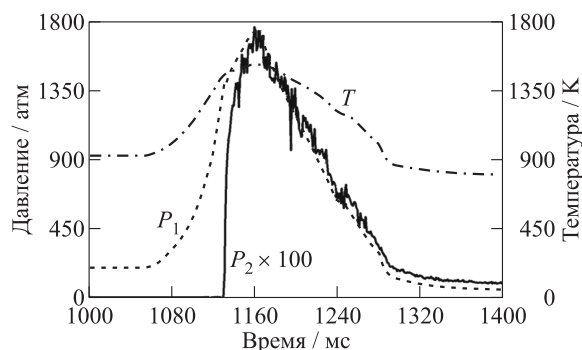


Рис. 3 Зависимости давления и температуры воздуха в основной и рабочей форкамерах аэродинамической трубы

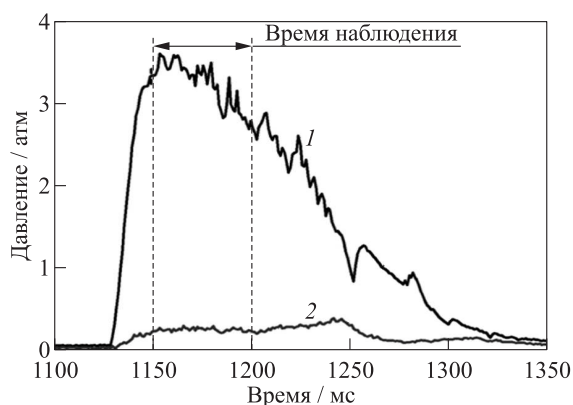


Рис. 4 Измеренные зависимости давления Пито (1) и статического давления (2) на входе в ВЗУ модели ДПВРД в одном из огневых испытаний



Рис. 5 Расчетные зависимости местного числа Маха на входе в ВЗУ модели ДПВРД от времени в огневом испытании (1) и при холодной продувке (2)

которого исследуется рабочий процесс (50 мс), находится между двумя вертикальными штриховыми линиями. Видно, что в течение этого интервала времени средние значения давления Пито и статического давления на входе в ВЗУ составляют 0,25 и 3,25 атм соответственно.

Используя зависимости типа кривых на рис. 4 для огневых испытаний и холодных продувок (без зажигания), можно построить зависимости местного числа Маха течения на входе в ВЗУ модели ДПВРД от времени. Пример таких зависимостей представлен на рис. 5, на котором показаны две кривые: для огневого испытания и для холодной продувки при одинаковых начальных условиях. На интервале времени от 1150 до 1200 мс средние значения местного числа Маха на входе в ВЗУ в огневом испытании и при холодной продувке одинаковы и близки к 3,3, несмотря на то что в огневом испытании зарегистрирован режим непрерывной спиновой детонации (НСД) водорода.

Из рис. 5 следует еще одно важное заключение: в огневом испытании ВЗУ модели работает в расчетном режиме. Действительно, скоростная визуализация структуры течения на входе в ВЗУ с помощью теневого метода при холодной продувке (рис. 6, а) и в огневом испытании (рис. 6, б) показывает, что структура ударных скачков в обоих случаях одинакова и детонационное горение водорода в КС модели ДПВРД не влияет на течение на входе в ВЗУ.

Результаты испытаний

Важнейший результат испытаний — регистрация устойчивого непрерывно-детонационного горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке в кольцевой КС модели ДПВРД. Ниже детально описаны результаты испытаний с обдувом модели ДПВРД воздушным потоком с числом Маха $M =$

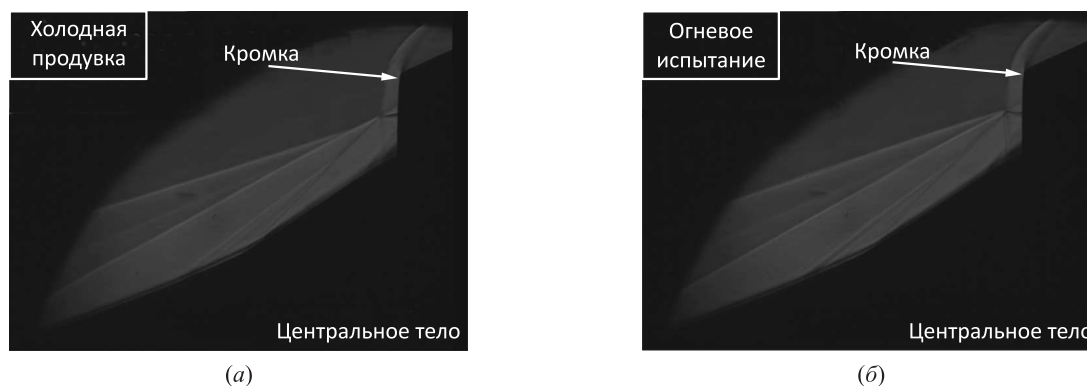


Рис. 6 Теневые снимки структуры течения на входе в ВЗУ модели ДПВРД при холодной продувке (а) и в огневом испытании (б)

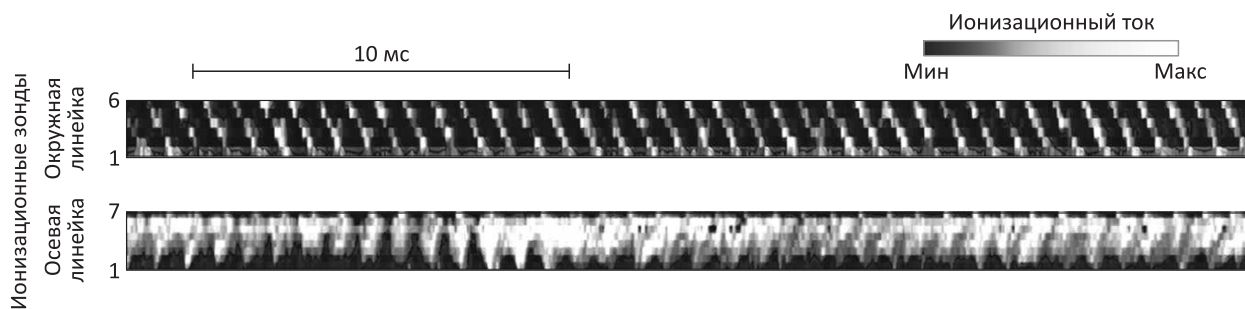


Рис. 7 Пример «визуализации» записей ионизационных зондов в огневом испытании модели ДПВРД с режимом НСД

= 5,7 и средней температурой торможения ~ 1500 К при суммарном коэффициенте избытка воздуха α , близком к 1,25 (при расходе водорода 0,048 кг/с). На рис. 7 показаны примеры «визуализации» записей ионизационных зондов с режимом НСД. Записи ионизационных зондов «визуализированы» в соответствии с процедурой, описанной в [7]. Верхние «кадры» получены путем обработки сигналов зондов окружной линейки, а нижние — зондов осевой линейки. 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). На верхнем кадре рис. 7 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 на верхнем кадре рис. 7 близка к 1320 Гц, что дает видимую скорость распространения ДВ в тангенциальном направлении около 1300 м/с. Высота регулярных «черных» треугольников на нижнем кадре рис. 7 приблизительно соответствует высоте ДВ (~ 200 мм).

Покажем на примере результатов данного испытания, как определяются тяговые характеристики модели ДПВРД. Сила тяги определяется путем сравнения записей мгновенной силы, действующей на модель ДПВРД при холодной продувке и в огневом испытании при одинаковых начальных условиях. Сдвиг параметров указанных испытаний по времени для трубы АТ-303 не превышает 1 мс.

На рис. 8 приведен пример первичных записей мгновенных сил, действующих на модель ДПВРД в течение промежутка времени от 1000 до 1500 мс после начала испытания. Отрицательная мгновенная сила здесь направлена по потоку, а положительная — против потока, причем рабочему режиму аэродинамической трубы соответствует интервал времени от 1150 до 1200 мс. Записи мгновенных

сил на рис. 8 включают не только аэродинами-

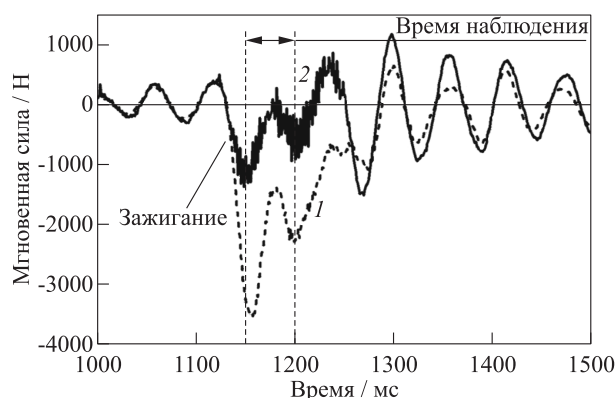


Рис. 8 Пример записей мгновенных сил, действующих на модель ДПВРД в холодном (1) и огневом (2) пусках

ческие силы, но и колебания механической системы «тензovesы — модель ДПВРД». Тем не менее можно видеть, что зажигание водорода в огневом испытании приводит к уменьшению отрицательной составляющей мгновенной силы почти до нуля. Разность мгновенных сил, действующих на модель ДПВРД в огневом испытании и при холодной продувке, представляющая собой силу внутренней тяги, развиваемую моделью ДПВРД. Расчет средней силы тяги по записям на рис. 8 в указанном интервале времени дает значение ~ 1550 Н.

Удельный импульс (~ 3300 с) можно определить, разделив среднюю силу тяги (1550 Н) на массовый расход водорода в горячем пуске (0,048 кг/с) и на ускорение силы тяжести ($9,8$ м/с²). Следует особо отметить, что указанные значения удельного импульса и средней тяги близки к значениям, полученным в [4] при пересчете модельных испытаний с числом Маха $M = 6$ при температуре торможения 300 К на условия реального полета (3300 с и 1400 Н). Кроме того, такое значение удельного импульса близко к термодинамическому значению (3800 с), полученному из анализа рабочего цикла ДПВРД при атмосферном полете с $M = 5$ [8].

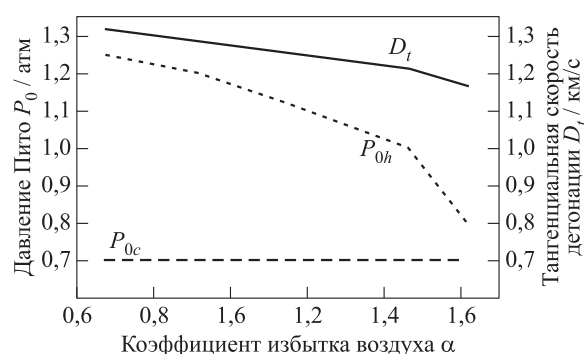


Рис. 9 Измеренные зависимости давления Пито при холодной продувке (P_{0c}) и в огневых испытаниях (P_{0h}) на выходе из КС, а также тангенциальной составляющей скорости детонации (D_t) от коэффициента избытка воздуха α во всем диапазоне его изменения в проведенных огневых испытаниях

В проведенных огневых испытаниях в основном наблюдались режимы с НСД, причем только с одной ДВ. Теневая видеосъемка показала, что система скачков в ВЗУ в горячих и холодных пусках сохранялась и режим с «выбитой» ударной волной не наблюдался даже при больших расходах водорода, соответствующих суммарному α , равному 0,7. При увеличении суммарного α до 1,4 рабочий режим с НСД срывался и наблюдался предельный режим с продольно-пульсирующей детонацией водорода, зарегистрированный ранее в [2–4]. При дальнейшем увеличении суммарного α до 1,6 происходил срыв горения в КС.

На рис. 9 показаны измеренные зависимости давления Пито при холодной продувке (P_{0c}) и в огневых испытаниях (P_{0h}) на выходе из КС, а также тангенциальной составляющей скорости детонации (D_t) от α во всем диапазоне его изменения в проведенных огневых испытаниях. Сравнивая рис. 9 с рис. 4 при $\alpha = 1,25$, видим, что в результате детонационного горения водорода и частичного расширения продуктов детонации в расширяющемся кольцевом зазоре КС с дроссельным диском в ее хвостовой части, загромождающим сечение на 50%, давление Пито уменьшается от 3,25 атм (на входе в ВЗУ) до ~ 1,1 атм (на выходе из КС). Это означает, что конструкцию КС можно улучшить, поскольку детонационное горение теоретически должно приводить к повышению полного давления в зоне энерговыделения [9]. Одно из очевидных конструктивных решений — использование сбрасываемого дроссельного диска или применение пневматического дросселирования потока, как это делалось в модели ЦАГИ [10]. Следуя [2–4], дросселирование потока требуется только для запуска рабочего процесса, а во время рабочего про-

цесса дроссельный диск лишь создает дополнительное аэродинамическое сопротивление.

Заключение

В работе впервые экспериментально зарегистрирован режим непрерывно-детонационного горения водорода в кольцевой КС модели ДПВРД в условиях обдува воздушным потоком с числом Маха 5,7 и температурой торможения 1500 К в импульсной аэродинамической трубе. Средняя тяга, развиваемая моделью двигателя в одном из испытаний с $\alpha = 1,25$, составила ~ 1550 Н, а удельный импульс (по топливу) — 3300 с. В проведенных огневых испытаниях при суммарном коэффициенте избытка воздуха α от 0,7 до 1,4 наблюдался режим с НСД, причем ВЗУ всегда работало без выбитой ударной волны. В диапазоне изменения α от 1,4 до 1,6 наблюдался предельный режим с продольно-пульсирующей детонацией водорода. При $\alpha > 1,6$ происходил срыв горения в КС.

Эксперименты показали, что ПВРД с непрерывно-детонационным горением демонстрирует высокие тяговые характеристики и его можно рассматривать как альтернативу традиционной концепции ПВРД с дефлаграционным горением топлива. Кроме того, ожидается, что ПВРД новой концепции будет обладать более совершенными массогабаритными характеристиками, что связано, во-первых, с быстрым турбулентно-молекулярным смешением топливных компонентов в ДВ, во-вторых, с существенно более высокой скоростью горения (в режиме самовоспламенения за бегущей ударной волной) и, в-третьих, с пониженным внутренним сопротивлением КС (отсутствие уступов, каверн и др.).

Литература

1. Щетников Е. С. Способ работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя // А.С. № 471815, F02K 7/10. Заявлено 16.04.57, № 464254/24-6. Опубликовано 10.04.2000. Бюлл. № 10.
2. Фролов С. М., Звезгинцев 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. РАН, 2017. Т. 474. № 1. С. 51–55. doi: 10.7868/S0869565217130114.
3. Frolov S. M., Zvegintsev V. I., Ivanov V. S., Aksenov V. S., Shamshin I. O., Vnuchkov D. A., Nalivaichenko D. G., Berlin A. A., Fomin V. M. Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model at approach air stream Mach numbers from 4 to 8 // Int. J. Hydrogen Energ., 2017. Vol. 42. P. 25401–25413. doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.08.062.

4. 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. Огневые испытания модели прямооточного воздушно-реактивного двигателя с детонационным горением водорода в аэродинамической трубе при числах Маха от 5 до 8 // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 3. С. 26–35.
5. Звегинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. — Новосибирск: Изд-во Параллель, 2014. С. 215–267.
6. Дубровский А. В., Иванов В. С., Зангиев А. Э., Фролов С. М. Трёхмерное 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. doi: 10.7868/S0207401X16060042.
7. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В. и др. Хемионизационная и акустическая диагностика рабочего процесса в непрерывно-детонационных и импульсно-детонационных камерах сгорания // Докл. РАН, 2015. Т. 465. № 1. С. 62–67. doi: 10.7868/S0869565215310138.
8. Braun E. M., Lu F. K., Wilson D. R., Camberos J. A. Air-breathing rotating detonation wave engine cycle analysis // Aersp. Sci. Technol., 2013. Vol. 27. P. 201–208.
9. Frolov S. M., Dubrovskii A. V., Ivanov V. S. Three-dimensional numerical simulation of a continuously rotating detonation in the annular combustion chamber with a wide gap and separate delivery of fuel and oxidizer // Progress in propulsion physics / Eds. M. Calabro, L. DeLuca, S. Frolov, L. Galfetti, O. Haidn. — EUCASS advances in aerospace sciences book ser. — TORUS PRESS – EDP Sciences, 2016. Vol. 8. P. 375–388.
10. Vlasenko V. V., Shiryayeva A. A. Numerical simulation of nonstationary propagation of combustion along a duct with supersonic flow of a viscous gas // J. Aerospace Eng., 2012. Vol. 227. No. 3. P. 480–492.

Поступила в редакцию 11.01.18

THE MODEL OF DETONATION RAMJET: FIRING TESTS IN A PULSED WIND TUNNEL WITH THE AIRFLOW OF MACH 5.7 AND STAGNATION TEMPERATURE 1500 K

S. M. Frolov^{1,2}, V. I. Zvegintsev³, V. S. Ivanov¹, V. S. Aksenov^{1,2}, I. O. Shamshin^{1,2}, D. A. Vnuchkov³, D. G. Nalivaichenko³, A. A. Berlin¹, V. M. Fomin³, A. N. Shipliyuk³, and N. N. Yakovlev⁴

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

²National Research Nuclear University MEPHI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

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

⁴Turaevo Machine-Building Design Bureau “Soyuz,” Lytkarino 140080, Moscow Region, Russian Federation

Abstract: The mode of continuous spinning detonation (CSD) of hydrogen in an annular combustor (AC) has been experimentally recorded for the first time in an axisymmetric model of a detonation ramjet with a diameter of 310 mm and a length of 1050 mm under airflow conditions with a Mach number of 5.7 and stagnation temperature of 1500 K in a pulsed wind tunnel AT-303 of ITAM SB RAS. The thrust and specific impulse of the ramjet model were 1550 N and 3300 s, respectively. In contrast to the conventional ramjet operating on fuel deflagration, the operation process in the detonation ramjet is distinguished by a very rapid turbulent and molecular mixing of fuel components and a very high burning rate (combustion in the self-ignition mode behind the propagating shock wave), as well as very low internal drag (absence of ledges, cavities, etc.). In view of the high thrust and weight performance, the detonation ramjet can be considered as an alternative to the conventional concepts of a ramjet with fuel deflagration.

Keywords: detonation ramjet; hydrogen; firing tests; pulsed wind tunnel; specific impulse; thrust

Acknowledgments

The work was supported by the Russian Science Foundation (grant No. 14-13-00082P).

References

1. Shchetinkov, E. S. Priority date 16.04.1957. Method of ramjet operation. USSR Patent 471815, F02K 7/10. Published 10.04.2000. Bull. No. 10.
2. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nalivaichenko, A. A. Berlin, and V. M. Fomin. 2017. Demonstrator of continuous-detonation air-breathing ramjet: Wind tunnel data. *Dokl. Phys. Chem.* 474(1):75–79. doi: 10.7868/S0869565217130114.
3. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nalivaichenko, A. A. Berlin, and V. M. Fomin. 2017. Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model at approach air stream Mach numbers from 4 to 8. *Int. J. Hydrogen Energ.* 42:25401–25413. doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.08.062.
4. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nalivaichenko, A. A. Berlin, and V. M. Fomin. 2017. Ognevye ispytaniya modeli pryamotchnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya s detonatsionnym goreniiem vodoroda v aerodinamicheskoy trube pri chislakh Makha ot 5 do 8 [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]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 10(3):26–35.
5. Zvegintsev, V. I. 2014. *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Ch. I: Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Gasdynamic rigs of short-induced flow. Part 1. Rigs for scientific research]. Novosibirsk: Parallel Publ. 215–267.
6. 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. doi: 10.7868/S0207401X16060042.
7. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, A. E. Zangiev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2015. Chemiionization and acoustic diagnostics of the process in continuous- and pulse-detonation combustors. *Dokl. Phys. Chem.* 465(1):273–278. doi: 10.7868/S0869565215310138.
8. Braun, E. M., F. K. Lu, D. R. Wilson, and J. A. Camberos. 2013. Airbreathing rotating detonation wave engine cycle analysis. *Aerosp. Sci. Technol.* 27:201–208.
9. Frolov, S. M., A. V. Dubrovskii, and V. S. Ivanov. 2016. Three-dimensional numerical simulation of a continuously rotating detonation in the annular combustion chamber with a wide gap and separate delivery of fuel and oxidizer. *Progress in propulsion physics*. Eds. M. Calabro, L. DeLuca, S. Frolov, L. Galfetti, and O. Haidn. EUCASS advances in aerospace sciences book ser. TORUS PRESS — EDP Sciences. 8:375–388.
10. Vlasenko, V. V., and A. A. Shiryayeva. 2012. Numerical simulation of nonstationary propagation of combustion along a duct with supersonic flow of a viscous gas. *J. Aerospace Eng.* 227(3):480–492.

Received January 11, 2018

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; senior research scientist, Scientific Research Institute for System Studies, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, 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; v.aksenov@mail.ru

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; 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

Shiptyuk Alexander N. (b. 1966) — Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Doctor of Science in physics and mathematics, director, head of laboratory, 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; shiptyuk@itam.nsc.ru

Yakovlev Nikolay N. (b. 1958) — Candidate of Science in physics and mathematics, project manager, Tu-raevo Machine-Building Design Bureau “Soyuz,” Lytkarino 140080, Moscow Region, Russian Federation; amntksouyuz@mail.ru