

ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННЫЙ ТЯГОВЫЙ МОДУЛЬ*

С. М. Фролов¹, В. С. Иванов², В. С. Аксёнов³, А. Э. Зангиев⁴, И. О. Шамшин⁵, П. А. Гусев⁶

Аннотация: С помощью многовариантных трехмерных расчетов разработан облик тягового модуля (ТМ) для летательного аппарата, предназначенного для полета со скоростью от 30 до 120 м/с при работе на штатном авиационном керосине ТС-1. Тяговый модуль состоит из воздухозаборного устройства (ВЗУ) с обратным клапаном (ОК), системы подачи топлива, системы форкамерного зажигания и камеры сгорания (КС) с присоединенной детонационной трубой. Изготовлен экспериментальный образец ТМ и проведены его огневые испытания на стенде с тягоизмерительным столом. В огневых испытаниях получены характеристики ТМ в виде зависимостей эффективной тяги, аэродинамического сопротивления и удельного импульса от расхода топлива при разных скоростях набегающего потока воздуха. Экспериментально показано, что удельный импульс ТМ достигает 1000–1200 с, а развиваемая им эффективная тяга достигает 50 Н. Отмечены причины значительного отличия измеренных и оценочных значений эффективной тяги.

Ключевые слова: импульсно-детонационный двигатель; тяговый модуль; авиационный керосин; трехмерный расчет; экспериментальный образец; тяговые характеристики; удельный импульс

DOI: 10.30826/CE18110312

1 Введение

В существующих прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ВРД) на химическом топливе, как правило, используется стационарный рабочий процесс с непрерывным преобразованием химической энергии топлива в полезную работу расширения продуктов дефлаграционного (дозвукового) горения. Непрерывное горение топлива в КС обеспечивается специальными мерами и/или устройствами, предотвращающими срыв пламени, и протекает со значительным снижением плотности (в 2–5 раз) и с небольшим понижением давления (на несколько процентов) в продуктах горения. В качестве альтернативы ВРД с непрерывным горением топлива рассматривают ВРД с пульсирующим (нестационарным) дефлаграционным горением. В таких двигателях, оснащенных резонаторными трубами, происходит автоколебательное горение топлива со значительным снижением плотности,

но с небольшим (на несколько процентов) повышением давления⁷. Хорошо известен пример пульсирующего ВРД (ПуВРД) V-1 времен Второй мировой войны.

Начиная с 1940–1950-х гг., благодаря работам Я. Б. Зельдовича [1] и Б. В. Войцеховского [2], стали рассматривать возможность использования в ВРД не дефлаграционного, а детонационного (сверхзвукового) горения топлива, которое теоретически сулит значительное повышение энергоэффективности двигателя. В отличие от стационарного дефлаграционного горения, при котором плотность и давление продуктов химических превращений снижаются, при стационарном детонационном горении плотность и давление продуктов реакции существенно возрастают (плотность — в 2 раза, давление — в 15–17 раз). Поскольку стационарное детонационное горение топлива в «стоячей» детонационной волне сопровождается большими энтропийными потерями [1], рассматривают возмож-

* Работа выполнена в рамках проекта Российского научного фонда (грант № 14-13-00082П).

¹ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, smfrol@chph.ras.ru

² Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

³ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ, v.aksenov@mail.ru

⁴ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, sydra777@gmail.com

⁵ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ; Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук, igor_shamshin@mail.ru

⁶ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Объединенный институт высоких температур Российской академии наук, gusevpa@yandex.ru

⁷ Последнее не противоречит законам сохранения массы и количества движения, поскольку рабочий процесс в таком двигателе нестационарный.

ность организации детонационного горения в бегущих детонационных волнах (ДВ): либо в непрерывной «спиновой» волне [2, 3], либо в импульсно-периодической волне [4].

Двигатели с непрерывной спиновой детонацией топлива называют непрерывно-детонационными двигателями (НДД), а двигатели с импульсно-периодической детонацией — импульсно-детонационными двигателями (ИДД). Камера сгорания в НДД, как правило, выполнена в виде кольцевой камеры с осевой подачей воздуха и с распределенной радиальной подачей топливных струй. Спиновая ДВ непрерывно вращается в кольцевом зазоре над отверстиями подачи топливных струй, сжигая все топливо, поступившее в КС за один оборот вокруг оси двигателя, а продукты детонации непрерывно расширяются в атмосферу через сопло, создавая тягу. Камера сгорания в ИДД, как правило, выполнена в виде прямой трубы, периодически заполняемой топливно-воздушной смесью (ТВС) и оборудованной механическим ОК, периодически перекрывающим доступ воздуха в КС. В период, когда клапан закрыт, ДВ пробегает вдоль трубы, сжигая всю ТВС, а продукты детонации расширяются в атмосферу через сопло, создавая импульс тяги.

Данная работа — продолжение исследований, описанных в [5]. В [5] на испытательном стенде с дозвуковой аэродинамической трубой проведены огневые испытания модели ИДД с механическим ОК в дозвуковых свободных воздушных струях с числом Маха от 0,65 до 0,85. В качестве горючего использовался жидкий пропан. Получены рабочие режимы с частотой до 10 Гц, средней тягой до 30 Н и средним удельным импульсом до 1000 с.

Цель дальнейших исследований — разработка на основе результатов [5] импульсно-детонационного ТМ на жидком топливе (штатный авиационный керосин ТС-1) с удельным импульсом по топливу не менее 1000 с. Тяговый модуль предназначен для проведения полетных испытаний в составе модели летательного аппарата в условиях дозвукового полета.

2 Интегральная оценка эффективности двигателя

На рис. 1 показана принципиальная схема импульсно-детонационного ТМ. Тяговый модуль представляет собой прямой канал с заданными значениями площади поперечного сечения и длины. Он состоит из ВЗУ, совмещенного с ОК; системы подачи топлива; системы зажигания; КС, в которой происходит смешение топлива с воздухом и зажигание ТВС; детонационной трубы и выходного устройства (сопла). Детонационная труба состоит из секции ускорения пламени с препятствиями-турбулизаторами специальной формы. Конструкция секций и детали их сопряжения, а также форма и расстановка препятствий — предметы патентования и здесь не обсуждаются. В настоящее время частота работы ТМ ограничена скоростью срабатывания механического ОК: максимальная частота ~ 20 Гц. Рабочий цикл включает заполнение КС и детонационной трубы ТВС при открытом ОК с последующим зажиганием смеси, закрытием ОК (активным или пассивным), переходом горения в детонацию (ПГД), сгоранием ТВС в бегущей ДВ и истечением продуктов детонации через сопло в атмосферу. На стадиях сгорания ТВС и истечения продуктов детонации через сопло на внутренней поверхности закрытого ОК поддерживается избыточное статическое давление, которое и создает силу, действующую навстречу набегающему воздушному потоку — силу тяги. При снижении статического давления на ОК до уровня полного давления набегающего воздушного потока ОК открывается, и рабочий цикл ТМ повторяется.

Базовое топливо для ТМ — штатный авиационный керосин ТС-1.

Для оценки ожидаемых интегральных характеристик ТМ (рабочей частоты f , полной тяги T , эффективной тяги F и силы аэродинамического сопротивления R) проведены расчеты для модуля длиной L от 1 до 3 м с квадратным поперечным сечением 100×100 мм (соответствует поперечно-

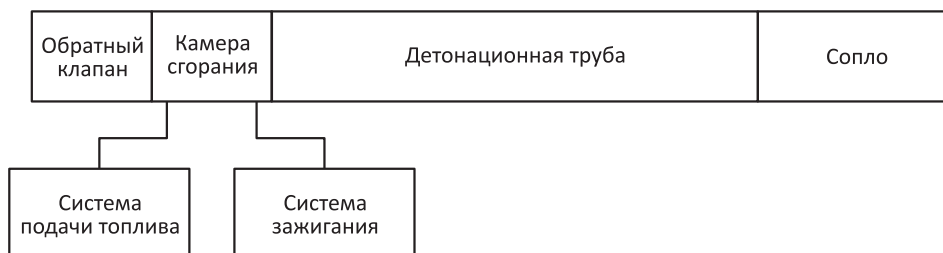


Рис. 1 Принципиальная схема ТМ

му сечению круглой трубы диаметром 113 мм) при разной скорости полета. Рассматривалась схема без выходного сопла. Расчеты проведены по формулам:

$$f = \frac{VC_{in}}{L};$$

$$T = \dot{m}_T I_{SP} g;$$

$$F = T + R;$$

$$R = -\frac{C_X S \rho V^2}{2};$$

$$\dot{m}_T = \rho V S Y_{ST} C_{in} C_f,$$

где V — скорость полета; I_{SP} — удельный импульс по топливу; g — ускорение свободного падения; ρ — плотность воздуха; S — площадь миделевого сечения ТМ; \dot{m}_T — массовый расход топлива; C_X — коэффициент аэродинамического сопротивления модуля; Y_{ST} — массовая доля топлива в стехиометрической ТВС; C_{in} — коэффициент расхода ВЗУ с ОК; C_f — коэффициент скважности заполнения рабочей части ТМ топливом. Силы T , F и R считаются положительными, если они направлены против набегающего потока воздуха.

В расчеты заложены следующие значения определяющих параметров и коэффициентов: $I_{SP} = 1000$ с (получено экспериментально в [5]); $C_X = 1,0$; $Y_{ST} = 0,06$; $C_{in} = 0,5$ (т.е. в ВЗУ поступает 50% набегающего потока воздуха; потери связаны с наличием перегородок в конструкции ОК и с потерями давления на прокачку воздуха по тракту двигателя); $C_f = 0,8$ (т.е. циклограмма рабочего процесса такова, что в течение 80% времени цикла происходит заполнение детонационной трубы ТВС, а в течение оставшихся 20% происходит сжигание смеси и истечение продуктов детонации).

На рис. 2 показаны результаты расчетов в виде зависимостей $f(V)$ при $L = 1, 2$ и 3 м, а на

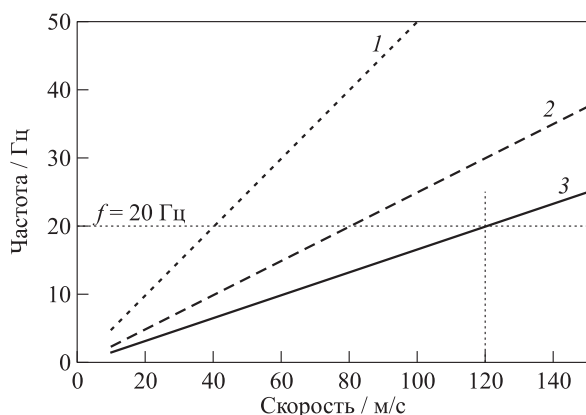


Рис. 2 Расчетные зависимости рабочей частоты ТМ разной длины от скорости полета: 1 — 1 м; 2 — 2; 3 — 3 м

рис. 3 — в виде зависимостей $T(V)$, $F(V)$ и $|R|(V)$ при $L = 3$ м. Ввиду ограничений, накладываемых на ОК по максимальной рабочей частоте (20 Гц), имеется предельная скорость полета, при которой достигается максимальная эффективная тяга ТМ: в ТМ длиной 3 м можно реализовать рабочий процесс при скорости полета до 120 м/с (см. рис. 2) с эффективной тягой на уровне моря до 250 Н (см. рис. 3), а в ТМ длиной 2 м предельная скорость полета при такой же рабочей частоте — 80 м/с.

3 Облик тягового модуля

Облик ТМ создавался на основе многовариантных численных расчетов по методике, описанной, например, в [6].

Рабочий процесс в ТМ моделировали в трехмерном приближении. Математическая модель течения, положенная в основу расчетов, — осредненные по Рейнольдсу уравнения сохранения массы, количества движения и энергии для нестационарного сжимаемого турбулентного реагирующего течения.

Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии моделировали с помощью k - ε -модели турбулентности (k — кинетическая энергия турбулентности; ε — ее диссипация).

Моделирование химических источников при турбулентном горении и ПГД требовало учета вкладов как фронтального горения, так и объемных предпламенных реакций. Для их определения использовали алгоритм явного выделения фронта пламени (ЯВП), а вклады объемных реакций определяли с помощью метода частиц (МЧ) [6].

Турбулентное горение паров керосина моделировалось с использованием базы данных по скорости ламинарного пламени в гомогенных керосиновоздушных смесях [7]. Самовоспламенение

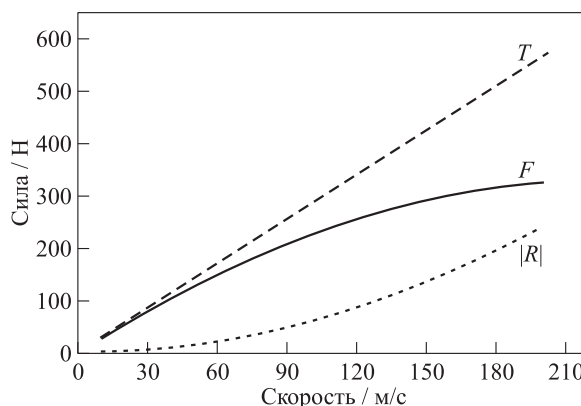


Рис. 3 Расчетные тяговые характеристики ТМ с поперечным сечением 100×100 мм при $L = 3$ м

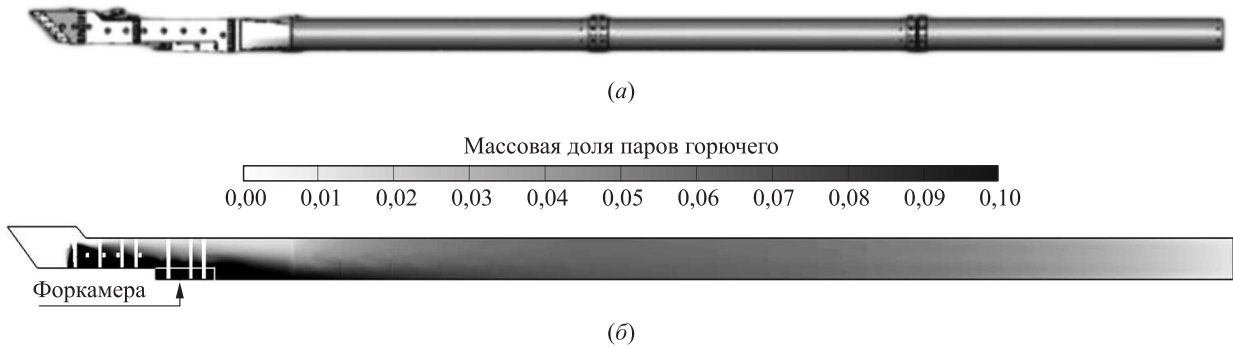


Рис. 4 Трехмерная модель ТМ (а) и пример расчетного поля массовой доли паров горючего во внутреннем тракте ТМ в конце стадии заполнения детонационной трубы горючей смесью (ОК открыт)

паров керосина описывалось либо детальной кинетикой окисления суррогатного горючего, моделирующего керосин, либо упрощенной одностадийной реакцией с переменными аррениусовскими параметрами для низко- и высокотемпературных превращений [8].

Систему определяющих уравнений, дополненную $k-\varepsilon$ -моделью турбулентности и сопряженной моделью ЯВП–МЧ, замыкали калорическим и термическим уравнениями состояния идеального газа с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считались переменными. Для численного решения использовали метод, основанный на конечно-объемной дискретизации уравнений с первым порядком аппроксимации по пространству и по времени. Чтобы избежать чрезмерного сгущения сетки к твердым поверхностям с прилипанием потока, использовали стандартный метод пристеночных функций. Базовая расчетная сетка содержала 800 000 ячеек. Влияние размеров расчетных ячеек на структуру течения проверялось специальными расчетами на существенно более мелких сетках.

Расчеты проводились для условий обдува ТМ свободным потоком воздуха со скоростью 10 м/с с впрыском предиспаренного керосина в КС. В результате расчетов сформирован облик ТМ длиной 3–4 м с квадратно-круговым поперечным сечением (рис. 4, а): ВЗУ и КС имеют квадратное сечение 100×100 мм, а детонационная труба выполнена в виде круглой трубы диаметром 100 мм. Выходное сопло отсутствует. Указанные параметры ТМ близки к параметрам, принятым в оценочных расчетах в разд. 2. С помощью параметрических трехмерных расчетов выбраны наилучшая длина КС, обеспечивающая эффективное смешение воздуха с топливом, наилучший способ зажигания — форкамерно-факельный, наилучшее расположение

проточной форкамеры, минимальная длина секции с препятствиями-турбулизаторами для ускорения пламени и ПГД, а также наилучшая степень заполнения трубы топливной смесью для достижения максимальной полноты сгорания топлива. Оптимизация конструкции и режима работы ТМ на минимальные потери давления и максимальную тягу не проводилась.

На рис. 4, б приведен пример расчета в виде поля массовой доли паров горючего во внутреннем тракте ТМ в конце стадии заполнения детонационной трубы ТВС. В форкамере и ее окрестности ТВС обогащена горючим, тогда как в детонационной трубе состав ТВС близок к стехиометрическому.

В конце детонационной трубы состав ТВС обеднен горючим. На рис. 5 приведен пример расчета полей температуры во внутреннем тракте ТМ в различные моменты времени после форкамерного зажигания ТВС. Зажигание моделировалось размещением горячего очага пламени диаметром 3 мм за уступом форкамеры. В этом примере ПГД достигается в конце последней секции детонационной трубы с препятствиями-турбулизаторами.

На рис. 6 приведено сравнение расчетных зависимостей видимой скорости фронта пламени от пройденного (осевого) расстояния для двух вариантов ТМ: с ПГД и без ПГД.

В первом случае препятствия-турбулизаторы обеспечивают ускорение пламени до 900–1000 м/с на кратчайшем расстоянии ~ 2 м от источника зажигания с последующим быстрым ПГД [9] и распространением детонации в гладкой секции детонационной трубы. Снижение скорости детонации на конечном участке детонационной трубы объясняется неполным и неоднородным заполнением трубы свежей ТВС (см. рис. 4, б).

Во втором случае форма и расстановка препятствий-турбулизаторов не обеспечили ПГД.

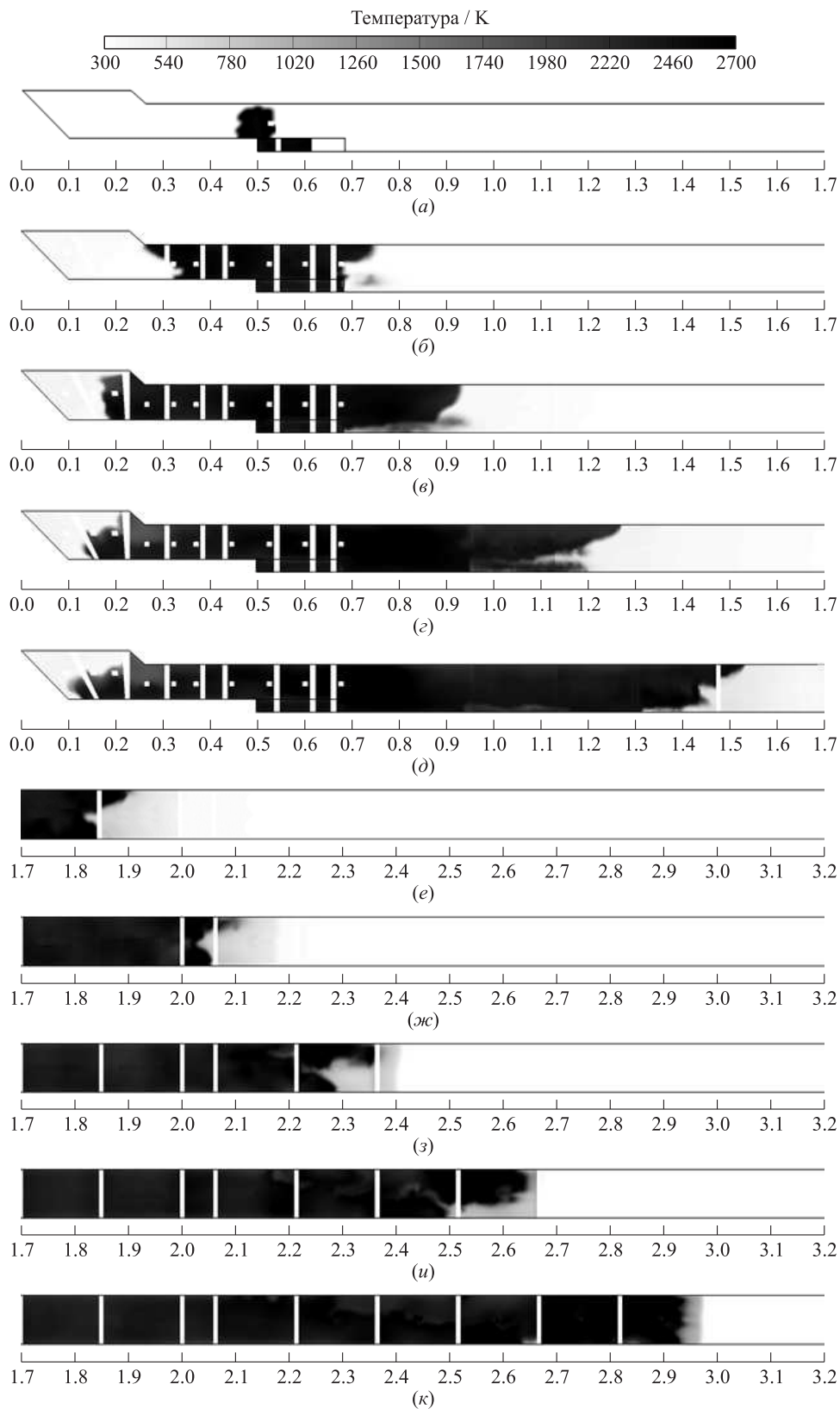


Рис. 5 Пример расчетного поля температуры газа в срединном продольном сечении внутреннего тракта ТМ в разные моменты времени после форкамерного зажигания (ОК закрыт): (а) 3 мс; (б) 5; (в) 6; (г) 7; (д) 7,5; (е) 8; (ж) 8,25; (з) 8,5; (и) 8,75; (к) 9 мс; (л) 9,25; (м) 9,5; (н) 9,75 мс (окончание рис. 5 на с. 97)

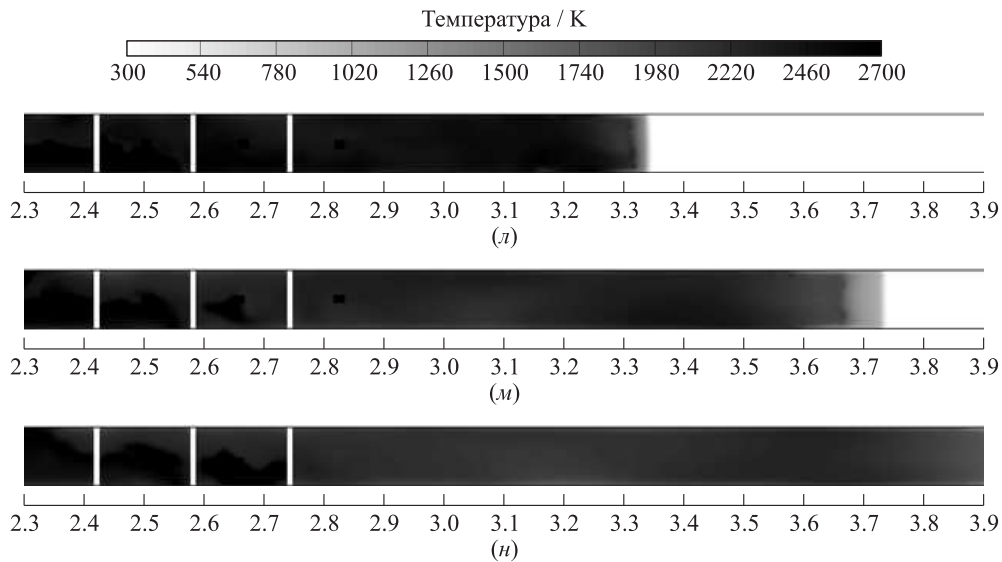


Рис. 5 (окончание) Пример расчетного поля температуры газа в срединном продольном сечении внутреннего тракта ТМ в разные моменты времени после форкамерного зажигания (ОК закрыт): (л) 9,25 мс; (м) 9,5; (н) 9,75 мс

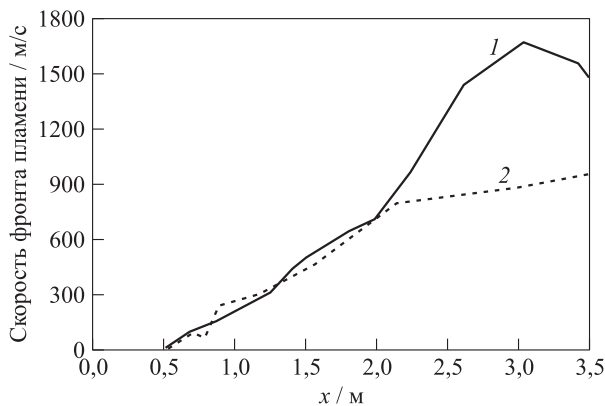


Рис. 6 Сравнение расчетных зависимостей видимой скорости фронта пламени от пройденного (осевого) расстояния для двух вариантов ТМ: 1 — с ПГД; 2 — без ПГД

4 Экспериментальная установка

Экспериментальный образец ТМ (далее ТМ), изготовленный в соответствии с трехмерной моделью (см. рис. 4, а), устанавливали на испытательном стенде, расположенном в бронеканере (рис. 7). Камера сгорания ТМ с ОК лепесткового типа выполнена из алюминия марки АД31. Керосин подавали в КС с помощью двух форсунок прямого впрыска BOSCH под углом 45° к оси КС. Секции с препятствиями-турбулизаторами и гладкая секция детонационной трубы выполнены из нержавеющей стали 12Х18Н9Т (труба 100×1 мм).

Препятствия-турбулизаторы также выполнены из нержавеющей стали. Вынужденное охлаждение ТМ не предусмотрено: в огневых испытаниях с рабочей частотой до 14 Гц температура стенок КС не превышала 200°C , а максимальная зарегистрированная температура препятствий-турбулизаторов составила 700°C .

Набегающий воздушный поток получали с помощью турбовоздуходувки SCL-K11TS, обеспечивающей скорость потока от 20 до 100 м/с по схеме со свободной струей. Скорость набегающего воздушного потока измеряли с помощью трубки Пито, установленной в канале подачи воздуха. При включении и выключении воздуха определяли нулевую линию тяги и аэродинамическое сопротивление ТМ.

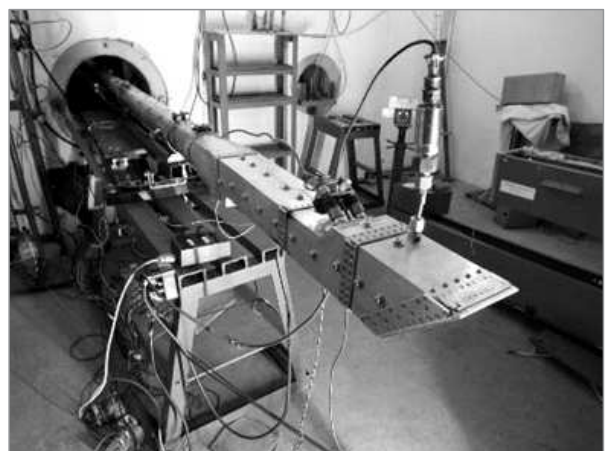


Рис. 7 Фотография ТМ на испытательном стенде

Для подачи жидкого топлива использовали вытеснительную систему с топливным баком объемом 3 л, установленным на весах. В качестве вытесняющего газа использовали азот с давлением вытеснения до 70 атм. В системе подачи топлива установлен датчик давления. Для определения расходной характеристики системы подачи топлива в ТМ (включая форсунки) провели серию предварительных калибровочных проливов в диапазоне давлений вытеснения от 8 до 65 атм. По результатам проливов получена зависимость расхода топлива от давления вытеснения.

Система диагностики рабочего процесса в ТМ включала два ионизационных зонда, низкочастотный датчик абсолютного давления и датчик тяги. По двум ионизационным зондам, установленным в гладкой секции детонационной трубы на расстоянии 2600 и 2930 мм от свечи зажигания, определяли наличие детонации и (косвенно) степень заполнения трубы горючей смесью. По датчику давления, установленному непосредственно за ОК,

определяли динамику изменения давления на тяговой стенке (при закрытом ОК), а также оценивали тяговое усилие, создаваемое ТМ. Непосредственное измерение тяги, создаваемой ТМ, производилось датчиком тяги Тензо-М Т2-200, установленным на тяговом столе.

На рис. 8 приведен пример первичных записей ионизационных зондов (кривые 1 и 2), а также датчика давления (кривая 3) в одном цикле рабочего процесса в огневом испытании ТМ с частотой 4 Гц. По временной задержке сигналов на ионизационных зондах легко определить скорость детонации: ~ 1800 м/с. Максимальное статическое давление за ОК в рассматриваемом цикле ~ 700 кПа, причем максимум на кривой 3 достигается после выхода ДВ из сопла. Продолжительность сигнала избыточного давления на ОК — около 17 мс.

На рис. 9 показан пример первичной записи датчика тяги в 10 циклах огневого испытания ТМ при рабочей частоте 14 Гц. На записи наблюдаются колебания с амплитудой до 100 Н. Среднюю тягу ТМ

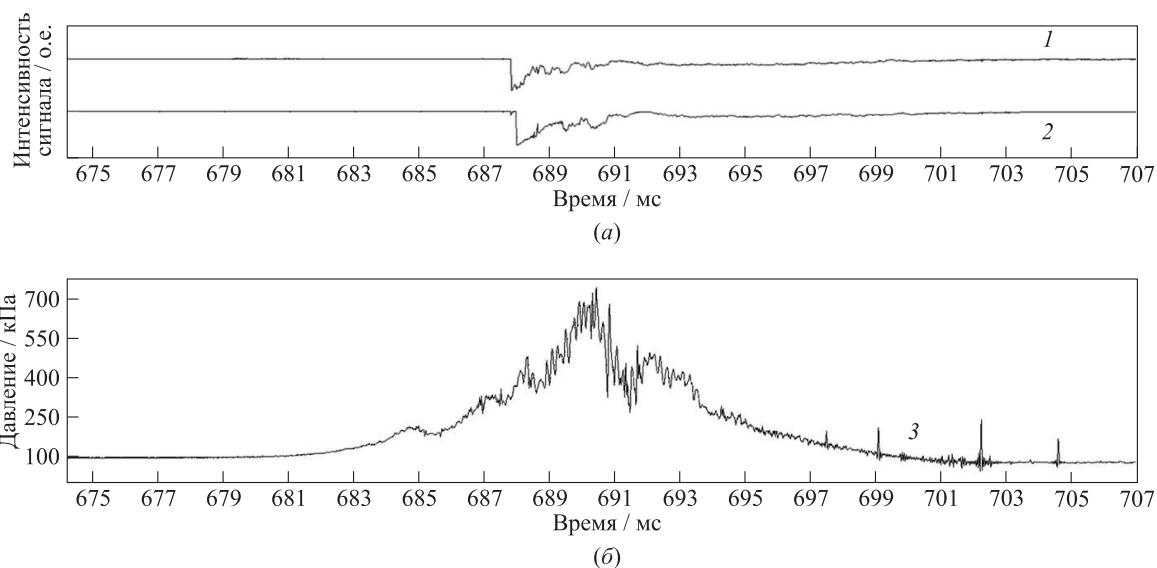


Рис. 8 Пример первичных записей ионизационных зондов (1 и 2) и низкочастотного датчика давления (3), установленного за ОК, в огневом испытании ТМ с рабочей частотой 4 Гц

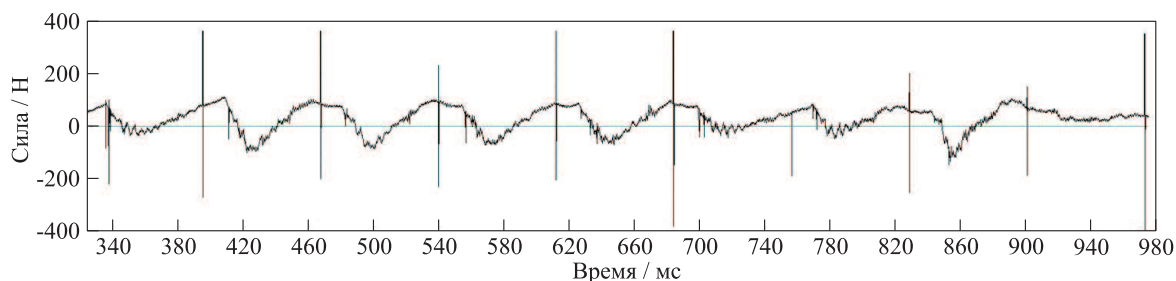


Рис. 9 Пример первичной записи датчика силы в 10 циклах огневого испытания ТМ при рабочей частоте 14 Гц

определяли путем интегрирования зависимости тяги от времени за интервал времени не менее 10 с и количестве импульсов не менее 50.

5 Результаты огневых испытаний

Цель огневых испытаний — получить характеристики ТМ при различных скоростях набегающего потока воздуха. Полученные результаты планируется использовать при выполнении полетных испытаний ТМ в составе модели летательного аппарата. На рис. 10 приведены примеры характеристик ТМ в виде зависимостей эффективной тяги, аэродинамического сопротивления и удельного импульса от расхода топлива при скорости набегающего потока воздуха $V = 65$ м/с. Эффективная тяга ТМ положительна и возрастает с увеличением расхода топлива и рабочей частоты (см. рис. 10, а). Максимальное значение эффективной тяги на рис. 10, а ($F \approx 50$ Н) достигается при рабочей частоте $f = 14$ Гц. Измеренное аэродинамическое сопротивление ТМ $R = -30$ Н.

Если сравнить указанные измеренные значения эффективной тяги и силы аэродинамического сопротивления со значениями на рис. 3 при $V = 65$ м/с, то получится, что измеренная эффективная тяга в три раза меньше расчетной (150 Н), а измеренное и расчетное значения силы аэродинамического сопротивления одинаковы. Такое большое отличие в значениях F может быть связано с заниженным коэффициентом расхода ВЗУ C_{in} в экспериментальном образце ТМ: вместо значения 0,5, принятого в расчетах, его реальное значение в три раза меньше, т. е. $C_{in} \approx 0,17$.

Для повышения коэффициента расхода ВЗУ и, следовательно, эффективной тяги F необходимо принять меры по снижению загромождения сечения ВЗУ клапаном и другими конструктивными элементами, т. е. решить задачу на оптимизацию конструкции внутреннего тракта ТМ не только по обеспечению рабочего процесса, но и по минимальным потерям давления.

Что касается удельного импульса (см. рис. 10, б), то при работе ТМ с частотой 4–5 Гц при низких расходах топлива (3–4 г/с) измеренный удельный импульс находится на уровне 1000–1200 с, который близок к значению, принятому в расчетах (1000 с). С увеличением расхода топлива при фиксированной рабочей частоте измеренный удельный импульс снижается ввиду того, что часть топлива выносится из детонационной трубы в окружающее пространство и не участвует в рабочем процессе, однако одновременное увеличение рабочей частоты до $f = 10$ Гц и расхода топлива до 5–6 г/с приводит к увеличению удельного импульса до 1000–1100 с, а при частоте $f = 14$ Гц и расходе топлива 8 г/с измеренный удельный импульс составляет 950 с.

6 Заключение

С помощью многовариантных трехмерных расчетов разработан облик ТМ для летательного аппарата, предназначенного для полета со скоростью от 30 до 120 м/с при работе на штатном авиационном керосине ТС-1. Тяговый модуль состоит из ВЗУ с ОК, системы подачи топлива, системы форкамерного зажигания и КС с присоединенной детонационной трубой. Параметрические трехмерные расчеты позволили выбрать наилучшую длину

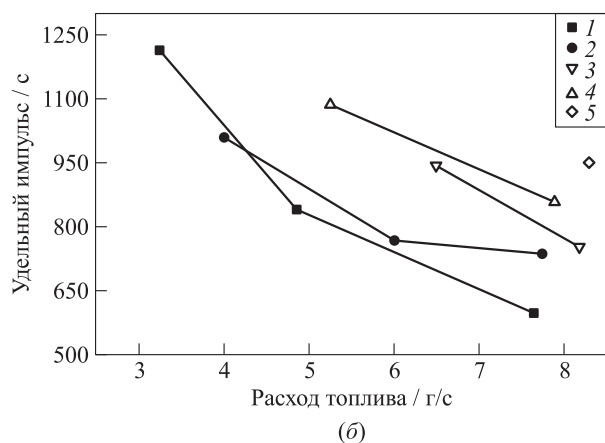
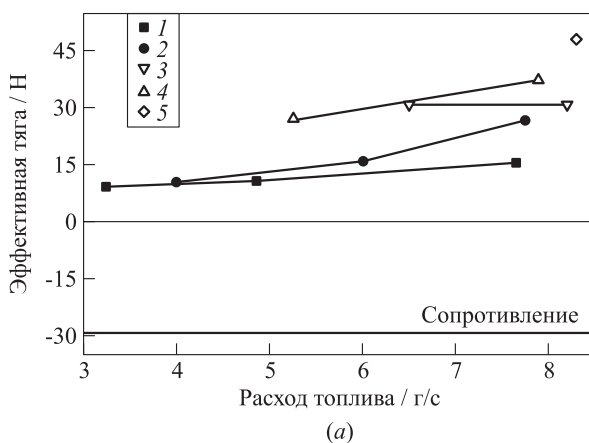


Рис. 10 Примеры измеренных характеристик ТМ в виде зависимостей эффективной тяги и аэродинамического сопротивления (а) и удельного импульса (б) от расхода топлива при скорости набегающего потока воздуха $V = 65$ м/с: 1 — $f = 4$ Гц; 2 — 5; 3 — 6,7; 4 — 10; 5 — $f = 14$ Гц

КС, обеспечивающую эффективное смешение воздуха с топливом, наилучший способ зажигания — форкамерно-факельный, наилучшее расположение проточной форкамеры, минимальную длину секции с препятствиями-турбулизаторами для ускорения пламени и ПГД, а также наилучшую степень заполнения трубы топливной смесью для достижения максимальной полноты сгорания топлива. Оптимизация конструкции на минимальные потери давления и максимальную тягу не проводилась.

Изготовлен экспериментальный образец ТМ и проведены его огневые испытания на стенде с тягоизмерительным столом. В огневых испытаниях получены характеристики ТМ в виде зависимостей эффективной тяги, аэродинамического сопротивления и удельного импульса от расхода топлива при разных скоростях набегающего потока воздуха. Частота работы ТМ была ограничена скоростью срабатывания механического ОК: максимальная частота ~ 20 Гц.

Измеренные значения эффективной тяги ТМ оказались в три раза меньше расчетных оценок, основанных на заранее заданных коэффициенте расхода ВЗУ и коэффициенте аэродинамического сопротивления. Предполагается, что такое большое отличие в значениях эффективной тяги может быть связано с заниженным коэффициентом расхода ВЗУ в экспериментальном образце ТМ: вместо значения 0,5, принятого в расчетах, его реальное значение в три раза меньше, т. е. близко к 0,17. Для повышения коэффициента расхода ВЗУ и, следовательно, эффективной тяги необходимо принять меры по снижению загромождения сечения ВЗУ клапаном и другими конструктивными элементами, т. е. решить задачу на оптимизацию конструк-

ции внутреннего тракта ТМ не только по обеспечению рабочего процесса, но и по минимальным потерям давления.

Литература

1. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. № 17. С. 1455–1461.
2. Войцеховский Б. В. Стационарная детонация // Докл. АН СССР, 1959. Т. 129. № 6. С. 1254–1256.
3. Быковский Ф. А., Ждан С. А. Непрерывная спиновая детонация. — Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
4. Фролов С. М. Импульсные детонационные двигатели. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. 592 с.
5. Фролов С. М., Иванов В. С., Шамшин И. О., Аксёнов В. С. Испытания модели импульсно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя в свободной воздушной струе с числом Маха до 0,85 // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 3. С. 43–52.
6. Зангиев А. Э., Иванов В. С., Фролов С. М. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях полета с числом маха от 0,4 до 5,0 // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 3. С. 65–76.
7. Беляев А. А., Басевич В. Я., Фролов С. М. База данных для расчета ламинарного и турбулентного горения воздушных смесей авиационного керосина // Горение и взрыв, 2015. Т. 8. № 1, С. 29–36.
8. Басевич В. Я., Беляев А. А., Медведев С. Н., Посвянский В. С., Фролов С. М. Кинетические детальный и глобальный механизмы для суррогатного топлива // Горение и взрыв, 2015. Т. 8. № 1. С. 21–28.
9. Фролов С. М. Быстрый переход горения в детонацию // Хим. физика, 2008. Т. 27. № 6. С. 31–44.

Поступила в редакцию 19.07.18

PULSE DETONATION THRUST MODULE

S. M. Frolov^{1,2,3}, V. S. Ivanov^{1,3}, V. S. Aksenov^{1,2}, A. E. Zangiev¹, I. O. Shamshin^{1,2,3}, and P. A. Gusev^{1,4}

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

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

³Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation

⁴Joint Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences, 13-2 Izhorskaya Str., Moscow 125412, Russian Federation

Abstract: The thrust module (TM) for an aircraft designed for a subsonic flight at a speed of up to 120 m/s when operating on a standard aviation kerosene TS-1 was developed using the analytical estimates and parametric multivariant three-dimensional calculations. The TM consists of an air intake with a check valve, a fuel supply

system, a prechamber-jet ignition system, and a combustion chamber with an attached detonation tube. An experimental sample of TM was fabricated and its firing tests were carried out on a test rig with a thrust-measuring table. In firing tests, TM characteristics are obtained in the form of dependencies of effective thrust, aerodynamic drag, and fuel-based specific impulse on fuel consumption at different speeds of the approaching air flow. It has been experimentally shown that the fuel-based specific impulse of the TM reaches 1000–1200 s, and the effective thrust developed by it reaches 50 N. The reasons for the significant difference between the measured and analytically estimated values of the effective thrust are discussed.

Keywords: pulsed detonation engine; thrust module; aviation kerosene; three-dimensional simulation; experimental sample; thrust performance; fuel-based specific impulse

DOI: 10.30826/CE18110312

Acknowledgments

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

References

- Zel'dovich, Ya. B. 1940. K voprosu ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo gorenija [To the question of energy use of detonative combustion]. *Sov. J. Techn. Phys.* 10(17):1455–1461.
- Voitsekhovskii, B. V. 1959. Statsionarnaya detonatsiya [Stationary detonation]. *Dokl. Akad. Nauk SSSR* 129(6):1254–1256.
- Bykovskii, F. A., and S. A. Zhdan. 2013. *Nepřeryvnaya spinovaya detonatsiya* [Continuous spin detonation]. Novosibirsk: Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences Publ. 423 p.
- Frolov, S. M. 2006. *Impul'snye detonatsionnye dvigateli* [Pulsed detonation engines]. Moscow: TORUS PRESS. 592 p.
- 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 vozdušnoy 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.
- Zangiev, A. E., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2016. Thrust characteristics of an air-breathing pulse detonation engine in flight at Mach numbers of 0.4 to 5.0. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(2):272–283.
- Belyaev, A. A., V. Ya. Basevich, and S. M. Frolov. 2015. Baza dannykh dlya rascheta laminarnogo i turbulentnogo gorenija vozdušnykh smesey aviatsionnogo kerosina [Database for calculating laminar and turbulent combustion of aviation kerosene–air mixtures]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 8(1):29–36.
- Basevich, B. Ya., A. A. Belyaev, S. N. Medvedev, V. S. Povyanskii, and S. M. Frolov. 2015. Kineticheskie detal'nyy i global'nyy mekhanizmy dlya surrogatnogo topliva [Detailed and global kinetic mechanisms for surrogate fuel]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 8(1):21–28.
- Frolov, S. M. 2008. Fast deflagration-to-detonation transition. *Russ. J. Phys. Chem. B* 2(3):442–455.

Received July 19, 2018

Contributors

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, head of laboratory, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; senior research scientist, Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; smfrol@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; research scientist, Scientific Research Institute for System Analysis, Russian Academy of Sciences, 36-1 Nakhimovskii Prosp., Moscow 117218, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Aksenov Victor S. (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991,

Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru

Zangiev Alan E. (b. 1989) — junior research scientist, N. N. Semenov Institute of 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 Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; research scientist, Scientific Research Institute for System Analysis, 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 Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; leading engineer, Joint Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences, 13-2 Izhorskaya Str., Moscow 125412, Russian Federation; gusevpa@yandex.ru