

УДК 621.45.048

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-104-114

# Лазерное зажигание топлива жидкий кислород — газообразный водород в крупноразмерной камере сгорания

С.Г. Ребров<sup>1</sup>, В.А. Голубев<sup>1</sup>, Ю.П. Космачев<sup>2</sup>, В.П. Космачева<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

<sup>2</sup> АО «КБХА»

## Laser Ignition of Liquid-Oxygen–Gaseous-Hydrogen Fuel in a Large-Scale Combustion Chamber

S.G. Rebrov<sup>1</sup>, V.A. Golubev<sup>1</sup>, Y.P. Kosmachev<sup>2</sup>, V.P. Kosmacheva<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Federal State Unitary Enterprise — Keldysh Center

<sup>2</sup> AO KBKhA — Design Bureau for Chemical Automation

Проведен обзор результатов исследований лазерного зажигания топлива жидкий кислород — газообразный водород в экспериментальной камере сгорания, выполненного на стендовой базе АО «КБХА» (г. Воронеж). В ходе экспериментов использован разработанный в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» лазерный модуль зажигания, параметры которого оптимизированы для применения в системе запуска ракетного двигателя. Воспламенение топлива от лазерной системы зажигания происходило непосредственно в экспериментальной установке без применения запального устройства или предкамеры. Для реализации такого способа зажигания возгорание топлива в камере сгорания должно осуществляться при фокусировке лазерного излучения в объеме смеси, в выбранной зоне с благоприятными условиями для начала горения, с инициацией в этой области искры оптического пробоя. По результатам экспериментов подтверждена работоспособность лазерного модуля для проведения автономных и огневых испытаний, в том числе при многократном запуске двигательной установки, работающей на топливных компонентах жидкий кислород — газообразный водород.

**Ключевые слова:** лазерное зажигание, ракетный двигатель, камера сгорания, жидкий кислород — газообразный водород, оптический пробой

The article presents a review of the results of studies of laser ignition of a cryogenic mixture (gaseous hydrogen and liquid oxygen) in an experimental combustion chamber, carried out at the bench testing facility of KBKhA (Voronezh). A laser ignition module specially designed at the Keldysh Research Centre and with parameters optimized for use in the rocket engine launch system was used during the experiments. Fuel ignition by the laser system occurred directly in the experimental chamber without the use of an ignition device or pre-chamber. To implement this ignition method, inflammation of the fuel in the chamber was carried out by focusing the laser radiation into the mixture, with the initiation of a spark of optical breakdown in the selected area with conditions favorable for the start of combustion. The results of the experiments confirmed the efficiency of the laser module during both standalone and firing tests, including multiple launches of the propulsion unit operated on a cryogenic mixture (gaseous hydrogen and liquid oxygen).

**Keywords:** laser ignition, rocket engine, combustion chamber, liquid-oxygen–gaseous-hydrogen, optical breakdown

Одной из актуальных задач современной ракетной техники является обеспечение надежного многократного запуска ракетных двигателей, работающих на несамовоспламеняющихся топливных компонентах. Решение этой задачи позволит повысить экологичность космических запусков, а также снизить их стоимость благодаря возможности выведения нескольких космических аппаратов на разные орбиты.

Традиционные методы воспламенения, используемые для запуска камер сгорания (КС) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), имеют ряд недостатков. Среди них существенное увеличение массогабаритных параметров двигателя и усложнение его конструкции, ограничения по количеству включений ЖРД или по его рабочим параметрам (давлению в КС и соотношению топливных компонентов). Для минимизации влияния перечисленных недостатков при создании систем запуска перспективных ЖРД можно применить лазерное зажигание [1–3].

Основным способом использования лазера в качестве источника энергии воспламенения топливной смеси в ракетной технике является лазерное зажигание с инициацией искры оптического пробоя в объеме рабочей среды или вблизи твердой поверхности [4].

Для реализации зажигания с инициацией оптического пробоя в объеме рабочей среды лазерный импульс длительностью не более десятков наносекунд и мощностью несколько мегаватт фокусируется оптической системой с малым фокусным расстоянием (не более 20...30 мм) в области КС, где присутствует топливная смесь, рабочие параметры которой благоприятны для воспламенения.

В этой области в зоне фокусировки излучения при достижении порогового значения плотности мощности лазерного импульса  $10^{10}...10^{11}$  Вт/см<sup>2</sup> вследствие многофотонной ионизации происходит инициация оптического пробоя. Последний сопровождается образованием сгустка вытянутой вдоль луча ионизированной плазмы, температура которой достигает  $10^6$  К и инициирует начало горения. Такой способ наиболее подходит для запуска крупноразмерных космических систем.

Исследования возможности использования лазерного зажигания для ракетной техники активно ведутся и в нашей стране [5–8], и за рубежом [9–12]. В России основные работы в

этом направлении проводит ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» совместно с предприятиями отрасли АО «КБХА» и НПО «Энергомаш». Так, специалистами Центра Келдыша и КБХА разработано запальное устройство с системой лазерного зажигания для кислородно-водородного двигателя [13], которое прошло успешные огневые испытания, работая как в автономном режиме, так и в составе ЖРД.

Также в ходе совместных работ на стендовой базе НПО «Энергомаш» проведены успешные испытания по прямому лазерному зажиганию топливных компонентов жидкий кислород (ЖК) — керосин в рулевой и основных КС двигателей 14Д21/14Д22 [6, 14], применяемых на первой и второй ступенях ракеты-носителя «Союз».

Цель работы — обзор и анализ результатов экспериментальных исследований по лазерному зажиганию топлива ЖК — газообразный водород (ГВ) в экспериментальной камерной установке разработки АО «КБХА».

Для экспериментов использован специально разработанный и изготовленный в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» лазерный модуль зажигания с рабочими параметрами, рекомендованными АО «КБХА» для лазерной системы зажигания кислородно-водородного и кислородно-метанового ракетных двигателей.

**Описание экспериментальной установки.** Работы выполнены на стендовой базе АО «КБХА» с помощью экспериментальной камерной установки, пневмогидравлическая схема которой приведена на рис. 1, а. Установка предназначена для проведения исследований воспламенения кислородно-метанового и кислородно-водородного топлив различными системами зажигания.

Экспериментальная камерная установка, показанная на рис. 1, б, включает в себя следующие основные элементы:

- КС двигателя тягой 73,5 кН, охлаждаемую водой;
- систему воспламенения;
- систему управления и регулирования;
- систему подачи окислителя, содержащую клапан его подачи в КС;
- систему подачи горючего, включающую клапан подачи горючего в КС;
- систему подачи воды на охлаждение КС;
- систему измерения;
- систему аварийного выключения установки.

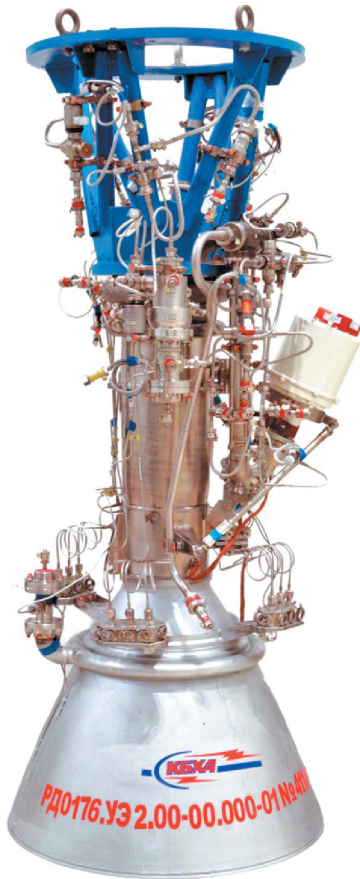
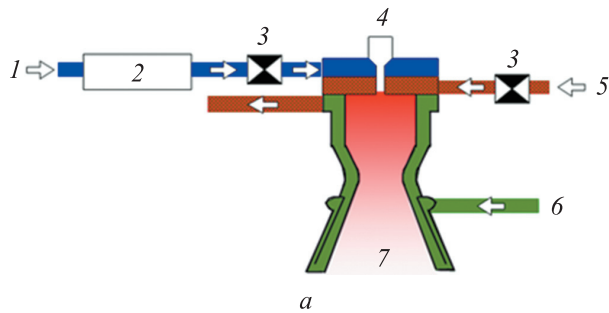


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема (а) и внешний вид (б) экспериментальной камерной установки:

1 и 5 — подвод окислителя и горючего к установке;  
2 — дроссель; 3 — клапан; 4 — лазерный модуль  
зажигания; 6 — подвод воды на охлаждение КС; 7 — КС

КС может работать на топливных компонентах ЖК — ГВ или жидкий кислород — газообразный метан, поступление которых в КС осуществляется через двухкомпонентные форсунки. Для подачи окислителя и горючего в КС, а также воды в рубашку охлаждения экспериментальной установки применялись системы стэнда.

Для воспламенения топлива в камерной установке можно использовать запальное уст-

ройство с системой электроплазменного зажигания или лазерный модуль зажигания. Оба устройства воспламенения (УВ) установлены по оси смесительной головки и закреплены на ней с помощью фланцевого соединения. Схема посадочного места для установки УВ на смесительную головку экспериментальной КС показана на рис. 2.

При использовании для запуска камерной установки запального устройства с электроплазменной системой зажигания помимо обеспечения электропитания электроплазменной свечи необходимо задействовать дополнительные системы подачи газообразных окислителя и горючего в запальник. Для применения лазерного модуля зажигания требуется только электропитание.

**Параметры лазерного модуля зажигания.** При проведении экспериментов использовался разработанный и изготовленный в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» лазерный модуль зажигания, технические характеристики которого соответствуют рекомендованным АО «КБХА» параметрам для системы лазерного зажигания кислородно-водородного и кислородно-метанового ракетных двигателей. Для создания такого модуля разработан специальный твердотельный лазер с рабочими характеристиками, адаптированными к ракетной технике.

Особенностью обеспечения выходных параметров лазерного излучения с высокой импульсной мощностью, необходимых для реализации зажигания при инициации искры оптического пробоя в объеме топливной смеси, является

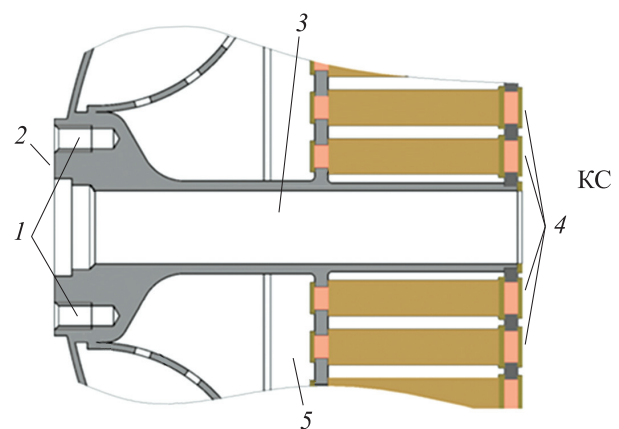


Рис. 2. Схема посадочного места для установки УВ на экспериментальную КС:

1 — крепежные отверстия для фланца УВ;  
2 — торец стыковки КС с УВ; 3 — зона расположения УВ;  
4 — форсунки; 5 — смесительная головка

применение высокоэнергетических источников накачки активного элемента излучателя.

На сегодняшний день наиболее часто используемыми источниками накачки для твердотельных лазеров, параметры которых позволяют задействовать их в системах зажигания ЖРД, служат матрицы полупроводниковых диодов [15]. Полупроводниковые матрицы обладают высокой эффективностью преобразования мощности электрического питания в мощность оптического излучения, достигающую 60 %.

Кроме того, у полупроводниковых диодов сравнительно узкий (шириной 2...5 нм) спектр излучения, который можно хорошо согласовать с сечением поглощения активного элемента твердотельного лазера. Сечение поглощения  $\sigma(\lambda)$  кристалла  $\text{Nd}^{3+}:\text{YAG}$ , используемого в качестве активного элемента твердотельных лазеров с высокой выходной импульсной мощностью, приведено на рис. 3, где  $\lambda$  — длина волны лазерного излучения.

Как видно из рис. 3, в спектре  $\sigma(\lambda)$  присутствуют острые пики сильного поглощения и провалы, где поглощение мало. Если спектр излучения стандартной матрицы накачки, имеющий, как правило, ширину 2...4 нм, согласован с пиком в распределении  $\sigma(\lambda)$ , то вся энергия накачки будет поглощена активным элементом излучателя.

Однако длина волны излучения полупроводниковой матрицы значительно зависит от ее температуры. В диапазоне изменения температуры 10...80 °C сдвиг центральной длины волны для стандартных полупроводниковых дио-

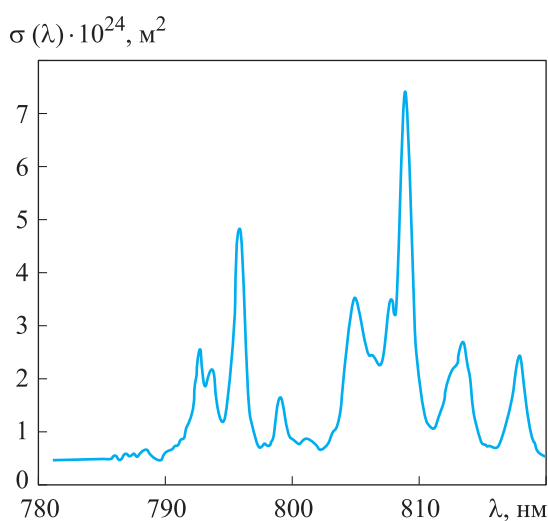


Рис. 3. Сечение поглощения кристалла  $\text{Nd}^{3+}:\text{YAG}$

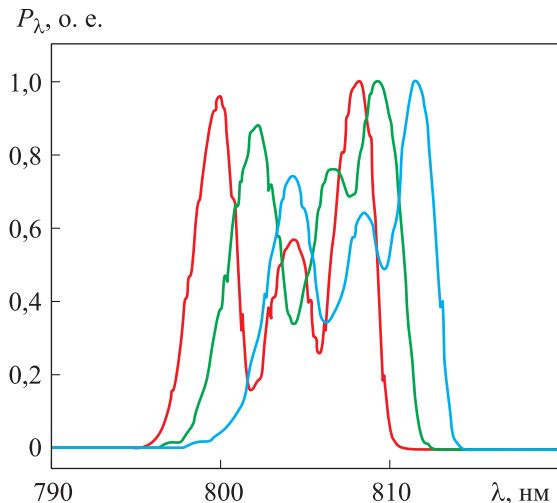


Рис. 4. Спектры излучения «цветной» матрицы при температуре 58 (—), 66 (—) и 74 °C (—)

дов  $\Delta\lambda_p \approx 20$  нм. Так, если при температуре 25 °C центральная длина волны полупроводниковых излучателей в матрице  $\lambda_p = 808$  нм, то при изменении температуры матрицы в указанном диапазоне длина волны  $\lambda_p$  будет перестраиваться от 803 до 824 нм соответственно.

При этом излучение накачки может попасть в провалы спектра поглощения активного элемента, что приведет к срыву генерации лазерного излучателя. Поэтому при использовании стандартных высокоэнергетических матриц накачки, которые при работе, несмотря на высокий коэффициент полезного действия преобразования электрической энергии в световое излучение, выделяют большое количество тепла, необходима активная или пассивная система охлаждения.

Вид системы охлаждения определяют в зависимости от требуемого времени непрерывной работы лазера. При этом даже пассивная система охлаждения усложняет и увеличивает массу лазера и, соответственно, конструкции модуля зажигания в составе ЖРД.

Однако с развитием лазерной техники для улучшения термостабильности системы накачки стало возможным использование так называемых «цветных» полупроводниковых матриц. Такие матрицы отличаются от стандартных узкополосных более широкой спектральной полосой излучения и позволяют обеспечить безотказную работоспособность твердотельных лазеров в широком температурном диапазоне. Спектры излучения «цветной» матрицы для накачки активного элемента  $\text{Nd}^{3+}:\text{YAG}$  при различных значениях температуры приведены на

рис. 4, где  $P_\lambda$  — интенсивность излучения на длине волны  $\lambda$ , выраженная в относительных единицах (о. е.).

Как видно из рис. 4, для широкополосной «цветной» матрицы спектр излучения при любой рабочей температуре перекрывает как пики, так и провалы распределения  $\sigma(\lambda)$ . Поэтому применение «цветных» матриц для накачки активного кристалла  $\text{Nd}^{3+}:\text{YAG}$  может обеспечить стабильность работы лазерного излучателя в широком температурном диапазоне.

Использование «цветных» матриц накачки позволило создать для модуля зажигания КС ЖРД твердотельный лазер СПЛС-70 без систем термостабилизации.

#### Рабочие параметры лазера СПЛС-70

Длина волны лазерного излучения, нм	..... 1064
Энергия импульса лазерного излучения, мДж	..... Не менее 70
Длительность импульса лазерного излучения по уровню 0,5 интенсивности, нс	..... Не более 10
Максимальная частота повторения импульсов, Гц	..... Не менее 30
Минимальное время непрерывной работы, с	..... 6
Интервал между повторными включениями твердотельного лазера, с	..... Не более 60
Размер поперечного сечения пучка лазерного излучения на выходном окне лазера по уровню $1/e^2$ , мм	..... Не более 5
Энергетическая расходимость пучка лазерного излучения по уровню $1/e^2$ , мрад	..... Не более 20
Время готовности лазера к работе с момента включения электропитания, мин	..... Не более 3
Габаритные размеры, мм:	
длина	..... 100
диаметр	..... 52
Масса, кг	..... 0,45

Фотография, сделанная в ходе проверочных испытаний работающего лазера СПЛС-70 и искры оптического пробоя, образовавшейся при фокусировке излучения линзой с фокусным расстоянием 20 мм, приведена на рис. 5.

Для установки лазерного модуля зажигания на экспериментальную камерную установку спроектирован и разработан узел крепления лазера к форсуночной головке КС, содержащий систему ввода и фокусировки излучения. Для воспламенения топлива предполагалось ис-



Рис. 5. Фотография работающего лазера СПЛС-70

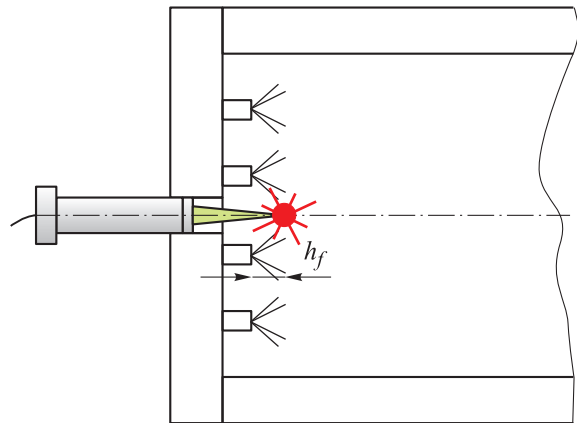


Рис. 6. Схема лазерного зажигания при осевом вводе излучения

пользовать схему прямого лазерного зажигания при осевом вводе излучения в КС со стороны форсуночной головки [16], показанную на рис. 6.

При таком способе зажигания в объеме КС в зоне смешения компонентов окислителя и горючего на определенном расстоянии  $h_f$  от дна форсуночной головки при фокусировке лазерного излучения высокой импульсной мощности происходит инициация искры оптического пробоя с образованием сгустка высокотемпературной плазмы, которая воспламеняет топливную смесь.

Конструкция системы ввода и фокусировки излучения узла крепления лазера к форсуночной головке КС позволяла варьировать значение  $h_f$  в пределах 0...5 мм.

**Результаты автономных испытаний.** Перед началом экспериментальных исследований по лазерному воспламенению топлива ЖК — ГВ в КС для определения работоспособности лазерного модуля зажигания при работе в составе ЖРД проведены автономные испытания. Основной целью этих испытаний являлась проверка работоспособности модуля зажигания



Рис. 7. Закрепление фотодатчиков на камерной установке

при низкой температуре в условиях захлаживания области установки лазерной свечи при подаче ЖК в КС.

Для обеспечения поступления нужного расхода окислителя в камерную установку перед запуском двигателя выполнена проливка магистрали окислителя до момента достижения температуры ЖК на входе в форсуночную головку, не превышающей 110 К. При проливке происходит охлаждение форсуночной головки и размещенных на ней элементов, в том числе твердотельного лазера СПЛС-70, обеспечивающего зажигание, при температуре ниже 0 °С.

Как уже указывалось, сильное изменение температуры полупроводниковой матрицы накачки, являющейся составным элементом конструкции твердотельного лазера, может

привести к срыву генерации. Поэтому в ходе автономных испытаний проверялись сохранение работоспособности поджигающего лазера в условиях захлаживания и возможность инициации искры оптического пробоя в КС, в которую поступает газифицирующийся ЖК.

Работоспособность лазерного модуля зажигания при захлаживании форсуночной головки и подаче ЖК в камерную установку проверялась с помощью установленных в минимальном сечении КС двух фотодатчиков, закрепленных с помощью специального приспособления (рис. 7).

По результатам автономных испытаний установлено, что при захлаживании зоны установки твердотельного лазера до температуры 200...220 К и подаче ЖК в камерную установку лазерный модуль зажигания обеспечивает образование искры оптического пробоя в полости КС в течение шести секунд с частотой 30 Гц, как того требует техническое задание. Показания фотодатчиков, полученные в ходе проведения автономных испытаний, приведены на рис. 8, где  $E$  — значение сигнала, поступающего с фотодатчика, В;  $t$  — время испытания, с.

**Результаты огневых испытаний.** В основном цикле экспериментальных исследований лазерного зажигания топлива ЖК — ГВ в камерной установке проведены три огневых испытания. На этом этапе работ определялась принципи-

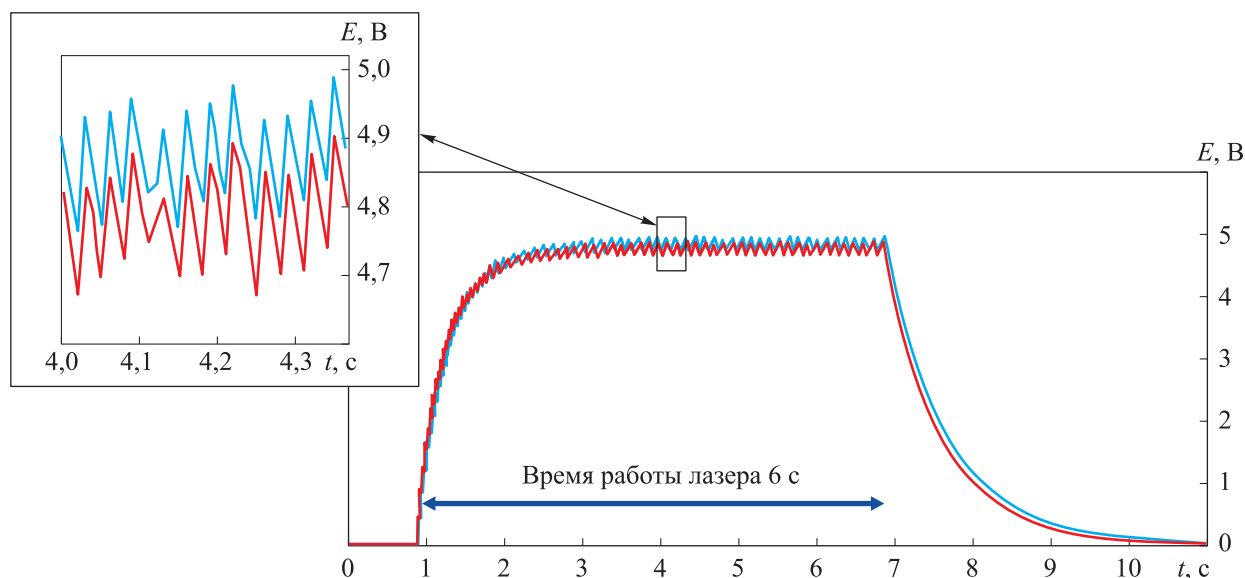


Рис. 8. Показания системы регистрации оптического сигнала при работе лазерной свечи в ходе автономных испытаний:

— и — сигналы, поступающие с первого и второго фотодатчиков

альная возможность использования лазера для воспламенения рассматриваемого топлива в крупноразмерной КС, а также исследовались особенности процессов, происходящих при запуске двигателя с лазерной системой зажигания.

В один пусковой день проведены три успешных огневых испытания при следующих рабочих параметрах камерной установки:

- в режиме запуска КС: расход окислителя  $g_{ок} \sim 0,88$  кг/с, расход горючего  $g_{г} \sim 0,22$  кг/с, опережение окислителя  $\Delta\tau_{оп} = 0,1$  с, продолжительность испытания  $\tau_{исп} = 2$  с;

- с выходом на основной режим КС — на запуске:  $g_{ок} \sim 0,88$  кг/с,  $g_{г} \sim 0,22$  кг/с,  $\Delta\tau_{оп} = 0,1$  с; в основном режиме:  $g_{ок} \sim 2$  кг/с,  $g_{г} \sim 0,35$  кг/с,  $\tau_{исп} = 6$  с;

- в режиме запуска КС:  $g_{ок} \sim 0,88$  кг/с,  $g_{г} \sim 0,22$  кг/с, опережение горючего  $\Delta\tau_{г} = 0,1$  с,  $\tau_{исп} = 2$  с.

При проведении испытаний измерялось рабочее давление в КС, пульсации давления и вибрационные нагрузки, которым подвергались элементы камерной установки. При этом для определения давления в КС использовались два датчика с разными пределами измерения: 1 и 4 МПа.

Изменение рабочих параметров экспериментальной установки позволило определить влияние последовательности подачи компонентов при запуске и момента перехода в основной режим работы КС на значение нагрузок, под действием которых находится лазерный модуль зажигания при работе в составе ЖРД, а также на сохранение работоспособности лазерной свечи после воздействия таких режимов нагружения.

Во всех испытаниях при надежном лазерном воспламенении топлива, происходящем при подаче первого лазерного импульса после начала поступления в КС обоих топливных компонентов, температура продуктов сгорания в зоне расположения выходного оптического элемента системы ввода и фокусировки излучения узла крепления лазера к форсуночной головке достигала 2000 К.

Первые два испытания происходили с опережением окислителя. В обоих случаях наблюдалось плавное воспламенение без скачков давления. Изменения основных параметров при проведении этих испытаний в течение первых двух секунд работы установки в режиме запуска имели идентичный характер. Далее в первом

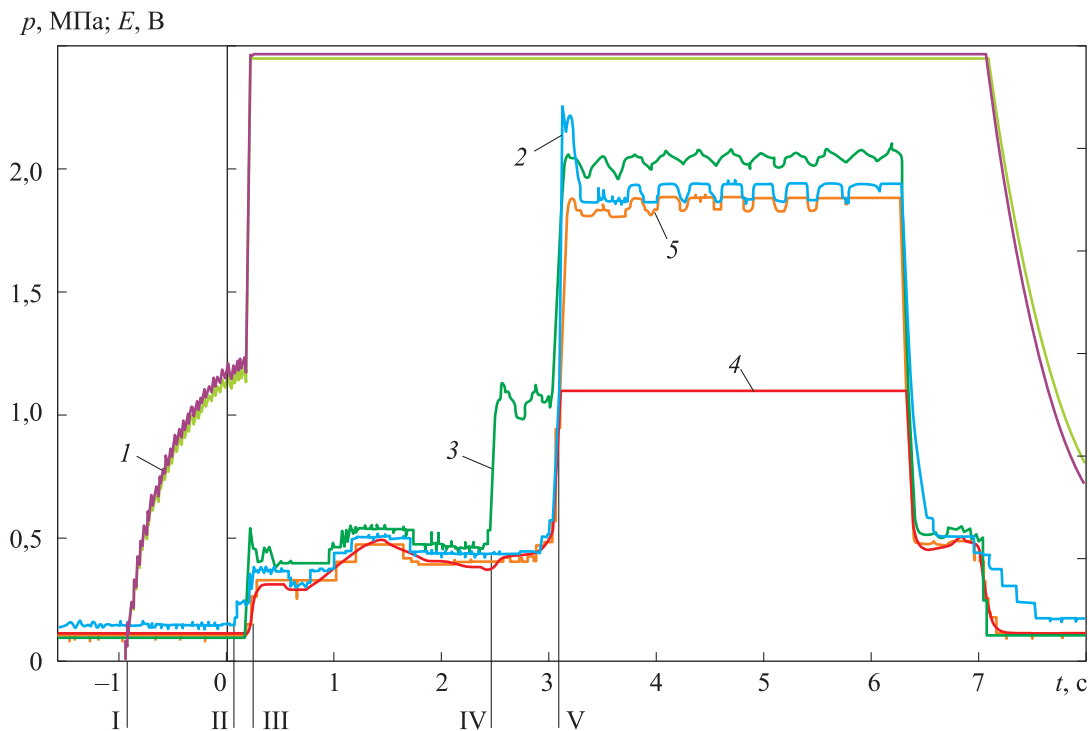


Рис. 9. Изменение во времени основных рабочих параметров КС при втором испытании:

1 — значений сигналов  $E$ , поступающих с фотодатчиков; 2 и 3 — давлений ЖК и ГВ на входе в КС; 4 и 5 — давлений, измеренных в КС датчиками с пределами измерения 1 и 4 МПа соответственно;

I — начало работы лазера; II — поступление ЖК; III — поступление ГВ, начало горения;

IV и V — начало перехода и выход на основной режим работы КС



а



б

Рис. 10. Фотографии камерной установки в режимах ее запуска (а) и стационарной работы (б) во втором огневом испытании

случае циклограмма заканчивалась, а во втором осуществлялся переход на основной режим работы двигателя.

Графики изменения во времени  $t$  основных рабочих параметров КС во втором испытании показаны на рис. 9, где  $p$  — давление. Следует отметить, что регистрация параметров фотодатчиками происходила до достижения определенного давления в КС, при котором устройство выносилось потоком газа из минимального сечения.

Результаты третьего испытания также продемонстрировали надежное лазерное воспламенение смеси ЖК — ГВ при настройке циклограммы с опережающей подачей горючего при схожем характере изменения рабочих параметров КС в режиме запуска, как и в первых двух пусках. Однако при этом имеются отличия в уровне сигнала системы регистрации быстроменяющихся параметров по вибрации и пульсациям давления в КС.

Если для первых двух испытаний уровни вибрации и пульсации давления в момент зажигания не превышали  $1400g$  и  $0,9$  МПа соответственно, то в третьем запуске наблюдался резкий подъем уровня вибрации до  $1600g$  при

пульсации давления не более  $0,7$  МПа. Такое изменение этих параметров позволяет назвать характер зажигания в третьем испытании жестким, что должно объясняться изменением порядка подачи компонентов.

По данным измерений выявлено, что в основном режиме работы установки давление в КС достигало  $1,9$  МПа. При этом узел крепления лазера к форсуночной головке КС, содержащий систему ввода и фокусировки излучения, сохранял герметичность в условиях воздействия температуры и давления со стороны продуктов сгорания.

После каждого огневого испытания работоспособность лазерной свечи зажигания подтверждалась при регистрации образования искры оптического пробоя с частотой  $30$  Гц в КС без подачи в экспериментальную установку топливных компонентов. Также между запусками установки демонтаж и переборка лазерного модуля зажигания не проводились, что подтверждает возможность многократного запуска ЖРД от разработанной системы лазерного зажигания.

На рис. 10 приведены фотографии работы камерной установки во втором огневом испытании.

## Выводы

1. Впервые проведены успешные огневые испытания крупноразмерной двигательной установки с лазерным зажиганием компонентов топлива ЖК — ГВ непосредственно в КС.

2. В условиях подачи в КС криогенных топливных компонентов продемонстрирована надежная работа лазерного модуля зажигания без системы термостабилизации, созданного на основе твердотельного лазера, использующего «цветные» диодные матрицы накачки.

3. Подтверждена возможность многократного использования разработанного лазерного модуля зажигания для запуска КС с сохранением его работоспособности после воздействия давления, тепловых и вибрационных нагрузок на элементы лазерной свечи со стороны работающей КС ЖРД.

## Литература

- [1] Phuoc T.X. Laser-induced spark ignition fundamental and applications. *Optics and Lasers in Engineering*, 2006, no. 44, pp. 351–397, doi: 10.1016/j.optlaseng.2005.03.008
- [2] Manfletti C., Oswald M., Sender J. Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines. *The 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology*



- and Science*, 05–12 July 2009, Tsukuba, Japan. URL: <https://elib.dlr.de/59666/1/manfletti-2009-ists.pdf> (дата обращения 14 мая 2019).
- [3] Wintner E. Laser Ignition of Engines: Technology, Benefits and Challenges. *OSA Technical Digest (online) (Optical Society of America)*, 2014, paper LFP. 1. URL: <https://doi.org/10.1364/LAOP.2014.LFP.1> (дата обращения 14 мая 2019).
- [4] Bradley D., Sheppard C.G.W., Suardjaja I.M., Woolley R. Fundamentals of high-energy spark ignition with laser. *Combustion and Flame*, 2004, vol. 138, pp. 55–77, doi: 10.1016/j.combustflame.2004.04.002
- [5] 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/upload/iblock/030/Rebrov\\_Golubev\\_Golikov\\_rus.pdf](http://trudymai.ru/upload/iblock/030/Rebrov_Golubev_Golikov_rus.pdf) (дата обращения 15 марта 2019).
- [6] Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Лазерное зажигание кислородно-углеводородных топлив в ракетных двигателях. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7(700), с. 77–91, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-77-91
- [7] Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А., Кочанов А.В., Клименко А.Г. *Ракетный двигатель малой тяги, работающий на несамовоспламеняющихся компонентах топлива, и способ его запуска*. Пат. 2400644 РФ, 2010, бюл. № 27, 9 с.
- [8] Злобин В.Б. Практическое применение лазерного воспламенения для топливных компонентов жидкостных ракетных двигателей. *Решетнёвские чтения, Матер. XXI Междунар. науч.-практ. конф.*, 8–11 ноября 2017, Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнёва, 2017, № 1(21), с. 206–207.
- [9] DeLong D., Greason J., McKee K. Liquid Oxygen/Liquid Methane Rocket Engine Development. *SAE Technical Paper*, 2007-01-3876, 2007, doi: <https://doi.org/10.4271/2007-01-3876>
- [10] Manfletti C., Kroupa G. Laser ignition of a cryogenic thruster using a miniaturised Nd:YAG laser. *Optics Express*, 2013, vol. 21, iss. S6, pp. A1126–A1139, doi: 10.1364/OE.21.0A1126
- [11] Soller S., Rackemann N., Kroupa G. Laser Ignition Application to Cryogenic Propellant Rocket Thrust Chambers. *Optics InfoBase Conference Papers*, 2017, vol. pt. F67-LIC, 3 p., doi: 10.1364/LIC.2017.LFA4.3
- [12] Börner M., Manfletti C., Kroupa G., Oswald M. Laser ignition of a multi-injector research combustion chamber under high altitude conditions. *7<sup>th</sup> European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, 03–06 July 2017, Milan, Italy. URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-049.pdf>, doi: 10.13009/EUCASS2017-49
- [13] Рачук В.С., Завизион Г.И., Гутерман В.Ю., Рубинский В.Р., Губертов А.М., Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А. *Лазерное устройство воспламенения компонентов топлива (варианты)*. Пат. 2451818 РФ, 2012, бюл. № 15, 7 с.
- [14] Чванов В.К., Ганин И.А., Иванов Н.Г., Левочкин П.С., Ромасенко Е.Н., Сурков Б.А. Экспериментальное исследование лазерного воспламенения топлива кислород-керосин в камерах ЖРД. *Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*, 2015, № 32, с. 113–133.
- [15] Искандаров М.О., Никитичев А.А., Свердлов М.А., Тер-Мартirosян А.Л. Твердотельные лазеры ближнего ИК-диапазона с диодной накачкой. *Научное приборостроение*, 2015, т. 25, № 4, с. 67–70.
- [16] 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*. Пат. 2468240 РФ, 2012, бюл. № 33, 9 с.

## References

- [1] Phuoc T.X. Laser-induced spark ignition fundamental and applications. *Optics and Lasers in Engineering*, 2006, no. 44, pp. 351–397, doi: 10.1016/j.optlaseng.2005.03.008
- [2] Manfletti C., Oswald M., Sender J. Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines. *The 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science*, 05–12 July 2009, Tsukuba, Japan. Available at: <https://elib.dlr.de/59666/1/manfletti-2009-ists.pdf> (accessed 14 May 2019).

- [3] Wintner E. Laser Ignition of Engines: Technology, Benefits and Challenges. *OSA Technical Digest (online) (Optical Society of America)*, 2014, paper LFP. 1. Available at: <https://doi.org/10.1364/LAOP.2014.LFP.1> (accessed 14 May 2019).
- [4] Bradley D., Sheppard C.G.W., Suardjaja I.M., Woolley R. Fundamentals of high-energy spark ignition with laser. *Combustion and Flame*, 2004, vol. 138, pp. 55–77, doi: 10.1016/j.combustflame.2004.04.002
- [5] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Laser ignition of oxygen-kerosene fuel in rocket technology: from ignition devices to main rocket engines. *Trudy MAI*, 2017, no. 95 (in Russ.). Available at: [http://trudymai.ru/upload/iblock/030/Rebrov\\_Golubev\\_Golikov\\_rus.pdf](http://trudymai.ru/upload/iblock/030/Rebrov_Golubev_Golikov_rus.pdf) (accessed 15 Mach 2019).
- [6] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Laser Ignition of Oxygen-Hydrocarbon Fuels in Rocket Engines. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 7(700), pp. 77–91 (in Russ.), doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-77-91
- [7] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A., Kochanov A.V., Klimenko A.G. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi, rabotayushchiy na nesamovosplamenyayushchikhsya komponentakh topliva, i sposob ego zapuska* [Low-thrust rocket engine running on non-flammable fuel components and the way it is started]. Patent RF no. 2400644, 2010.
- [8] Zlobin V.B. The practical application of laser ignition for fuel components of liquid rocket engines. *Reshetnevskiy chteniya, Mater. XXI Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings, Materials of the XXI International scientific and practical conference]. 8–11 November 2017, Krasnoyarsk, SibSU im. M.F. Reshetneva publ., 2017, no. 1(21), pp. 206–207.
- [9] DeLong D., Greason J., McKee K. Liquid Oxygen/Liquid Methane Rocket Engine Development. *SAE Technical Paper*, 2007-01-3876, 2007, doi: <https://doi.org/10.4271/2007-01-3876>
- [10] Manfletti C., Kroupa G. Laser ignition of a cryogenic thruster using a miniaturised Nd:YAG laser. *Optics Express*, 2013, vol. 21, iss. S6, pp. A1126–A1139, doi: 10.1364/OE.21.0A1126
- [11] Soller S., Rackemann N., Kroupa G. Laser Ignition Application to Cryogenic Propellant Rocket Thrust Chambers. *Optics InfoBase Conference Papers*, 2017, vol. pt. F67-LIC, 3 p., doi: 10.1364/LIC.2017.LFA4.3
- [12] Börner M., Manfletti C., Kroupa G., Oschwald M. Laser ignition of a multi-injector research combustion chamber under high altitude conditions. *7<sup>th</sup> European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, 03–06 July 2017, Milan, Italy. Available at: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-049.pdf>, doi: 10.13009/EUCASS2017-49
- [13] Rachuk V.S., Zavizion G.I., Guterman V.Yu., Rubinskiy V.R., Gubertov A.M., Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A. *Lazernoye ustroystvo vosplamneniya komponentov topliva (varianty)* [The laser device of ignition of fuel components (options)]. Patent RF no. 2451818 RF, 2012.
- [14] Chvanov V.K., Ganin I.A., Ivanov N.G., Levochkin P.S., Romasenko E.N., Surkov B.A. Experimental study of laser ignition of oxygen-kerosene fuel in LRE chambers. *Trudy NPO Energomash im. akademika V.P. Glushko*, 2015, no. 32, pp. 113–133 (in Russ.).
- [15] Iskandarov M.O., Nikitichev A.A., Sverdlov M.A., Ter-Martirosyan A.L. Diode-pumped solid-state lasers near IR range. *Nauchnoye priborostroyeniye*, 2015, vol. 25, no. 4, pp. 67–70 (in Russ.).
- [16] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. *Kamera zhidkostnogo raketnogo dvigatelya ili gazogeneratora s lazernym ustroystvom vosplamneniya komponentov topliva i sposob eye zapuska* [Chamber of a liquid rocket engine or gas generator with a laser device for ignition of fuel components and the method of its launch]. Patent RF no. 2468240, 2012.

Статья поступила в редакцию 28.05.2019

## Информация об авторах

**РЕБРОВ Сергей Григорьевич** — доктор технических наук, начальник отдела. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (125438, Москва, Российская Федерация, ул. Онежская, д. 8, e-mail: rebrov\_sergey@mail.ru).

**ГОЛУБЕВ Виктор Александрович** — кандидат технических наук, старший научный сотрудник. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (125438, Москва, Российская Федерация, ул. Онежская, д. 8, e-mail: golubev.va@mail.ru).

**КОСМАЧЕВ Юрий Петрович** — ведущий конструктор темы. АО «КБХА» (394006, Воронеж, Российская Федерация, ул. Ворошилова, д. 20, e-mail: info\_kb@kbkha.ru).

**КОСМАЧЕВА Валентина Петровна** — кандидат технических наук, начальник отдела. АО «КБХА» (394006, Воронеж, Российская Федерация, ул. Ворошилова, д. 20, e-mail: info\_kb@kbkha.ru).

## Information about the authors

**REBROV Sergei Grigorievich** — Doctor of Science (Eng.), Head of Department. State Research Center. Federal State Unitary Enterprise — Keldysh Center (125438, Moscow, Russian Federation, Onezhskaya St., Bldg. 8, e-mail: rebrov\_sergey@mail.ru).

**GOLUBEV Viktor Aleksandrovich** — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher. State Research Center. Federal State Unitary Enterprise — Keldysh Center (125438, Moscow, Russian Federation, Onezhskaya St., Bldg. 8, e-mail: golubev.va@mail.ru).

**KOSMACHEV Yuri Petrovich** — Lead Project Designer. AO KBKha — Design Bureau for Chemical Automation (394006, Voronezh, Russian Federation, Voroshilov St., Bldg. 20, e-mail: info\_kb@kbkha.ru).

**KOSMACHEVA Valentina Petrovna** — Candidate of Science (Eng.), Head of Department. AO KBKha — Design Bureau for Chemical Automation (394006, Voronezh, Russian Federation, Voroshilov St., Bldg. 20, e-mail: info\_kb@kbkha.ru).

### Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Ребров С.Г., Голубев В.А., Космачев Ю.П., Космачева В.П. Лазерное зажигание топлива жидкий кислород — газообразный водород в крупноразмерной камере сгорания. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 104–114, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-104-114

### Please cite this article in English as:

Rebrov S.G., Golubev V.A., Kosmachev Y.P., Kosmacheva V.P. Laser Ignition of Liquid-Oxygen-Gaseous-Hydrogen Fuel in a Large-Scale Combustion Chamber. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 104–114, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-104-114



## В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышло в свет учебное пособие П.П. Телепнева, Д.А. Кузнецова «Основы проектирования виброзащиты космических аппаратов»

Рассмотрены основы проектирования виброзащиты прецизионных космических аппаратов для улучшения разрешающей способности устанавливаемой на борту целевой аппаратуры при влиянии динамических источников возмущений. Представлены методы и средства виброзащиты, а также принципы работы, математические модели и практические примеры создания виброзащитных устройств. Приведен инженерный алгоритм в виде структурной схемы обеспечения виброзащиты космических конструкций для практической реализации.

### По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru