

ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ ВОДОРОДА: ДОВОДКА КОНСТРУКЦИИ И ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПРИ ЧИСЛАХ МАХА 1,5–2,5*

В. С. Иванов¹, С. М. Фролов², В. И. Звегинцев³, А. Э. Зангиев⁴ И. О. Шамшин⁵,
П. А. Гусев⁶

Аннотация: Выполнены расчетно-экспериментальные исследования по доводке конструкции макета-демонстратора (МД) детонационного прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ДПВРД), использующего водород в качестве горючего. Доводочные работы с применением вычислительной технологии ФИЦ ХФ РАН были направлены на повышение устойчивости воздухозаборного устройства (ВЗУ) при $M = 2,0$, снижение аэродинамического сопротивления и повышение тяговых характеристик МД ДПВРД. Изготовлен новый вариант МД и проведены его огневые испытания в импульсной аэродинамической трубе (АТ) при числах Маха набегающего воздушного потока $M = 1,5, 2,0$ и $2,5$. Важнейший результат огневых испытаний — значительное повышение тяговых характеристик нового варианта МД по сравнению со старым вариантом МД. Так, при $M = 1,5$ увеличение полной тяги и удельного импульса по топливу достигало 200 Н и 1100 с соответственно, а при $M = 2,0$ — 400 Н и 1300 с соответственно. Кроме того, при $M = 2,0$ значительно расширена область устойчивой работы камеры сгорания (КС) с непрерывно-детонационным горением водорода: от значения коэффициента избытка воздуха (КИВ) $\sim 1,6$ до $\sim 3,3$, причем при КИВ = 3,1 значение удельного импульса достигало ~ 4760 с. При $M = 2,5$ в ДПВРД данного типа впервые получен устойчивый непрерывно-детонационный рабочий процесс. Максимальные значения полной тяги и удельного импульса в испытаниях с $M = 2,5$ составили 1160 Н и 3780 с соответственно.

Ключевые слова: детонационный прямооточный воздушно-реактивный двигатель; водород; трехмерные газодинамические расчеты; число Маха подхвата; аэродинамическая труба; огневые испытания

DOI: 10.30826/CE20130408

1 Введение

В наших недавних работах рассмотрена задача о возможности организации непрерывно-детонационного горения водорода в ДПВРД специальной конструкции, позволяющей обеспечить автономный разгон летательного аппарата с таким двигателем, начиная с относительно низкой сверхзвуковой скорости набегающего воздушного потока.

Так, в [1, 2] с помощью вычислительной технологии, разработанной в ФИЦ ХФ РАН, сфор-

мирован облик водородного ДПВРД для маршевой скорости полета $M = 2,0$ на уровне моря.

Отличительные особенности такого ДПВРД — это незначительное торможение воздушного потока в ВЗУ перед входом в КС и двухконтурная схема проточного тракта с разделением воздушного потока на две части. Одна часть воздуха направляется в КС, где он смешивается с водородом, а образованная смесь сгорает в детонационном режиме. Другая часть воздуха направляется в обводной канал и не участвует в процессе горения. Обводной канал

* Научно-исследовательская работа выполнена за счет субсидии, выделенной ФИЦ ХФ РАН на выполнение государственного задания по теме № 0082-2019-0006 (номер государственной регистрации АААА-А21-121011990037-8) и ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН на выполнение государственного задания по теме № 0580-2021-0005.

¹ Федеральное исследовательское учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), ivanov.vls@gmail.com

² Федеральное исследовательское учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ, smfrol@chph.ras.ru

³ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, zvegin@itam.nsc.ru

⁴ Федеральное исследовательское учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук», sydra777@gmail.com

⁵ Федеральное исследовательское учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН), igor.shamshin@mail.ru

⁶ Федеральное исследовательское учреждение «Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук», gusevPA@yandex.ru

обеспечивает устойчивую работу ВЗУ благодаря отводу возмущений давления, бегущих из КС вверх по потоку. Расчетная эффективная тяга такого ДПВРД становится положительной при $M = 1,3$, т. е. число Маха подхвата ДПВРД оказалось значительно ниже $M \approx 2,0$, характерного для обычных ПВРД. В [1, 2] также представлены результаты огневых испытаний ДПВРД в импульсной АТ при числах Маха набегающего воздушного потока $M = 1,5$ и $2,0$.

Важнейшие результаты огневых испытаний в [1, 2] — экспериментальное подтверждение возможности организации устойчивого непрерывно-детонационного горения водорода в ДПВРД, а также возможности снижения числа Маха подхвата до уровня $M = 1,5$ и ниже. Последнее связано с комбинацией новых физических принципов, заложенных в проект ДПВРД: во-первых, применением непрерывно-детонационного горения с повышенной термодинамической эффективностью [3, 4], доказанной расчетами [5] и экспериментом [6, 7], и, во-вторых, применением двухконтурной схемы проточного тракта, обеспечивающей устойчивую работу ВЗУ при высоком суммарном КИВ.

В огневых испытаниях [1, 2] обнаружены недостатки конструкции МД ДПВРД. Так, при $M = 2,0$ наблюдалась неустойчивая работа ВЗУ с проскоками пламени навстречу набегающему воздушному потоку. Кроме того, МД ДПВРД обладал повышенным аэродинамическим сопротивлением. Эти факторы приводили к относительно низким тяговым характеристикам МД ДПВРД.

Цели данной работы: (1) на основе результатов огневых испытаний [1, 2] усовершенствовать конструкцию ДПВРД для обеспечения устойчивости ВЗУ при $M = 2,0$, уменьшения аэродинамического сопротивления и повышения тяговых характеристик; (2) изготовить новый МД; (3) провести огневые испытания нового МД при числах Маха набегающего воздушного потока $M = 1,5, 2,0$ и $2,5$.

2 Совершенствование конструкции детонационного прямооточного воздушно-реактивного двигателя

Для совершенствования конструкции ДПВРД проведена серия доводочных трехмерных газодинамических расчетов с непрерывно-детонационным горением водорода в КС. Методика расчетов детально описана в [2] и многократно проверена на сравнении с экспериментальными данными по

непрерывно-детонационному горению водородно-воздушных смесей [1, 2, 8–11]. В расчетах учитывались конечные скорости молекулярного смешения топливных компонентов и химических превращений в многокомпонентном газе, а средние скорости химических реакций определялись методом частиц [12, 13].

Главное внимание в доводочных расчетах уделялось изменению геометрии ВЗУ и обводного канала таким образом, чтобы обеспечить более устойчивое течение при числе Маха набегающего воздушного потока $M = 2,0$. Основа конструкции ДПВРД — двухконтурная схема — оставалась неизменной, т. е. такой же, как в [1, 2]. Кроме того, неизменными остались геометрические размеры КС.

Для повышения устойчивости работы ВЗУ предложено принять дополнительные меры, призванные повысить эффективность ослабления волн давления, бегущих из КС вверх по потоку: увеличить расход воздуха через обводной канал и удлинить диффузор ДПВРД. Для снижения аэродинамического сопротивления ДПВРД предложено уменьшить площадь его миделевого сечения за счет изменения схемы подачи водорода в КС: водород должен подаваться из коллектора, расположенного в стенке между КС и обводным каналом, а не во внешней стенке КС.

На рис. 1 показан облик усовершенствованного МД ДПВРД, сформированный в результате анализа более 10 различных схем проточного тракта. Для определенности вариант МД ДПВРД, рассмотренный в [1, 2], и усовершенствованный вариант МД ДПВРД, показанный на рис. 1, будем в дальнейшем называть старым и новым вариантами МД ДПВРД соответственно. Газодинамические расчеты показали, что принятые меры действительно обеспечили повышение устойчивости работы МД ДПВРД. Расчеты были направлены на поиск наилучшего отношения расхода воздуха через обводной канал к полному расходу воздуха через ВЗУ, обеспечивающего максимальную эффективную тягу ДПВРД с увеличенным диффузором ВЗУ при числе Маха набегающего воздушного потока $M = 2,0$. Оказалось, что наилучшее отношение расходов близко к 30% (вместо 35% в [1, 2]). В этих условиях новый вариант МД ДПВРД обеспечивает расчетный удельный импульс по топливу на уровне 2000–3000 с при КИВ в КС около 1.

На основе доводочных расчетов разработана конструкторская документация и изготовлен новый вариант МД ДПВРД (рис. 2). Стенки КС и обводного канала выполнены из листовой нержавеющей стали толщиной 1 мм и крепятся к центральному телу пилонами в передней и задней частях конструкции. Водород подается в КС из кольцево-

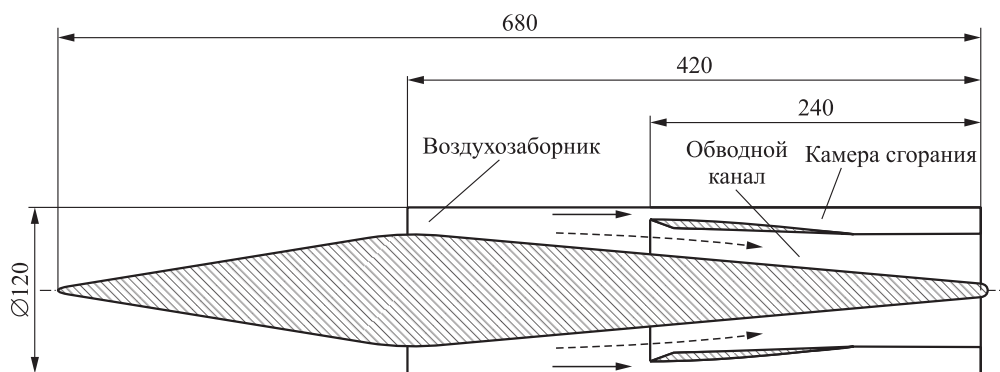


Рис. 1 Облик нового варианта МД ДПВРД. Размеры указаны в миллиметрах

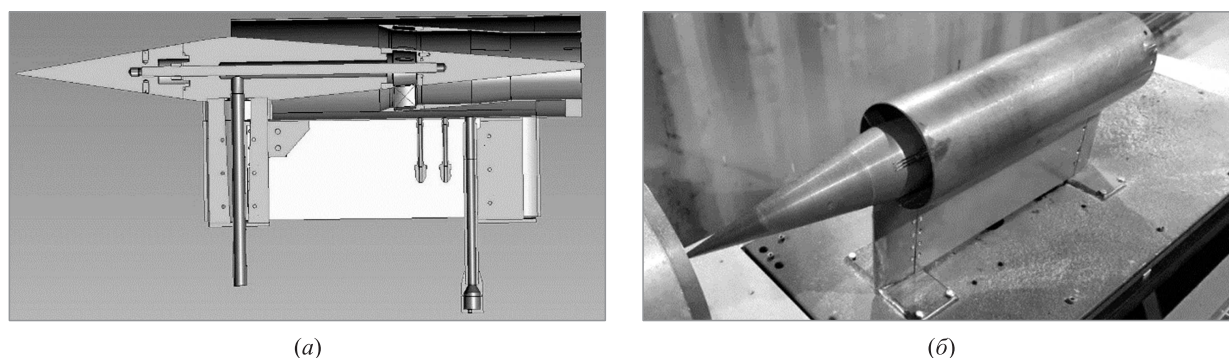


Рис. 2 Трехмерная модель (а) и фотография (б) нового варианта МД ДПВРД

го коллектора, размещенного в стенке между КС и обводным каналом, через пояс равноудаленных отверстий диаметром 0,8 мм (120 шт.). Давление подачи водорода не превышает 2 МПа. Для иницирования непрерывно-детонационного рабочего процесса используется инициатор детонации, работающий на водородно-кислородной смеси [6, 7].

3 Испытания нового варианта макета-демонстратора детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя

3.1 Экспериментальный стенд

Испытания нового варианта МД ДПВРД проводились в импульсной АТ с подачей воздуха из ресивера объемом 10,4 м³ и максимальным давлением торможения потока 1,6 МПа. Детальное описание АТ приведено в [1, 2, 14]. Макет-демонстратор

установлен на тяговый стол по оси сверхзвукового сопла с нулевым углом атаки. Согласно газодинамическим расчетам без горения, проведенным по методике, описанной выше, сила аэродинамического сопротивления нового варианта МД ДПВРД, установленного в АТ, при $M = 1,5, 2,0$ и $2,5$ составила 640, 840 и 865 Н¹ соответственно. При проведении расчетов учитывалось течение в сопле АТ, а также внешнее обтекание и внутреннее течение в МД ДПВРД; влияние системы подвеса не учитывалось. Аэродинамическое сопротивление системы подвеса МД оценивалось как разность между измеренными (при холодной продувке на стенде) и указанными расчетными значениями силы аэродинамического сопротивления МД ДПВРД. Полученные таким образом значения силы аэродинамического сопротивления системы подвеса при $M = 1,5, 2,0$ и $2,5$ составили 160, 310 и 355 Н соответственно.

Водород подавался в МД ДПВРД из ресивера объемом 0,32 м³ по магистрали диаметром 32 мм через систему быстродействующих клапанов с временем открытия ~ 50 мс.

¹Расчет сопротивления при $M = 2,5$ проводился для режима работы стендового сопла с давлением торможения 1200 кПа и давлением на срезе сопла 70 кПа.

Система измерений параметров рабочего процесса в КС включала низкочастотный датчик статического давления КурантДА 1,6 МПа для измерения статического давления $P_{КС}$ и высокочастотный датчик пульсаций давления РСВ 113В24 для измерения пульсаций давления $P'_{КС}$, установленные удаленно через отводящие трубки-волноводы. Датчик статического давления устанавливался в конце трубки-волновода длиной 2 м в газодинамическом успокоителе объемом 180 см³. Датчик пульсаций давления устанавливался в трубке-волноводе диаметром 4 мм на расстоянии 0,2 м от места отбора давления в КС. Для предотвращения интерференции ударных волн в системе измерения пульсаций давления за местом установки датчика пульсаций давления устанавливался успокоитель в виде такой же трубки длиной 25 м. К другим параметрам, измеряемым в испытаниях, относятся сила, измеряемая датчиком усилия (F), а также давление в воздушном ресивере (P_r), в камере высокого давления АТ (P_0) и на срезе сверхзвукового сопла ($P_{ST,NOZ}$). Сила F , действующая на МД ДПВРД, измерялась с помощью датчика усилия Тензо-М Т2 на ± 2000 Н. Давления P_r , P_0 и $P_{ST,NOZ}$ измерялись с помощью датчиков КурантДА 2,0 МПа, 1,6 МПа и 250 кПа. Полная тяга МД ДПВРД определялась как разность между измеренной силой при холодной продувке МД (с подачей водорода) и силой, измеренной при горении водорода в МД. Эффективная тяга МД оценивалась как разность между силой, измеренной при горении водорода в МД, и силой аэродинамического сопротивления системы подвеса, полученной с помощью газодинамического расчета (см. выше).

Задача испытаний — определить область устойчивой работы и тяговые характеристики нового варианта МД ДПВРД.

3.2 Результаты огневых испытаний при $M = 1,5$

Ниже представлены результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 1,5$,

давлении торможения 350–400 кПа и температуре торможения около 270 К. В испытаниях варьировали КИВ $\alpha_{КС}$ от 0,7 до 1,6.

В табл. 1 представлены основные параметры и результаты некоторых огневых испытаний. При изменении $\alpha_{КС}$ от 0,71 до 1,63 (при уменьшении расхода водорода от 55 до 24 г/с) полная тяга R составляла 600–700 Н, а удельный импульс I_{sp} увеличивался от 1110 до 2670 с. При $\alpha_{КС} > 1,63$ горение водорода не регистрировалось. Так же, как и в экспериментах [1, 2], в большинстве пусков наблюдался непрерывно-детонационный рабочий процесс с продольно-пульсирующей детонацией (ППД-режим) с характерной частотой пульсаций давления 500–700 Гц. Однако при уменьшении расхода водорода (при увеличении $\alpha_{КС} > 1,5$) в огневых испытаниях зарегистрирован режим с непрерывной спиновой детонацией (НСД-режим) с характерной частотой пульсаций давления 2,3 кГц. В [1, 2] такой режим горения кратковременно наблюдался лишь при $M = 2,0$, однако был неустойчивым. Характерная частота в 2,3 кГц соответствует тангенциальной скорости ДВ около 1000 м/с, что согласуется с данными, полученными ранее [6–8, 10, 11]. Отметим, что здесь при уменьшении расхода водорода повышалась не только частота рабочего процесса, но и среднее статическое давление, измеряемое в КС. Анализ показывает [15, 16], что последнее может быть связано с нелинейными явлениями в отводящих трубках-волноводах, искажающими сигналы давления, регистрируемые датчиками.

На рис. 3 показаны кадры видеосъемки огневых испытаний старого и нового вариантов МД ДПВРД при $\alpha_{КС} = 1,05$ и 1,12 соответственно.

На рис. 4 сравниваются зависимости полной тяги и удельного импульса по топливу для старого и нового вариантов МД ДПВРД от КИВ. Видно, что при прочих равных условиях новый вариант МД ДПВРД дает более высокие значения полной тяги и удельного импульса по топливу во всем рассматриваемом диапазоне КИВ, причем повышение полной тяги и удельного импульса по топливу мо-

Таблица 1 Основные параметры и результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 1,5$

№	P_{H_2} , кПа	G_{H_2} , г/с	$\alpha_{КС}$	$\overline{P_{КС}}$, кПа	f , Гц	R , Н	I_{sp} , с	F_{eff} , Н
1	1724	55	0,71	124	470	610	1110	–30
2	1350	41	0,96	176	680	740	1800	100
3	1217	35	1,12	170	670	705	2010	65
4	1006	31	1,26	169	610	690	2230	50
5	736	25	1,57	169	550/2300*	670	2680	30
6	753	24	1,63	172	2490	640	2670	0

* Наблюдались две выделенные частоты пульсаций давления.

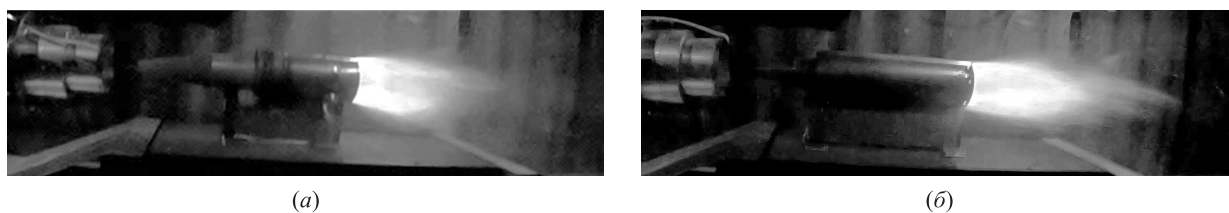


Рис. 3 Кадры огневых испытаний старого ($\alpha_{КС} = 1,05$) (а) и нового ($\alpha_{КС} = 1,12$) (б) вариантов МД ДПВРД при $M = 1,5$

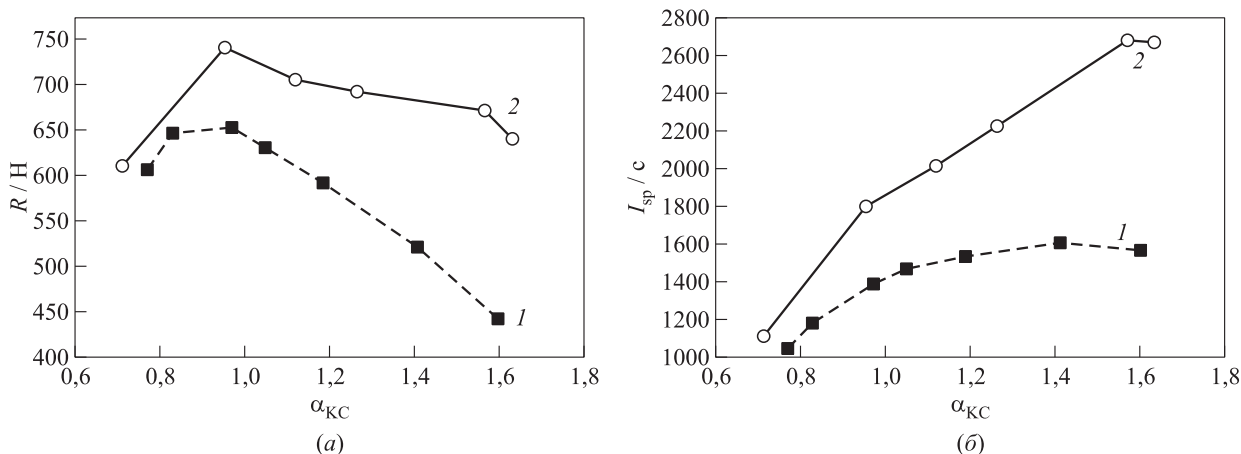


Рис. 4 Сравнение экспериментальных зависимостей полной тяги (а) и удельного импульса по топливу (б) для старого (1) и нового (2) вариантов МД ДПВРД от КИВ при $M = 1,5$

жет достигать 200 Н и 1100 с соответственно. Отличия особенно заметны при $\alpha_{КС} > 1,5$, т.е. при смене режима горения водорода на более высокочастотный НСД-режим.

3.3 Результаты огневых испытаний при $M = 2,0$

Ниже представлены результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 2,0$, давлении торможения 700–800 кПа и температуре

торможения около 270 К. В испытаниях варьировали КИВ $\alpha_{КС}$ от 0,7 до 3,3.

В табл. 2 представлены основные параметры и результаты некоторых огневых испытаний. При изменении $\alpha_{КС}$ от 0,75 до 3,27 (при уменьшении расхода водорода от 70 до 16 г/с) полная тяга R уменьшалась от 940 до 690 Н, а удельный импульс I_{sp} увеличивался от 1340 до 4310 с с максимальным значением 4760 с при $\alpha_{КС} = 3,08$. При $\alpha_{КС} > 3,3$ горение водорода не регистрировалось. Значения удельного импульса выше 3000–4000 с

Таблица 2 Основные параметры и результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 2,0$

№	P_{H_2} , кПа	G_{H_2} , г/с	$\alpha_{КС}$	$\overline{P}_{КС}$, кПа	f , Гц	R , Н	I_{sp} , с	F_{eff} , Н
1	2204	70	0,75	190	720	940	1340	105
2	1796	55	0,95	226	732	1000	1820	165
3	1628	51	1,03	227	720	1000	1960	165
4	1443	42	1,25	214	1230	930	2210	95
5	1230	36	1,45	212	1220	900	2500	65
6	1086	31	1,69	212	1230/2720*	900	2900	45
7	921	25	2,09	217	2640	890	3560	5
8	760	17	3,08	218	2406	810	4760	-25
9	612	16	3,27	211	1988	690	4310	-145

* Наблюдалась две выделенные частоты пульсаций давления.

получены в результате расширения области устойчивой работы МД ДПВРД при больших значениях КИВ $\alpha_{КС} > 2,0$. В огневых испытаниях зарегистрированы три режима непрерывно-детонационного горения водорода:

- (1) низкочастотный ППД-режим с характерной частотой около 700 Гц при $0,75 < \alpha_{КС} < 1,25$;
- (2) высокочастотный ППД-режим с характерной частотой около 1,2 кГц при $1,25 < \alpha_{КС} < 1,69$;
- (3) НСД-режим с характерной частотой около 2,5 кГц при $1,69 < \alpha_{КС} < 3,27$.

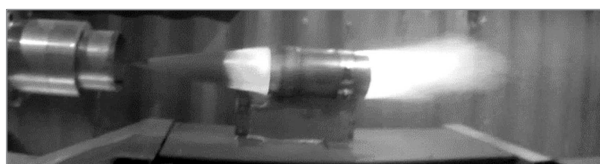
В старом варианте МД ДПВРД регистрировались только низкочастотный и высокочастотный ППД-режимы, а также переходный ППД/НСД-режим, а устойчивый НСД-режим не наблюдался. Следует отметить, что после проведения огневого испытания с большим значением $\alpha_{КС} \sim 3,0$ температура внутренней стенки КС всегда значительно превышала температуру внешней стенки. По-видимому, непрерывно-детонационное горение водорода в таких условиях происходит не по всему сечению, а только в окрестности внутренней стенки КС: в пристеночном слое с повышенной концентрацией водорода. Как и в испытаниях при $M = 1,5$, при переходе от ППД-режима к НСД-режиму горения

среднее статическое давление в КС повышается, несмотря на уменьшение расхода водорода, и остается практически постоянным при $2,0 < \alpha_{КС} < 3,0$. Как отмечалось выше, такое поведение среднего статического давления может быть связано с применением отводящих трубок-волноводов [15, 16].

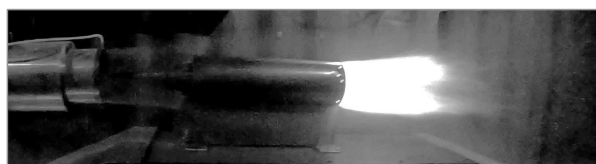
На рис. 5 показаны кадры видеосъемки огневых испытаний старого и нового вариантов МД ДПВРД при $\alpha_{КС} = 1,19$ и $1,25$ соответственно. Видно, что принятые меры по доводке МД ДПВРД позволили обеспечить устойчивую работу ВЗУ: на рис. 5, б свечение продуктов горения перед входом в ВЗУ отсутствует.

На рис. 6 показано сравнение зависимостей полной тяги и удельного импульса по топливу для старого и нового вариантов МД ДПВРД от КИВ. При прочих равных условиях новый вариант МД ДПВРД дает более высокие значения полной тяги и удельного импульса по топливу во всем рассматриваемом диапазоне КИВ, причем повышение полной тяги и удельного импульса по топливу может достигать 400 Н и 1300 с соответственно.

Отличия особенно заметны при $\alpha_{КС} > 1,25$, т. е. в условиях более высокочастотного рабочего процесса. Кроме того, по сравнению со старым вариантом МД в новом варианте МД ДПВРД значительно

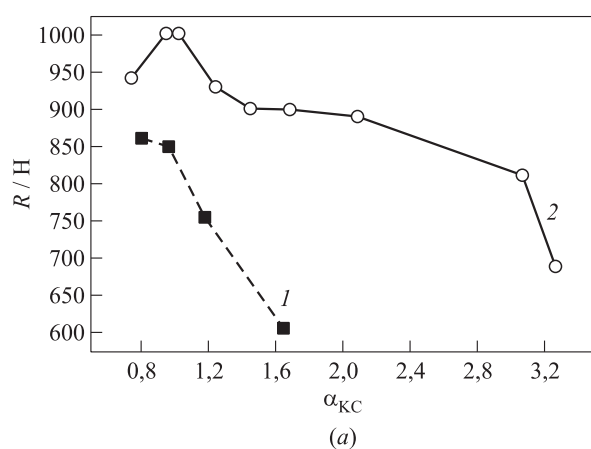


(а)

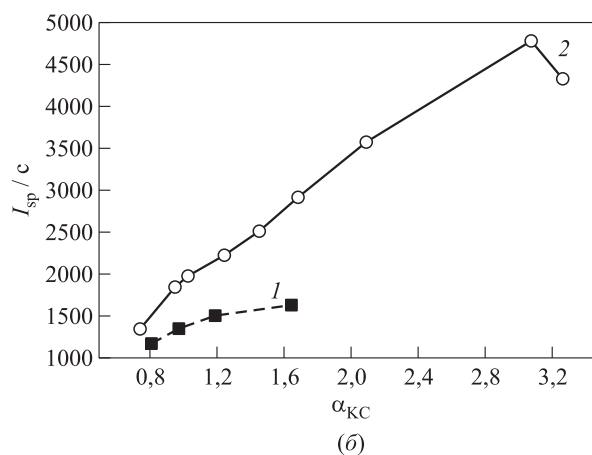


(б)

Рис. 5 Кадры огневых испытаний старого ($\alpha_{КС} = 1,19$) (а) и нового ($\alpha_{КС} = 1,25$) (б) вариантов МД ДПВРД при $M = 2,0$



(а)



(б)

Рис. 6 Сравнение экспериментальных зависимостей полной тяги (а) и удельного импульса по топливу (б) старого (1) и нового (2) вариантов МД ДПВРД от КИВ при $M = 2,0$

расширилась область непрерывно-детонационного горения водорода: предельное значение $\alpha_{КС}$ увеличилось от значения $\sim 1,6$ до значения $\sim 3,3$, а максимальное значение удельного импульса по топливу увеличилось от 1610 до 4760 с.

Интересен характер зависимости полной тяги нового варианта МД ДПВРД от КИВ (рис. 6, а). После ярко выраженного максимума при $\alpha_{КС} = 1,0$ кривая выполаживается: при $1,4 < \alpha_{КС} < 2,3$ полная тяга остается приблизительно постоянной, несмотря на уменьшение расхода водорода. По-видимому, такой характер кривой $R(\alpha_{КС})$ связан с переходом от ППД-режима горения к более эффективному НСД-режиму (см. табл. 2).

На рис. 7 сравниваются первичные записи силы, действующей на новый и старый варианты МД ПВРД в огневых испытаниях с $M = 2,0$ при близких значениях $\alpha_{КС}$. Из записей видно, что после

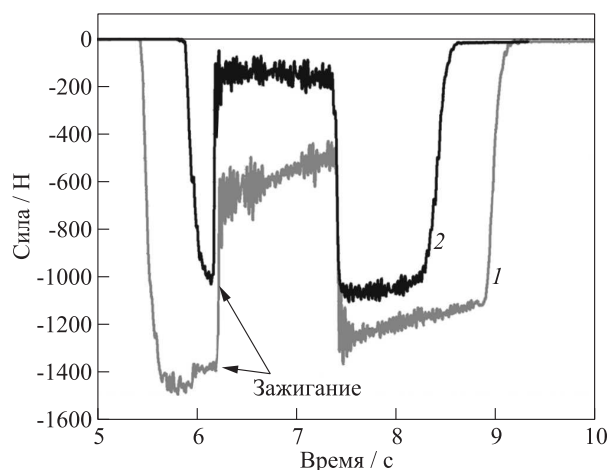


Рис. 7 Сравнение экспериментальных записей силы, действующей на МД, при $M = 2,0$: 1 — запись для старого варианта МД ($\alpha_{КС} = 1,19$; расход водорода 51 г/с); 2 — запись для нового варианта МД ($\alpha_{КС} = 1,25$; расход водорода 42 г/с). Сила положительна, если направлена против набегающего воздушного потока

зажигания измеренное значение силы аэродинамического сопротивления, действующей на МД с учетом системы подвеса, уменьшилось на 400–500 Н.

3.4 Результаты огневых испытаний при $M = 2,5$

Ниже представлены результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 2,5$, давлении торможения 1100–1200 кПа и температуре торможения около 270 К. В испытаниях варьировали КИВ от 0,8 до 3,6. В отличие от старого варианта МД ДПВРД, для которого устойчивого горения при $M = 2,5$ не наблюдалось, в новом МД получен непрерывно-детонационный рабочий процесс в широком диапазоне КИВ. Вследствие потерь в системе подачи воздуха давление в камере высокого давления АТ оказалось ниже расчетного значения (1600 кПа), а давление на срезе стендового сопла во время испытаний было субатмосферным (65–70 кПа). Газодинамический расчет показал, что в этих условиях для устойчивого течения на входе МД необходимо сместить передний конус МД внутрь сопла на 60 мм. Результаты экспериментов и видеосъемка сверхзвуковой струи на входе в МД ДПВРД подтвердили правильность расчета.

В табл. 3 представлены основные параметры и результаты огневых испытаний при $M = 2,5$. Изменение $\alpha_{КС}$ от 0,84 до 3,66 (уменьшение расхода водорода от 57 до 13 г/с) привело к уменьшению полной тяги R от 1160 до 410 Н и увеличению удельного импульса $I_{сп}$ от 2040 до 3150 с с максимальным значением 3780 с при $\alpha_{КС} = 2,12$. При $\alpha_{КС} > 3,66$ горение водорода не регистрировалось. Значения удельного импульса выше 3000 с получены при значениях КИВ $\alpha_{КС} > 1,4$.

В испытаниях зарегистрированы два режима непрерывно-детонационного горения водорода: высокочастотный ППД-режим с характерной частотой около 1,2 кГц при $0,8 < \alpha_{КС} < 1,2$ и НСД-режим с характерной частотой около 2,5 кГц при

Таблица 3 Основные параметры и результаты огневых испытаний нового варианта МД ДПВРД при $M = 2,5$

№	P_{H_2} , кПа	G_{H_2} , г/с	$\alpha_{КС}$	$\overline{P_{КС}}$, кПа	f , Гц	R , Н	$I_{сп}$, с	$F_{эф}$, Н
1	1761	57	0,84	246	1280	1160	2040	195
2	1500	46	1,03	233	1270	1110	2410	145
3	1315	40	1,19	235	2850/1280*	1100	2750	135
4	1123	34	1,40	234	2880	1050	3090	85
5	959	28	1,73	234	2694	970	3530	45
6	800	23	2,12	233	2380	850	3780	-55
7	660	19	2,51	214	2070	670	3530	-225
8	545	13	3,66	180	580/1440*	410	3150	-505

* Наблюдались две выделенные частоты пульсаций давления.

$1,2 < \alpha_{КС} < 2,55$. Переход с ППД на НСД режим наблюдался при $\alpha_{КС} \approx 1,2$, тогда как при $M = 2,0$ аналогичный переход наблюдался при $\alpha_{КС} \approx 1,7$. По-видимому, это связано с повышением давления торможения набегающего воздушного потока и среднего статического давления в КС.

В отличие от испытаний с $M = 2,0$, в которых при $\alpha_{КС} < 1,25$ регистрировался низкочастотный ППД-режим с характерной частотой около 700 Гц, в огневых испытаниях с $M = 2,5$ такой режим горения зарегистрирован лишь на бедном пределе области устойчивой работы МД ДПВРД при $\alpha_{КС} = 3,66$, причем характерная частота процесса составила 580 Гц. Как и в испытаниях с $M = 2,0$, при $M = 2,5$ непрерывно-детонационное горение водорода при $\alpha_{КС} > 3,0$, по-видимому, происходило не по всему сечению, а лишь в окрестности внутренней стенки КС: в пристеночном слое с повышенной концентрацией водорода. Кроме того, как и в испытаниях с $M = 1,5$ и $2,0$, переход от низкочастотного к высокочастотному режиму горения сопровождался повышением среднего статического давления в КС, несмотря на уменьшение расхо-

да водорода, и оставался практически постоянным в диапазоне $1,2 < \alpha_{КС} < 2,1$.

На рис. 8 показаны кадры видеосъемки сверхзвуковой струи на входе в ВЗУ (рис. 8, а) и огневого испытания нового варианта МД ДПВРД при $\alpha_{КС} = 1,19$ (рис. 8, б). Несмотря на сужение истекающей из АТ сверхзвуковой струи, скачок уплотнения на переднем конусе ВЗУ поворачивает поток, и течение на входе в МД оказывается близким к расчетному.

На рис. 9 показаны экспериментальные зависимости полной тяги и удельного импульса по топливу от КИВ. При $M = 2,5$ максимум удельного импульса получен при $\alpha_{КС} = 2,12$, тогда как при $M = 2,0$ максимум наблюдался при $\alpha_{КС} = 3,08$. Напомним, что проточный тракт МД ДПВРД рассчитан на набегающий воздушный поток с $M = 2,0$. Именно при $M = 2,0$ скачки уплотнения располагаются вблизи входа в МД, обеспечивая максимальную тягу за счет повышенного давления в диффузоре ВЗУ. При увеличении числа Маха набегающего воздушного потока эти скачки смещаются вниз по потоку, уменьшая тягу и удельный импульс МД. Это

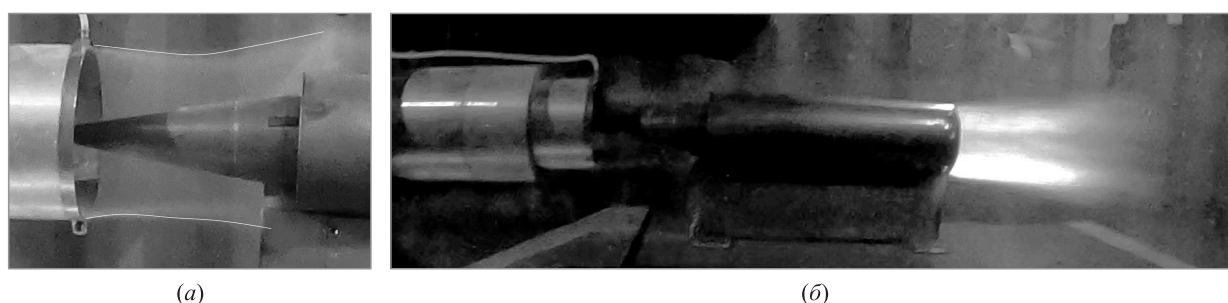


Рис. 8 Кадры видеосъемки сверхзвуковой воздушной струи на входе в ВЗУ (а) и огневого испытания ($\alpha_{КС} = 1,19$) нового варианта МД ДПВРД (б) при $M = 2,5$

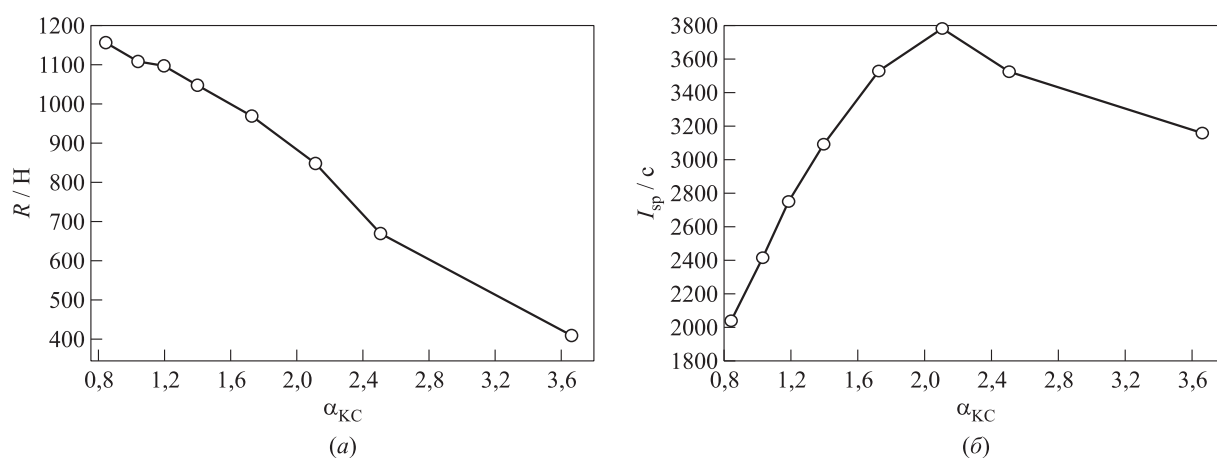


Рис. 9 Экспериментальные зависимости полной тяги (а) и удельного импульса по топливу (б) нового варианта МД ДПВРД от КИВ при $M = 2,5$

особенно заметно при работе ДПВРД с большими значениями КИВ.

4 Заключение

На основе вычислительной технологии ФИЦ ХФ РАН и результатов огневых испытаний предыдущего варианта МД ДПВРД, использующего водород в качестве горючего, выполнены расчетно-экспериментальные исследования по доводке конструкции ДПВРД. Цель доводочных работ — повысить устойчивость воздухозаборного устройства при числе Маха набегающего воздушного потока $M = 2,0$, уменьшить аэродинамическое сопротивление и повысить тяговые характеристики ДПВРД. В результате доводочных работ изготовлен новый вариант ДПВРД и проведены его огневые испытания в импульсной АТ при $M = 1,5$, $2,0$ и $2,5$. Важнейший результат огневых испытаний — значительное повышение тяговых характеристик ДПВРД по сравнению со старым вариантом во всем исследованном диапазоне значений коэффициента избытка воздуха. Так, при $M = 1,5$ увеличение полной тяги и удельного импульса по топливу достигало 200 Н и 1100 с соответственно, а при $M = 2,0$ — 400 Н и 1300 с соответственно. Кроме того, при $M = 2,0$ значительно расширена область устойчивой работы камеры сгорания с непрерывно-детонационным горением водорода: от значения коэффициента избытка воздуха $\sim 1,6$ до $\sim 3,3$, причем при $\text{КИВ} = 3$ значение удельного импульса достигало $\sim 4760 \text{ с}$.

Для нового варианта ДПВРД максимальные измеренные значения полной тяги, а также оценочные значения эффективной тяги и удельного импульса по топливу составили 740 Н , 100 Н и 2680 с при $M = 1,5$ и 1000 Н , 165 Н и 4760 с при $M = 2,0$ соответственно. Измеренная эффективная тяга ДПВРД положительна при коэффициенте избытка воздуха в камере сгорания $\alpha_{\text{КС}} < 1,6$ при $M = 1,5$ и $\alpha_{\text{КС}} < 2,0$ при $M = 2,0$.

Повышение устойчивости работы воздухозаборного устройства в новом ДПВРД позволило впервые получить устойчивый непрерывно-детонационный рабочий процесс при $M = 2,5$. Максимальные значения полной тяги и удельного импульса здесь составили 1160 Н и 3780 с соответственно.

В целом испытания показали, что с повышением числа Маха и давления торможения набегающего воздушного потока реализуются более эффективные режимы с высокочастотным продольно-пульсирующим и непрерывным спиновым детонационным горением водорода. При этом, во-первых,

режим высокочастотной непрерывной спиновой детонации всегда реализуется в области $\text{КИВ } \alpha_{\text{КС}} > 1$ и, во-вторых, значение КИВ, при котором происходит переход к режиму высокочастотной непрерывной спиновой детонации, приближается к $\alpha_{\text{КС}} = 1$.

Дальнейшая работа будет посвящена переходу от водорода к углеводородному горючему — этилену.

Литература

1. Иванов В. С., Фролов С. М., Зангиев А. Э., Звезгинцев В. И., Шамшин И. О. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель с непрерывно-детонационным горением водорода: формирование облика с помощью многомерного численного моделирования и огневые испытания // Горение и взрыв, 2020. Т. 13. № 1. С. 66–83. doi: 10.30826/CE20130107.
2. Ivanov V. S., Frolov S. M., Zangiev A. E., Zvegintsev V. I., Shamshin I. O. Hydrogen fueled detonation ramjet: Conceptual design and test fires at Mach 1.5 and 2.0 // Aerosp. Sci. Technol., 2021. Vol. 109. P. 106459. doi: 10.1016/j.ast.2020.106459.
3. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. № 17. С. 1453.
4. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
5. Дубровский А. В., Иванов В. С., Зангиев А. Э., Фролов С. М. Трехмерное численное моделирование характеристик прямоточной 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.
6. 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.
7. 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., Shipyuk A. N., Yakovlev N. N. Hydrogen-fueled detonation ramjet: Wind tunnel tests at approach air stream Mach number and stagnation temperature 1500 K // Int. J. Hydrogen Energ., 2018. Vol. 43. P. 7515–7524. doi: 10.1016/j.ijhydene.2018.02.187.
8. Быковский Ф. А., Ждан С. А., Ведерников Е. Ф. Непрерывная спиновая детонация топливовоздушных смесей // Физика горения и взрыва, 2006. Т. 42. № 4. С. 107–115.

9. Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С. Трёхмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией // Хим. физика, 2012. Т. 31. № 3. С. 32–45.
10. Фролов С. М., Аксёнов 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.
11. Frolov S. M., Aksenov V. S., Ivanov V. S., Shamshin I. O. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. P. 1616–1623. doi: 10.1016/j.ijhydene.2015.03.128.
12. Pope S. B. PDF methods for turbulent reactive flows // Prog. Energ. Combust., 1985. Vol. 11. P. 119–51. doi: 10.1016/0360-1285(85)90002-4.
13. Frolov S. M., Ivanov V. S., Basara B., Suffa M. Numerical simulation of flame propagation and localized preflame autoignition in enclosures // J. Loss Prevent. Proc., 2013. Vol. 26. P. 302–309. doi: 10.1016/j.jlpp.2011.09.007.
14. Фролов С. М., Иванов В. С., Шамшин И. О., Аксёнов В. С. Испытания модели импульсно-детонационного прямомоточного воздушно-реактивного двигателя в свободной воздушной струе с числом Маха до 0,85 // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 3. С. 43–52.
15. Иванов В. С., Сергеев С. С., Фролов С. М., Миронов Ю. М., Новиков А. Е., Шульц И. И. Измерение давления в непрерывно-детонационных камерах сгорания // Горение и взрыв, 2020. Т. 13. № 1. С. 55–65. doi: 10.30826/CE20130106.
16. Ivanov V. S., Frolov S. M., Sergeev S. S., Mironov Yu. M., Novikov A. E., Schultz I. I. Pressure measurements in detonation engines // P. I. Mech. Eng. G — J. Aer., 2021. doi: 10.1177/0954410021993078.

Поступила в редакцию 14.11.2020

RAMJET WITH CONTINUOUS DETONATION OF HYDROGEN: DESIGN OPTIMIZATION AND TEST FIRES AT MACH NUMBERS OF 1.5 TO 2.5

V. S. Ivanov^{1,2}, S. M. Frolov^{1,2,3}, V. I. Zvegintsev⁴, A. E. Zangiev¹, I. O. Shamshin^{1,2}, and P. A. Gusev¹

¹N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences,” 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation

³National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

⁴S. 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: Computational and experimental studies are performed to refine the design of a hydrogen-fueled detonation ramjet (DR) studied earlier. The design is refined using the computational technology of the Federal Research Center for Chemical Physics (FRC) and test fires in the pulsed wind tunnel of the FRC at the approaching airflow Mach numbers of 1.5, 2.0, and 2.5. The design refinement is aimed at increasing the stability of the air intake at $M = 2.0$, reducing the aerodynamic drag, and increasing the thrust performance of the DR. A new version of the DR is manufactured and tested. The most important result of the test fires is a significant increase in the thrust performance of the new DR version compared to the old version. Thus, at $M = 1.5$, the increase in the total thrust and fuel-based specific impulse reached 200 N and 1100 s, respectively, and at $M = 2.0$, it reached 400 N and 1300 s, respectively. In addition, at $M = 2.0$, the range of stable operation of the DR combustor with continuous detonation of hydrogen is significantly expanded: from the value of the air-to-fuel equivalence ratio ~ 1.6 to ~ 3.3 . At the air-to-fuel equivalence ratio of 3.1, the value of the fuel-based specific impulse reached ~ 4760 s. At $M = 2.5$, a stable continuous-detonation operation process was obtained for the first time in the DR of this type. The maximum values of total thrust and fuel-based specific impulse in test fires with $M = 2.5$ were 1160 N and 3780 s, respectively.

Keywords: detonation ramjet; hydrogen; three-dimensional gasdynamic calculations; ramjet layout; start-up Mach number; wind tunnel; test fires

DOI: 10.30826/CE20130408

Figure Captions

Figure 1 The layout of the new DR version. Dimension are in millimeters

Figure 2 Three-dimensional model (a) and photograph (b) of the new DR version

Figure 3 Images of test fires of old ($\alpha_C = 1.05$) (a) and new ($\alpha_C = 1.12$) (b) DR versions at $M = 1.5$

Figure 4 Experimental dependences of total thrust (a) and fuel-based specific impulse (b) on the air-to-hydrogen equivalence ratio α_C for the old (1) and new (2) DR versions at $M = 1.5$

Figure 5 Images of test fires of old ($\alpha_C = 1.19$) (a) and new ($\alpha_C = 1.25$) (b) DR versions at $M = 2.0$

Figure 6 Experimental dependences of total thrust (a) and fuel-based specific impulse (b) on the air-to-hydrogen equivalence ratio for the old (1) and new (2) DR versions at $M = 2.0$

Figure 7 Experimental records of forces acting on the DR at $M = 2.0$: 1 — record for the old DR version ($\alpha_C = 1.19$; hydrogen flow rate 51 g/s); and 2 — record for the new DR version ($\alpha_C = 1.25$; hydrogen flow rate 42 g/s). The force is positive if directed against the approaching air flow

Figure 8 Images of supersonic air jet ahead of the DR air intake at $M = 2.5$ (a) and test fire ($\alpha_C = 1.19$) of a new DR version (b) at $M = 2.5$

Figure 9 Experimental dependences of total thrust (a) and fuel-based specific impulse (b) on the air-to-hydrogen equivalence ratio for the new DR version at $M = 2.5$

Table Captions

Table 1 The main parameters and results of test fires of the new DR version at $M = 1.5$

Table 2 The main parameters and results of test fires of the new DR version at $M = 2.0$

Table 3 The main parameters and results of test fires of the new DR version at $M = 2.5$

Acknowledgments

This research work was performed at the expense of a subsidy allocated by the Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences to implement the State Task on the topic No. 0082-2019-0006 (Registration No. AAAA-A21-121011990037-8) and by the Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences” to implement the State Task on the topic No. 0065-2019-0005 (Registration No. AAAA-A19-119011590092-6).

References

- Ivanov, V.S., S. M. Frolov, A. E. Zangiev, V. I. Zvegintsev, and I. O. Shamshin. 2020. Pryamotochnyy vozdušno-reaktivnyy dvigatel' s nepreryvno-detonatsionnym goreniem vodoroda: formirovaniye oblika s pomoshch'yu mnogomernogo chislennogo modelirovaniya i ognevye ispytaniya [Ramjet with continuous-detonation combustion of hydrogen: Formation of a conceptual design based on multidimensional numerical simulations and test fires]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 13(1):66–83. doi: 10.30826/CE20130107.
- Ivanov, V.S., S. M. Frolov, A. E. Zangiev, V. I. Zvegintsev, and I. O. Shamshin. 2021. Hydrogen fueled detonation ramjet: Conceptual design and test fires at Mach 1.5 and 2.0. *Aerospace Sci. Technol.* 109:106459. doi: 10.1016/j.ast.2020.106459.
- Zel'dovich, Ya. B. 1940. K voprosu ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo goreniya [To the question of energy use of detonation combustion]. *Sov. J. Techn. Phys.* 10(17):1453.
- Frolov, S. M., A. E. Barykin, and A. A. Borisov. 2004. Termodinamicheskiy tsikl s detonatsionnym szhiganiem topliva [Thermodynamic cycle with detonation combustion of fuel]. *Khim. Fiz.* 23(3):17–25.
- 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: 10.1134/S1990793116030179.
- Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Ak-senov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nali-vaichenko, 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.

7. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nali-vaichenko, A. A. Berlin, V. M. Fomin, A. N. Shiplyuk, and N. N. Yakovlev. 2018. Hydrogen-fueled detonation ramjet: Wind tunnel tests at approach air stream Mach number and stagnation temperature 1500 K. *Int. J. Hydrogen Energy*. 43:7515–7524. doi: 10.1016/j.ijhydene.2018.02.187.
8. Bykovskii, F. A., S. A. Zhdan, and E. F. Vedernikov. 2006. Continuous spin detonation of fuel–air mixtures. *Combust. Explo. Shock Waves* 42(4):463–471. doi: 0010-5082/06/4204-0463.
9. Frolov, S. M., A. V. Dubrovskii, and V. S. Ivanov. 2012. Three-dimensional numerical simulation of the operation of the rotating detonation chamber. *Russ. J. Phys. Chem. B* 6(2):276–288. doi: 10.1134/S1990793112010071.
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. doi: 10.1134/S0010508215020070.
11. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2015. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor. *Int. J. Hydrogen Energy*. 40:1616–1623. doi: 10.1016/j.ijhydene.2015.03.128.
12. Pope, S. B. 1985. PDF methods for turbulent reactive flows. *Prog. Energ. Combust.* 11:119–151. doi: 10.1016/0360-1285(85)90002-4.
13. Frolov, S. M., V. S. Ivanov, B. Basara, and M. Suffa. 2013. Numerical simulation of flame propagation and localized preflame autoignition in enclosures. *J. Loss Prevent. Proc.* 26:302–309. doi: 10.1016/j.jlp.2011.09.007.
14. Frolov, S. M., V. S. Ivanov, I. O. Shamshin, and V. S. Aksenov. 2017. Ispytaniya modeli impul'sno-detonatsionnogo pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya v svobodnoy vozduшной strue s chislom Makha do 0.85 [Tests of the pulsed-detonation ramjet model in a free air jet with Mach number up to 0.85]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 10(3):43–52.
15. Ivanov, V. S., S. S. Sergeev, S. M. Frolov, Yu. M. Mironov, A. E. Novikov, and I. I. Shultz. 2020. Izmerenie davleniya v nepreryvno-detonatsionnykh kamerakh sgoraniya [On pressure measurements in continuous-detonation combustors]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 13(1):55–65. doi: 10.30826/CE20130106.
16. Ivanov, V. S., S. M. Frolov, S. S. Sergeev, Yu. M. Mironov, A. E. Novikov, and I. I. Schultz. 2021. Pressure measurements in detonation engines. *P. I. Mech. Eng. G — J. Aer.* doi: 10.1177/0954410021993078.

Received November 14, 2020

Contributors

Ivanov Vladislav S. (b. 1986) — Doctor of Science in physics and mathematics, leading research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; research scientist, Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences,” 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, head of laboratory, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the 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, Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the 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

Zangiev Alan E. (b. 1986) — research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; sydra777@gmail.com

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; research scientist, Federal State Institution “Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences,” 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; igor_shamshin@mail.ru

Gusev Pavel A. (b. 1942) — Candidate of Science in physics and mathematics, research scientist, N. N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; gusevpa@yandex.ru