

УДК 621.45.048, 629.7.036.5

Лазерное воспламенение топлива кислород-метан в камере сгорания с осевым вводом лазерного излучения

Ребров С.Г.*, Голубев В.А., Лозино-Лозинская И.Г.***, Позвонков Д.М.******

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

**e-mail: rebrov_serгей@mail.ru*

***e-mail: golubev.va@mail.ru*

****e-mail: izol39@mail.ru*

*****e-mail: space_ace@list.ru*

Аннотация

Приведены результаты экспериментальных исследований прямого лазерного зажигания топлива кислород-метан в камере сгорания (КС). При проведении испытаний крепление малогабаритного лазера осуществлялось на смесительную головку с осевым вводом излучения в камеру и фокусировкой излучения в объеме топливной смеси. Структура потока компонентов газообразного топлива определялась двухкомпонентными соосно-струйными форсунками, часто используемыми в современных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). По результатам проведенных работ определены основные условия, влияющие на процесс воспламенения кислородно-метановой смеси при осевом вводе лазерного излучения в камеру.

Ключевые слова: лазерное зажигание, камера сгорания, ЖРД, кислород-метан, осевой ввод.

Введение

Работы, направленные на исследование и внедрение лазерного зажигания для ракетных двигателей (РД), активно ведутся как в России [1-3], так и за рубежом [4-7]. Перспективным направлением в ракетной технике в настоящее время является использование топлива кислород-метан как для нижних, так и для верхних ступеней ракет, что подтверждается активными исследованиями, ведущимися во всем мире в данном направлении [8-11]. В Германском аэрокосмическом центре (DLR) также ведутся работы по созданию кислородно-метанового ЖРД с лазерным зажиганием [12, 13]. Надежное воспламенение этого топлива в условиях камеры сгорания является важной задачей при создании и отработке перспективных РД. Использование лазерного зажигания дает возможность многократных включений при массогабаритных характеристиках системы зажигания, не превышающих параметры электроискровых и электроплазменных систем, при этом лазерное зажигание позволяет работать в более широких диапазонах рабочих параметров топливной смеси по давлению и соотношению компонентов [13-15]. В работе [2] представлены результаты экспериментальных исследований прямого лазерного воспламенения различных топлив, включая кислород-метан, в модельной камере сгорания КС. Исследованы две схемы установки лазера на камеру сгорания: осевая стыковка к смесительной головке и установка на боковую поверхность камеры [3]. Осевая стыковка лазера, когда зона оптического пробоя находится по оси камеры сгорания вблизи форсуночной головки, имеет ряд преимуществ перед радиальной стыковкой. Главное преимущество – симметрия зоны воспламенения и

последующего развития фронта горения. При радиальной стыковке, когда зона воспламенения находится вблизи стенки камеры сгорания, асимметричное развитие фронта горения может приводить к задержке воспламенения и нежелательным забросам давления. В то же время, для ввода лазерного луча в камеру сгорания при осевой стыковке, можно использовать существующие проработки для электроплазменного зажигания [16], когда запальник монтируется в имеющееся центральное отверстие в форсуночной головке.

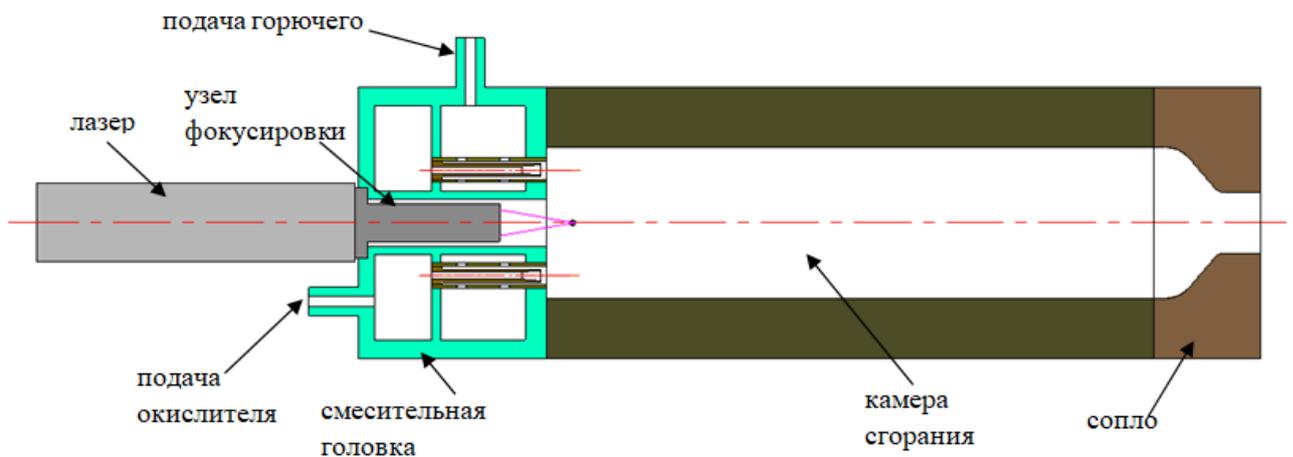
Таким образом, целью настоящей работы являлось исследование особенностей лазерного зажигания при осевой стыковке лазера к смесительной головке камеры сгорания, использующей топливо кислород-метан при суммарном расходе компонентов до 25 г/с. При этом течение в приосевой области моделировалось двухкомпонентными соосно-струйными форсунками, часто используемыми в современных ЖРД, работающих на различных типах топлива, таких как кислород-водород, кислород-метан, кислород-керосин [17, 18].

Методика проведения экспериментов

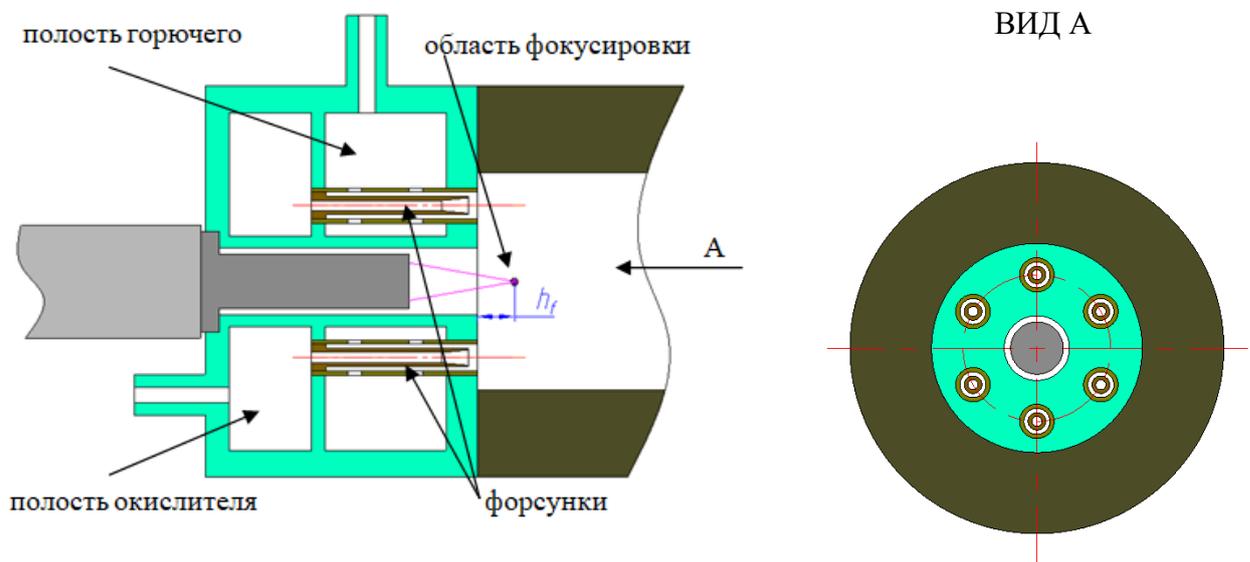
Эксперименты проводились на стенде 7 отделения 1 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», оснащенный системой подачи газообразного топлива кислород-метан. Система управления-измерения стенда позволяет в режиме реального времени при проведении эксперимента регистрировать давления в полостях смесительной головки, давление P_c и температуру T_c в камере сгорания двигателя, а также управлять временем подачи топливных компонентов и работы лазера. При обработке результатов эксперимента рассчитывались расходы окислителя G_o и

горючего G_2 , их суммарный расход G_{Σ} , массовое соотношение компонентов K_m и коэффициент избытка окислителя α ,

На рисунке 1 приведена схема используемой камеры сгорания, с осевым расположением лазера на фланце смесительной головки. Диаметр КС составляет 50 мм, внутренний объем цилиндрической части камеры сгорания около 400 см^3 .



а) Схема камеры сгорания



б) Схема смесительной головки

Рисунок 1 – Схема камеры сгорания

Конструкция узла фокусировки, к которому непосредственно стыкуется лазер, за счет использования различных фокусирующих линз, позволяет варьировать расстояние h_f – от плоскости смесительной головки до точки фокусировки излучения (рис. 1).

Система смесеобразования образована шестью соосно-струйными форсунками, расположенными на окружности диаметром $L_\phi = 35$ мм. По центральному каналу форсунок подается окислитель, по наружному – горючее, выходной диаметр форсунки составляет $d_\phi=5$ мм. Безразмерный шаг форсунок по окружности $L_\phi/d_\phi = 7$.

В экспериментах использовался малогабаритный твердотельный лазер со следующими характеристиками:

- длина волны излучения: 1064 нм;
- энергия единичного импульса: 30мДж;
- диаметр луча на выходе из излучателя: 4мм;
- качество луча: $M^2=6$;
- режим работы: импульсно-периодический;
- количество импульсов в цуге: 10 импульсов с частотой следования 10 Гц;
- длительность импульса: 8 нс;
- вес лазера: 80г;
- габариты лазера: Ø15x85мм;
- вес блока питания: 600г.

Согласно проведенным исследованиям [2, 19] Выходные энергетические параметры данного лазера удовлетворяют требованиям, обеспечивающим

воспламенение топлива кислород-метан в модельных КС. Для фокусировки излучения использовались два разных типа линз с фокусными расстояниями 18 мм и 23 мм, которые обеспечивали уровень интенсивности излучения в фокальной области порядка 10^{12} Вт/см², что соответствует пороговому значению для инициации искры оптического пробоя в объеме смеси.

Результаты экспериментов и их анализ

Всего было проведено 4 серии экспериментов, параметры которых указаны в таблице 1. Суммарно было проведено 40 испытаний.

Таблица 1 Параметры проведенных испытаний

№ серии (кол-во исп.)	$d_{кр}$, мм	h_f , мм	Циклограмма* $\tau_o, c; \tau_2, c; \tau_n, c$	Расход G_{Σ} , г/с	Коэффициент избытка окислителя α	Результат
1 (7 исп.)	5,1	0	$\tau_o=0,6...3;$ $\tau_2=0,75...3,2;$ $\tau_n=0,75...1,75$	21-24	0,20-0,32	Зажигание с первого импульса
2 (13 исп.)	5,1	0	$\tau_o=0,75...3;$ $\tau_2=0,75...3,2;$ $\tau_n=0,75...1,75$	22	0,32	Зажигание со второго импульса
3 (5 исп.)	5,1	-5	$\tau_o=0,6...3;$ $\tau_2=0,75...3,2;$ $\tau_n=0,75...1,75$	22	0,27-0,31	Нет зажигания
4 (15 исп.)	20	0	$\tau_o=0,6...3$ $\tau_2=0,8...3,2;$ $\tau_n=0,8...1,9$	22	0,32	Зажигание не стабильно

* τ_o , τ_z , τ_l время от команды «пуск» до подачи команды на открытие клапанов окислителя, горючего и включения лазера соответственно

Первая серия испытаний проводилась при расположении области фокусировки на уровне огневого днища смесительной головки, то есть при $h_f = 0$, что обеспечивалось использованием линзы с фокусным расстоянием $f = 23$ мм. Диаметр критического сечения сопла в первой так же, как во второй и третьей сериях испытаний, составлял $d_{кр} = 5,1$ мм. Во всех экспериментах первой серии осуществлялось опережение подачи кислорода. Такой порядок подачи компонентов основан на идее создания в области инициации оптического пробоя в момент запуска КС переходного процесса в широком диапазоне изменения соотношения компонентов: от $K_m \gg 1$, в момент подачи окислителя, до номинального $K_m < 1$ при установившейся подаче горючего, с прохождением через стехиометрию $K_m = 4$. Исходя из схемы течения, точка фокусировки находится в зоне обратных токов, образованной взаимодействием струй газообразных кислорода и метана.

По результатам первой серии испытаний получено надежное воспламенение в диапазоне изменения коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,2 - 0,32$. При меньших значениях α воспламенения не наблюдалось. Изменение параметров работы модельной камеры сгорания в момент зажигания компонентов топлива типичное для первой серии испытаний приведено на рисунке 2.

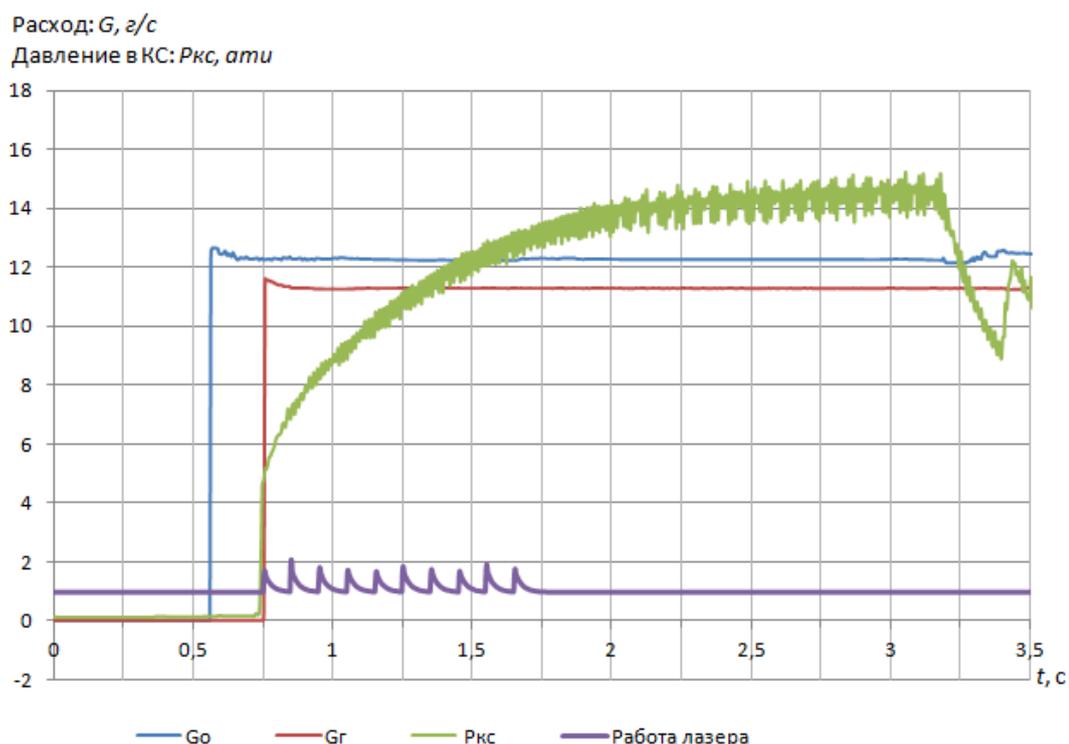


Рисунок 2 – Изменение параметров работы камеры сгорания в момент зажигания типичное для первой серии испытаний.

Как видно из рисунка 2, воспламенение происходит после первого лазерного импульса, давление в камере сгорания плавно возрастает до 15 ати.

Во второй серии экспериментов исследовалось влияние циклограммы подачи компонентов на надежность и характер зажигания, а именно – рассматривалась одновременная подача компонентов топлива. В результате наблюдалась задержка воспламенения – зажигание происходило не с первого импульса лазера, а со второго (рис. 3). Задержка воспламенения привела к забросу давления в камере сгорания в момент зажигания до 15 ати с последующим снижением и выходом на рабочий режим запуска камеры. Подробно механизм возникновения пиковых давлений при лазерном зажигании, а также влияние основных факторов на это явление рассмотрено в работе [20]. Таким образом, это свидетельствует о целесообразности

опережения окислителя, что обеспечивает «мягкий» выход камеры сгорания на режим, без заброса давления. В то же время, обратная последовательность подачи компонентов может приводить к возникновению пиковых давлений, отрицательно воздействующих на конструкцию камеры сгорания.

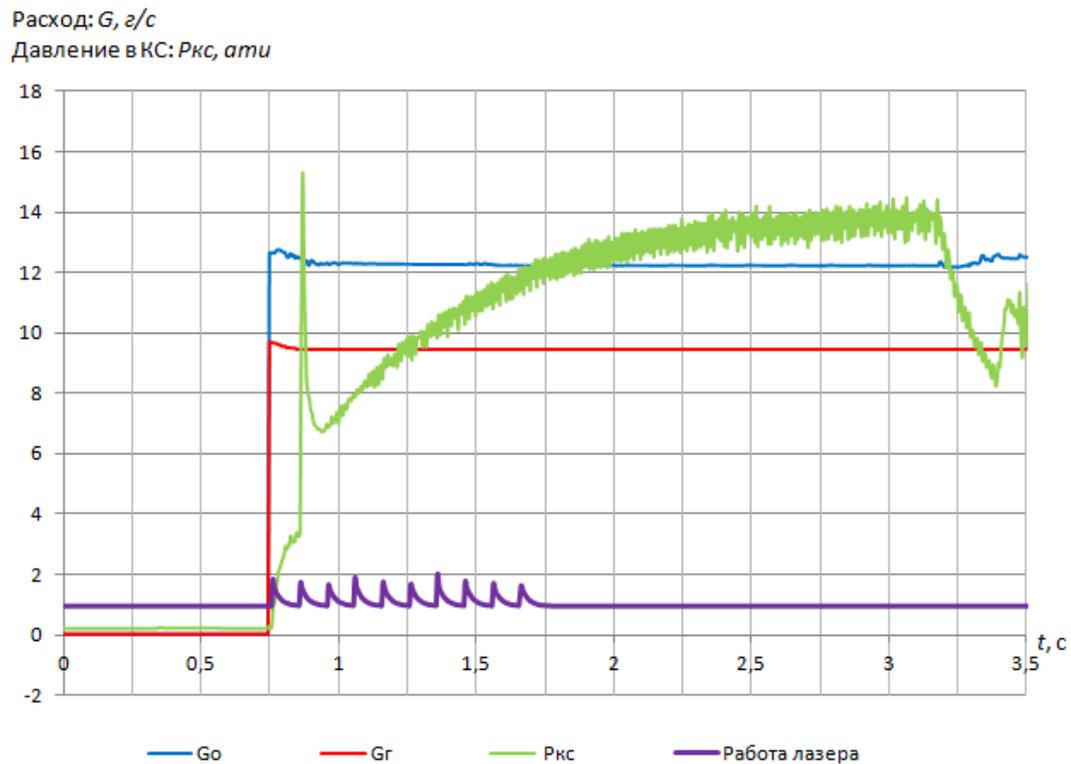


Рисунок 3 – Изменение параметров работы камеры сгорания в момент зажигания типичное для второй серии испытаний

В третьей серии исследовалось влияние расположения зоны фокусировки на возможность воспламенения топлива при рассматриваемой схеме смесеобразования в КС. Для этого была использована линза с фокусным расстоянием 18 мм, что привело к заглоблению фокальной области внутрь канала, через который излучение вводится в камеру, при этом расстояние от плоскости смесительной головки до точки фокусировки составило $h_f = -5$ мм. В этой конфигурации воспламенение получено не было. Это, по-видимому, связано с тем, что компонент, подающийся с

опережением, заполняет канал, и последующее попадание в канал второго топливного компонента затруднено, что приводит к отсутствию зажигания.

Четвертая серия экспериментов проводилась с соплом большего диаметра критического сечения $d_{кр} = 20$ мм. Воспламенение в этом случае стало не стабильным с пропусками зажигания примерно в половине испытаний серии. Это связано с более низкими давлениями в камере в момент установления течения и более высокими скоростями. Так, если давление смеси в камере сгорания с соплом $d_{кр} = 5$ мм к моменту включения лазера составляло около $P_{к}=3..4$ ати, то при использовании сопла $d_{кр}=20$ мм это давление составляло $P_{к}=0,2..0,3$ ати, что видно из рисунка 4. Вследствие этого в отрывной зоне не устанавливается течение с параметрами, благоприятными для воспламенения.

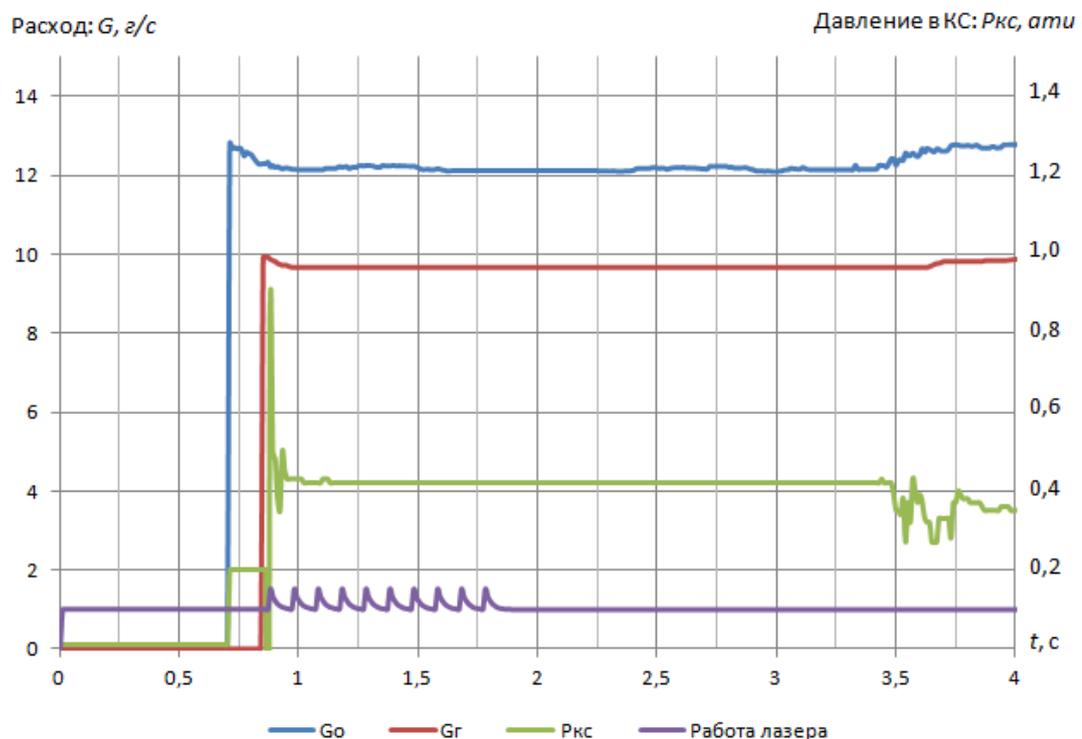


Рисунок 4 – Изменение параметров работы камеры сгорания в момент зажигания типичное для четвертой серии испытаний

Таким образом, проведенные исследования позволили установить основные особенности, влияющие на процесс воспламенения кислородно-метановой смеси при осевом подводе лазерного луча, которые сформулированы в заключении.

Заключение

1. Показано, что в схеме с осевой стыковкой лазера к смесительной головке камеры сгорания с двухкомпонентными соосно-струйными форсунками удастся обеспечить надежное лазерное воспламенение топлива кислород-метан методом фокусировки лазерного излучения в объеме воспламеняемой среды.

2. Для воспламенения необходимо обеспечить опережение подачи кислорода, в этом случае имеет место минимальная задержка воспламенения без заброса давления в камере сгорания.

3. Воспламенение зависит от положения точки фокусировки излучения. При углублении точки фокусировки в канал ввода излучения в камеру за плоскость огневого днища смесительной головки воспламенение отсутствует.

4. Условия воспламенения зависят от динамики изменения газодинамических параметров в отрывной области, образованной взаимодействием струй топлива. При увеличении скорости течения газообразного топлива в объеме камеры сгорания и снижении давления, вероятность воспламенения снижается.

Библиографический список

1. Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Лазерное зажигание топлива кислород-керосин в ракетной технике: от запальных устройств к маршевым ракетным двигателям. Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84458>
2. Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А. Лазерное воспламенение ракетных топлив в модельной камере сгорания. Труды МАИ. 2012. № 53. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29491>
3. Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Камера жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным устройством воспламенения компонентов топлива и способ ее запуска. Патент 2468240 РФ. Бюлл. № 33, 27.11.2012.
4. Soller S., Rackemann N., Kroupa G.. Laser Ignition Application to Cryogenic Propellant Rocket Thrust Chambers // Laser ignition conference, 20 - 23 June 2017, Bucharest, Romania, available at: <https://www.osapublishing.org/viewmedia.cfm?uri=LIC-2017-LFA4.3&seq=0>
5. Lacaze, G, Cuenot, B., Poinso, T. and Oswald, M. Large eddy simulation of laser ignition and compressible reacting flow in a rocket-like configuration // Combustion and Flame, 2009, no. 156, pp. 1166 – 1180.
6. Manfretti C., Oswald M., Sender J. Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines // The 27th International Symposium on Space Technology and Science, 05 - 12 July 2009, Tsukuba, Japan, available at: <https://elib.dlr.de/59666/1/manfretti-2009-ists.pdf>

7. Börner M. Laser ignition of a multi-injector liquid rocket engine // Space Propulsion Conference 2014, SPC2014-2969567, 19th to 22nd Mai, 2014, Cologne, URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-049.pdf>
8. Клепиков И.А., Бахмутов А.А., Буканов В.Т., Мирошкин В.В. и др. ЖРД на метановом горючем. История, состояние и перспектива // Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко. 2000. № 18. С. 192 – 204.
9. Klepikov I., Katorgin B., Chvanov V. The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant “liquid oxygen and liquefied natural gas(methane)” // Acta Astronautica, 1997, no. 41(4), pp. 209 - 217.
10. DeLong D., Greason J., Rodway-McKee K. Liquid Oxygen/Liquid Methane Rocket Engine Development // SAE 2007 AeroTech Congress and Exhibition, September 2007, Los Angeles, CA, available at: <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/2007-01-3876/>
11. Grasl S., Nguyen C., Skaff A. Liquid Methane/ Liquid Oxygen Propellant Conditioning Feed System (PCFS) Test Rigs - Preliminary Test Results // 5th JANNAF Liquid Propulsion Meeting, May 2010, Colorado Springs, CO. available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090004695.pdf>
12. Wohlhüter M., Zhukov V., Börner M. Methane/oxygen laser ignition in an experimental rocket combustion chamber: impact of mixing and ignition position // Space Propulsion Conference 2016, SPC2016-3124927 available at: https://elib.dlr.de/107776/1/MW_Paper_SP2016.pdf
13. Börner M., Manfletti C., Hardi J., Suslov D., Kroupa G., Oschwald M. Laser ignition of a multi-injector LOX/methane combustor // The 31st International Symposium

on Space Technology and Science, 03 – 09 June, 2017, Matsuyama, Japan, available at:
<https://link.springer.com/article/10.1007/s12567-018-0196-6>

14. Soller S. Rackemann N., Preuss N., Kroupa G. Application of Laser Ignition Systems in Liquid Rocket Engines // 3AF Space Propulsion 2016, Rome, available at:
https://www.researchgate.net/publication/303331267_APPLICATION_OF_LASER-IGNITION_SYSTEMS_IN_LIQUID_ROCKET_ENGINES

15. Злобин В.Б. Практическое применение лазерного воспламенения для топливных компонентов жидкостных ракетных двигателей // Решетневские чтения. 2017. № 1(21). С. 206 - 207.

16. Гуртовой А.А., Лобов С.Д., Рачук В.С., Шостак А.В. Работы КБ Химавтоматики по созданию кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей // Космическая техника и технологии. 2014. №1 (4). С. 60 - 66.

17. Гуртовой А.А., Иванов А.В. и др. Расчет и конструирование агрегатов ЖРД. – Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2016. URL:
<https://docplayer.ru/68244556-Raschyot-i-konstruirovanie-agregatov-zhrd.html>

18. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования // Труды МАИ. 2012. № 59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34989>

19. Börner M., Deeken J.C., Manfletti C., Oswald M. Determination of the minimum laser pulse energies for ignition in a subscale rocket combustion chamber. Laser ignition conference, 20 - 23 June 2017, Bucharest, Romania. URL:
<https://www.osapublishing.org/viewmedia.cfm?uri=LIC-2017-LThA4.2&seq=0>

20. Ребров С.Г., Голубев В.А. Пиковые давления в камерах сгорания при лазерном воспламенении // Известия РАН. Энергетика. 2015. № 2. С. 131 - 137.