

УДК 621.45.048, 629.7.036.5

Лазерное воспламенение ракетных топлив в модельной камере сгорания

С.Г.Ребров, А.Н.Голиков, В.А.Голубев

Аннотация

Проведены экспериментальные исследования прямого лазерного воспламенения несамовоспламеняющихся топливных компонентов в модельной камере сгорания. Исследованы две схемы установки лазера на камеру сгорания - осевая стыковка к форсуночной головке и установка на боковую поверхность камеры. Приведены результаты экспериментов со следующими парами топливных компонентов: кислород-водород, кислород-метан, кислород-этанол, кислород - семидесятипроцентный раствор этанола.

Ключевые слова

лазерное зажигание; лазерный пробой; камера сгорания; форсуночная головка

Введение

Применение лазерного воспламенения для запуска ракетных двигателей (РД), работающих на несамовоспламеняющихся компонентах топлива, имеет ряд преимуществ перед традиционными способами. Среди них можно, в первую очередь, отметить возможность выбора зоны инициации горения в широких геометрических пределах без изменения конструкции камеры сгорания или запального устройства. Этот безэлектродный способ образования плазменного сгустка неограничен по методу локализации и, в разумных пределах, по мощности. Также лазерное воспламенение позволяет работать с расширенным, по сравнению с электроискровым способом, диапазоном давлений и концентраций топливной смеси, обеспечивая более высокие рабочие характеристики разрабатываемых ракетных двигателей. Современное развитие лазерной техники уже сейчас позволяет добиться снижения массогабаритных характеристик лазерных систем зажигания по сравнению с электроискровыми. Кроме этого стоит отметить возможность многократных

включений таких систем, что обуславливает их преимущества по сравнению с химическим и пиротехническим способами. Всё вышеперечисленное определяет интерес к лазерному зажиганию РД как в России [1-6], так и за рубежом [6-8]. Описанные преимущества характерны не только для РД, но и для двигателей внутреннего сгорания, инициируя интенсивные исследования на пути миниатюризации лазерных систем зажигания.

В выполненном ранее авторами цикле работ и патентах [1-6] использовались малоразмерные запальные устройства и ЖРДМТ с лазерным воспламенением. Так, в работах [1-2] разрабатывались и исследовались лазерные запальные устройства (ЛЗУ), предназначенные для обеспечения факельного зажигания крупноразмерных камер сгорания (рис. 1). Использование лазерного зажигания в запальных устройствах оправдано, когда традиционно-используемые системы, такие как электроискровые, не могут обеспечить надежное воспламенение, например, при криогенных температурах компонентов, или при неблагоприятных для воспламенения соотношениях компонентов. Экспериментально исследована работа лазерных запальных устройств для следующих топливных пар: O_2+H_2 , O_2+CH_4 , O_2 +этанол (C_2H_5OH), O_2 +керосин с суммарным расходом компонентов до 20г/с. Объем каналов запальных устройств, в которых происходит непосредственное воспламенение топлива, был достаточно мал и составлял $V=4-6\text{см}^3$.

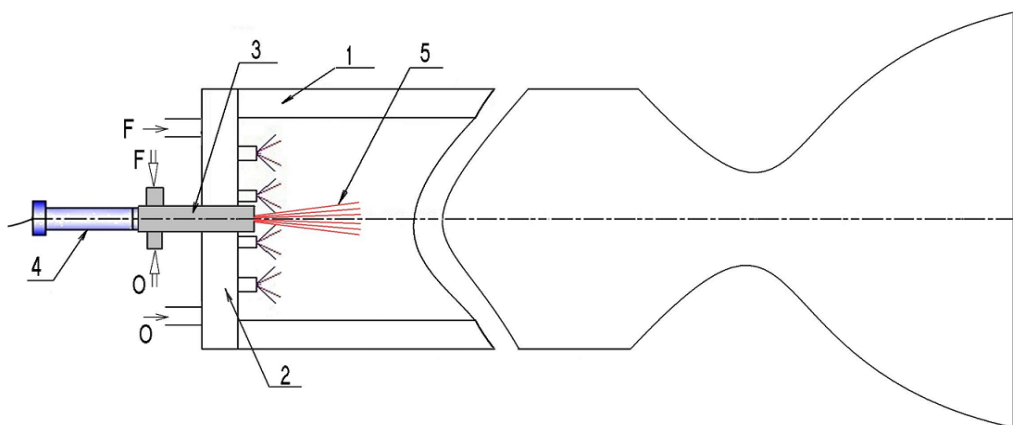


Рис. 1. Схема запуска ЖРД с использованием лазерного запального устройства. 1 – камера сгорания; 2 – запальное устройство; 3 – лазер; 4 – поджигающий факел из запального устройства

В работах [3-6] лазерное воспламенение было отработано на ЖРДМТ с тягой на уровне 50Н с использованием топливных пар O_2 +этанол (C_2H_5OH), O_2 +керосин. Воспламенение топлива (рис. 2) здесь осуществлялось путем фокусировки лазерного излучения в канал, куда попадает топливная смесь из смесительной головки. Расход топлива

в экспериментах с ЖРДМТ также не превышал 20г/с, а объем камеры сгорания был несколько большим, чем в экспериментах с ЛЗУ и составлял $V=30\text{см}^3$.

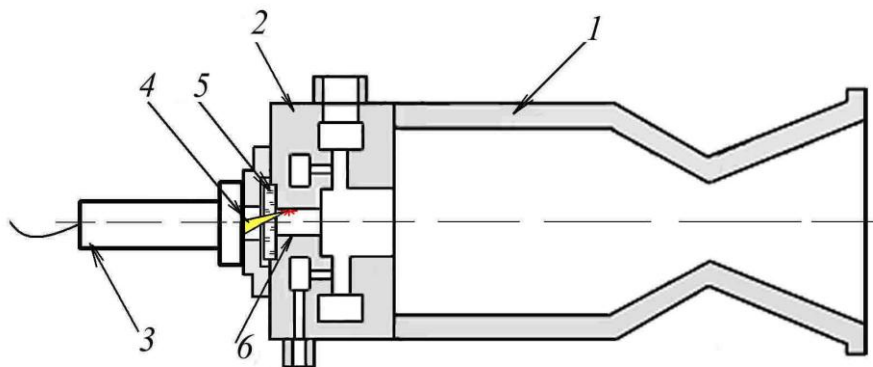


Рис. 2. Схема ЖРДМТ с лазерным воспламенением [6].

1 – камера ЖРДМТ; 2 – смесительная головка; 3 – лазер; 4 – лазерный луч; 5 – стекло;
6 – канал

Анализ результатов зарубежных авторов показывает, что проводимые до настоящего времени исследования сосредоточены также на относительно малоразмерных камерах сгорания. Так, в работе [7] приведены результаты экспериментов на топливе O_2 +керосин в модельной камере сгорания объемом $V=40\text{см}^3$ с прямоугольным сечением. Такой же формы камера, но большего объема $V= 500\text{см}^3$, используется для исследования лазерного зажигания в DLR [8].

В то же время, если рассматривать возможность использования лазерного зажигания для двигателей большой размерности – маршевых и рулевых двигателей нижних ступеней ракет, а также разгонных блоков, имеющих на порядок большие размеры камер сгорания, необходимо экспериментально исследовать влияние размеров камеры сгорания на процесс лазерного зажигания. Это обстоятельство являлось одной из основных целей исследования, описанного в настоящей работе.

Другой целью работы являлась экспериментальная проверка различных схем установки малогабаритного лазера непосредственно на камеру сгорания, а также подвода сфокусированной лазерной энергии к топливу. Так, на рис. 3 приведены реализованные в экспериментах три схемы [9].

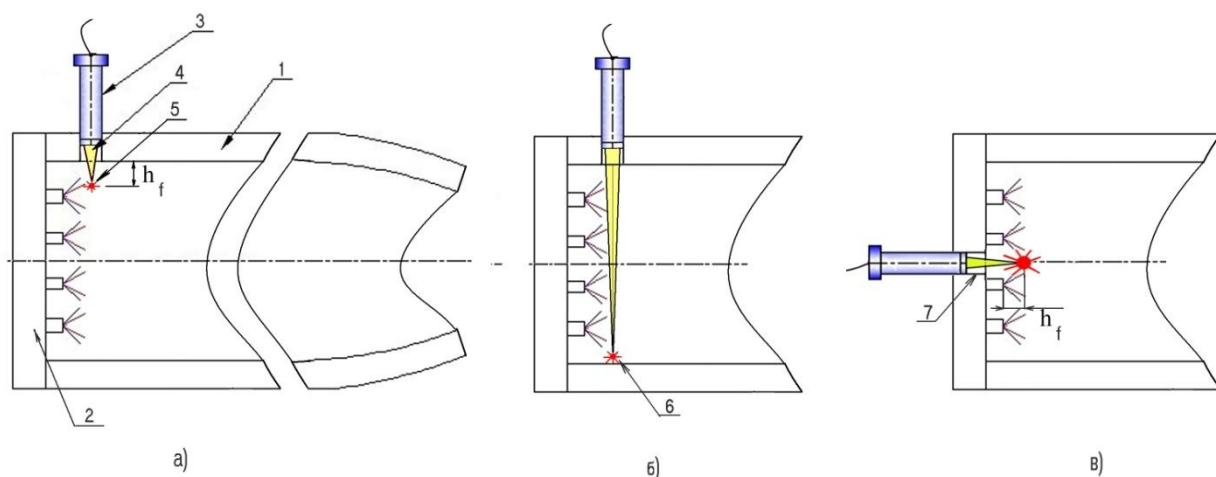


Рис. 3. Схемы лазерного зажигания путем фокусировки лазерного излучения непосредственно в объем камеры сгорания при боковой и осевой установке лазера [9]

1 – камера сгорания; 2 – форсуночная головка; 3 – лазер, 4 – сфокусированный лазерный луч; 5 – лазерная искра

h_f – расстояние от поверхности КС или плоскости форсуночной головки до лазерной искры

В схеме на рис. 3а излучение от малогабаритного лазера фокусируется в объем камеры сгорания, в схеме на рис. 3б – на противоположную стенку. В схеме на рис. 3в – лазер устанавливается по оси камеры сгорания, а излучение фокусируется в объем вблизи среза форсуночной головки. Во всех схемах использовался малогабаритный лазер с узлом ввода и фокусировки излучения, стыкуемый непосредственно к камере сгорания и обеспечивающий интенсивность лазерного излучения в области фокусировки в диапазоне $10^9 \div 10^{11} \text{ Вт/см}^2$. В крупноразмерных камерах сгорания с целью обеспечения равномерности зажигания компонентов по объему, возможно использование не одного, а сразу нескольких лазеров. Для снижения требуемой интенсивности излучения лазера, его излучение можно сфокусировать на поверхность специальной мишени или непосредственно на элемент конструкции камеры жидкостного ракетного двигателя или газогенератора - как на схеме рис. 3б. В результате снижается порог оптического пробоя, и смесь взаимодействует с плазменным факелом, инициированным сфокусированным на поверхность лазерным лучом. Для образования плазмы этим способом требование к пороговому значению плотности мощности сфокусированного лазерного излучения более чем на порядок меньше, чем для организации оптического пробоя в газе.

Методика проведения экспериментов

Эксперименты проводились на стенде КВУ Центра Келдыша, оснащенном системами подачи газообразных (кислород, водород, метан), а также жидких компонентов (этанол). В ходе выполнения экспериментов измерялись давление и температура в камере сгорания двигателя 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 .

На рис. 4 приведена конструкция используемой камеры сгорания, с расположением лазера по нормали к оси камеры сгорания. Форсуночная головка и секции камеры сгорания, за исключением секции зажигания, являются водоохлаждаемыми. Внутренний объем цилиндрической части камеры сгорания составляет $V=2260\text{см}^3$.

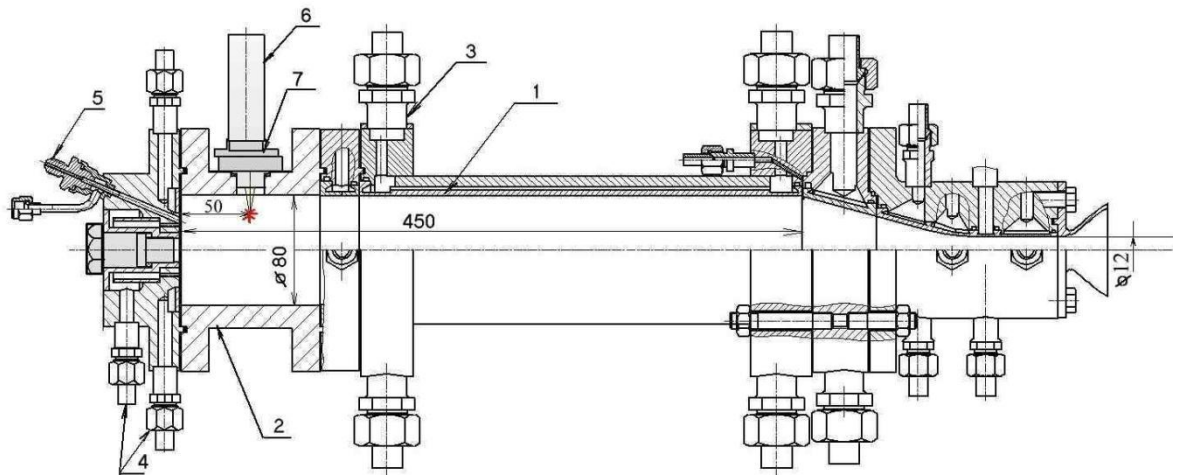


Рис. 4. Конструкция камеры сгорания с установленным по нормали к оси лазером
1 – камера сгорания; 2 – цилиндрическая вставка; 3 – подвод воды на охлаждение; 4 –
подвод компонентов в форсуночную головку; 5 – штуцер для измерения давления; 6 – лазер;
7 – узел фокусировки излучения

Конструкция узла фокусировки 7, к которому стыкуется непосредственно лазер, за счет использования различных фокусирующих линз, позволяют варьировать расстояние h_f – до точки фокусировки излучения (рис. 3).

На рис. 5 приведена конструкция камеры сгорания при осевой стыковке лазера.

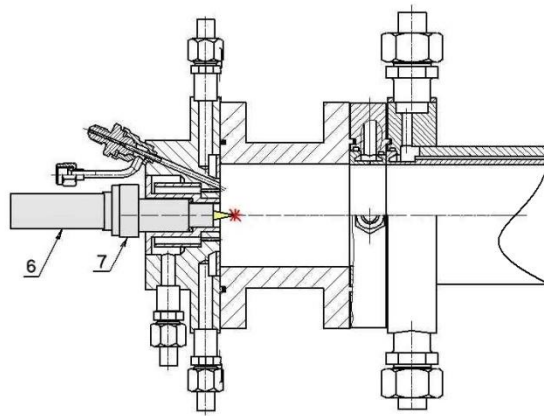


Рис. 5. Конструкция камеры сгорания с установленным по оси камеры сгорания лазером

Обозначения – как на рис. 4

В конструкциях камер сгорания использовалось два типа форсуночных головок. В экспериментах с топливными парами O_2+H_2 , O_2+CH_4 по схеме газ-газ была реализована соосно-струйная схема смесеобразования (рис. 6), состоящая из 24-х отверстий горючего и 3-х отверстий кислорода. Каналы подачи кислорода выполнены под углом 23° к оси камеры. Схема смесеобразования у форсуночной головки по схеме газ-жидкость (O_2 -этанол) – струйно-центробежная, состоящая из 6-ти форсунок (рис. 7).

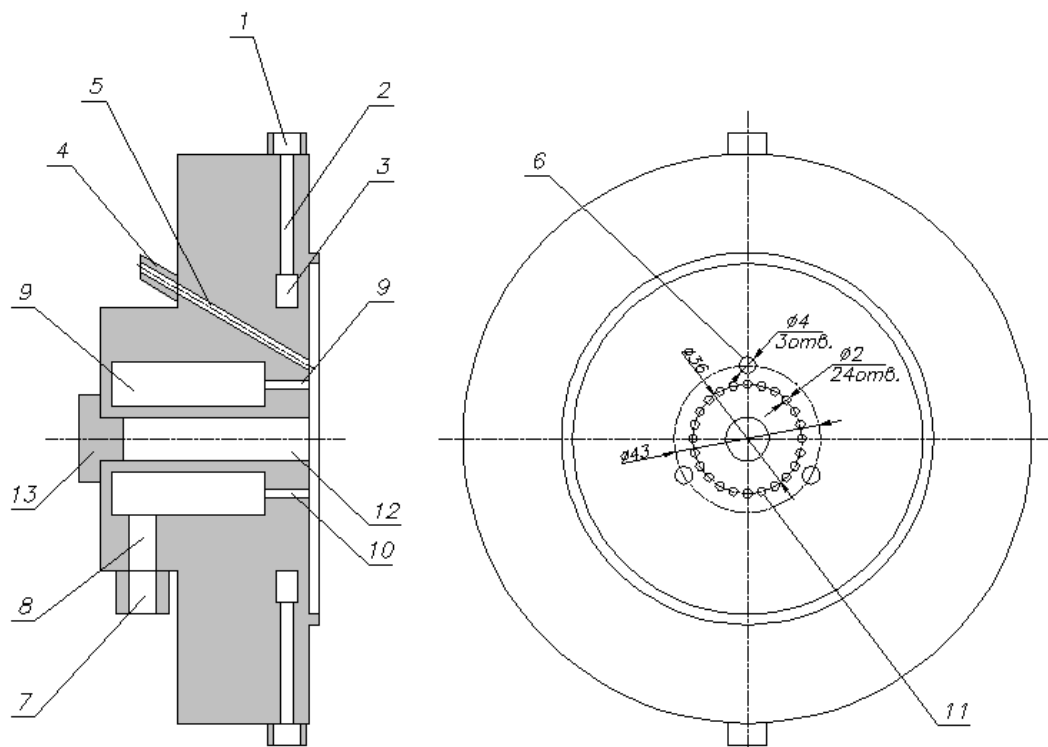


Рис. 6. Форсуночная головка на компонентах O_2+H_2 , O_2+CH_4

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

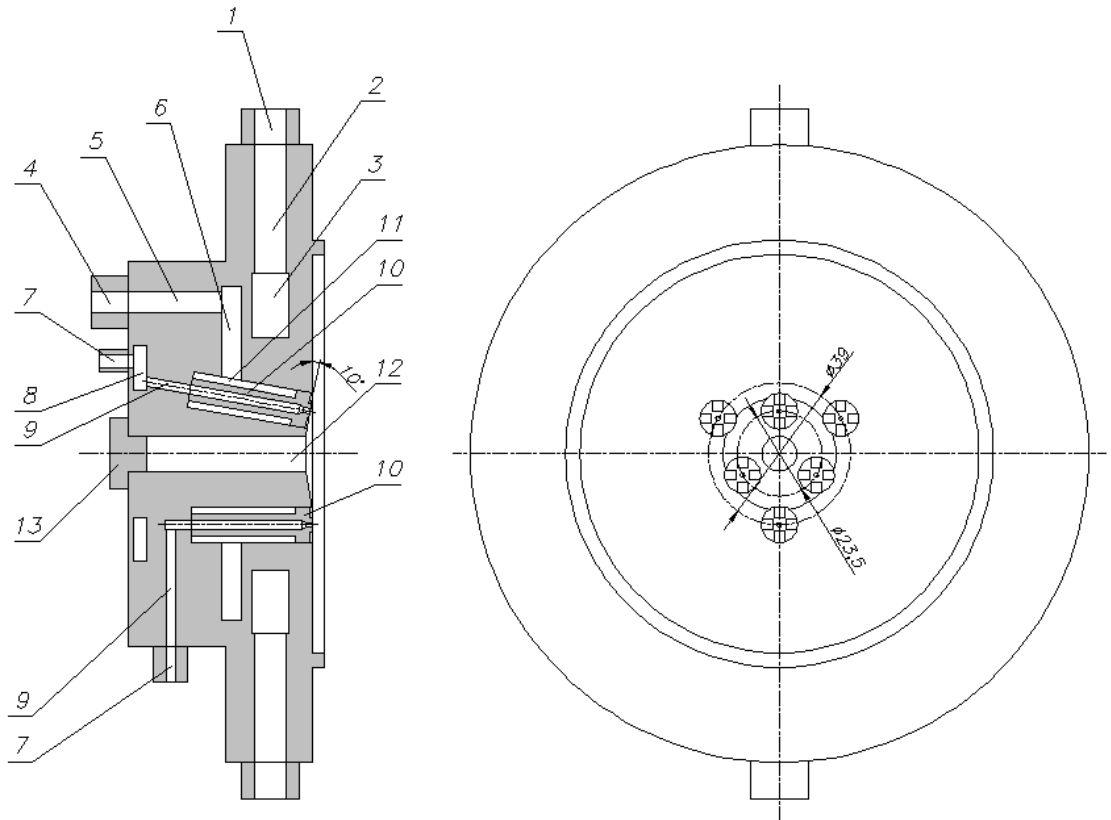


Рис. 7. Форсуночная головка на компонентах $O_2+C_2H_5OH$

1 - штуцер подачи охлаждающей жидкости; 2 - канал подачи охлаждающей жидкости; 3 - кольцевой коллектор охлаждения; 4 - штуцер подачи окислителя; 5 - подводящий канал окислителя; 6 - кольцевой коллектор окислителя; 7 - штуцер подачи горючего; 8 - кольцевой коллектор горючего; 9 - подводящий канал горючего; 10 - сооснотруйная форсунка; 11 - полость окислителя сооснотруйной форсунки; 12 – канал ввода лазерного излучения при осевой стыковке лазера; 13 - заглушка

В ходе описанных ниже экспериментов были использованы два типа малогабаритных лазеров (табл. 1): лазер ЛТИ-140/10/10 (тип 1) и ЛТИ-350/10/10 (тип 2), разработанные на

основе активного элемента из алюмоиттриевого граната с неодимом (YAG:Nd), с пассивной модуляцией добротности. Конструктивно лазеры (поз. 6 на рис. 4,5) выполнены в виде модуля с фланцевым креплением, соединяемым с узлом фокусировки излучения (поз. 7 на рис. 4,5). Лазер ЛТИ-350/10/10 предназначен для генерации серии из 10 импульсов, энергия каждого импульса $E_i=35\text{мДж}$, частота повторения 10Гц или 20Гц и использовался в схеме с пробоем рабочей среды в объеме. Лазер ЛТИ-140/10/10 использовался в экспериментах с пробоем рабочей среды при фокусировке излучения на поверхность. Некоторые другие параметры лазеров приведены в таблице 1.

Параметры используемых лазеров

Таблица 1

Технические параметры	Номинальные величины	
	Лазер ЛТИ-350/10/10 (тип 1)	Лазер ЛТИ-100/10/10 (тип 2)
Длина волны, нм	1064	1064
Режим работы	Цуговый, 10 импульсов, 10Гц или 20Гц	Цуговый, 10 импульсов, 10Гц
Выходная энергия в единичном импульсе, мДж	35	10..15
Длительность единичных импульсов, нс	8	8
Диаметр луча на выходе из лазера, мм	3	3
Вес лазера, г:	80	35
Габариты лазера, мм	Ø26x127	Ø18x83
Масса блока питания, г	400	200
Питание блока	27В	27В

Для возникновения лазерной искры, с помощью которой происходит воспламенение топлива в камере сгорания, необходимо обеспечить в области фокусировки уровень интенсивности излучения $I_s \sim 10^{10} \div 10^{11} \text{Вт/см}^2$. При таких величинах I_s молекулы газа диссоциируют и ионизируются вблизи фокусного объема, что приводит к возникновению плазмы, воспламеняющей топливо. Ионизация под действием излучения носит многофотонный характер, когда одновременно несколько фотонов воздействуют на атом. Так, атом кислорода имеет потенциал ионизации 13,6 eV [10], поэтому при использовании Nd:YAG лазера с энергией фотонов 1,1 eV требуется одновременное воздействие 12 фотонов для его ионизации.

Для оценки энергии одиночных импульсов, необходимой для диссоциации и ионизации, используем следующие соображения. Диаметр d перетяжки луча в области фокусировки оценивается следующим образом:

$$d = 2 \cdot M^2 \frac{2 \lambda F}{\pi D}, \quad (1)$$

где M^2 – качество луча, F – фокусное расстояние линзы, D – диаметр лазерного луча, λ – длина волны.

Предполагая, что в области фокусировки газ имеет сферический объем V , из уравнения состояния газа можно определить число частиц в этом объеме: $N=pV/kT$, где p – давление, T – температура, k – постоянная Больцмана. Для диссоциации всех N молекул с энергией диссоциации W_d , а также полной ионизации с 1-м потенциалом ионизации равным W_i , необходимая энергия составит:

$$W = \frac{\pi p d^3}{6 kT} \cdot (W_d + 2W_i), \quad (2)$$

Оценим величину W для кислорода, подача которого в экспериментах осуществляется с опережением относительно горючего и для которого $W_d = 5,1$ эВ, $W_i = 13,6$ эВ [10]. Для диаметра перетяжки лазерного луча $d=200$ мкм, определяемого из (1) для используемого лазера, величина W составит $\sim 0,5$ мДж. Как видно, это значение значительно меньше энергии отдельных лазерных импульсов (табл. 1) используемых лазеров, тем самым обеспечивается возникновение плазмы оптического пробоя.

Как будет показано ниже, в процессе проведения экспериментов, одним из варьируемых параметров являлось расстояние h_f от стенки до точки пробоя рабочей среды – лазерной искры (рис.3). Для этой цели использовались линзы с различными фокусными расстояниями, устанавливаемые в узел фокусировки. Кроме фокусирующей линзы, в узле фокусировки герметично с камерой сгорания размещается специальное стекло, защищающее линзу и лазер от воздействия продуктов сгорания. Точное расположение лазерной искры в камере сгорания определялось по результатам видеосъемки (рис. 8).

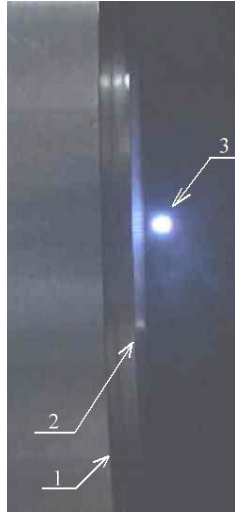


Рис. 8. Лазерная искра при осевой стыковке лазера к форсуночной головке. 1 – плоскость форсуночной головки, 2 – уплотнительное кольцо, 3 – лазерная искра на расстоянии $h_f=10\text{мм}$ от плоскости форсуночной головки

Компьютерная система управления и измерения параметров позволяла широко варьировать временные параметры пусков, основные из которых:

- τ_s – общая длительность пуска;
- τ_O – время от начала пуска до открытия клапана окислителя;
- τ_F – время от начала пуска до открытия клапана горючего;
- $\Delta\tau_O$ - разновременность открытия клапанов (опережение подачи окислителя): $\Delta\tau_O = \tau_F - \tau_O$;
- τ_l – время от начала пуска до включения лазера (первого лазерного импульса).

Результаты экспериментов и их анализ

Рассмотрим последовательно результаты экспериментов, проводившихся при боковой стыковке и осевой стыковке лазеров. В табл. 2 приведены параметры пусков с указанием диапазона изменения основных параметров. Во всех пусках было зарегистрировано успешное воспламенение топлива. Все пуски повторялись несколько раз - от 2 до 5, при неизменных параметрах, всего было проведено около 100 пусков.

Компоненты	Диапазон изменения G_{Σ} , г/с	Диапазон изменения α	Метод установки лазера	Метод фокусировки, h_f , мм	Используемый лазер
O_2+H_2	52-54	$\alpha=0,6-0,8$	по нормали	- поверхность	тип 1, тип 2
				-объем, $h_f=5$	тип 2
	48-52	$\alpha=0,7-0,8$	по оси	-объем, $h_f=8$	тип 2
O_2+CH_4	41-58	$\alpha=0,33-1,1$	по нормали	- поверхность	тип 1
				-объем, $h_f=5$	тип 2
	42-56	$\alpha=0,4-0,8$	по оси	-объем, $h_f=8$	тип 2
$O_2+C_2H_5OH$	50-81	$\alpha=0,7-1,6$	по нормали	-объем, $h_f=2; 5$	тип 2
	69-70	$\alpha=1,1-1,3$	по оси	-объем, $h_f=0; 6$	тип 2
O_2+ (70% C_2H_5OH +30% H_2O)	49-73	$\alpha=0,8-2,2$	по нормали	- объем, $h_f=3$	тип 2

Для каждой из топливных пар было экспериментально подтверждена возможность лазерного воспламенения как при боковой стыковке лазера, так и при осевой. При боковой стыковке использовалось два типа фокусировки излучения – на противоположную стенку и в объем с удалением точки фокусировки от стенки на расстояние h_f (табл. 2). В свою очередь, при фокусировке на стенку использовалось оба типа лазеров, а при фокусировке в объем – только тип 2. Разновременность подачи компонентов варьировалась программным способом, с обеспечением как опережающего поступления кислорода, так и водорода в диапазоне: $\Delta t_0 = \tau_f - \tau_0 = -0,2 \dots 0,2$ с. Включение лазера производилось либо одновременно с открытием одного из компонентов, либо с некоторой задержкой, по достижению некоторого давления в камере сгорания.

Характерной особенностью пусков на паре O_2+H_2 является наличие трех режимов, характеризующих процесс зажигания: «жесткое» (тип 1), «мягкое» (тип 2) и «промежуточное» (тип 3). Существование аналогичных режимов при исследовании лазерного зажигания описано в работе [8]. Воспламенение типа 1 характеризуется наличием вспышки в начальный момент, после подачи лазерного импульса, а также звуковым

эффектом в виде хлопка. Длительность вспышки не превышает 50мсек, после чего устанавливается стационарный вид факела. Воспламенение типа 2 характеризуется плавным установлением стационарного факела, без звукового хлопка. На рис. 9 приведена фотография фрагментов пуска с «мягким» воспламенением типа 2 на компонентах O_2+H_2 с лазером ЛТИ-350/10/10, установленным по нормали с фокусировкой на противоположную стенку.

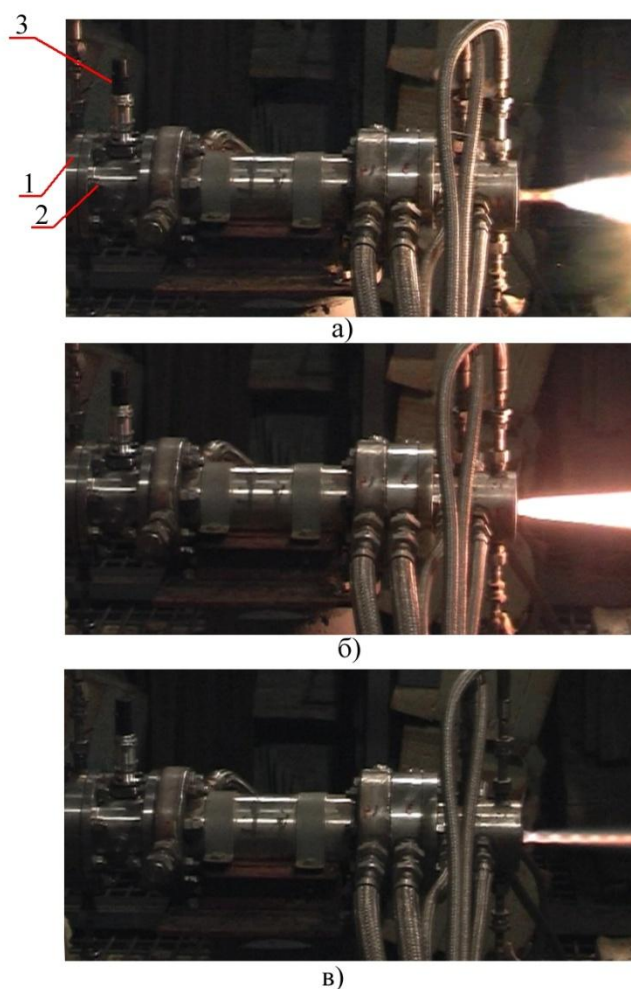


Рис. 9. Фрагменты пуска модельного двигателя на компонентах кислород-водород на частоте 20Гц

а)- момент пуска; б) – выход на стационарный режим; в) – момент останова.

1 – форсуночная головка; 2 – вставка зажигания камеры сгорания; 3 – лазер ЛТИ-350/10/10

Режим «жесткого» зажигания объясняется следующими физическими особенностями. Известно [11], что процесс запуска сопла характеризуется соотношением таких параметров, как «задержка воспламенения» τ_b и время пребывания продуктов сгорания в камере сгорания

$\tau_{п}$. Относительное увеличение давления в камере сгорания, а следовательно и вид запуска, охарактеризованный выше, прямо пропорционально периоду задержки воспламенения и величине пускового расхода топлива и обратно пропорционально времени пребывания топлива и его секунднему расходу на установившемся режиме. Время пребывания продуктов сгорания в сопле $\tau_{п}$ определяется выражением: $\tau_{п} = m_{кс}/G = V_{кс}\rho_{кс}/G$, где $m_{кс}$ – масса газа в камере сгорания, G – массовый расход топлива; $V_{кс}$ – объем камеры сгорания, $\rho_{кс}$ – средняя плотность газа в камере сгорания. Для условий описываемых экспериментов время $\tau_{п}$ оценивается величиной $\tau_{п} = 20-50$ мс. В качестве нижней оценки примем, что задержка воспламенения при импульсной работе лазера определяется промежутком времени между лазерными импульсами. Тогда, при частоте работы лазера 10Гц имеется значительное превышение $\tau_{в}$ над $\tau_{п}$ и запуски будут иметь «жесткий» тип. На частоте 20Гц $\tau_{в} \geq \tau_{п}$ и характер пуска должен меняться в сторону «мягкого». Эти оценки подтверждаются анализом всех проводившихся пусков с использованием видеосъемки. Так, на рис. 9а приведен момент «мягкого» зажигания при работе лазера на частоте 20Гц. При уменьшении частоты лазера до 10Гц наблюдается «жесткое» воспламенение, как показано на рис. 10.



Рис. 10. Начальный момент «жесткого» зажигания на компонентах кислород-водород, частота работы лазера 10Гц

На рис. 11 приведена типичная диаграмма одного из пусков на компонентах O_2+H_2 . Как видно из графика, здесь была реализована циклограмма с опережением подачи

кислорода: $\Delta\tau_O = \tau_F - \tau_O = 0,1\text{сек}$, а лазер включался одновременно с открытием клапана
 водорода: $\tau_1 = \tau_F$.

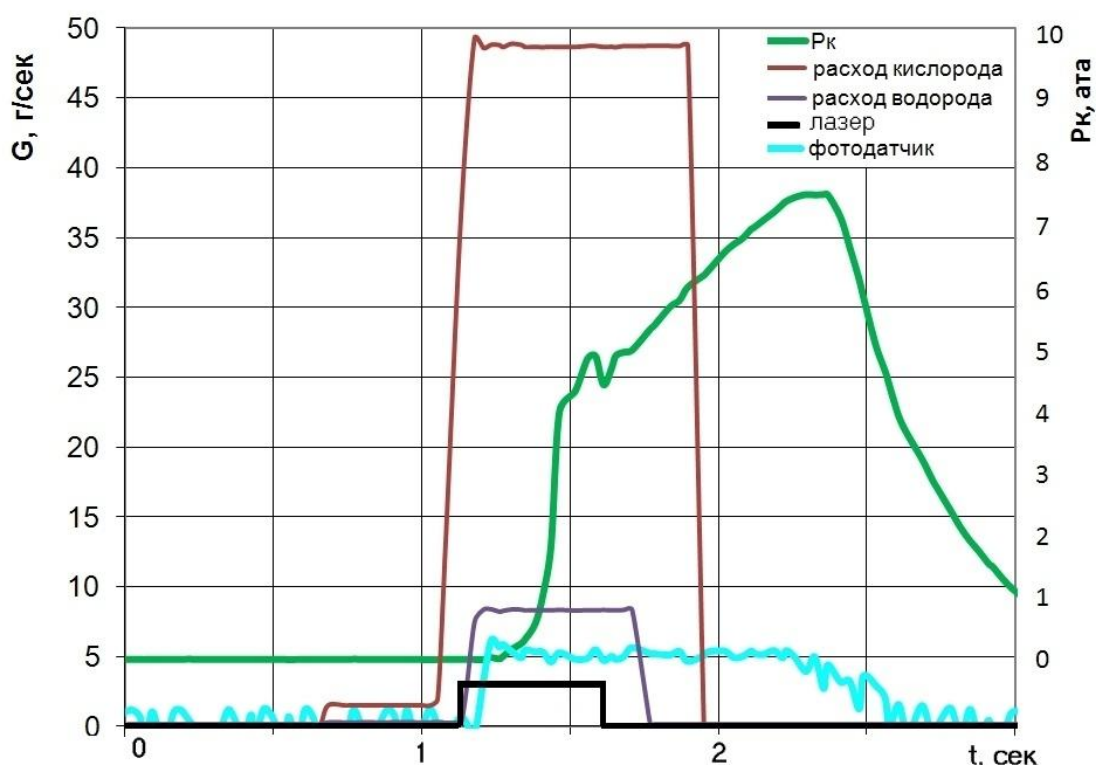


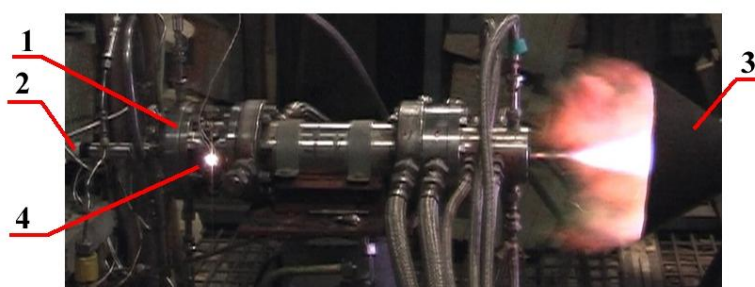
Рис. 11. Запуск на компонентах O_2+H_2 при среднем значении $\alpha=0,74$

Сигнал с фотодачика, свидетельствующий о начале горения в камере сгорания, появился при достижении расхода водорода на уровне 50% от номинального, хотя рост давления в камере сгорания был более медленным и достиг максимума уже после полного закрытия клапанов. Такая задержка в спаде давления объясняется достаточно большой длиной топливных магистралей после отсечных клапанов окислителя и горючего.

В экспериментах на паре O_2+CH_4 не было установлено зависимости характера зажигания от частоты, на которой работал лазер, аналогично тому, как имело место на паре O_2+H_2 . Имело место только «мягкое» воспламенение. Здесь был обнаружен другой эффект. Так, при боковой стыковке лазера, в процессе запуска факел на срезе сопла появлялся и исчезал, после чего устанавливалась стационарная форма факела на выходе. При осевой стыковке лазера факел после появления не исчезал до установления стационарного характера. В экспериментах на паре O_2+CH_4 , при боковой установке лазера был определен нижний концентрационный предел, при котором имеет место воспламенение. Величина α ,

соответствующая этому пределу, составила $\alpha=0,33$. При этом значении α наблюдалась лишь короткая вспышка, но стационарный процесс горения в камере сгорания не устанавливался. В последующих пусках, при повышении α наблюдалось надежное воспламенение. Осмотр защитного стекла, отделяющего узел фокусировки от камеры сгорания (рис. 4,5) показал, что сажеобразование на стекле при пониженных α не наблюдается. Таким образом, существование нижнего предельного значения α объясняется особенностями смесеобразования вблизи боковой стенки.

В экспериментах компонентах $O_2+C_2H_5OH$, также как и на компонентах O_2+CH_4 , не было обнаружено влияния частоты работы лазера на характер зажигания, наблюдалось только «мягкое» воспламенение. На рис 12 приведена фотография фрагментов одного из пусков на компонентах $O_2+C_2H_5OH$ с лазером ЛТИ-350/10/10, установленным по оси, с фокусировкой лазерной энергии в объем, а соответствующая циклограмма пуска – на рис. 13.



а)



б)



в)

Рис. 12. Фрагменты пуска модельного двигателя на компонентах кислород-этанол при осевой фокусировке лазера

а)- момент пуска; б) – выход на стационарный режим; в) – момент останова
 1 – форсуночная головка; 2 – лазер ЛТИ-350/10/10, 3 – входной патрубок эжектора; 4– свечение из камеры сгорания через оптическое стекло

Как следует из циклограммы, в данном пуске также осуществлялось опережение подачи кислорода, а лазер включался с открытием клапана подачи этанола. В результате, смесь, способная к воспламенению, возникала в камере сгорания к 4-му лазерному импульсу, а первые три импульса воздействовали только на кислородную среду. Неполнота сгорания этанола в начальный момент приводила к его частичному выносу и попаданию на поверхность входного патрубка эжектора и догоранию, как видно на фотографии рис. 12а.

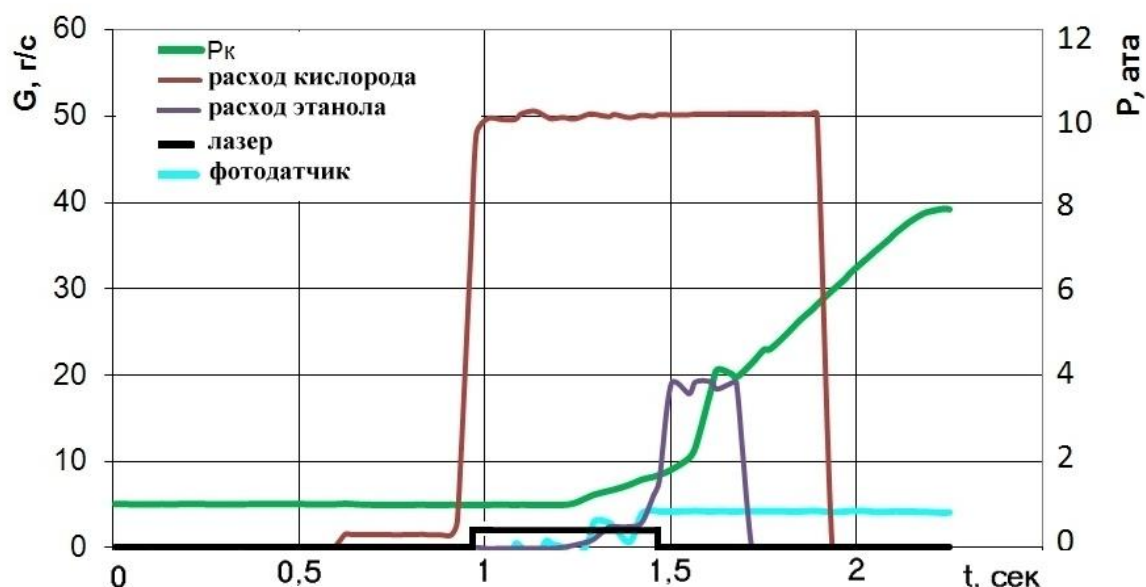


Рис. 13. Запуск на компонентах $O_2+C_2H_5OH$ при среднем значении $\alpha=1,34$

В пусках на топливной паре $O_2+C_2H_5OH$, как следует из таблицы 2, использовался лазер ЛТИ-350/10/10 с фокусировкой в объем, причем на двух различных удалениях от стенки камеры сгорания: $h_f=2\text{мм}$ и 5мм . Попытка осуществить лазерное воспламенение путем фокусировки на противоположную стенку, как это было в пусках на парах O_2+H_2 и O_2+CH_4 не увенчалась успехом. Это связано с рассеянием луча на каплях спирта, при небольших расстояниях от стенки этого не происходит. При боковой стыковке лазера были проведены также успешные пуски с использованием 70%-й смеси C_2H_5OH с водой. Такая

смесь часто используется в качестве рабочей среды в различных энергетических установках. Проведенные пуски показали, что в достаточно широком диапазоне коэффициента $\alpha=0,8-2,2$, определенном без учета массовой доли воды в спиртоводяной смеси, имеет место надежное лазерное воспламенение. При более низких α пуски не проводились.

Один из важных факторов, который был исследован по результатам всех экспериментов – вопрос о влиянии воды – основного компонента в продуктах сгорания. Также как и в более ранних работах [3-5], было установлено, что осаждение вода на внутренней поверхности камеры сгорания и оптического стекла не препятствовало прохождению лазерного излучения в камеру сгорания от пуска к пуску. Это обеспечивалось минимизацией выходной апертуры защитного стекла.

В целом, по результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что по сравнению с ранее проводившимися авторами настоящей работы многочисленными экспериментами по лазерному зажиганию в малоразмерных запальных устройствах и двигателях малой тяги, часть из которых описаны в [3-5], при переходе к достаточно крупноразмерной камере сгорания имеет место более надежное лазерное воспламенение топлива. Так, при переходе от одной схемы зажигания к другой (с фокусировкой по нормали, по оси, другая топливная пара), практически не было необходимости в наладочных пусках, имело место 100% воспламенение, за исключением нескольких пусков, когда не срабатывали клапана, либо соотношение компонентов выходило за определенную границу. Это связано, очевидно, с ростом характерных времен вследствие масштабного фактора, когда в процессе смешения оптимальные условия для лазерного воспламенения сохраняются значительно дольше, чем в малоразмерных запальных устройствах или ЖРДМТ, где требуется более точная синхронизация моментов подачи топлива и следования лазерных импульсов.

Заключение

1. Приведены результаты исследования лазерного воспламенения топливных пар: O_2+H_2 , O_2+CH_4 , $O_2+C_2H_5OH$, $O_2+C_2H_5OH+H_2O$ в модельной камере сгорания сравнительно большого объема $V= 2260\text{см}^3$. Исследования проведены в широком диапазоне изменения соотношения компонентов, с варьированием циклограмм пуска, опережения подачи компонентов, моментов включения лазера.

2. Лазерное воспламенение осуществлялось путем непосредственной фокусировки лазерной энергии в камеру сгорания с инициацией оптического пробоя в зоне фокусировки.

При этом малогабаритный лазер пристыковывался непосредственно к камере сгорания через узел фокусировки.

3. Для лазерного зажигания использованы два типа малогабаритных твердотельных лазеров, разработанные на основе активного элемента YAG:Nd, с пассивной модуляцией добротности. Лазер ЛТИ-350/10/10 с энергией моноимпульса 35мДж, массой 80г длиной 127мм, массой блока питания 400г использовался для инициирования оптического пробоя в объем камеры сгорания. Лазер ЛТИ-100/10/10 с энергией моноимпульса ~10мДж, массой 35г длиной 83мм массой блока питания 200г использовался в экспериментах с пробоем рабочей среды при фокусировке излучения на поверхность.

4. Для каждой из топливных пар было экспериментально подтверждена возможность надежного лазерного воспламенения как при боковой стыковке лазера, так и при осевой. При боковой стыковке использовалось два типа фокусировки излучения – на противоположную стенку и в объем с удалением точки фокусировки от стенки на различные расстояния. При осевой стыковке лазера излучение фокусировалось в объеме камеры сгорания в точки, удаленные на различные расстояния от плоскости форсуночной головки.

5. Методика проведения испытаний предусматривала многократное повторение режимов запуска двигателя без переборки узла лазерного зажигания. При этом осаждение продуктов сгорания на защитном стекле, включая воду, не нарушало работу системы зажигания.

6. Проведенные исследования показали, что к настоящему времени становится реальным распространение разработанной технологии на натурные ракетные двигатели и газогенераторы различного назначения.

Библиографический список

1.Иванов А.В., Ребров С.Г., Голиков А.Н., Гутерман В.Ю. Лазерное зажигание ракетных топлив кислород-водород, кислород-метан. Журнал «Авиакосмическая техника и технология». №2. 2008.

2.Патент РФ на изобретение №2326263 с приоритетом от 14.05.2007. Способ воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ракетного двигателя и устройство для его осуществления (варианты). Авторы: Иванов А. В., Ребров С.Г., Пономарев Н.Б., Голиков А.Н. и др.

3. 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.

4. 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.

5. 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.

6. 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.

7. Trinh H., Early J. W., Thomas M. E. Dual-Laser-Pulse Ignition. Marshall Space Flight Center. NASA Tech Briefs, 2006.

8. Manfletti C., Oschwald M. and Sender J., Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR), Lampoldshausen, Germany. Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines. 2009.

9. Приоритет на получение патента РФ «Камера жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным устройством воспламенения компонентов топлива и способ её запуска» № 2011144421 от 03.11.2011.

10. Физические величины. Под ред. И.С.Григорьева и Е.З.Мелихова. М., Энергоатомиздат, 1991

11. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под редакцией В.М.Кудрявцева, изд. 4-е, М., «Высшая школа», 1993.

Сведения об авторах

Ребров Сергей Григорьевич, начальник отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», д.т.н., E-mail: rebrov_sergey@mail.ru

Голиков Андрей Николаевич, начальник сектора ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», д.т.н., E-mail: andgolikov@mail.ru

Голубев Виктор Александрович, инженер II категории ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», E-mail: golubev.va@mail.ru