

ТРЕХМЕРНОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕНДОВОГО ОБРАЗЦА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ СМЕСИ ПРИРОДНОГО ГАЗА С КИСЛОРОДОМ*

С. Н. Медведев¹, В. С. Иванов², С. М. Фролов³

Аннотация: На примере результатов огневых испытаний стендового образца детонационного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), работающего на смеси природного газа (ПГ) с кислородом, определены прогностические возможности созданной в ИХФ РАН вычислительной технологии, предназначенной для полномасштабного моделирования рабочего процесса в непрерывно-детонационных камерах сгорания. При сравнении результатов расчетов с измерениями оказалось, что расчет точно прогнозирует количество детонационных волн, циркулирующих в тангенциальном направлении в кольцевой камере сгорания ЖРД заданной конструкции (четыре, три или одну волну), а также точно предсказывает околопредельный режим с детонацией, пульсирующей в продольном направлении, в ЖРД с внешним соплом. Расчет с приемлемой точностью предсказывает и рабочую частоту процесса, т. е. дает значения скорости детонации, близкие к измеренным. Кроме того, расчет правильно предсказывает тенденции изменения параметров рабочего процесса при понижении расхода топливной смеси в ЖРД заданной конструкции: как и в эксперименте, количество детонационных волн, частота вращения детонации и тяга при этом уменьшаются. Как и в эксперименте, установка внешнего сопла приводит к увеличению тяги. Что касается самих значений тяги, то расчет их систематически завышает по сравнению с измерениями, как минимум, на 27%, причем такое завышенное значение тяги получается даже при холодной продувке ЖРД.

* Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России по Государственному контракту № 14.609.21.0002 (идентификатор контракта RFMEFI60914X0002) «Разработка технологий использования сжиженного природного газа (метан, пропан, бутан) в качестве топлива для ракетно-космической техники нового поколения и создание стендового демонстрационного образца ракетного двигателя» в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» и Российского фонда фундаментальных исследований (грант 15-08-00782).

¹Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения, medvedevs@chph.ras.ru

²Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения, ivanov.vls@gmail.com

³Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», smfrol@chph.ras.ru

Ключевые слова: непрерывно-детонационная камера сгорания; жидкостный ракетный двигатель; природный газ; кислород; трехмерный расчет; тяга

Введение

К перспективным направлениям развития современного космического двигателя относятся применение сжиженного ПГ (СПГ) в качестве ракетного топлива и использование непрерывно-детонационного горения топливной смеси в ЖРД. Энергоэффективность детонационных ЖРД доказана теоретически [1] и экспериментально [2–4]. Впервые эксперименты с непрерывно-детонационным горением метанокислородной смеси в кольцевой камере сгорания проведены в ИГиЛ СО РАН [5]. Аналогичные эксперименты недавно проведены в [6–8], в которых в качестве горючего использовался ПГ, а в качестве окислителя — кислород. Используемый ПГ состоял на 92,8% из метана и содержал следующие примеси: 3,9% этана; 1,1% пропана; 0,4% бутана; 0,1% пентана; 1,6% азота; 0,1% диоксида углерода. В [8] описаны эксперименты с измерением тяги стендового образца детонационного ЖРД при давлениях в малоразмерной кольцевой камере сгорания до 10 атм, расходах топливных компонентов до 0,7 кг/с и составах топливной смеси от обедненных горючим (коэффициент избытка топлива 0,5) до обогащенных горючим (2,0). Максимальные значения тяги и удельного импульса, полученные в [8], составили 75 кГ и 160 с соответственно.

Цель данной работы — определение прогностических возможностей созданной в ИХФ РАН вычислительной технологии, предназначенной для моделирования рабочего процесса в непрерывно-детонационных камерах сгорания, на примере результатов огневых испытаний стендового образца детонационного ЖРД [8].

Стендовый образец детонационного жидкостного ракетного двигателя и некоторые результаты экспериментов

На рис. 1 показан продольный разрез (рис. 1, *а*) и изометрическое изображение одной четверти (рис. 1, *б*) разных конфигураций стендового образца детонационного ЖРД с патрубком подачи кислорода. В [8] на таком стендовом образце проведено более 200 огневых испытаний.

Стендовый образец детонационного ЖРД представляет собой кольцевую камеру сгорания, к которой с одной стороны присоединена смесительная головка, а с другой стороны присоединено реактивное сопло с коническим центральным телом длиной 80 мм и углом конуса 44°. Кольцевая камера сгорания образована двумя соосными цилиндрами длиной 90 мм: внутренний цилиндр диаметром 90 мм вложен в полый внешний цилиндр диаметром 100 мм, так что зазор между цилиндрическими поверхностями равен 5 мм. К срезу внешней стенки камеры сгорания может прикрепляться внешнее сопло той или иной формы, как показано

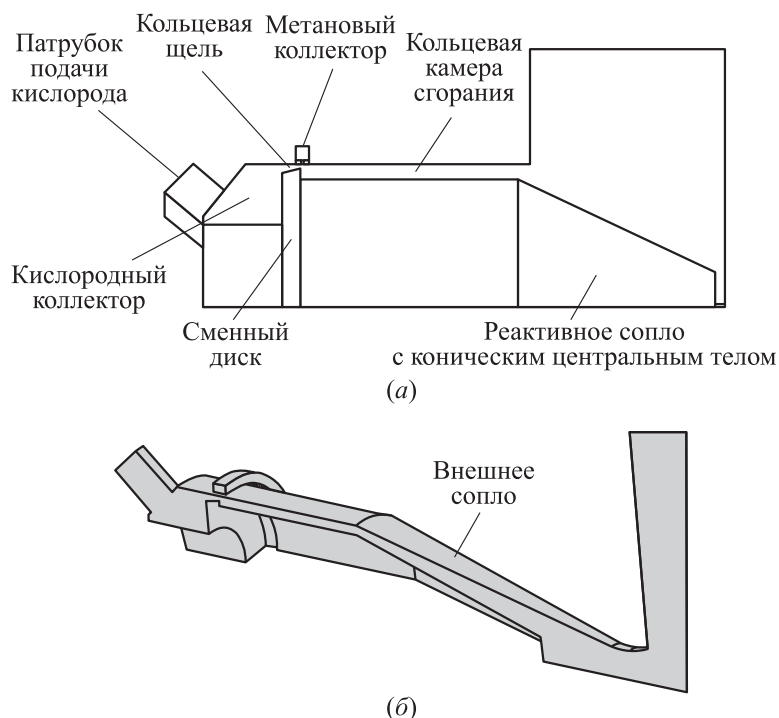


Рис. 1 Продольный разрез (а) и изометрическое изображение четверти (б) разных конфигураций стендового образца детонационного ЖРД с патрубком подачи кислорода

на рис. 1, б. Смесительная головка состоит из тонкого сменного диска с заостренной кромкой, присоединенного к внутреннему цилиндру камеры сгорания так, чтобы между кромкой и внешней стенкой камеры сгорания была кольцевая щель шириной δ . Через эту кольцевую щель в камеру сгорания в осевом направлении подается под давлением кислород из кислородного коллектора. Природный газ из метанового коллектора под давлением подается в камеру сгорания через пояс распределенных радиальных отверстий диаметром 0,8 мм во внешней стенке камеры сгорания, расположенный на расстоянии 0,5 мм ниже по течению от диска. Количество радиальных отверстий — 144.

Огневое испытание в [8] начиналось с открытия клапана подачи кислорода. Далее, через 100 мс, открывался клапан подачи ПГ, а затем (через 100 мс) происходило вынужденное зажигание топливной смеси мощным искровым разрядом у выходного сечения камеры сгорания или внешнего сопла. Испытание продолжалось в течение 1 с, после чего последовательно отключались подача кислорода и ПГ. За время испытания давление топливных компонентов в ресиверах кислорода и ПГ изменялось не более чем на 10%. Давление кислорода в кислородном кол-

Таблица 1 Результаты экспериментов

№	Давление на клапане подачи топлива, атм	Давление на клапане подачи окислителя, атм	Расход топлива, кг/с	Расход окислителя, кг/с	Частота процесса, кГц	Тяга, кГ
1*	21,0	10,0	0,121	0,576	—	16,5
2	19,0	8,0	0,102	0,363	23,6 (4 волны)	56,3
3	14,0	6,0	0,082	0,290	20,1 (3 волны)	40,5
4	13,0	6,0	0,066	0,228	7,4 (1 волна)	33,0
5**	15,0	7,0	0,082	0,273	4,7 (пульс.)	50,6

* В эксперименте 1 зажигания не было.

** В эксперименте 5 использовали внешнее сопло.

лекторе P_{O_2} и ПГ в метановом коллекторе P_{CH_4} измерялось датчиками статического давления. Расходы топливных компонентов, суммарный расход и состав топливной смеси рассчитывались по падению давлений P_{O_2} и P_{CH_4} за время испытания. Параметры рабочего процесса (давление в камере сгорания; количество детонационных волн, одновременно циркулирующих в кольцевом зазоре камеры сгорания; скорость распространения детонации) регистрировались низкочастотным датчиком статического давления и хемиионизационными зондами, установленными в одном поперечном сечении во внешней стенке камеры сгорания. Кроме того, с помощью калиброванного тензодатчика усилия проводились измерения тяги, а с помощью нескольких скоростных цифровых камер проводилась скоростная видеосъемка истечения выхлопных струй и динамических процессов внутри камеры сгорания.

Все огневые испытания стендового образца в [8] проводились при нормальных атмосферных условиях.

В табл. 1 представлены результаты пяти характерных экспериментов на стендовом образце детонационного ЖРД двух конструкций. В экспериментах 1–4 использовался ЖРД базовой конструкции с кольцевой щелью шириной $\delta = 1$ мм без внешнего сопла. В эксперименте 5 кольцевую щель расширили до $\delta = 2,5$ мм и установили внешнее суживающе-расширяющееся сопло (см. рис. 1, б), в котором площадь минимального сечения составляла 50% от площади сечения кольцевого канала.

В эксперименте 1 проводилась холодная продувка детонационного ЖРД (без зажигания) и измерялась создаваемая тяга. В экспериментах 2 и 3 наблюдались

устойчивые режимы соответственно с четырьмя и тремя равноудаленными детонационными волнами, циркулирующими в одном тангенциальном направлении. В эксперименте 4 наблюдался устойчивый режим с одной детонационной волной, циркулирующей в одном тангенциальном направлении. Наконец, в эксперименте 5 наблюдался околопредельный режим с детонационной волной, пульсирующей в продольном направлении. Таким образом, в экспериментах 2–4, проведенных на стендовом образце ЖРД одной и той же конструкции, с понижением расхода топливной смеси количество детонационных волн уменьшается с четырех до одной, частота вращения детонации — с 23,6 до 7,4 кГц, а тяга — с 56,3 до 33 кГ. Установка внешнего сопла в эксперименте 5 приводит к тому, что при расходе топливной смеси, близком к таковому в эксперименте 3, но при удельном (на единицу площади сечения кольцевой щели) расходе, меньшем, чем в эксперименте 4, в камере сгорания реализуется околопредельный режим с пульсирующей детонацией. При этом наблюдаемая частота пульсаций равна 4,7 кГц, а тяга оказывается выше, чем в эксперименте 3: 50,6 вместо 40,5 кГ.

В расчетах, описанных ниже, изучались возможности вычислительной технологии, разработанной в ИХФ РАН, предсказать все указанные режимы.

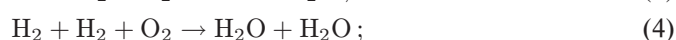
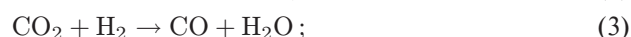
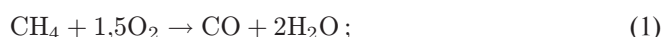
Постановка задачи

Трехмерное численное моделирование физико-химических процессов в стендовом образце детонационного ЖРД проводили по методике, детально описанной в [9]. Течение вязкого сжимаемого газа описывали усредненными по Рейнольдсу трехмерными нестационарными уравнениями Навье–Стокса, энергии и неразрывности химических компонентов многокомпонентной смеси. Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии моделировали с помощью стандартной $k-\varepsilon$ -модели турбулентности для сжимаемых течений. Ввиду того, что все физико-химические процессы в рассматриваемой камере сгорания протекают за очень короткие времена, вкладом фронтального горения в химические источники в уравнении энергии и в уравнениях неразрывности для компонентов смеси пренебрегали. Вклады объемных реакций в указанные химические источники определяли с помощью метода частиц (МЧ), в котором скорости химических реакций в турбулентном потоке учитывают влияние турбулентных пульсаций температуры и концентрации реагентов на среднюю скорость реакции. Уравнения модели замыкали калорическим и термическим уравнениями состояния смеси идеальных газов с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считали переменными. В отличие от [9], где расчеты проводились для непрерывно-детонационной камеры сгорания с отдельной подачей водорода и воздуха, здесь проводились расчеты с отдельной подачей ПГ и кислорода.

Для моделирования объемных химических превращений использовали прием, предложенный в [10]. Считали, что химическое превращение топливной смеси

происходит в две стадии: первой стадии соответствует период индукции самовоспламенения, а второй — установление термодинамического равновесия в продуктах горения. По окончании первой стадии исходная топливная смесь мгновенно превращалась в термодинамически равновесные продукты реакции (решалась HP -задача для всей расчетной ячейки (H — энтальпия, P — давление)).

Для расчета задержки самовоспламенения кислородных смесей ПГ использовали механизм из пяти глобальных реакций окисления метана, аналогичный механизму, предложенному в [11]:



с табулированными аррениусовскими параметрами — предэкспоненциальным множителем A и энергией активации E в выражении для скорости реакции (1):

$$W = -A[\text{O}_2][\text{CH}_4] \exp\left(-\frac{E}{RT}\right),$$

т. е. реакцию (1) рассматривали как бимолекулярную реакцию. Аррениусовские параметры для реакций (2)–(5) были такими же, как в [11]. Аналогичный подход использован в [9] и дал хорошие результаты по всем измеряемым характеристикам рабочего процесса в водородно-воздушной камере сгорания.

В табл. 2 представлены значения аррениусовских параметров A и E для кислородных смесей ПГ в диапазоне начальных температур от 1100 до 1400 К, начальных давлений от 1 до 80 атм и коэффициента избытка горючего Φ от 0,5 до 4,0. Указанные значения получены из условия наилучшего согласия периода индукции самовоспламенения, рассчитанного по механизму (1)–(5), с периодом

Таблица 2 Аррениусовские параметры A и E для реакции (1) в диапазоне начальных температур от 1100 до 1400 К

Φ	$P = 1$ атм		$P = 12$ атм		$P = 50$ атм	
	A , см ³ /(моль/с)	E , ккал/моль	A , см ³ /(моль/с)	E , ккал/моль	A , см ³ /(моль/с)	E , ккал/моль
0,5	$6 \cdot 10^{14}$	48	$1,5 \cdot 10^{14}$	46	$4,0 \cdot 10^{13}$	43
1,0	$4 \cdot 10^{14}$	48	$1,0 \cdot 10^{14}$	46	$2,7 \cdot 10^{13}$	43
2,0	$3 \cdot 10^{14}$	48	$8,0 \cdot 10^{13}$	46	$1,0 \cdot 10^{13}$	40
4,0	$2 \cdot 10^{14}$	48	$8,0 \cdot 10^{13}$	46	$1,0 \cdot 10^{13}$	40

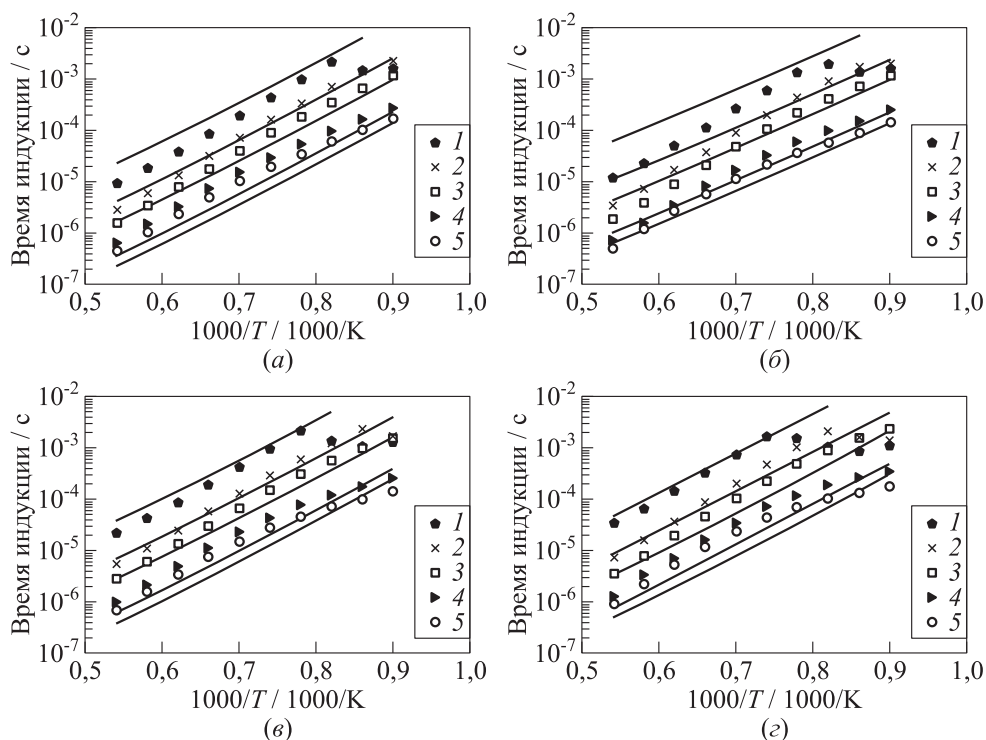


Рис. 2 Примеры расчетных зависимостей задержек самовоспламенения от начальной температуры при разных начальных давлениях ($1 - P = 1$ атм; $2 - 5$; $3 - 12$; $4 - 50$; $5 - P = 80$ атм) и составах топливной смеси, полученные по механизму (1)–(5) (кривые) и по ДКМ (значки): (а) $\Phi = 0,5$; (б) $1,0$; (в) $2,0$; (з) $\Phi = 4,0$

индукции, полученным по детальному кинетическому механизму (ДКМ) [12]. При этом в ДКМ использовали ПГ с составом: $[\text{CH}_4] = 92,8\%$, $[\text{C}_2\text{H}_6] = 3,9\%$, $[\text{C}_3\text{H}_8] = 1,1\%$, $[\text{C}_4\text{H}_{10}] = 0,4\%$, $[\text{C}_5\text{H}_{12}] = 0,1\%$, $[\text{N}_2] = 1,6\%$ и $[\text{CO}_2] = 0,1\%$. На рис. 2 показаны примеры расчетных зависимостей задержек самовоспламенения от начальной температуры при разных начальных давлениях и составах топливной смеси, полученных по механизму (1)–(5) (кривые) и по ДКМ (значки).

Для расчета равновесных параметров продуктов горения использовали программу [13].

Описанную выше модель двухстадийного химического превращения топливной смеси проверили на задаче о самовоспламенении газа в адиабатическом реакторе и на одномерной задаче об инициировании детонации сильной ударной волной. Результаты расчетов сравнивали с результатами расчетов по ДКМ для смеси ПГ с кислородом. В обоих случаях получены очень близкие значения периода индук-

ции самовоспламенения, равновесных значений температуры и давления и равновесных концентраций основных компонентов в продуктах сгорания, а также значения скорости детонации.

Результаты расчетов

На рис. 3 показан фрагмент структурированной неравномерной расчетной сетки стендового образца детонационного ЖРД с отдельной подачей ПГ и кислорода. Минимальный размер ячейки в зоне реакции равен 0,2 мм. Круглые радиальные отверстия во внешней стенке камеры сгорания (для подачи ПГ) моделировали

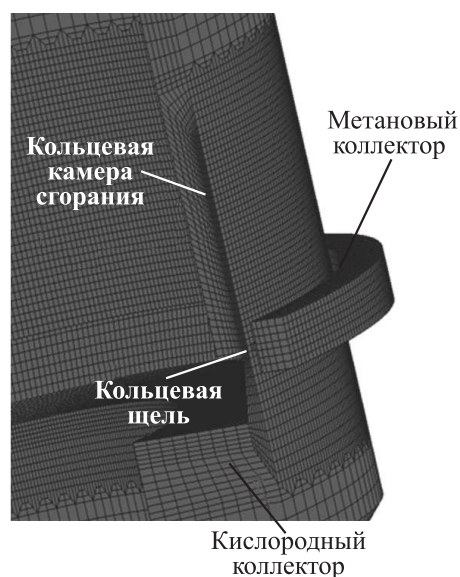


Рис. 3 Продольный разрез расчетной сетки

набором прямоугольных ячеек с таким же гидравлическим сопротивлением. Полное число ячеек вместе с соплом и буферной зоной $4,5 \cdot 10^5 - 5,5 \cdot 10^5$.

На входе в метановый и кислородный коллекторы задавали постоянные расходы ПГ и кислорода соответственно. На всех непроницаемых стенках задавали условия прилипания и постоянную температуру 293 К. В выходных сечениях буферной зоны, расположенных на большом расстоянии от среза сопла, задавали постоянное статическое давление 1 атм.

В начале расчета кольцевая камера сгорания заполнена воздухом при нормальных условиях, а метановый и кислородный коллекторы заполнены ПГ и кислородом при давлениях, равных экспериментально измеренным значениям за соответствующими запорными клапанами. Все газы в начальный момент времени неподвижны. Далее начиналась продувка камеры сгорания газами, сопровождающаяся турбулентно-молекулярным смесеобразованием, за которой следовала процедура инициирования детонации. Для инициирования детонации в кольцевом зазоре размещали то или иное количество источников зажигания — локальных областей с быстрым выгоранием вещества.

После некоторого переходного периода в камере сгорания устанавливался квазистационарный рабочий процесс с одной или несколькими детонационными волнами, циркулирующими в одном или в разных тангенциальных направлениях, или хаотический режим, напоминающий режим с одной волной, пульсирующей в продольном направлении.

Ниже приведено краткое описание расчетов, соответствующих экспериментам 1–5, в табл. 1. В результате расчета холодной продувки (без зажигания) стендового образца детонационного ЖРД в условиях эксперимента 1 (см. табл. 1) получена тяга 21 кГ, тогда как экспериментально измеренная тяга составила 16,5 кГ. Оказалось, расчет завывает тягу холодной продувки ЖРД приблизительно на 27%. Отметим, что в расчетах тягу определяли как интеграл сил давления и вязкого трения по всем твердым поверхностям ЖРД с учетом изогнутых входных патрубков кислородного коллектора ограниченной длины.

На рис. 4 (верхний ряд) показаны квазистационарные расчетные поля статического давления на внешней и внутренней стенках (*a*) и в поперечном сечении камеры на расстоянии 4 мм ниже по течению от огневого днища (*b*), а также статической температуры (*в*) в условиях эксперимента 2 с зажиганием. Здесь реализуется рабочий процесс с четырьмя равноудаленными детонационными волнами, циркулирующими в одном направлении со скоростью 2210 ± 30 м/с. Такому рабочему процессу соответствует частота вращения детонации 28 кГц. Согласно табл. 1 в эксперименте 2 также реализовался рабочий процесс с четырьмя детонационными волнами, однако измеренная частота вращения детонации была на 16% ниже (23,6 кГц). Расчетное значение тяги, развиваемой детонационным ЖРД, оказалось равным 68,6 кГ, тогда как измеренное значение тяги составило около 56,3 кГ, т. е. расчет завывает тягу приблизительно на 22%.

На рис. 4 (средний ряд) показаны квазистационарные расчетные поля статического давления и статической температуры в условиях эксперимента 3. Здесь реализуется рабочий процесс с тремя равноудаленными детонационными волнами, циркулирующими в одном направлении со скоростью 2270 ± 20 м/с. Такому рабочему процессу соответствует частота вращения детонации 21,8 кГц. Согласно табл. 1 в эксперименте 3 также реализовался рабочий процесс с тремя детонационными волнами, однако измеренная частота вращения детонации была на 8% ниже (20,1 кГц). Расчетное значение тяги, развиваемой детонационным ЖРД, оказалось равным 64,2 кГ, тогда как измеренное значение тяги составило 40,5 кГ, т. е. расчет завывает тягу приблизительно на 58%.

На рис. 4 (нижний ряд) показаны квазистационарные расчетные поля статического давления и статической температуры в условиях эксперимента 4. Здесь реализуется рабочий процесс с одной детонационной волной, циркулирующей в одном тангенциальном направлении со скоростью 2330 ± 20 м/с. Такому рабочему процессу соответствует частота вращения детонации 7,4 кГц. Согласно табл. 1 в эксперименте 4 также реализовался рабочий процесс с одной детонационной волной, причем измеренная частота вращения детонации была такой же, как в расчете (7,4 кГц). Расчетное значение тяги, развиваемой детонационным ЖРД, равно 44,8 кГ, тогда как измеренное значение тяги составило около 33 кГ, т. е. расчет завывает тягу приблизительно на 36%.

В расчете, соответствующем условиям эксперимента 5 с установленным внешним соплом, которое перекрывает площадь сечения кольцевого канала на 50%, ре-

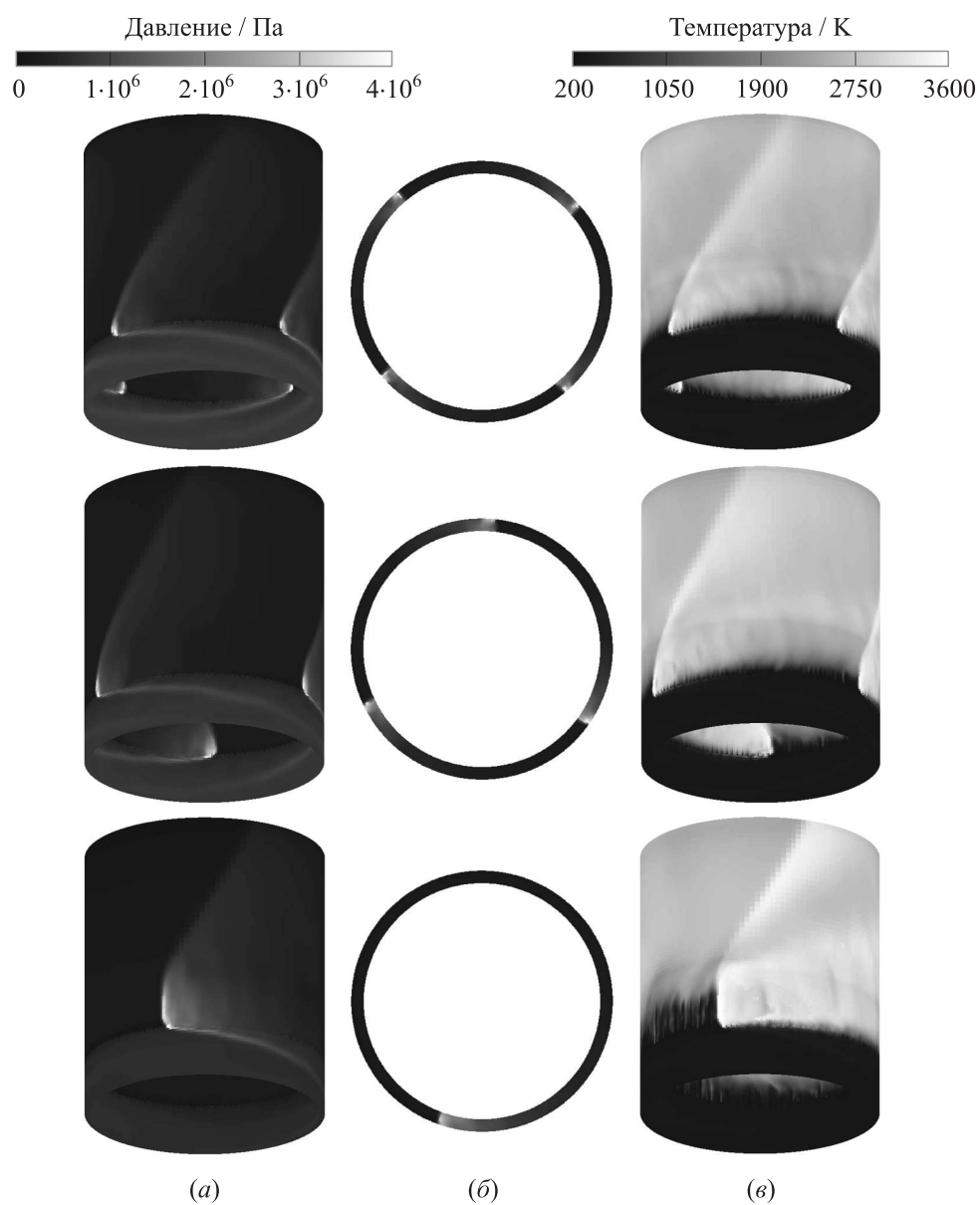


Рис. 4 Квазистационарные расчетные поля статического давления (а, б) и статической температуры (в) в условиях эксперимента 2 (верхний ряд), 3 (средний ряд) и 4 (нижний ряд)

лизуется хаотический рабочий процесс, напоминающий процесс с одной детонационной волной, циркулирующей не в тангенциальном, а в продольном направлении. В поле течения периодически появляются и исчезают детонационные волны, распространяющиеся в разных тангенциальных направлениях, причем реиницирование процесса часто происходит у внешнего сопла с последующим распространением детонации вверх по потоку по кольцевому зазору камеры сгорания, заполненному свежей топливной смесью. Такому рабочему процессу соответствует частота 5,1 кГц. Согласно табл. 1 в эксперименте 5 также реализовался пульсирующий рабочий процесс, напоминающий режим с одной волной, пульсирующей в продольном направлении, однако измеренная частота пульсаций детонации была на 8% ниже (4,7 кГц). Расчетное значение тяги, развиваемой детонационным ЖРД, равно 64,8 кГ, тогда как измеренное значение тяги составило около 50,6 кГ, т.е. расчет превышает тягу приблизительно на 28%.

Заключение

На примере результатов огневых испытаний стендового образца детонационного ЖРД [8], работающего на смеси ПГ с кислородом, определены прогностические возможности созданной в ИХФ РАН вычислительной технологии, предназначенной для полномасштабного моделирования рабочего процесса в непрерывно-детонационных камерах сгорания. При сравнении результатов расчетов с измерениями оказалось, что расчет точно прогнозирует количество детонационных волн, циркулирующих в тангенциальном направлении в кольцевой камере сгорания ЖРД заданной конструкции (четыре, три или одну волну), а также точно предсказывает хаотический околопредельный режим, напоминающий режим с детонацией, пульсирующей в продольном направлении, в ЖРД с внешним соплом. Расчет с приемлемой точностью предсказывает и рабочую частоту процесса, т.е. дает значения скорости детонации, близкие к измеренным. Кроме того, расчет правильно предсказывает тенденции изменения параметров рабочего процесса при понижении расхода топливной смеси в ЖРД заданной конструкции: как и в эксперименте, количество детонационных волн, частота вращения детонации и тяга при этом уменьшаются. Как и в эксперименте, установка внешнего сопла приводит к увеличению тяги. Что касается самих значений тяги, то расчет их систематически превышает по сравнению с измерениями, как минимум, на 27%, причем такое завышенное значение тяги получается даже при холодной продувке ЖРД. Причины такого завышения в настоящее время выясняются.

Литература

1. Чванов В. К., Фролов С. М., Стернин Л. Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Труды НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко. — М.: НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко, 2012. № 29. С. 4–14.

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. РАН, 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.
3. Frolov S. M., Aksekov V. S., Ivanov V. S. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen–oxygen fuel mixture // Int. J. Hydrogen Energ., 2015. Vol. 40. No. 21. P. 6970–6975.
4. Фролов С. М., 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. 102–117.
5. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
6. Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels – oxygen mixtures // Shock Waves, 2011. Vol. 21. P. 75–84.
7. Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальные исследования стендовых образцов малоразмерных ракетных двигателей с непрерывно-детонационными камерами сгорания // Горение и взрыв, 2015. Т. 8. № 1. С. 151–163.
8. Иванов В. С., Аксенов В. С., Фролов С. М., Шамшин И. О. Экспериментальные исследования стендового образца ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением смеси природного газа с кислородом // Горение и взрыв, 2016. Т. 9. № 2. С. 51–64.
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. Левин В., Коробейников В. Сильный взрыв в горючей смеси газов // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа, 1969. № 6. С. 48–48.
11. Басевич В. Я., Фролов С. М. Глобальные кинетические механизмы для моделирования многостадийного самовоспламенения углеводородов в реагирующих течениях // Хим. физика, 2006. Т. 25. № 6. С. 54–62.
12. Басевич В. Я., Беляев А. А., Посвянский В. С., Фролов С. М. Механизмы окисления и горения нормальных парафиновых углеводородов: переход от C_1 – C_{10} к C_{11} – C_{16} // Хим. физика, 2013. Т. 32. № 4. С. 1–10.
13. Pope S. B. CEQ: A Fortran library to compute equilibrium compositions using Gibbs function continuation. 2003. <http://eccentric.mae.cornell.edu/~pope/CEQ>.

Поступила в редакцию 18.12.15

THREE-DIMENSIONAL NUMERICAL SIMULATION OF OPERATION PROCESS AND THRUST PERFORMANCE OF BENCH ROCKET ENGINE WITH CONTINUOUS DETONATION COMBUSTION OF NATURAL GAS – OXYGEN MIXTURE

S. N. Medvedev^{1,2}, V. S. Ivanov^{1,2}, and S. M. Frolov^{1,2,3}

¹Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

³National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

Abstract: Prediction opportunities of the computing technology developed at N. N. Semenov Institute of Chemical Physics and designed for full-scale simulation of the operation process in continuous-detonation combustors have been verified based on the results of firing tests with a sample continuous-detonation liquid rocket engine (LRE) burning a mixture of natural gas with oxygen. Comparison of calculation results with measurements showed that the calculation accurately predicts the number of detonation waves circulating in the tangential direction of the annular LRE combustor of a given design (four, three, or one wave), and accurately predicts the chaotic near-limit mode resembling the mode with a detonation pulsating in the longitudinal direction. Calculations predicted the detonation frequency with reasonable accuracy, i. e., the values of predicted detonation velocities were close to the measured values. In addition, calculations correctly predicted trends in variation of flow parameters with decreasing the mass flow rate of fuel mixture in the LRE of a given design: as in the experiment, the number of detonation waves, detonation speed, and thrust decreased. As in the experiment, installation of the external nozzle to the LRE increased the thrust. As for the thrust values, they are systematically overestimated by at least 27% compared with measurements, even for the conditions of LRE cold purging.

Keywords: continuous-detonation combustor; liquid rocket engine; natural gas; oxygen; three-dimensional calculation; thrust

Acknowledgments

The work was supported by the Russian Ministry of Education and Science under the State Contract No. 14.609.21.0002 (Contract ID RFMEFI60914X0002) “Development of technologies for the use of liquefied natural gas (methane, propane, butane) as fuel for

rocket and space technology and the creation of a new generation of stand demonstrator rocket engine” under the Federal Target Program “Research and development in priority areas of scientific and technological complex of Russia for 2014–2020,” as well as the Russian Foundation for Basic Research (project No. 15-08-00782).

References

1. Chvanov, V. K., S. M. Frolov, and L. E. Sternin. 2012. Zhidkostnyy detonatsionnyy raketnyy dvigatel' [Liquid-propellant detonation rocket engine]. *Trudy NPO Energomash imeni Akademika V. P. Glushko* [Herald of NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko]. Moscow: NPO Energomash named after Academician V. P. Glushko. 29:4–14.
2. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2014. Experimental proof of the energy efficiency of the Zel'dovich thermodynamic cycle. *Doklady Physical Chemistry* 459(2):207–211.
3. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, and V. S. Ivanov. 2015. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen-oxygen fuel mixture. *Int. J. Hydrogen Energy* 40(21):6970–6975.
4. 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.
5. Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. Nepreryvnaya spinovaya detonatsiya [Continuous Spin Detonation]. Novosibirsk: Izdatel'stvo SO RAN [SB RAS Publishing]. 423 p.
6. Kindracki, J., P. Wolanski, and Z. Gut. 2011. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels – oxygen mixtures. *Shock Waves* 21:75–84.
7. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, P. A. Gusev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2015. Eksperimental'nye issledovaniya stendovykh obraztsov malorazmernykh raketnykh dvigatelei s nepreryvno-detonatsionnymi kamerami sgoraniya [Experimental studies of small samples bench rocket engine with a continuously-detonation combustors]. *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 8(1):151–163.
8. Ivanov, V. S., V. S. Aksenov, S. M. Frolov, and I. O. Shamshin. 2016. Eksperimental'nye issledovaniya stendovogo obraztsa raketnogo dvigatelya s nepreryvno-detonatsionnym goreniiem smesi prirodnogo gaza s kislorodom [Experimental studies of stand sample of rocket engine with continuous-detonation combustion of natural gas – oxygen mixture]. *Goren. Vzryv (Mosk.) – Combustion and Explosion* 9(2):51–64.
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.
10. Levin, V. A., and V. P. Korobeinikov. 1969. Sil'nyi vzryv v goryuchei smesi gazov [Strong explosion in the combustible gas mixture]. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid Mechanics]. 6:48–48.
11. Basevich, V. Ya., and S. M. Frolov. 2006. Global'nye kineticheskie mekhanizmy mnogostadiinogo samovosplamneniya uglevodorodov v reagiruyuschikh techeniyakh [Overall kinetic mechanisms for modeling multistage self-ignition of hydrocarbons in reactive flows]. *Russ. J. Chem. Phys.* 25(6):54–62.
12. Basevich, V. Ya., A. A. Belyaev, V. S. Posvyanskii, and S. M. Frolov. 2013. Mechanisms of the oxidation and combustion of normal paraffin hydrocarbons: transition from C₁–C₁₀ to C₁₁–C₁₆. *Russ. J. Physical Chemistry B* 7(2):161–169.

13. Pope, S. B. 2003. CEQ: A Fortran library to compute equilibrium compositions using Gibbs function continuation. Available at: <http://eccentric.mae.cornell.edu/~pope/CEQ> (accessed March 4, 2016).

Received December 18, 2015

Contributors

Medvedev Sergey N. (b. 1985) — 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; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; medvedevs@chph.ras.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; specialist, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

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; scientific head, Noncommercial Partnership Center of Pulse Detonation Combustion, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru