

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБЛИКА И ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОТОЧНОЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ*

А. В. Дубровский¹, В. С. Иванов², А. Э. Зангиев³, С. М. Фролов⁴

Аннотация: С помощью многовариантных трехмерных численных расчетов доказана возможность организации непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевой камере сгорания прямооточной воздушно-реактивной силовой установки в условиях полета с числом Маха 5.0 на высоте 20 км при использовании водорода в качестве топлива и атмосферного воздуха в качестве окислителя. Предложены концептуальные схемы осесимметричной силовой установки со сверхзвуковым входным устройством, расширяющейся кольцевой камерой сгорания и выходным соплом с усеченно-коническим центральным телом. Расчеты внутреннего и внешнего течений с учетом конечной скорости турбулентно-молекулярного смешения компонентов горючего друг с другом и с продуктами их горения, а также конечной скорости химических превращений и вязкого взаимодействия течения с ограничивающими поверхностями показали, что в указанных условиях полета двигатель такой силовой установки может иметь следующие характеристики: тягу 16,7 кН, удельную тягу 0,75 кН·с/кг, удельный импульс 2660 с и удельный расход топлива $\sim 0,14$ кг/(Н·ч). При этом в камере сгорания может быть реализован рабочий процесс с одной или с двумя детонационными волнами, бегущими в кольцевом зазоре со средней скоростью 1400 м/с. Показано, что в камере сгорания существуют зоны дозвукового течения продуктов детонации, однако в ее выходном сечении течение везде сверхзвуковое.

* 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».

¹Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; dubrovskii.alex@gmail.com

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; sydra777@gmail.com

⁴Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Центр импульсно-детонационного горения; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; smfrol@chph.ras.ru

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель; непрерывно-детонационная камера сгорания; водород; воздух; трехмерный расчет; тяга; удельный импульс

Введение

Управляемое детонационное горение — способ реализации наиболее эффективного термодинамического цикла превращения химической энергии топлива в полезную работу [1]. Теоретически коэффициент полезного действия (КПД) детонационных энергетических установок может превышать КПД существующих установок на 15%–20% [2–4].

В работе [5] рассмотрен вопрос о возможности организации непрерывной спиновой детонации (НСД) в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) со сверхзвуковой скоростью натекающего потока. Получено численное решение для водородно-кислородной смеси в кольцевой цилиндрической камере сгорания вплоть до числа Маха натекающего потока $M_0 = 3,0$.

Позднее, в работе [6] в двумерной нестационарной постановке проведено обобщение постановки задачи [5] об НСД в кольцевой камере сгорания, учитывающее предварительное изэнтропическое или ударно-волновое сжатие сверхзвукового потока водородно-кислородной смеси в диффузоре. На основе проведенных расчетов в [6] делается вывод о том, что максимальная скорость полета летательного аппарата с таким двигателем $M_0 = 4,0$. Однако вывод [6] противоречит работе [7], где рассматривается возможность реализации НСД в диапазоне чисел Маха M_0 вплоть до числа Маха детонации Чепмена–Жуге M_{CJ} . Кроме того, выводы [6] противоречат работе [8], в которой путем трехмерных расчетов доказана возможность реализации НСД при сверхзвуковой скорости потока предварительно перемешанной водородно-воздушной смеси в кольцевой камере сгорания с зазором шириной 20 мм в условиях, соответствующих полету с числом Маха $M_0 = 4,0$. Наконец, выводы [6] противоречат работе [9], в которой приведены результаты успешных экспериментальных исследований НСД водородно-воздушной смеси для условий, моделирующих сверхзвуковой полет с числом Маха $M_0 = 4,0$. Продолжительность непрерывно-детонационного горения водорода в опытах [9] составила более 3 с, что позволило зарегистрировать в кольцевом зазоре несколько тысяч оборотов детонационной волны при числе Маха воздушного потока на входе в камеру сгорания 1,93.

Причиной имеющихся противоречий выводов [6] с результатами [7–9] могут быть, например, двумерная аппроксимация течения и граничные условия в выходном сечении кольцевой камеры сгорания. Влияние этих факторов обсуждалось в [10, 11], где проведены трехмерные расчеты рабочего процесса в кольцевой непрерывно-детонационной камере сгорания с отдельной подачей водорода и воздуха. В [10, 11] показано, что распределения плотности, температуры, местного числа Маха и осевой составляющей скорости в различных сечениях камеры сгорания

являются существенно трехмерными и лишь распределение статического давления приближается к двумерному с увеличением расстояния от днища камеры. Другими словами, аппроксимация течения в кольцевой камере сгорания путем ее «разворачивания» на плоскость в пренебрежении радиальными неоднородностями, строго говоря, искажает реальную трехмерную картину течения. Трехмерные расчеты в [10] показали, что предположение о сверхзвуковом истечении на выходе двумерной расчетной области (как в [6]) не всегда корректно: в выходном сечении могут существовать обширные зоны дозвукового истечения продуктов детонации.

Цель данной работы — изучить возможность организации непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевой камере сгорания прямоточной воздушно-реактивной силовой установки осесимметричной конструкции в условиях полета с числом Маха 5,0 на высоте 20 км при использовании водорода в качестве топлива и атмосферного воздуха в качестве окислителя, причем водород и воздух подаются в камеру сгорания в виде предварительно подготовленной смеси, как в [8].

Постановка задачи

На рис. 1 показаны варианты облика прямоточной воздушно-реактивной силовой установки. Силовая установка включает сверхзвуковое входное устройство *I*, расширяющуюся камеру сгорания *II*, изолятор *III* и выходное сопло с усеченно-коническим центральным телом *IV*. Внешний диаметр камеры сгорания в вариантах 1 и 2 равен 730 мм, а в вариантах 3 и 4 — 520 мм. Рассматриваются конфигурации силовой установки с общей длиной 3080 и 2050 мм с разными длинами центрального тела *IV* и внешней обечайки *V*.

Схемы силовой установки на рис. 1 и соответствующие размеры получены в результате многовариантных трехмерных расчетов рабочего процесса при обтекании (внешнем и внутреннем) силовой установки на высоте 20 км безграничным набегающим потоком предварительно подготовленной стехиометрической водородно-воздушной смеси с числом Маха 5,0. На левой (входной) границе расчетной области задавали скорость течения и температуру указанной смеси, соответствующую параметрам стандартной атмосферы, а также ненулевые параметры (слабой) турбулентности. Параметры стандартной атмосферы на высоте 20 км: статическое давление 5529 Па, статическая температура 216,7 К. Принятые параметры турбулентности набегающего потока — турбулентная кинетическая энергия и ее диссипация — равны: $k = 0,001 \text{ м}^2/\text{с}^2$ и $\varepsilon = 0,00264 \text{ м}^2/\text{с}^3$ соответственно.

Во всем внешнем потоке и во внутреннем течении вплоть до некоторого сечения *VI* (см. рис. 1) химические превращения в газе искусственно подавлялись (скорости реакций принимались равными нулю).

Задачи состояли в сравнительном изучении особенностей непрерывно-детонационного рабочего процесса в указанных вариантах камеры сгорания силовой установки при работе на предварительно подготовленной водородно-воздушной смеси и в определении тяговых характеристик двигателя — тяги, удельной тяги,

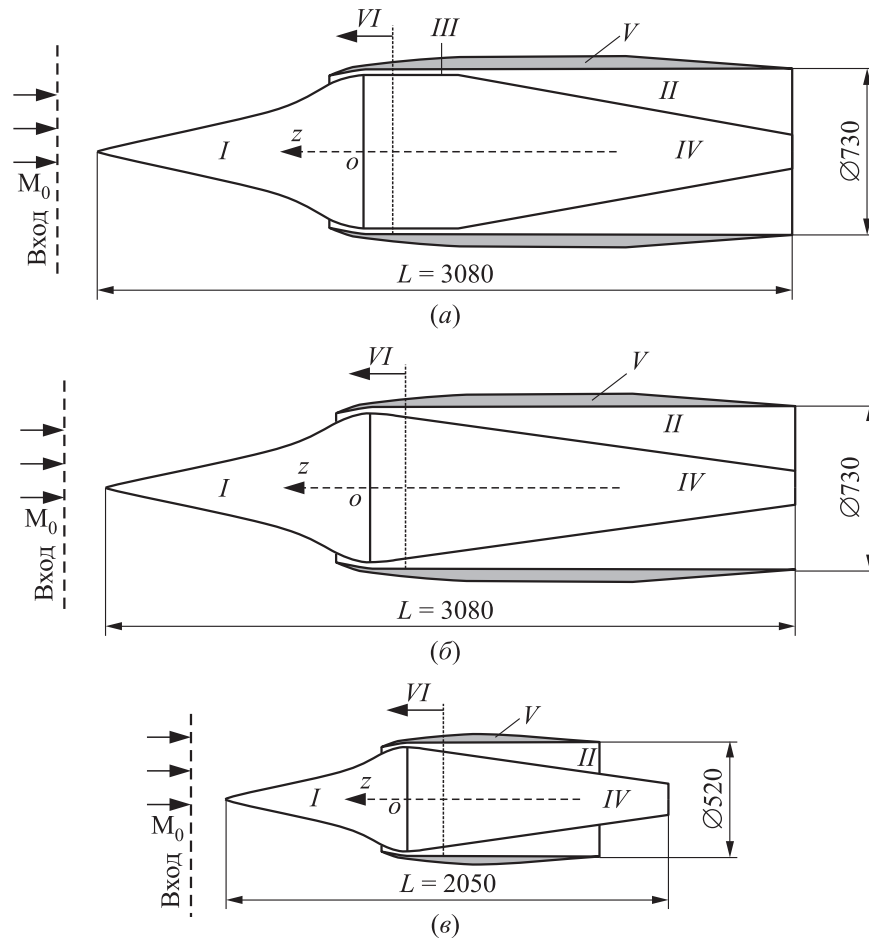


Рис. 1 К определению облика прямоточной воздушно-реактивной силовой установки с непрерывно-детонационной камерой сгорания (размеры указаны в миллиметрах): (а) вариант 1, (б) вариант 2, (в) варианты 3 и 4

удельного импульса и удельного расхода топлива. Еще одна задача заключалась в определении такого местоположения сечения *VI*, при котором не возникало режима с «выбитой» ударной волной.

Математическая модель и процедура расчета

Для описания сопутствующих физико-химических процессов использовали математическую модель и процедуру расчета, подробно описанную в [12]. Здесь лишь вкратце повторим их основные особенности.

Течение вязкого сжимаемого газа описывается усредненными по Рейнольдсу трехмерными нестационарными уравнениями Навье–Стокса, энергии и неразрывности химических компонентов многокомпонентной смеси. Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии моделируются 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 (ламинарного и/или турбулентного) 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 замыкаются calorическим и термическим уравнениями состояния смеси идеальных газов с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считаются переменными.

Численное решение определяющих уравнений задачи проводилось с использованием сопряженного алгоритма «метод SIMPLE¹ — метод Монте Карло». Химические источники члены рассчитывались по неявной схеме с внутренним шагом интегрирования по времени. Для моделирования окисления водорода применяли проверенную одноступенчатую схему реакции [10] с предэкспоненциальным множителем, который зависит от давления, и энергией активации, которая зависит от коэффициента избытка горючего.

Граничные условия для воздушного потока задавались на условных границах цилиндрической расчетной области, окружающей силовую установку. Все границы расчетной области были удалены от силовой установки на достаточно большое расстояние, чтобы исключить их влияние на течение внутри установки и в ее окрестности. На входе в расчетную область задавалось число Маха набегающего потока M_0 и статическая температура T_{in} , а также турбулентная кинетическая энергия, ее диссипация и средние массовые доли компонентов смеси O_2 , N_2 и H_2 . На боковых границах и в выходном сечении расчетной области задавалось статическое давление. Все остальные переменные (скорость, температура, турбулентная кинетическая энергия и ее диссипация, а также массовые концентрации компонентов) экстраполировались на эти границы из расчетной области. Специальные расчеты с расширением расчетной области показали, что принятые граничные условия никак не влияли на решение поставленной задачи. Граничные условия для средней скорости течения, давления, температуры, турбулентной кинетической энергии и ее диссипации, а также для средних концентраций химических компонентов на твердых стенках двигателя были сформулированы в предположении, что стенки изотермические ($T_w = 293,15$ К), непроницаемые, некаталитические и на них отсутствует проскальзывание потока, с использованием формализма пристеночных функций.

¹SIMPLE — semiimplicit method for pressure linked equations.

Расчет начинался с продувки силовой установки набегающим потоком подготовленной водородно-воздушной смеси в течение интервала времени 0,1 мс, требуемого для образования в камере сгорания активного слоя реакционноспособной смеси определенной толщины. Далее включалась процедура инициирования детонации. Эта процедура сводилась к быстрому сжиганию всех частиц МЧ в области инициатора — области ограниченного размера ($\sim 50 \times 50 \times 30$ мм), расположенной в активном слое. Сгорание частиц приводило к быстрому повышению давления в области инициатора и образованию инициирующей ударной волны, распространяющейся в кольцевом зазоре камеры сгорания во всех направлениях. Для обеспечения распространения детонационной волны в выбранном направлении в области инициатора предусматривали слой временно инертных частиц.

Предсказательная способность модели была ранее проверена на экспериментальных данных по непрерывно-детонационному горению водородно-воздушной смеси, полученных группой из Института гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН [13] и нашей группой [11, 14] для кольцевых камер сгорания внешним диаметром 306 [10, 13, 15] и 406 мм [11, 15], и показала хорошее согласие с измерениями по количеству одновременно вращающихся детонационных волн, по скорости детонационной волны, по высоте детонирующего слоя, по давлению в камере сгорания и по развиваемой тяге.

Результаты расчетов

Варианты 1 и 2 отличаются тем, что в варианте 1 предусмотрен изолятор III (см. рис. 1) — участок с кольцевым зазором постоянного сечения, а в варианте 2 его нет. Сравнение расчетов по вариантам 1 и 2 позволяло определить преимущества и недостатки конфигурации силовой установки с изолятором и без него. По сравнению с вариантами 1 и 2 варианты 3 и 4 отличаются меньшими размерами и укороченной обечайкой V (см. рис. 1). Варианты 3 и 4 отличаются друг от друга способом инициирования детонации: в варианте 3 прием с созданием в области инициатора слоя временно инертных частиц не использовался, а в варианте 4 использовался.

Следуя литературе, будем различать понятия «силовая установка» и «двигатель». Под «силовой установкой» понимают устройство, включающее двигатель, воздухозаборник, сопло и другие элементы конструкции. Под «двигателем» понимают ту часть «силовой установки», которая создает реактивную тягу. Ниже представлены определения основных параметров двигателя и силовой установки.

Частоту вращения детонации определяли по формуле

$$f = \frac{nV_{DW}}{\pi d},$$

где n — количество детонационных волн, одновременно циркулирующих в кольцевом зазоре; V_{DW} — скорость детонационной волны; d — диаметр внешней стенки камеры сгорания.

Расчетные значения параметров двигателя и силовой установки в вариантах 1–4

Вариант	Частота вращения детонации, Гц	Тяга, кН	Удельная тяга, кН·с/кг	Удельный импульс, с	Удельный расход топлива, кг/Н·ч	Эффективная тяга, кН	Сила внешнего сопротивления, кН	Расход смеси, кг/с
1	660	10,6	0,595	2110	0,174	–3,15	–13,75	18,3
2	610	16,66	0,752	2660	0,138	6,29	–10,37	22,8
3	1650	8,5	0,760	2690	0,136	3,67	–4,83	11,5
4	890	7,32	0,655	2310	0,158	2,49	–4,83	11,5

Тягу двигателя F определяли как равнодействующую сил относительного давления и трения, приложенных ко всем твердым поверхностям двигателя со стороны газового потока, протекающего внутри двигателя.

Удельную тягу двигателя определяли как отношение его тяги к массовому расходу воздуха.

Удельный импульс двигателя определяли как отношение его тяги к весовому расходу топлива.

Удельный расход топлива определяли как отношение часового массового расхода топлива к тяге двигателя.

Эффективную тягу силовой установки определяли как равнодействующую сил абсолютного давления и трения, приложенных ко всем твердым поверхностям силовой установки как со стороны газового потока, протекающего внутри двигателя, так и со стороны газового потока, обтекающего силовую установку. Положительное значение эффективной тяги силовой установки означает, что результирующая сила направлена вдоль оси z справа налево на рис. 1 (по направлению полета).

Силу внешнего сопротивления силовой установки определяли как равнодействующую сил относительного давления и трения, приложенных ко всем твердым поверхностям двигателя со стороны газового потока, обтекающего силовую установку. Отрицательное значение силы внешнего сопротивления силовой установки означает, что результирующая сила направлена вдоль оси z слева направо на рис. 1 (против направления полета).

Расчетные значения перечисленных параметров для вариантов 1–4 представлены в таблице.

На рис. 2 и 3 сравниваются расчетные поля статического давления и статической температуры в вариантах 1 и 2 соответственно для условий квазистационарного течения с одной детонационной волной, вращающейся в камере сгорания со скоростью 1510 (вариант 1) и 1400 м/с (вариант 2). Если в варианте 1 с изолятором реализуется рабочий процесс с «выбитой» ударной волной, то в варианте 2 реализуется рабочий процесс без выбитой волны. Видно, что в обоих случаях в камере

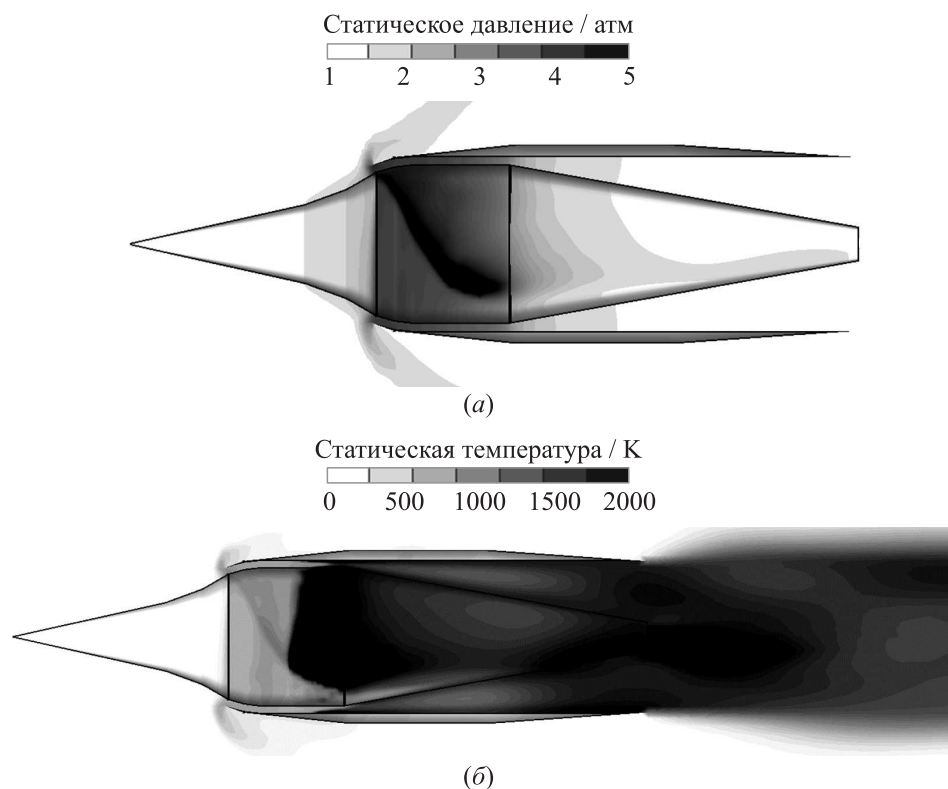


Рис. 2 Расчетные поля статического давления (а) и статической температуры (б) на поверхности центрального тела и в кольцевом зазоре камеры сгорания для варианта 1 силовой установки

сгорания реализуется локальная область высокого давления (до 3–5 атм), соответствующая бегущей детонационной волне с большим углом наклона фронта к оси двигателя. В обоих вариантах «основание» детонационной волны находится в сечении VI (см. рис. 1), выше по течению от которого химические превращения искусственно отключены. В отличие от варианта 1, в котором основание детонационной волны находится в изоляторе, в варианте 2 основание волны находится в расширяющемся сверхзвуковом потоке. Отметим, что верхний предел шкалы статической температуры на рис. 2 специально снижен с 3000 до 2000 К, чтобы показать выбитую ударную волну.

Из приведенной выше таблицы следует, что тяга, удельная тяга и удельный импульс двигателя в варианте 2 соответственно на 57%, 26,4% и 26% выше, а удельный расход топлива на 20,7% ниже, чем в варианте 1, тогда как эффективная тяга силовой установки в варианте 1 отрицательна, а в варианте 2 — положительна

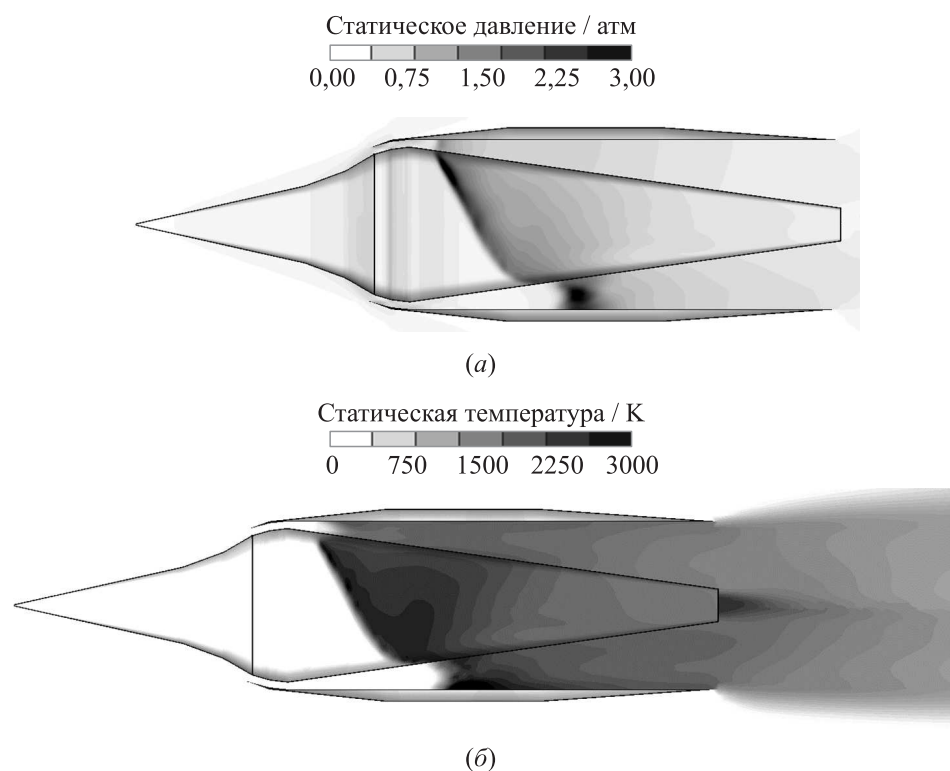


Рис. 3 Расчетные поля статического давления (а) и статической температуры (б) на поверхности центрального тела и в кольцевом зазоре камеры сгорания для варианта 2 силовой установки

и составляет около 6,3 кН. Эти различия в основном связаны с тем, что в варианте 2 расход смеси через двигатель на 24,6% больше, чем в варианте 1, в котором реализуется режим с выбитой ударной волной.

На рис. 4 сравниваются расчетные поля статического давления и статической температуры в вариантах 3 и 4 для условий квазистационарного течения. В варианте 3, в котором при инициировании рабочего процесса прием с искусственным выбором направления вращения детонационной волны не применялся, реализовался рабочий процесс с двумя детонационными волнами, вращающимися в одном направлении со скоростью 1350 м/с, а в варианте 4, в котором такой прием применялся, реализовался рабочий процесс с одной детонационной волной, бегущей со скоростью 1450 м/с. Расход смеси в вариантах 3 и 4 был одинаковым: 11,5 кг/с.

Из приведенной выше таблицы следует, что тяга, удельная тяга и удельный импульс двигателя в варианте 3 соответственно на 16%, 16% и 16,5% выше, а удельный

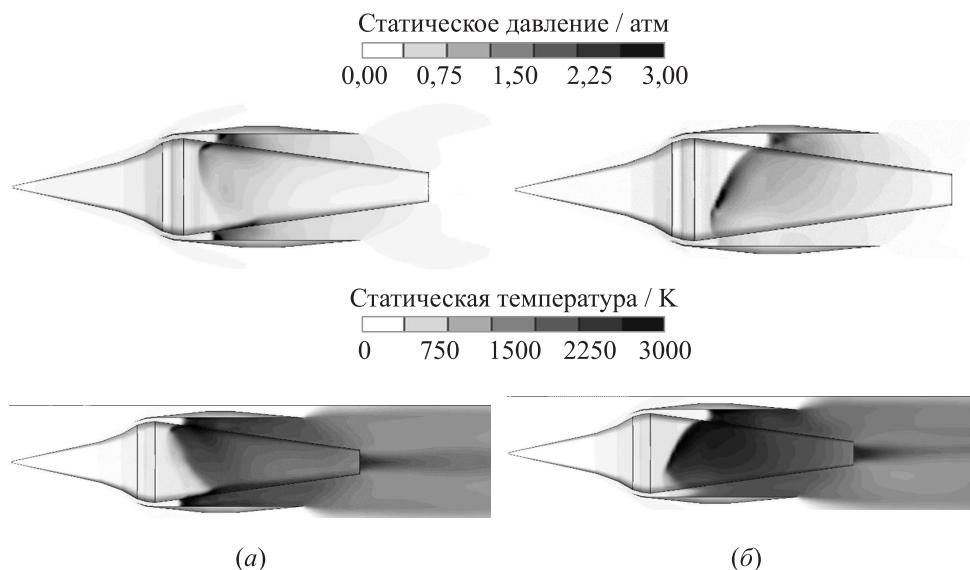


Рис. 4 Расчетные поля статического давления и статической температуры на поверхности центрального тела и в кольцевом зазоре камеры сгорания для вариантов 3 (а) и 4 (б) силовой установки

расход топлива на 14% ниже, чем в варианте 4, тогда как эффективная тяга силовой установки в вариантах 3 и 4 положительна и составляет 3,67 и 2,49 кН соответственно. Повышение удельного импульса в варианте 3 по сравнению с вариантом 4 (2690 вместо 2310 с) связано с более полным расширением продуктов детонации в варианте 3 с двумя волнами меньших размеров в продольном направлении.

Анализ течения показал, что во всех вариантах 1–4 в камере сгорания существуют зоны дозвукового течения продуктов детонации, однако в ее выходном сечении (на срезе обечайки *V*) течение везде сверхзвуковое.

Заключение

С помощью многовариантных трехмерных численных расчетов доказана возможность организации непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевой камере сгорания прямоточной воздушно-реактивной силовой установки в условиях полета с числом Маха 5,0 на высоте 20 км при использовании водорода в качестве топлива и атмосферного воздуха в качестве окислителя. Предложены концептуальные схемы осесимметричной силовой установки со сверхзвуковым входным устройством, расширяющейся кольцевой камерой сгорания и выходным соплом с усеченно-коническим центральным телом. Расчеты внутреннего и внеш-

него течений с учетом конечной скорости турбулентно-молекулярного смешения компонентов горючего друг с другом и с продуктами их горения, а также конечной скорости химических превращений и вязкого взаимодействия течения с ограничивающими поверхностями показали, что в указанных условиях полета двигатель такой силовой установки может иметь следующие характеристики: тягу 16,7 кН, удельную тягу 0,75 кН·с/кг, удельный импульс 2660 с и удельный расход топлива $\sim 0,14$ кг/Н·час. При этом в камере сгорания может быть реализован рабочий процесс с одной или с двумя детонационными волнами, бегущими в кольцевом зазоре со средней скоростью 1400 м/с. Показано, что в камере сгорания существуют зоны дозвукового течения продуктов детонации, однако в ее выходном сечении течение везде сверхзвуковое.

Полученные результаты опровергают вывод [6], основанный на двумерных расчетах, о том, что максимальная скорость полета летательного аппарата с непрерывно-детонационным двигателем, работающим на предварительно перемешанной стехиометрической водородно-кислородной ($2\text{H}_2 + \text{O}_2$) смеси, не превышает $M_0 = 4,0$. Во-первых, проведенные трехмерные расчеты относятся не к водородно-кислородной смеси, а к водородно-воздушной смеси, имеющей значительно меньшую детонационную способность. Во-вторых, получен рабочий режим с положительной эффективной тягой при полете с числом Маха $M_0 = 5,0$.

Литература

1. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. Вып. 17. С. 1455–1461.
2. Heiser W. H., Pratt D. T. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines // J. Propul. Power, 2002. Vol. 18. No. 1. P. 68.
3. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
4. 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.
5. Ждан С. А. Математическое моделирование непрерывной спиновой детонации в кольцевой камере сгорания при сверхзвуковой скорости потока // Физика горения и взрыва, 2008. Т. 44. № 6. С. 83–91.
6. Ждан С. А., Рыбников А. И. Непрерывная детонация в сверхзвуковом потоке водородно-кислородной смеси // Физика горения и взрыва, 2014. Т. 50. № 5. С. 63–74.
7. Фудживара Т., Хишида М., Киндрацки Ж., Волански П. Стабилизация детонации при любых входящих числах Маха // Физика горения и взрыва, 2009. Т. 45. № 5. С. 108–110.
8. Liu S., Liu W., Jiang L., Lin Z. Numerical investigation on the airbreathing continuous rotating detonation engine // 25th ICDERS Proceedings, 2015. Leeds, England. Paper #157.
9. Wang C., Liu W., Liu S., Jiang L., Lin Z. Propagation characteristics of continuous rotating detonation wave under different temperature air // 25th ICDERS Proceedings, 2015. Leeds, England. Paper #154.

10. Дубровский А. В., Иванов В. С., Фролов С. М. Трехмерное численное моделирование рабочего процесса в непрерывно-детонационной камере сгорания с отдельной подачей водорода и воздуха // Хим. физика, 2015. Т. 34. № 2. С. 65–81.
11. 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.
12. Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С. Трехмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией // Хим. физика, 2012. Т. 31. № 3. С. 32–45.
13. Быковский Ф. А., Ждан С. А., Ведерников Е. Ф. Непрерывная спиновая детонация топливно-воздушных смесей // Физика горения и взрыва. 2006. Т. 42. № 4. С. 107–115.
14. 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.
15. Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С. Трехмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией при отдельной подаче горючего и окислителя // Хим. физика, 2013. Т. 32. № 2. С. 56–65.

Поступила в редакцию 18.12.15

NUMERICAL SIMULATION OF THE DESIGN AND PERFORMANCE OF A RAMJET WITH CONTINUOUS-DETONATION COMBUSTOR

A. V. Dubrovskii^{1,2,3}, V. S. Ivanov^{1,2}, A. E. Zangiev^{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: The possibility of organizing a continuous-detonation operation process in a scramjet propulsion system with annular combustor in flight conditions with Mach 5.0 at an altitude of 20 km using hydrogen as fuel and air as the oxidant has been proved based on multiparametric three-dimensional numerical calculations. The conceptual scheme of the power plant with an axisymmetric supersonic inlet, expanding annular combustor, and an outlet nozzle with a truncated conical central body has been suggested. Calculations of internal and external flows taking into account finite rates of turbulent and molecular mixing of the components with each other and with the combustion products, as well as the finite rates of chemical reactions and viscous interaction of the flow with the bounding surfaces have shown that in these flight conditions, the power plant

could exhibit the following characteristics: 16.7 kN thrust, specific thrust of 0.75 kN·s/kg, specific impulse of 2660 s, and specific fuel consumption of ~ 0.14 kg/(N/h). In the combustion chamber, the operation process with one or two detonation waves traveling in the annular space at an average velocity of 1400 m/s can be realized. It is shown that the flow in the combustor can be locally subsonic but at its downstream end, it is essentially supersonic everywhere.

Keywords: scramjet engine; continuous-detonation combustion chamber; hydrogen; air; three-dimensional calculation; thrust; specific impulse

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 liquefied natural gas utilization technologies (methane, propane, butane) as fuel for rocket and space technology of the new generation and the creation of the rocket engine bench demonstrator” within the framework of the Federal Target Program “Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014–2020.”

References

1. Zel'dovich, Ya. B. 1940. K voprosu ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo goreniya [To the question of energy use of detonation combustion]. *Zh. Tekhn. Fiz.* [J. Tech. Phys.] 10(17):1455–1461.
2. Heiser, W. H., and D. T. Pratt. 2002. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines. *J. Propul. Power* 18(1):68.
3. Frolov, S. M., A. E. Barykin, and A. A. Borisov. 2004. Termodinamicheskiy tsykl s detonatsionnym szhiganiem topliva [Thermodynamic cycle with detonation combustion of fuel]. *Russ. J. Chem. Phys.* 23(3):17–25.
4. 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.
5. Zhdan, S. A. 2008. Mathematical model of continuous detonation in an annular combustor with a supersonic flow velocity. *Combust. Expl. Shock Waves* 44(6):690–697.
6. Zhdan, S. A., and A. I. Rybnikov. 2014. Continuous detonation in a supersonic flow of a hydrogen–oxygen mixture. *Combust. Expl. Shock Waves* 50(5):556–567.
7. Fujiwara, T., M. Hishida, J. Kindracki, and P. Wolanski. 2009. Stabilization of detonation for any incoming Mach numbers. *Combust. Expl. Shock Waves* 45:603–605.
8. Liu, S., W. Liu, L. Jiang, and Z. Lin. 2015. Numerical investigation on the airbreathing continuous rotating detonation engine. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds, England. Paper #157.
9. Wang, C., W. Liu, S. Liu, L. Jiang, and Z. Lin. 2015. Propagation characteristics of continuous rotating detonation wave under different temperature air. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds, England. Paper #154.

10. Dubrovskii, A. V., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2015. Three-dimensional numerical simulation of the operation process in a continuous detonation combustor with separate feeding of hydrogen and air. *Russ. J. Phys. Chem. B* 9(1):104–119.
11. 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. Expl. Shock Waves* 51(2):232–245.
12. 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.
13. Bykovskii, F. A., S. A. Zhdan, and E. F. Vedernikov. 2006. Continuous spin detonation of fuel–air mixtures. *Combust. Expl. Shock Waves* 42(4):463–471.
14. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2015. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor. *Int. J. Hydrogen Energ.* 40:1616–1623.
15. Frolov, S. M., A. V. Dubrovskii, and V. S. Ivanov. 2013. Three-dimensional numerical simulation of the operation of a rotating-detonation chamber with separate supply of fuel and oxidizer. *Russ. J. Phys. Chem. B* 7(1):35–43.

Received December 18, 2015

Contributors

Dubrovskii Alexey V. (b. 1989) — research engineer, 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; PhD student, National Research Nuclear University MEPhI, 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; dubrovskii.alex@gmail.com

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

Zangiev Alan E. (b. 1989) — research engineer, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics of the 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; sydra777@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