

УДК 621.45.048, 629.7.036.5

Численное моделирование процесса смесеобразования в модельной камере сгорания с лазерным зажиганием при работе на компонентах кислород-водород, кислород-метан

Ребров С. Г.^{1*}, Голиков А. Н.^{1}, Голубев В. А.¹, Молчанов А. М.^{2***}, Яхина Г. Р.²**

¹*Центр Келдыша, ул. Онежская, 8, Москва, 125438, Россия*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия,*

**e-mail: rebrov_sergey@mail.ru*

***e-mail: andgolikov@mail.ru*

****e-mail: alexmol_2010@mail.ru*

Аннотация

Проведено численное моделирование процесса смесеобразования в модельной камере сгорания при работе на компонентах кислород-водород, кислород-метан с параметрами топливных смесей и геометрическими размерами камеры, соответствующими условиям ранее проведенных экспериментов [1]. Получены данные о соотношении компонентов в зонах инициации горения, совпадающих с областями фокусировки лазерного излучения в ходе экспериментов. Подтверждены выбранные в экспериментах режим работы и момент включения лазера, как гарантирующий надежное и «мягкое» воспламенение топлива без заброса давления в момент начала горения.

Ключевые слова: численное моделирование, лазерное зажигание, камера сгорания, ракетный двигатель, оптический пробой

Введение

В настоящее время ведутся интенсивные работы по снижению стоимости вывода полезных нагрузок в космос. Это выдвигает к новому поколению ракетных двигателей требования по многократности использования, обеспечению нескольких включений в космосе, высокой надежности всех двигательных систем. Одной из главных технических проблем создания таких двигателей является разработка надежной многоразовой системы зажигания несамовоспламеняющихся компонентов ракетного топлива.

На сегодняшний день зажигание несамовоспламеняющихся компонентов топлива в камере ракетного двигателя может осуществляться пиротехническим, химическим способами, с помощью систем электроискрового или электроплазменного зажигания. Однако перечисленные способы имеют ряд существенных недостатков, таких как невозможность многоразового использования для пиротехнического и химического способов, высокие массогабаритные характеристики, возможное наведение электромагнитных помех на бортовые системы управления космическим аппаратом, узкий диапазон рабочих параметров топливной смеси (давление, расход и соотношение компонентов), отсутствие возможности выбора зоны инициации горения. Лазерное зажигание не имеет перечисленных недостатков, поэтому использование лазера в качестве источника

энергии воспламенения топливной смеси является перспективным направлением развития систем зажигания.

В России исследования в направлении использования лазерного зажигания в ракетных двигателях активно ведутся в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». При этом работы направлены как на лазерное зажигание в ракетных двигателях малой тяги [2-4], так и в камерах сгорания больших размерностей [1,5].

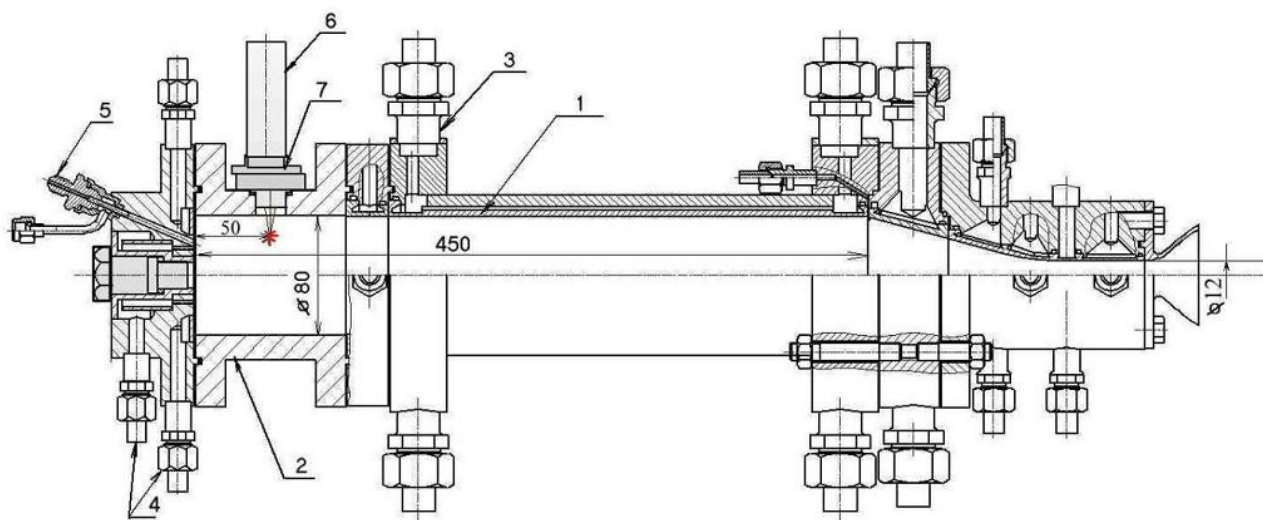
Основное преимущество использования лазерного зажигания в ракетных двигателях заключается в возможности варьировать геометрическое расположение зоны инициации горения внутри камеры сгорания. Оптимальный выбор расположения этой зоны с точки зрения состава топливной смеси позволяет существенно снизить минимальную энергию воспламенения. Целью исследования, приведенного в данной работе, было подтверждение с помощью методов численного моделирования правильности выбора зон воспламенения в ходе экспериментов по лазерному зажиганию топливных компонентов кислород-водород, кислород-метан в модельной камере сгорания. Результаты этих экспериментов были ранее представлены в работе [1].

Экспериментальное исследование лазерного зажигания в камере сгорания

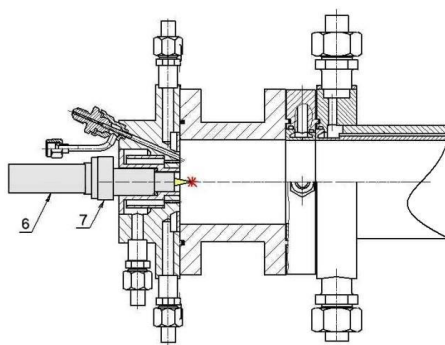
Экспериментальные исследования лазерного зажигания топлив кислород-водород, кислород-метан были проведены в Центре Келдыша на установке стенда КВУ, оснащенной системой подачи компонентов и измерения параметров. В ходе испытаний измерялись: давление и температура в камере сгорания P_c и T_c , расходы

окислителя G_o , горючего G_f , суммарный расход G_Σ , рассчитывалось массовое соотношение компонентов k_m и коэффициент избытка окислителя α .

При проведении экспериментов было исследовано два варианта стыковки лазера с камерой сгорания [5]: лазер расположен на боковой поверхности камеры по нормали к её оси (рис. 1а), либо к форсуночной головке соосно камере сгорания (рис. 1б). При стыковке по нормали место фокусировки находилось на расстоянии 50мм от плоскости форсуночной головки и 5мм от стенки камеры. Во втором варианте лазерное излучение фокусировалось на расстоянии 8мм от форсуночной головки по оси камеры сгорания. В обоих случаях инициация лазерной искры происходила в объеме рабочей смеси.



a)



б)

Рис. 1. Варианты установки лазера на модельную камеру сгорания: а) камера сгорания с установленным по нормали к оси лазером; б) камера сгорания с установленным по оси камеры сгорания лазером. 1 – камера сгорания; 2 – цилиндрическая вставка; 3 – подвод воды на охлаждение; 4 – подвод компонентов в форсуночную головку; 5 – штуцер для измерения давления; 6 – лазер; 7 – узел фокусировки излучения.

В экспериментах с топливными парами кислород-водород, кислород-метан по схеме газ-газ была реализована соосно-струйная схема смесеобразования (рис. 2), с использованием 24-х форсунок горючего и 3-х окислителя. Каналы подачи кислорода выполнены под углом 23° к оси камеры.

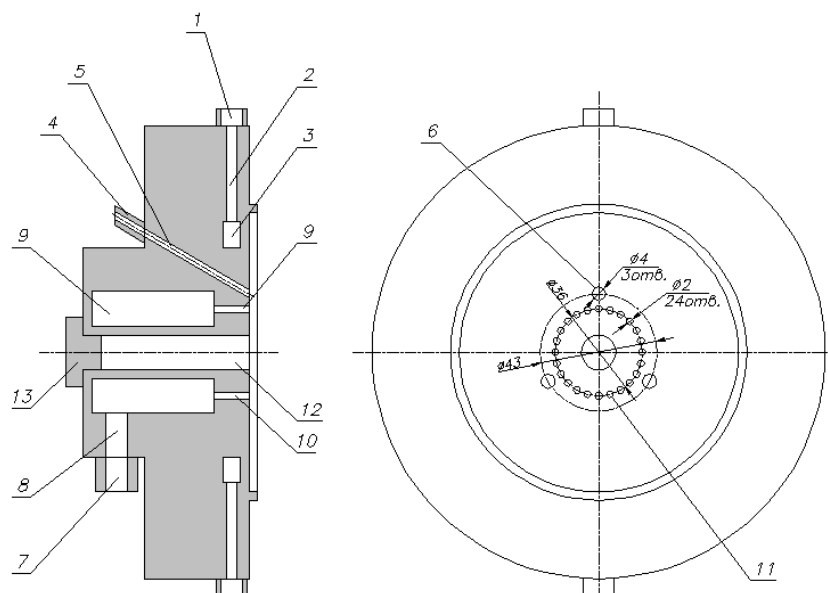


Рис. 2. Форсуночная головка на компонентах кислород-водород, кислород-метан

1 - штуцер подачи воды на охлаждение; 2 - канал подачи воды; 3 - кольцевой коллектор воды; 4 - штуцер подачи окислителя; 5 - канал подачи окислителя; 6 - форсунка окислителя; 7 - штуцер подачи горючего; 8 - подводящий канал горючего; 9 - кольцевой коллектор горючего; 10 - канал подачи горючего; 11 - форсунка горючего; 12 – канал ввода лазерного излучения при осевой стыковке лазера; 13 - заглушка

В качестве источника зажигания использовался лазер ЛТИ-350/10/10, разработанный на основе активного элемента из алюмоиттриевого граната, активированного неодимом (YAG:Nd), с пассивной модуляцией добротности. Конструктивно лазер (поз. 6 на рис. 1) выполнен в виде модуля с фланцевым креплением, соединяемым с узлом фокусировки излучения (поз. 7 на рис. 1). Лазер генерирует серию из 10 импульсов с энергией $E_i=35\text{мДж}$ каждый с возможностью изменения частоты следования 10Гц или 20Гц.

Подробно методика проведения экспериментов описана в работе [4].

В ходе экспериментов было проведено порядка 30 пусков, как при боковой, так и при осевой стыковке лазера с варьированием параметров топливной смеси в следующих пределах:

для топлива O_2-H_2 : $G_{\Sigma}=48..54$ г/с, $\alpha=0,6..0,8$;

для топлива O_2-CH_4 : $G_{\Sigma}=41..58$ г/с, $\alpha=0,33..1,1$.

Для проведения численного моделирования были выбраны параметры топливных смесей, при которых проводилось наибольшее количество испытаний:

суммарный массовый расход компонентов для обеих смесей $G_{\Sigma}=50$ г/с;

соотношение компонентов для кислородно-водородной смеси: $k_m=7$;

соотношение компонентов для кислородно-метановой смеси: $k_m=3$;

температура компонентов на входе в камеру сгорания 293 К.

Численное моделирование процесса смесеобразования газообразных топлив в камере сгорания при лазерном воспламенении

Для расчетного подтверждения правильности выбора зон воспламенения в ходе описанных экспериментов было проведено численное моделирование процесса смесеобразования в камере сгорания и состава смеси на момент включения лазера.

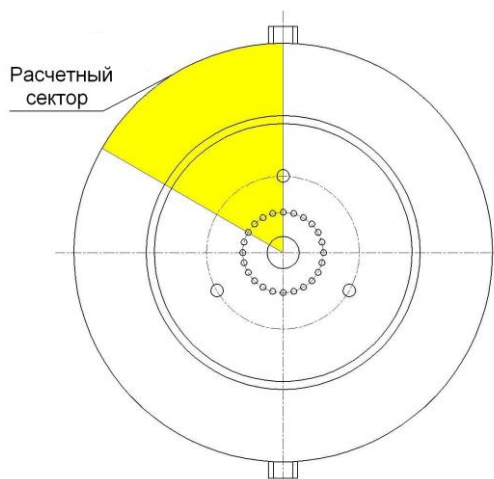
Для решения поставленной задачи использовался программный комплекс ANSYS с приложениями ANSYS ICEM CFD для дискретизации исследуемой области конечно-объемной сетью и ANSYS CFX для расчета газовой динамики.

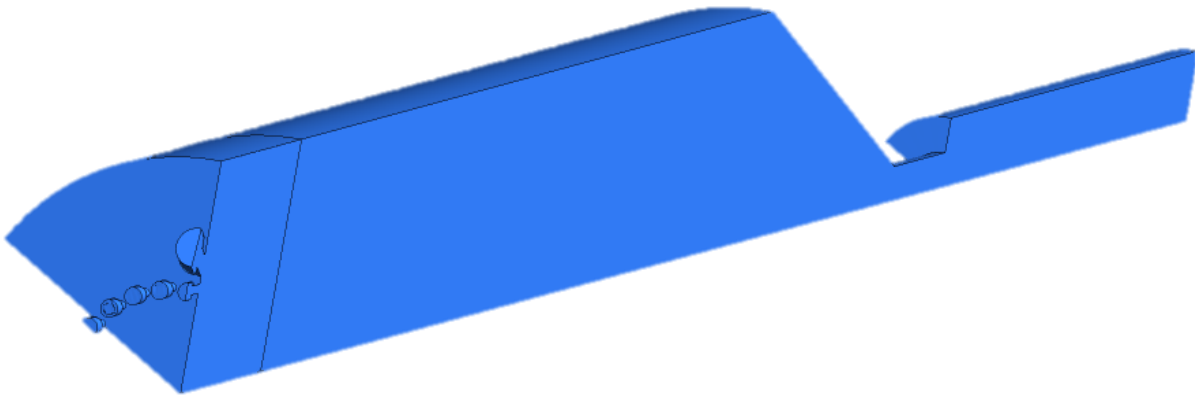
Математическая модель решения задачи с учетом влияния турбулентности включала в себя следующие уравнения:

- уравнение неразрывности;
- уравнение сохранения количества движения;
- уравнение энергии;
- уравнение состояния;
- уравнение сохранения массы химических компонентов;
- уравнение для массовой плотности турбулентной энергии;
- уравнение для скорости диссипации турбулентной энергии.

Так как конструкция исследуемой камеры осе симметрична, то был взят сектор в 60° , что позволило сократить затраты ресурсов машинной памяти и время расчета.

Геометрическая модель камеры изображена на рис.3.





б)

Рис. 3. Геометрическая модель камеры сгорания: а) выбранный расчетный сектор; б) построенная модель.

В ANSYS ICEM CFD была построена гексаэдральная расчетная сеточная модель с количеством элементов сетки 547618 и количество узлов 579059.

В соответствии с принятым условием симметрии величина массового расхода каждого компонента, задаваемая на входе в расчетную область, составила 1/6 часть от величины расхода в полной модели.

В качестве граничных условий были заданы:

- массовый расход для кислородно-водородной смеси в расчетном секторе:
канал подачи окислителя: 7,3 г/с;
канал подачи горючего: 1,04 г/с;
- массовый расход для кислородно-метановой смеси в расчетном секторе:
канал подачи окислителя: 6,25 г/с;
канал подачи горючего: 2,08 г/с;
- температура компонентов на входе: 293К;

- статическое давление на выходе: 10^5 Па.

Так как все эксперименты проводились с опережением подачи окислителя, то при расчетах считалось, что камера в начальный момент времени заполнена кислородом.

Для получения точных и адекватных результатов при подготовке расчетной модели были заданы следующие параметры расчета:

- была создана модель газовой смеси кислорода и горючего (водорода или метана) без учета химических реакций;
- в расчете использовалась k-epsilon модель турбулентности, с решением нелинейных уравнений для массовой плотности турбулентной энергии k и скорости диссипации турбулентной энергии ϵ ;
- в качестве модели стенки задавалась адиабатная стенка без проскальзывания;
- общее время расчета составляло 1 с, при этом временной шаг возрастал от 10^{-5} с до 10^{-3} с. Необходимость изменения временного шага обуславливалась тем, что значительные колебания параметров топливной смеси происходят в течение 0,1 с после начала подачи компонентов;
- параметры сходимости решения: максимальное число итераций – 10, критерий средней сходимости – 10^{-5} по каждой основной расчетной величине.

Результаты численного моделирования и их анализ

Задача была решена в стационарной и нестационарной постановках. При решении задачи в стационарной постановке исследовалось распределение

компонентов по камере при установившемся режиме, нестационарная постановка применялась для исследования процесса смешения компонентов по мере их поступления в камеру.

На рис. 4 приведено распределение массовой доли горючего по тракту камеры для обеих топливных пар по результатам стационарного расчета.

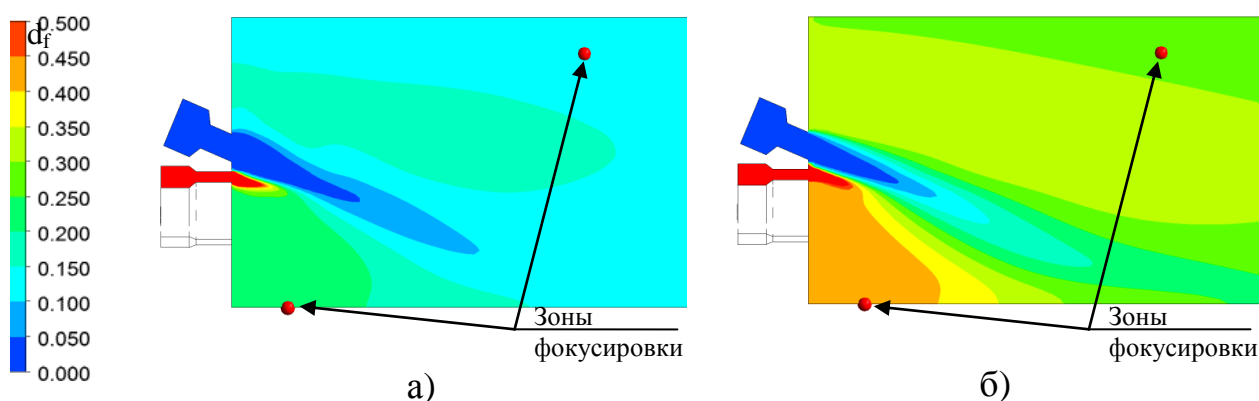


Рис. 4. Распределение массовой доли горючего d_f : а – водорода, б – метана по тракту камеры сгорания.

С учетом реакций полного окисления водорода и метана стехиометрические соотношения для смесей кислород-водород и кислород-метан имеют значения 0,125 и 0,25 соответственно. На рисунках 4 точками отмечены области фокусировки лазерного излучения в ходе экспериментальных исследований. Как видно из рисунка 4, массовая доля горючего для кислородно-водородной смеси находится в диапазоне от 0,1 до 0,15 в зоне фокусировки излучения при боковой стыковке лазера (по нормали к оси камеры сгорания) и в диапазоне от 0,2 до 0,25 для зоны фокусировки при осевой установке лазера. Для кислородно-метановой смеси значения массовой доли горючего для исследуемых зон находятся в диапазонах

0,25...0,3 и 0,4...0,45 соответственно. Таким образом, в области фокусировки при осевой стыковке для обоих рассматриваемых топлив находится смесь с достаточно большим избытком горючего. При этом в ходе экспериментов наблюдалось устойчивое воспламенение, что свидетельствует о возможности лазерного зажигания топливных смесей в широком диапазоне соотношения компонентов.

На рис. 5 приведены картины линий тока со значениями скоростей.

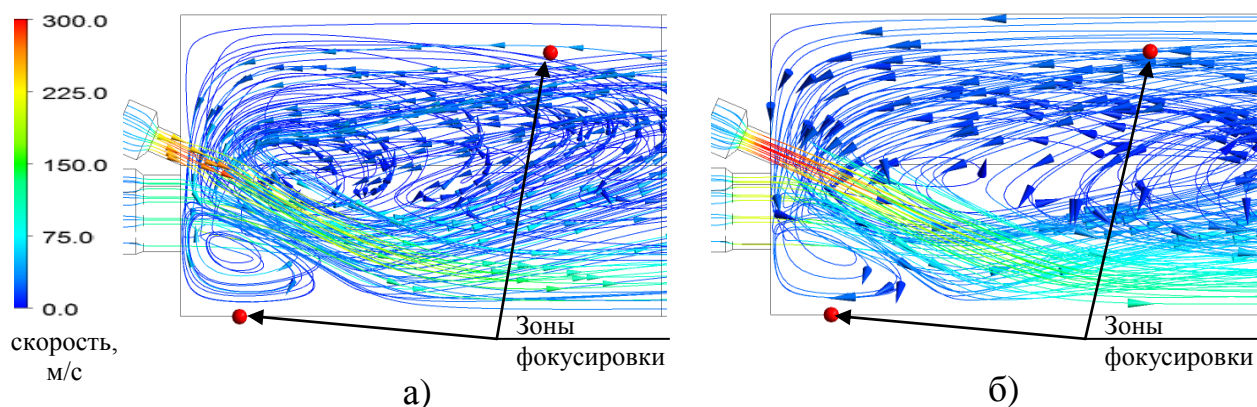


Рис.5. Линии тока компонентов топливной смеси: а – кислород - водород; б – кислород - метан.

Как видно из рисунка 5, значение скорости в областях фокусировки излучения находится в диапазоне от 50 м/с до 100 м/с, кроме этого видно образование зоны обратных токов, благоприятной для инициации горения.

Для получения данных об изменении параметров топливной смеси в зонах инициации горения и выбора оптимального времени включения лазера был проведен расчет задачи в нестационарной постановке с началом отсчета времени, совпадающим с моментом подачи горючего в камеру сгорания. На рисунках 6, 7 представлены графики зависимости коэффициента избытка окислителя α от времени в зонах инициации горения для обеих смесей. Данные графики позволяют

определить наиболее оптимальный с точки зрения состава смеси момент времени для воспламенения.

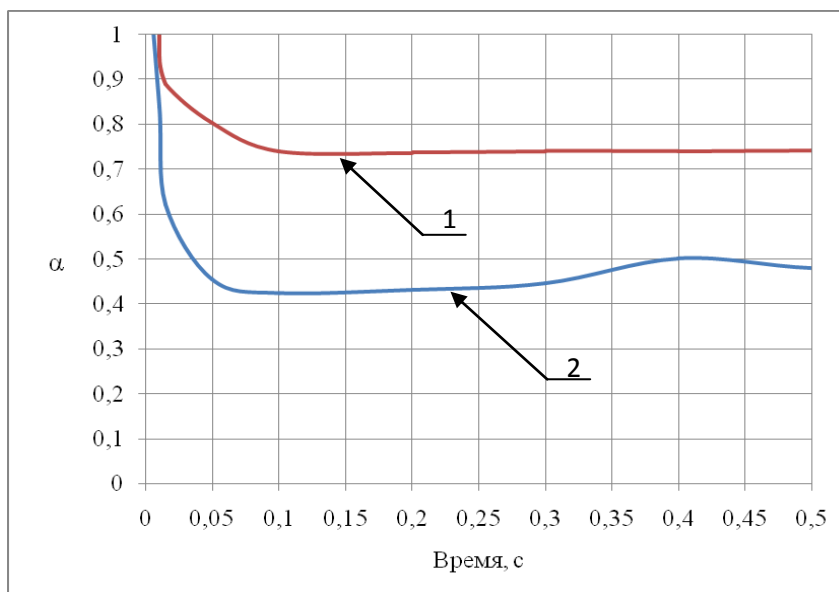


Рис.6. График изменения коэффициента избытка окислителя α для кислородно-водородной смеси в точках фокусировки лазера: 1 – фокусировка лазера по нормали на расстоянии 5мм, 2 – фокусировка лазера по оси на расстоянии 8мм.

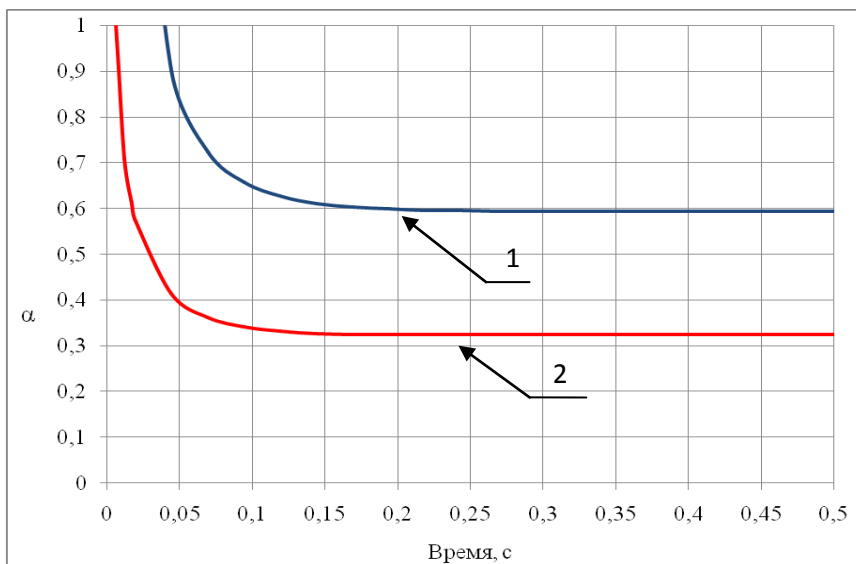
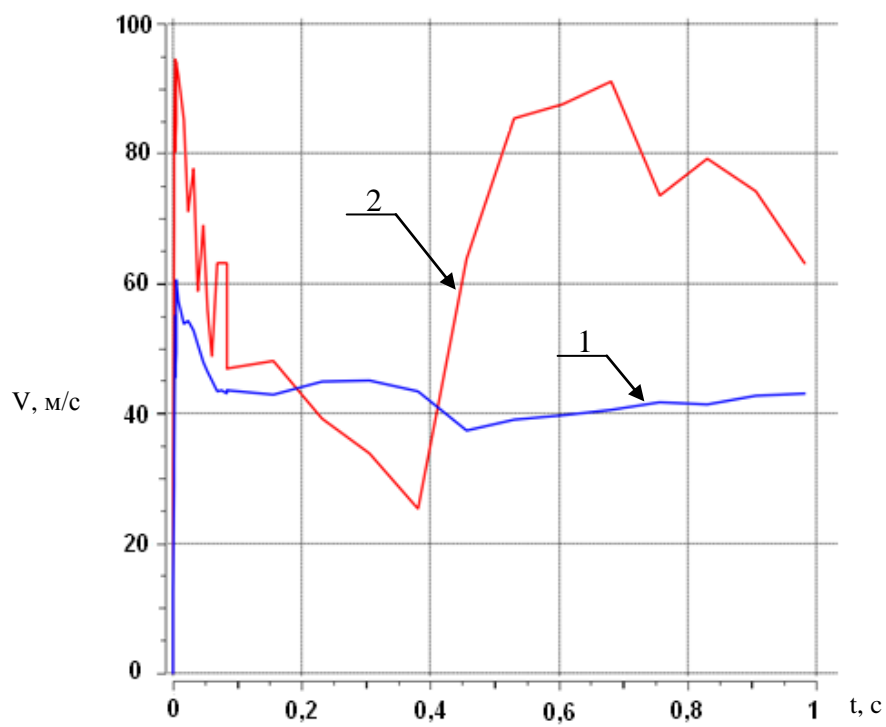


Рис. 7. График изменения коэффициента избытка окислителя α для кислородно-метановой смеси в точках фокусировки лазера: 1 – фокусировка лазера по нормали на расстоянии 5мм, 2 – фокусировка лазера по оси на расстоянии 8мм.

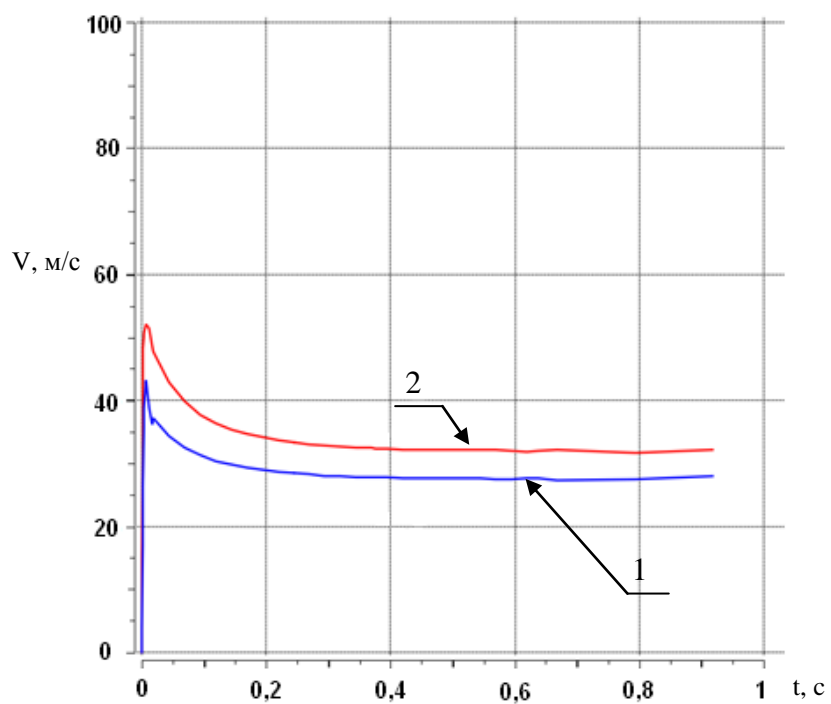
Из графиков видно, что для пары кислород-водород (рис. 6) коэффициент избытка окислителя за 0,1 секунды падает и затем находится вблизи уровня $\alpha=0,45$ для зоны, находящейся на оси и удаленной от смесительной головки на расстояние 5мм. В зоне, удаленной от смесительной головки на расстояние 50 мм и на 8 мм от стенки камеры, коэффициент избытка окислителя падает в течение первых 0,1 с и затем стабилизируется на уровне $\alpha=0,75$.

Для кислородно-метановой смеси (рис. 7) значение коэффициента избытка окислителя стабилизируется за 0,2 секунды, как при осевой стыковке, так и при стыковке лазера по нормали. Значение коэффициента избытка окислителя при осевой стыковке после 0,2 секунды составляет $\alpha=0,3$. Для случая стыковки лазера по нормали коэффициент избытка окислителя после стабилизации составляет $\alpha=0,6$.

На рис. 8 представлены графики зависимости скорости компонентов топлива в точках фокусировки от времени для обеих смесей.



а)



б)

Рис. 8. Графики зависимости значения скорости V компонентов топлива от времени: а– кислород-водород; б – кислород-метан в точках фокусировки лазера: 1 –

фокусировка лазера по нормали на расстоянии 5мм, 2 – фокусировка лазера по оси на расстоянии 8мм.

Как видно из рисунка 8а, скорость компонентов кислородно-водородной смеси не превышает 100 м/с. Ярко выраженное возрастание скорости после 0,35с в точке, расположенной по оси камеры на расстоянии от днища 8мм, можно объяснить образованием вблизи этой области большого количества вихрей. В случае кислородно-метановой смеси (рис.8б) значения скорости в обеих точках находятся в пределах 35-40 м/с и имеют стабильный характер.

Из графиков, представленных на рисунках 6-8, следует, что для успешного воспламенения включение лазера необходимо осуществлять одновременно с подачей горючего. При этом при частоте работы лазера 20Гц с серией из 10 импульсов первые импульсы будут инициировать лазерную искру в области с соотношением компонентов наиболее близким к стехиометрическому для обеих выбранных зон воспламенения как для кислородно-водородной смеси, так и для кислородно-метановой. Таким образом, подтверждены результаты [1], полученные в ходе экспериментальных исследований, показавшие, что надежное и «мягкое» воспламенение без заброса давления в момент возгорания достигается при работе лазера в режиме серии из 10 импульсов с частотой 20Гц с включением одновременно с подачей горючего.

Заключение

В результате выполненной работы решены стационарная и нестационарная задачи смесеобразования компонентов топлива кислород-водород, кислород-метан в модельной камере сгорания с лазерным зажиганием в трехмерной.

Получены данные по составу смеси в выбранных в ходе проведенных экспериментальных исследований [1] зонах фокусировки лазерного излучения для обеих топливных пар. Полученные результаты расчет показывают, что надежное воспламенение достигалось при инициации искры оптического пробоя в зонах с коэффициентом избытка окислителя равным $\alpha = 0,45$ и $\alpha = 0,75$ для кислородно-водородной смеси и $\alpha = 0,3$ и $\alpha = 0,6$ для кислородно-метановой смеси.

Решение нестационарной задачи подтвердило сделанный по результатам экспериментов [1] вывод о преимуществах одновременного с подачей горючего включения лазера, при режиме его работы на частоте 20Гц, что обеспечивало плавное «мягкое» возгорание без скачков давления в камере сгорания.

Проведенные исследования подтвердили надежность лазерного воспламенения и возможность его использования на натуральных ракетных двигателях и газогенераторах различного назначения.

Таким образом, проведенное исследование свидетельствует о возможности использования результатов численного моделирования процессов смесеобразования для выбора пространственных зон фокусировки лазерного излучения в камерах сгорания ЖРД. Определение же оптимальных зон воспламенения топливной смеси позволяет проводить ее воспламенение с минимальными энергетическими

затратами при формирования лазерных импульсов.

Библиографический список

1. С.Г.Ребров, А.Н.Голиков, В.А.Голубев Лазерное воспламенение ракетных топлив в модельной камере сгорания //«Труды МАИ», 2012. № 52
2. Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А. Воспламенение топлив кислород-этанол и кислород-керосин в беспредкамерном РДМТ с использованием малогабаритных лазеров. «Авиакосмическая техника и технология». №2, 2009, с.18-23.
3. Экспериментальные исследования лазерного зажигания несамовоспламеняющихся топлив в ракетном двигателе малой тяги. Голиков А.Н., Голубев В.А., Ребров С.Г. Космонавтика и ракетостроение, №3(60), 2010, стр. 92-100.
4. Ракетный двигатель малой тяги, работающий на несамовоспламеняющихся газообразном окислителе и жидком горючем, и способ его запуска. Патент РФ №2400644 с приоритетом от 09.06.2009г. Авторы: Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А., Кочанов А.В., Клименко А.Г.
5. Камера жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным устройством воспламенения компонентов топлива и способ её запуска. Патент РФ №2468240 с приоритетом от 03.11.2011 г. Авторы: Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А.