

УДК 621.45.048

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-7-77-91

# Лазерное зажигание кислородно-углеводородных топлив в ракетных двигателях

**С.Г. Ребров, В.А. Голубев, А.Н. Голиков**

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 125438, Москва, Российская Федерация, ул. Онежская, д. 8

## Laser Ignition of Oxygen-Hydrocarbon Fuels in Rocket Engines

**S.G. Rebrov, V.A. Golubev, A.N. Golikov**

State Research Centre, Federal State Unitary Enterprise – Keldysh Centre, 125438, Moscow, Russian Federation, Onezhskaya St., Bldg. 8



e-mail: rebrov\_sergey@mail.ru, golubev.va@mail.ru, andgolikov@mail.ru



Рассмотрены основные результаты исследований, направленных на внедрение лазерного зажигания в ракетных двигателях, использующих кислородно-углеводородные топлива. Определены требования к техническим характеристикам систем лазерного зажигания и рабочие диапазоны камер сгорания по давлению, составу и расходу топливной смеси для обеспечения надежного зажигания в запальных устройствах, ракетных двигателях малой тяги, а также в модельных и натуральных камерах сгорания. В качестве способа зажигания использован метод инициации искры оптического пробоя в области с благоприятными для воспламенения характеристиками смеси, при этом лазерное излучение фокусировалось либо в объеме смеси, либо вблизи металлической поверхности. По результатам испытаний показана реализуемость лазерного зажигания на камерах сгорания как малоразмерных (объемом несколько кубических сантиметров), так и маршевых двигателей с использованием малогабаритных лазеров, устанавливаемых непосредственно на эти камеры. На основе полученного опыта разработаны методические рекомендации по отработке лазерного зажигания на крупно-размерных камерах сгорания ракетных двигателей.

**Ключевые слова:** лазерное зажигание, ракетное топливо, кислород–керосин, кислород–метан, оптический пробой, камера сгорания



The article examines the main results of the studies of implementing laser ignition in rocket engines operating on oxygen-hydrocarbon fuels. It defines requirements to laser ignition systems and operating ranges of combustion chambers with regard to the pressure, composition and consumption of the fuel mixture to provide stable ignition in ignition devices, thrusters as well as model and full-scale combustion chambers. Spark ignition by optical breakdown in the area with favourable characteristics for the initiation of combustion is used as an ignition method. Laser radiation is focused either in the fuel mixture or near the metal surface. Based on the test results, the feasibility of laser ignition on small-size combustion chambers, with the volume of several cubic centimetres, as well as cruise engines using small-size lasers installed directly on these chambers is shown. The data obtained is used for developing recommendations for testing laser ignition on large-size combustion chambers of rocket engines.

**Keywords:** laser ignition, rocket fuel, oxygen-kerosene, oxygen-methane, optical breakdown, combustion chamber

Обеспечение надежного зажигания несамовоспламеняющихся ракетных топлив в широком диапазоне рабочих параметров по расходу и соотношению компонентов — актуальная проблема для ракетно-космической техники при проектировании перспективных и модернизации существующих ракетных двигателей (РД). Другой важный вопрос, решение которого позволит существенно снизить стоимость выведения полезной нагрузки, заключается в реализации многократных включений двигателей верхних ступеней ракет на орбите при минимизации массогабаритных параметров системы зажигания.

Одним из самых перспективных способов зажигания для решения этих задач является использование лазера в качестве источника энергии воспламенения топлива в камере сгорания (КС) при запуске ракетных двигательных установок, так как лазерное зажигание (ЛЗ) дает возможность работать в расширенных по сравнению с традиционными способами запуска КС РД диапазонах давления и соотношения компонентов топлива. При этом современный уровень развития технологий создания твердотельных лазеров позволяет спроектировать систему ЛЗ, массогабаритные характеристики которой не превышают аналогичные параметры электроискровых и электроплазменных систем.

Работы по ЛЗ активно ведутся и за рубежом [1–3], и в России, где в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» проводится цикл экспериментально-исследовательских работ по ЛЗ в ракетной технике различного назначения.

Цель работы — определение характеристик систем ЛЗ и параметров КС (рабочего давления, состава и расхода топливной смеси) для обеспечения надежного зажигания в запальных устройствах (ЗУ), ракетных двигателях малой тяги (РДМТ) и маршевых камерах РД на основе анализа результатов проведенного в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» цикла исследований по ЛЗ кислородно-углеводородных ракетных топлив.

В качестве способа зажигания использован метод инициации искры оптического пробоя в области с благоприятными для воспламенения характеристиками смеси при фокусировке излучения либо в объеме смеси, либо вблизи металлической поверхности.

**Исследование ЛЗ в ЗУ.** Началом исследования возможности применения ЛЗ для воспламе-

ния ракетного топлива стали испытания на ЗУ. Последние широко используют для запуска жидкостных РД, работающих на несамовоспламеняющихся компонентах топлива, в частности в РД верхних ступеней ракет, для которых необходимо обеспечить несколько включений на орбите. Для запуска ЗУ в его реакционной полости обеспечивается отдельный от КС двигателя подвод топливных компонентов с созданием благоприятных условий для воспламенения топлива. Расходы компонентов топливной смеси в ЗУ, как правило, невелики. Эти факторы делают ЗУ оптимальным объектом для начала исследований по ЛЗ ракетных топлив.

Для проведения исследований использовали ЗУ, конструктивная схема которого приведена на рис. 1 [4]. В ходе испытаний с применением компонентов кислород–метан и кислород–керосин, определяли принципиальную возможность использования лазера для зажигания топлива в ЗУ, а также исследовали влияние параметров лазера и характеристик топливной смеси на надежность зажигания.

В представленной конструкции ЗУ лазерное излучение вводится в лазерную свечу и далее фокусируется в выбранной области реакционной полости, где возникает оптический пробой. Фокусировка излучения осуществляется либо в объеме среды, как показано на рис. 1, либо вблизи металлической поверхности (мишени), которую устанавливают в задней фокальной плоскости линзы.

Исследование ЛЗ топлив кислород–метан и кислород–керосин в ЗУ выполняли на стенде 5СТ-04 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», оснащенном системами подачи компонентов, авто-

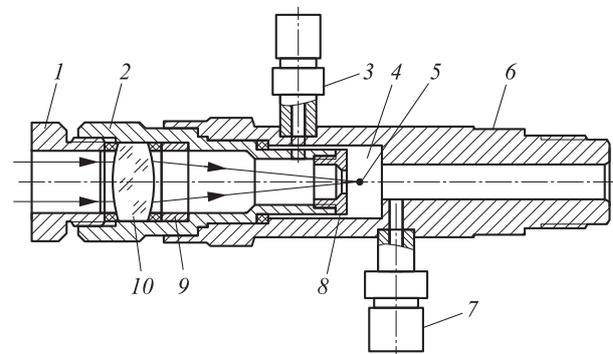


Рис. 1. Конструктивная схема ЗУ [4]:

- 1 — фиксирующая втулка; 2 — корпус лазерной свечи;  
3, 7 — штуцеры подачи компонентов топлива;  
4 — реакционная полость; 5 — область фокусировки излучения; 6 — корпус; 8 — крышка; 9 — проставка, задающая положение линзы; 10 — фокусирующая линза

матризированной системой измерения и управления, а также вакуумной камерой, которая позволяла работать при различных значениях давления на выходе ЗУ. Методика проведения испытаний изложена в статье [5]. Для воспламенения топливной смеси использовали лазеры трех типов: малогабаритные твердотельные ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10 с ламповой накачкой и микрочип-лазер RL-1,0Q с диодной накачкой по оптическому волокну.

Основное преимущество лазеров ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10 — малые габаритные размеры и масса как самих излучателей (не более 80 г), так и блока питания (450 г). Однако одной из их особенностей, которую можно отнести к недостаткам, является ограничение по количеству лазерных импульсов за один цикл работы — 10 импульсов при частоте их следования 10 Гц с необходимостью обеспечения интервала времени в несколько десятков секунд до следующего цикла. При этом энергетические параметры излучения лазера ЛТИ-6,5/10/10 (энергия импульса  $E_i = 6,5$  мДж при его длительности  $\tau = 8$  нс) позволяют инициировать искру оптического пробоя только вблизи металлической поверхности (где существенно ниже пороговая плотность мощности оптического пробоя). В то время как лазер ЛТИ-25/10/10 ( $E_i = 25$  мДж при  $\tau = 8$  нс) дает возможность инициировать оптический пробой в объеме среды при фокусировке излучения с помощью линз с фокусным расстоянием до 25 мм.

Габаритные размеры микрочип-лазера RL-1,0Q существенно меньше, чем у ламповых лазеров ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10. Этот излучатель, работающий в режиме модуляции добротности резонатора, состоит из активной среды (YAG:Nd) и пассивного затвора (YAG:Cr), объединенных в монолитный кристаллический блок, торцы которого служат зеркалами резонатора (они отполированы и обладают оптическими покрытиями). Микрочип-лазер не имеет ограничений по количеству импульсов за цикл работы и способен их генерировать с изменением частоты в пределах 0...100 Гц при энергии единичного импульса 1 мДж и длительности импульса 1 нс. Волоконный способ доставки излучения накачки значительно уменьшает размеры лазерного излучателя, что дает возможность минимизировать размеры узла ЛЗ. Энергетические параметры излучения микрочип-лазера

RL-1,0Q позволяют инициировать искру оптического пробоя только вблизи поверхности мишени [6].

Для всех трех типов лазеров было продемонстрировано надежное зажигание обоих исследуемых топлив в ЗУ. Испытания проводились на восстановительном составе топливной смеси при следующих параметрах: для смеси кислород-метан при снижении коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  вплоть до 0,17 и суммарном расходе компонентов  $G_{\Sigma}$  не более 7,5 г/с, для смеси кислород-керосин при  $\alpha \geq 0,17$  и  $G_{\Sigma} \leq 25$  г/с.

В ходе испытаний с использованием лазера ЛТИ-6,5/10/10 на компонентах кислород-керосин был исследован важный аспект о вероятном загрязнении выходного оптического элемента керосином и сажой, которая может появляться на стенках после сгорания топлива. Выявлено, что осаждение сажи действительно имеет место на элементах внутренней поверхности ЗУ, в том числе на выходном оптическом окне при многократных включениях. Оптическое окно было установлено после фокусирующей линзы 10 (см. рис. 1) для обеспечения герметичного ввода излучения в реакционную полость ЗУ и защиты лазера и фокусирующей оптики от воздействия давления и температуры при работе ЗУ. Однако осаждение сажи на защитном окне не препятствует успешному ЛЗ при многократных пусках, что объясняется эффектом абляционной самоочистки поверхности окна лазерным лучом в апертуре проходящего излучения (рис. 2).

В результате наблюдения эффекта абляционной самоочистки поверхности выходного элемента оптической системы сделан вывод, что для повышения надежности зажигания в случае загрязнения оптического окна целесообразно осуществлять включение лазера до подачи компонентов. В этом случае первые лазерные импульсы очищают апертуру прохождения излучения, а последующие воспламеняют топ-

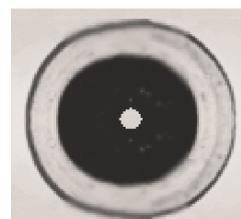


Рис. 2. Фотография оптического окна ввода лазерного излучения после серии испытаний [7, 8]

ливную смесь без задержки при ее появлении в реакционной зоне.

Возможность ЛЗ с использованием эффекта самоочистки оптического канала подтверждена экспериментально при проведении ресурсных испытаний ЗУ на компонентах кислород–керосин с лазером ЛТИ-6,5/10/10: выполнено 100 запусков ЗУ без переборки его конструкции и очистки поверхности элементов фокусирующей оптической системы.

В ходе испытаний с применением лазеров ЛТИ-25/10/10 и RL-1,0Q исследовано влияние изменения энергетических характеристик лазера на надежность зажигания. Установлено, что использование лазера ЛТИ-25/10/10, импульсы излучения которого имеют мощность более 3 МВт и обеспечивают условия возникновения оптического пробоя (достижение пороговой плотности мощности) при фокусировке луча в объеме воспламеняемой смеси, позволяет надежно воспламенять исследуемые топливные смеси без мишени в конструкции ЗУ.

Для лазера RL-1,0Q с низкой энергией лазерного импульса (1 мДж) показано, что надежность воспламенения топливных смесей зависит от частоты подачи лазерных импульсов: для смеси кислород–метан надежное зажигание наблюдалось при частоте подачи импульсов не ниже 25 Гц, для смеси кислород–керосин только при частоте 100 Гц (изучать работу на более высоких частотах не позволяли рабочие параметры лазера RL-1,0Q).

**Исследование ЛЗ на РДМТ.** Опыт, полученный в ходе испытаний ЛЗ в ЗУ, был использован при отработке ЛЗ на РДМТ [8, 9]. РДМТ широко применяют в системах управления для ориентации, стабилизации и коррекции космических летательных аппаратов. Исходя из назна-

чения РДМТ требования к ним непрерывно возрастают. В первую очередь это касается суммарного времени работы и суммарного количества включений, многорежимности, работы как в непрерывном режиме, так и с большим набором импульсных режимов при допущении любого сочетания времени включения и пауз. Соответствующие требования накладываются на систему воспламенения, при этом необходимо обеспечить простоту и минимальные массогабаритные параметры всей конструкции двигателя.

Испытания ЛЗ на РДМТ проведены на компонентах кислород–керосин на стенде 5СТ-04 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Исследована надежность работы узла ЛЗ на основе малогабаритного лазера ЛТИ-6,5/10/10, а также возможность упрощения конструкции РДМТ за счет того, что ЛЗ дает возможность разнести зоны ввода энергии зажигания и инициации горения.

Как правило, для запуска РДМТ задействована предкамера, где создаются условия для более легкого зажигания топлива и обеспечения сохранности устройства зажигания. В случае ЛЗ имеется возможность выбора зоны инициации горения с ее удалением от зоны ввода излучения на расстояние от нескольких единиц до нескольких десятков миллиметров, благодаря чему можно отказаться от предкамеры и упростить конструкцию РДМТ. В связи с этим разработана беспредкамерная конструкция РДМТ (рис. 3), что позволило уменьшить массу и габаритные размеры двигателя [9].

Для запуска беспредкамерного РДМТ, показанного на рис. 3, зона фокусировки лазерного излучения в осевом канале 8 в зависимости от типа выбранной конструктивной схемы и параметров источника лазерного излучения может располагаться либо в объеме воспламеняемой топливной смеси, либо вблизи поверхности канала.

При испытаниях беспредкамерного РДМТ на компонентах кислород–керосин использовался тот же лазер ЛТИ-6,5/10/10, что и в опытах на ЗУ, излучение которого фокусировалось вблизи поверхности осевого канала (см. рис. 3). Результаты экспериментов показали, что разработанная конструкция обеспечивает смесеобразование без необходимости опережающей подачи какого-либо компонента, а топливная смесь воспламеняется при воздействии первого лазерного импульса. Исследованный диапазон

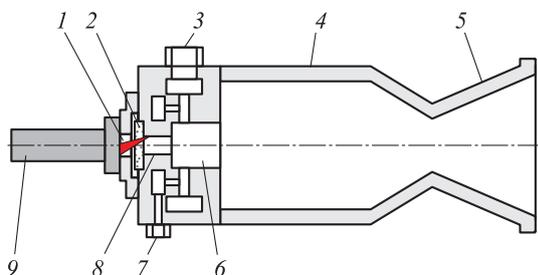


Рис. 3. Схема беспредкамерного РДМТ [9]:  
1 — фокусируемый лазерный луч; 2 — оптическое окно; 3 и 7 — подвод окислителя и горючего; 4 — КС; 5 — сопло; 6 — полость закрутки; 8 — осевой канал; 9 — источник лазерного излучения с узлом его ввода и фокусировки

параметров, в границах которого наблюдалось стабильное зажигание, следующий: суммарный расход компонентов  $G_{\Sigma}$  не более 20 г/с, коэффициент избытка окислителя  $\alpha \geq 0,55$  для восстановительной топливной смеси.

**Исследование ЛЗ на модельных КС.** ЛЗ дает возможность воспламенять топливную смесь непосредственно напрямую в КС в момент начала поступления компонентов в наиболее оптимальной зоне для инициации горения, что является самым перспективным способом использования данного метода воспламенения топлива в ракетной технике. Применение прямого ЛЗ позволяет значительно расширить рабочие характеристики КС по давлению и соотношению компонентов, а также упростить конструкцию двигателя и снизить его массогабаритные характеристики, в том числе за счет устранения из конструкции ЗУ или форкамеры и отдельных линий подачи топливных компонентов в них.

До начала испытаний на модельной КС прямое лазерное воспламенение было реализовано лишь на малоразмерных КС, таких как камеры сгорания РДМТ или ЗУ. Если рассматривать возможность использования ЛЗ для КС двигателей большой размерности (маршевых и рулевых РД нижних ступеней ракет, а также разгонных блоков), то необходимо установить влияние размеров КС на процесс ЛЗ, что и являлось основной целью данного этапа исследований.

Другой важной задачей была проверка работоспособности различных схем установки малогабаритного лазера непосредственно на КС и разных вариантов ввода лазерной энергии в топливную смесь в зависимости от расположения зон фокусировки. Так, лазер можно разместить либо на боковой поверхности КС с радикальным вводом излучения в КС, либо на форсуночной головке с направлением ввода излучения соосно КС. При этом для каждого способа установки лазера на КС фокусировка излучения может осуществляться либо в объеме топливной смеси, либо на элемент внутренней поверхности КС, например на противоположную относительно зоны установки лазера стенку КС [10, 11].

Первые испытания ЛЗ кислородно-углеводородных топлив в модельной КС проведены на стенде КВУ ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» с использованием топливных компонентов кис-

лород-метан [11]. На рис. 4, а приведена конструкция КС с расположением лазера по нормали к оси КС на ее боковой поверхности. Смесительный элемент модельной КС, включающий в себя 24 отверстия для подачи горючего и 3 отверстия для подачи кислорода, обеспечивает соосно-струйную схему смесеобразования. Каналы подачи кислорода выполнены под углом  $23^\circ$  к оси КС, а каналы подачи горючего параллельны оси КС.

Также конструкция смесительной головки позволяет устанавливать на нее лазер соосно КС, как это показано на рис. 4, б. На выходе КС размещены сверхзвуковые сопла с критическими сечениями разного диаметра, что позволяет менять давление в КС в широких пределах. Внутренний объем цилиндрической части КС  $V = 2260 \text{ см}^3$ .

Конструкция узла фокусировки 4, с которым непосредственно состыкован лазер, позволяет за счет применения разных линз варьировать расстояние от стенки КС до точки фокусировки излучения с возможностью задания области фокусировки у противоположной внутренней стенки КС.

Для воспламенения топлива кислород-метан в модельной КС использовали два типа лазеров — ЛТИ-14/10/10 ( $E_i = 14 \text{ мДж}$  при  $\tau = 8 \text{ нс}$ ) и ЛТИ-35/10/10 ( $E_i = 35 \text{ мДж}$  при  $\tau = 8 \text{ нс}$ ), конструктивно являющиеся аналогами лазеров ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10 соответственно, но при этом имеющие большую энергию единичного импульса при сохранении других рабочих параметров. Следует отметить, что энергетические параметры лазера ЛТИ-14/10/10 позволяют инициировать искру оптического пробоя только вблизи металлической поверхности, как и в случае лазера ЛТИ-6,5/10/10, несмотря на большую энергию импульса.

При проведении испытаний лазер ЛТИ-35/10/10 устанавливали как на боковую поверхность КС, так и на форсуночную головку, с фокусировкой излучения в объеме смеси в ближней области относительно зоны ввода излучения. Лазер ЛТИ-14/10/10 размещали только на боковой поверхности КС с фокусировкой излучения вблизи противоположной стенки.

Результаты испытаний для обоих лазеров и способов их установки на КС продемонстрировали надежное зажигание восстановительной топливной смеси при снижении  $\alpha$  вплоть до 0,33 и суммарном расходе компонентов  $G_{\Sigma} = 41 \dots 58 \text{ г/с}$ .

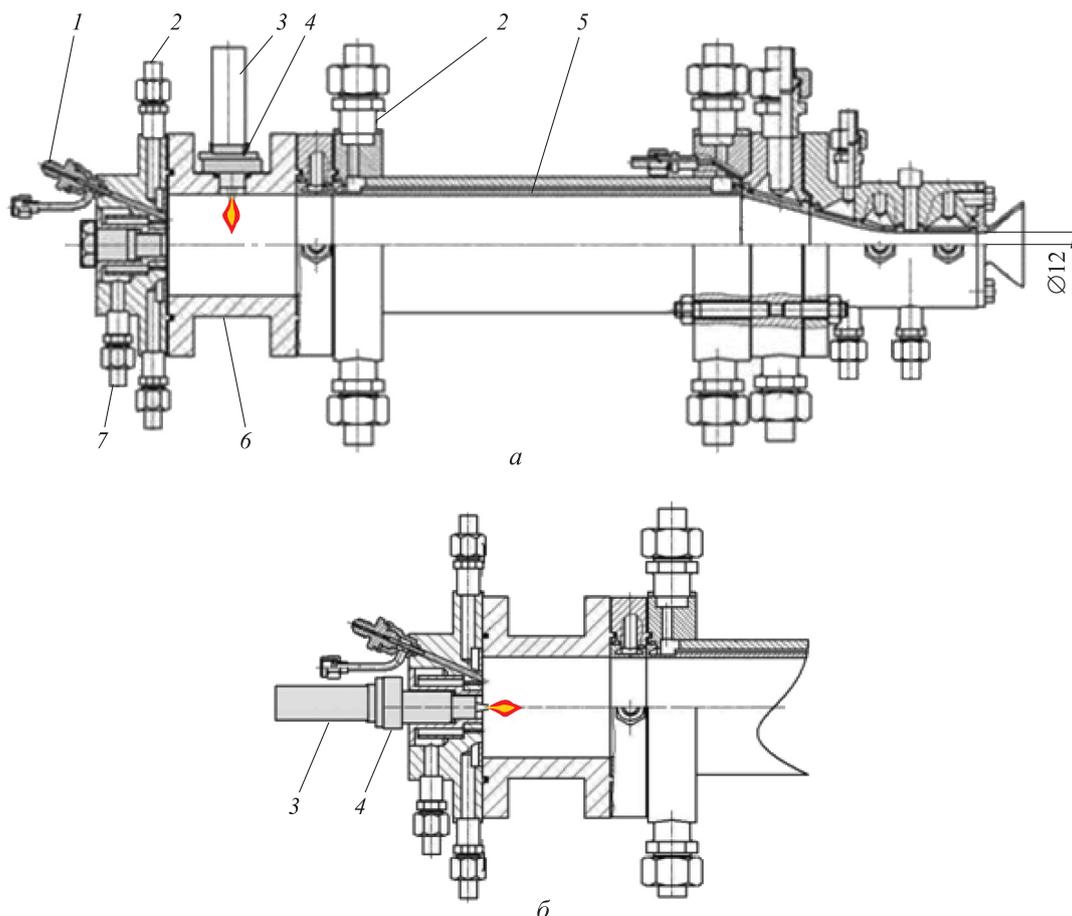


Рис. 4. Конструкции КС с лазером, расположенным по нормали к оси КС (а) и соосно КС (б): 1, 2 и 7 — подвод горячего в форсуночную головку, воды на охлаждение и окислителя в форсуночную головку соответственно; 3 — лазер; 4 — узел фокусировки излучения; 5 — КС; 6 — цилиндрическая вставка

На основании данного исследования можно сделать вывод, что по сравнению с описанными ранее экспериментами по ЛЗ в малоразмерных ЗУ и РДМТ при переходе к достаточно крупно-размерной КС имеет место более надежное лазерное воспламенение топлива. Это связано с тем, что КС обычно работают при более оптимальных (близких к стехиометрическим) составах рабочей смеси, что соответствует минимуму пороговой энергии зажигания. Также необходимо отметить положительное влияние масштабного фактора, заключающееся в том, что в процессе смешения компонентов оптимальные условия для лазерного воспламенения сохраняются значительно дольше, чем в малоразмерных камерах ЗУ или РДМТ, где требуется более точная синхронизация моментов подачи топлива и следования лазерных импульсов.

Исследования ЛЗ топлива кислород-керосин на модельной КС включали в себя четыре цикла. Первые два проводились на экспериментальной КС (объемом около  $700 \text{ см}^3$ ) стен-

да 7 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», в ходе которых проверялась возможность ЛЗ при работе на керосине и криогенном окислителе (при температуре, близкой к температуре жидкого кислорода) для двух режимов функционирования КС:

- при организации смешения компонентов, близких к условиям в пристеночной области рулевой КС двигателя РД107/РД108 РН «Союз» ( $\alpha \approx 0,13$  [12]), с использованием форсуночной головки с двумя однокомпонентными форсунками окислителя и двумя однокомпонентными форсунками горячего;

- при параметрах смеси, моделирующих работу газогенератора двигателя 11Д55 ( $\alpha \approx 0,1$ ), с применением форсуночной головки с одной двухкомпонентной центробежно-центробежной форсункой.

На первых двух циклах испытаний для воспламенения топливной смеси использовали лазер ЛТИ-25/10/10, размещенный на боковой поверхности КС. Успешные эксперименты бы-

ли были выполнены для обоих исследуемых режимов работы КС при фокусировке лазерного излучения в ближнюю пристеночную область, суммарном расходе компонентов  $G_{\Sigma}$  не более 35 г/с и снижении температуры окислителя вплоть до  $-162^{\circ}\text{C}$ .

Проведенные исследования впервые продемонстрировали возможность применения ЛЗ не только в КС РД, но и в газогенераторах как при больших избытках горючего, так и при криогенной температуре окислителя.

Третий и четвертый циклы испытаний выполняли на экспериментальной газогенераторной установке стенда 4 отдела 772 НИК-751 НПО «Энергомаш» [12, 13]. На третьем цикле экспериментальная установка работала с одной штатной форсункой газогенератора двигателя РД171М на топливной смеси окислительного состава при следующих режимных параметрах [13]:

- суммарный расход  $G_{\Sigma} = 2$  кг/с;
- рабочее давление в КС  $p_{\text{КС}} = 5$  МПа;
- рабочая температура газа в КС  $T_{\text{г}} = 900^{\circ}\text{C}$ ;
- коэффициент избытка окислителя  $\alpha \approx 11$ .

В ходе этих испытаний лазер размещали на боковой поверхности экспериментальной КС с фокусировкой излучения в объем топливной смеси с использованием линзы, обеспечивающей инициацию искры оптического пробоя в районе зоны смещения периферийного окислителя и факела распыла топливной смеси. Выбор зоны фокусировки обусловлен особенностями смесеобразования форсуночной головки, создающей периферийную завесу окислителя с достаточно малым углом распыла горючего вблизи осевой зоны.

На третьем цикле исследований с применением в качестве источника излучения лазера ЛТИ-25/10/10 проведены два успешных испытания в штатном режиме работы установки с указанным окислительным составом топливной смеси. В первом произошло кратковременное повышение давления в КС в момент воспламенения вплоть до трехкратного превышения значения рабочего давления в КС, что связано с возникшей аппаратной задержкой включения лазера относительно подачи горючего. На втором испытании удалось существенно уменьшить время задержки начала работы лазера относительно поступления горючего в КС, что, как и предполагалось, привело к падению пикового значения кратковременного повышения давления в КС в момент зажигания.

На основании этого сделан вывод, что для устранения заброса давления в КС в момент воспламенения топливной смеси при ЛЗ необходимо максимально приближать момент подачи лазерного импульса к моменту поступления обоих компонентов в КС. Для снижения уровня накопления компонентов в КС в случае отсутствия зажигания от первого лазерного импульса (например, из-за запаздывания поступления одного из компонентов относительно момента включения лазера) следует увеличивать частоту работы лазера. Также установлено, что при больших суммарных расходах (от 0,5 кг/с и выше) частота работы лазера должна быть как минимум в 2 раза больше, чем у системы зажигания для КС малого расхода.

На четвертом цикле испытаний условия их проведения выбирали так, чтобы они были приближены к условиям запуска рулевых и основных КС двигателей РД107/РД108. Для этого в модельной установке воспроизводилась штатная циклограмма поступления компонентов топливной смеси в КС. Для моделирования условий смесеобразования в процессе запуска обеспечивалось изменение основных параметров в КС в следующих диапазонах [12]:

- суммарный расход  $G_{\Sigma} = 0,15...0,6$  кг/с;
- рабочее давление в КС  $p_{\text{КС}} = 26,0...56,6$  кПа;
- рабочая температура КС до  $990^{\circ}\text{C}$ ;
- коэффициент избытка окислителя  $\alpha = 0,13...0,22$ .

В четвертом цикле испытаний задействовали несколько типов лазеров: ЛТИ-30/10/10 (модификацию лазера ЛТИ-25/10/10 с энергией импульса  $E_i$ , увеличенной до 30 мДж), ЛТИ-60/10/10 (модификацию ЛТИ-25/10/10 с  $E_i = 60$  мДж), ЛТИ-50/20/10 (модификацию ЛТИ-25/10/10 с  $E_i = 50$  мДж и возможностью изменения частоты следования импульсов (10 или 20 Гц)). Исследовали влияние расположения зоны инициации оптического пробоя на надежность воспламенения. При этом расположение зоны оптического пробоя варьировалось по удалению как от форсуночной головки (в зоне обратных токов или в области установившегося течения), так и от внутренней стенки КС в радиальном направлении.

Испытания, проведенные с использованием окислителя при изменении его температуры от температуры окружающей среды до криогенной, продемонстрировали надежное воспламенение топлива с применением малогабаритных лазеров. Определены оптимальные места ини-

циации горения топлива, расположение которых совпадает с зонами обратных токов в КС. Также выявлена возможность многократных запусков экспериментальной КС без переборки узла лазерного воспламенения. При этом были смоделированы условия, близкие к таковым для штатных КС двигателей РД107/РД108, в том числе по температуре окислителя.

**Прямое ЛЗ натурных КС.** Опыт, полученный в ходе обработки прямого ЛЗ на экспериментальных (модельных) КС, позволил сформули-

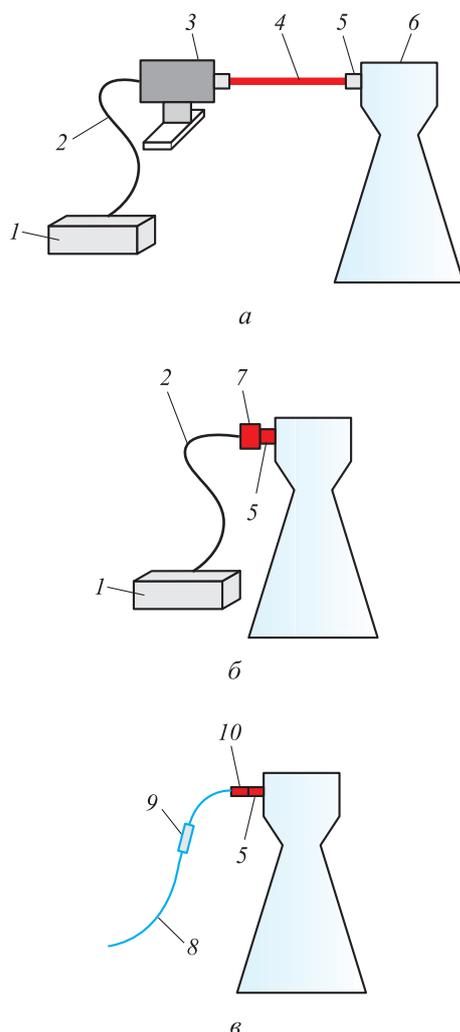


Рис. 5. Схемы первого (а), второго (б) и третьего (в) этапов экспериментальной обработки ЛЗ на крупноразмерных КС:

- 1 — блок питания и управления лазерным модулем;
- 2 — электрический кабель; 3 — мощный лабораторный лазерный модуль; 4 — лазерный луч; 5 — узел ввода излучения; 6 — КС; 7 — малогабаритный лазерный модуль, стыкуемый с узлом ввода излучения;
- 8 — оптический кабель от блока питания и накачки к лазерному модулю на основе микрочип-лазера;
- 9 — разрывное устройство оптического кабеля;
- 10 — лазерный модуль на основе микрочип-лазера

ровать методические рекомендации по обработке ЛЗ на крупноразмерных КС многокамерных двигательных установок, запускаемых с Земли (маршевых РД). Суть этих рекомендаций заключается в методике испытаний, предусматривающей три этапа экспериментальной обработки системы ЛЗ. Схематично эти этапы показаны на рис. 5.

На первом этапе решают вопрос о принципиальной возможности применения ЛЗ для данной КС и определяют основные требования к системе зажигания: оптимальное место ввода излучения в КС, параметры работы лазера, минимальное количество точек ввода излучения (лазерных модулей) для предотвращения пульсаций давления в КС. На этом этапе целесообразно использовать мощные лабораторные лазеры со способностью изменения рабочих параметров, которые можно устанавливать на некотором удалении от РД для предотвращения разрушения лазера в случае возникновения больших механических нагрузок из-за пульсации давления в КС. Такие нагрузки могут возникнуть вследствие большой задержки воспламенения или несимметричного зажигания смеси.

На втором этапе проводят экспериментальную обработку конструкции узла ввода оптического излучения, обеспечивающей надежность ввода лазерной энергии в КС, в условиях тепловых и механических нагрузок, характерных для работы РД. Также исследуют надежность ЛЗ при многократных запусках с применением лазерного модуля, имеющего параметры излучения, определенные в ходе первого этапа, и проводят анализ уровня теплового, вибрационного, акустического, ударного воздействий на лазерный модуль, установленный на КС. Полученные на этом этапе данные используют для разработки прототипов рабочих образцов лазерного модуля и узла ввода излучения.

На третьем этапе выполняют обработку ЛЗ на прототипе рабочего образца малогабаритного лазерного модуля как составной части лазерной системы зажигания, а также исследуют ресурсные характеристики и надежность ЛЗ.

Описанная методическая последовательность была реализована при проведении комплекса испытаний рулевой и основной КС двигателей РД107/РД108. Работа выполнена в рамках ОКР «Факел» кооперацией предприятий ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (Головной ис-

полнитель), НПО «Энергомаш», Приволжский филиал НПО «Энергомаш» и ПАО «Кузнецов» (г. Самара).

**Испытания ЛЗ топлива кислород–керосин на рулевой и основных КС двигателей РД107/РД108.** В ходе испытаний рулевой КС с ЛЗ моделировались штатные рабочие параметры по расходу и соотношению компонентов топлива, соблюдалось время работы КС, а также выполнялись основные технологические операции запуска, включая продувки, характерные для предварительной ступени запуска. Основные параметры запуска рулевой КС двигателей РД107/РД108 на предварительной ступени запуска следующие [14]:

- давление в КС  $p_{КС} = 150 \dots 230$  МПа;
- соотношение компонентов топлива  $k_m = 0,3 \dots 0,6$ ;
- суммарный расход компонентов  $G_{\Sigma} = 0,6 \dots 1,6$  кг/с;
- температура окислителя на входе в КС до  $-170$  °С;
- тяга при выходе на режим  $\sim 3$  тс.

Для проведения экспериментов выполнена доработка конструкции рулевой КС, при которой на боковой поверхности КС разместили специальные штуцеры под установку узлов ввода излучения.

Согласно разработанной методике испытаний крупногабаритных КС, для первых опытов использовали мощный твердотельный лазер с ламповой накачкой СПЛ-100/во с регулируемой энергией моноимпульса ( $0 \dots 100$  мДж) при частоте повторения импульсов 30 Гц и с временем непрерывной работы до нескольких минут.

Этот лазер устанавливали удаленно от КС так, чтобы его выходное излучение шло по оптической оси фокусирующей оптической системы узла ввода излучения, размещенного на КС. При всех испытаниях запуск КС осуществлялся с опережением подачи окислителя, что соответствует штатной циклограмме поступления компонентов топлива. Время подачи команды на включение лазера определялось исходя из обеспечения прохождения трех–четырех импульсов до ожидаемого момента поступления горючего.

В ходе испытаний на рулевой КС надежное воспламенение наблюдалось при снижении энергии лазерного импульса до 50 мДж (при меньшей энергии опыты не выполнялись). Также надежное зажигание было получено при

варьировании параметров подачи компонентов топливной смеси в пределах штатных диапазонов, указанных ранее.

После экспериментов с использованием лампового лазера СПЛ-100/во была проведена серия опытов с применением малогабаритных лазеров, установленных непосредственно на КС. На этом этапе задействовали лазеры двух типов. Первый — малогабаритный лазер с энергией моноимпульса 70 мДж при частоте повторения импульсов  $\nu = 20$  Гц в виде квантрона, в единой конструкции которого скомпонованы матрицы полупроводниковой накачки, твердотельный активный элемент и пассивный модулятор добротности. Вторым — лазер с волоконным разделением узла накачки и твердотельного лазера с более низкой энергией импульса (35 мДж), но более высокой частотой работы (30 Гц). В ходе испытаний с малогабаритными лазерами также было получено надежное воспламенение, в том числе при температуре кислорода на входе в смесительную головку  $-125$  °С, что близко к эксплуатационным значениям температуры при работе КС в составе двигателей РД107/РД108.

Следует отметить, что практически во всех опытах воспламенение топлива сопровождалось кратковременным (длительностью в единицы миллисекунд) повышением давления в КС над номинальным значением, которое, однако, не приводило к каким-либо дефектам материальной части. Физический механизм и количественные оценки этого явления, возникающего при ЛЗ, проанализированы в статье [15].

Успешные исследования ЛЗ на рулевой КС двигателей РД107/РД108 позволили перейти к экспериментам по использованию лазера для запуска основной КС, которые были начаты в июле–октябре 2014 г. на ОП «Винтай» ПАО «Кузнецов». На первом этапе было проведено 13 огневых испытаний на КС, специально доработанной под установку свечей ЛЗ. На этой КС в двух поясах (на расстоянии 40 и 60 мм от плоскости форсуночной головки) располагались восемь штуцеров под установку узлов ввода лазерного излучения. Каждый штуцер был ориентирован в разные зоны смесеобразования, различия которых обусловлены типами форсунок, расположенных над данными зонами.

При проведении испытаний на стенд устанавливали двигатель РД107/РД108 со всеми четырьмя основными КС. Для обеспечения рабочих параметров, характерных для основной КС

на предварительной ступени запуска, горючее подавалось только в экспериментальную КС с помощью специального дросселя, уменьшающего расход в 4 раза. Окислитель при этом поступал во все КС с номинальным расходом. Рабочие параметры топливной смеси основной КС двигателей РД107/РД108 близки к таковым для рулевой КС при увеличении суммарного расхода компонентов топлива до 5,3 кг/с. Эти параметры были воспроизведены в ходе испытаний. Температура окислителя на входе в КС во всех испытаниях находилась в диапазоне  $-180 \dots -170$  °С.

Источниками лазерного излучения на начальном этапе испытаний являлись:

- лабораторный лазер СПЛ-100/во, использованный ранее для зажигания рулевой КС;
- твердотельный лазер в корпусе квантрона с диодной накачкой СПЛ-ПН/70/во ( $E_i = 70$  мДж,  $\nu = 20$  Гц);
- твердотельный лазер МЛ-35 с удаленно расположенной системой диодной накачки, излучение от которой подается к активному элементу лазера по оптическому волокну ( $E_i = 35$  мДж,  $\nu = 20$  Гц);
- твердотельный лазер СПЛ-ПН/20 с полупроводниковой накачкой ( $E_i = 20$  мДж,  $\nu = 25$  Гц).

В ходе первой серии испытаний на основной КС, как и при опытах на рулевой КС, лазеры СПЛ-100/во и СПЛ-ПН/70/во устанавливали удаленно, что обеспечивало их сохранность в случае нештатных ситуаций.

В ходе последующих опытов применяли малогабаритные лазеры МЛ-35 и СПЛ-ПН/20, прикрепленные непосредственно к узлам ввода излучения, установленным в специальные штуцеры на поверхности КС. Зона фокусировки излучения для всех лазеров находилась в ближней пристеночной области КС, как и при испытаниях ЛЗ рулевой КС.

Для определения влияния условий смесеобразования на воспламенение топливной смеси использовались различные штуцеры КС под установку узла ввода излучения, расположенные под форсунками разных типов (штатными и доработанными). Также часть этих штуцеров размещали под форсунками с отдельными каналами подачи горючего в КС, которые обеспечивали двухступенчатое воспламенение: сначала зажигалась порция горючего, подаваемого заранее по отдельному каналу только в зону воспламенения, а затем от образовавшегося фа-

зела происходило воспламенение основного расхода топлива. Доработка выступающих форсунок проводилась с целью улучшения распыла керосина при низком перепаде давления на них в момент запуска [16].

Во всех исследованиях как с удаленно расположенными лазерами, так и с лазерами, закрепленными непосредственно на КС, получено успешное воспламенение топливной смеси при циклограммах подачи основных расходов ее компонентов, максимально приближенных к работе КС в штатном режиме. Включение лазеров во всех экспериментах осуществлялось автоматически одновременно с командой на открытие клапана окислителя.

Анализ результатов начального этапа испытаний на основной КС с использованием лазеров СПЛ-100/во и СПЛ-ПН/70/во позволил выявить следующие особенности зажигания:

- задержка воспламенения в пусках без использования форсунок двухступенчатой подачи горючего минимальна, воспламенение сопровождается пиковым возрастанием давления различной интенсивности, при этом зажигание реализуется одним лазером в случае одновременной установки двух узлов зажигания, т. е. применение для воспламенения двух или более лазеров на одной КС может иметь смысл только как дублирование системы зажигания для повышения надежности;
- при двухступенчатой подаче горючего происходит плавное воспламенение без заброса давления;
- воспламенение компонентов при двухступенчатой подаче горючего удалось осуществить при установке лазера на штуцеры, расположенные в обоих поясах на расстоянии 40 и 60 мм от днища смесительной головки, а без двухступенчатой подачи горючего — только при установке лазера на расстоянии 40 мм от днища смесительной головки;
- надежное и более плавное воспламенение обеспечивается при улучшении распыла горючего в зоне инициации оптического пробоя.

Следующий этап испытаний был посвящен исследованиям ЛЗ основной КС двигателей РД107/РД108 с доработанной системой двухступенчатой подачи горючего, а также проверке возможности плавного ЛЗ полного расхода топлива в КС при установке пульсирующих низкочастотных форсунок, обеспечивающих лучший распыл в зоне зажигания по сравнению со штатными форсунками.

Для проведения опытов изготовили две экспериментальные КС, в которых вместо некоторых серийных периферийных форсунок и крепежных штифтов установили низкоперепадные форсунки и форсунки системы двухступенчатой подачи горючего. На каждой КС разместили по два лазера, т. е. задействовали четыре лазера двух типов. Лазер первого типа — твердотельный с полупроводниковой накачкой СПЛ-ПН/30 ( $E_i = 32$  мДж,  $\nu = 25$  Гц). Лазер второго типа — твердотельный МЛ-15 с удаленно расположенной системой оптической накачки, излучение от которой подается к активному элементу лазера по оптическому волокну. Лазер МЛ-15 имел два режима работы: 1)  $E_i = 30$  мДж,  $\nu = 20$  Гц; 2)  $E_i = 15$  мДж,  $\nu = 30$  Гц.

Эти лазеры являются усовершенствованными модификациями использованных на предыдущем этапе лазеров СПЛ-ПН/20 и МЛ-35 с улучшенными для ЛЗ энергетическими и конструктивными параметрами. Корпусы лазеров позволяли крепить их непосредственно на КС, к узлу ввода излучения, установленному в специальный штупцер. Схема расположения лазеров на двух экспериментальных КС с соблюдением масштаба по соотношению габаритных размеров КС и задействованных лазеров приведена на рис. 6.

В рамках второго этапа проведены восемь испытаний: три — с использованием предварительной подачи порции горючего на одной экспериментальной КС, три — с одновременным

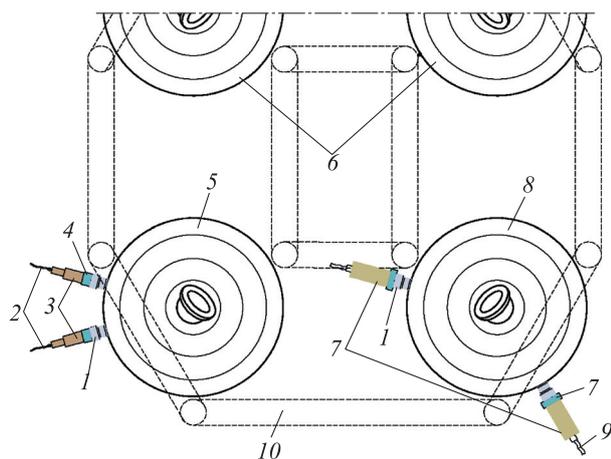


Рис. 6. Схема расположения лазеров на экспериментальных КС двигателей РД107/РД108 в ходе испытания одновременного ЛЗ двух КС: 1 — штупцер крепления лазера к КС; 2 — оптическое волокно накачки; 3 — лазер МЛ-15; 4 — узел ввода излучения; 5 и 8 — первая и вторая экспериментальные КС; 6 — недействующие в испытаниях КС; 7 — лазер СПЛ-ПН/30; 9 — кабель питания; 10 — опорная рама РД



Рис. 7. Запуск двух основных КС двигателя РД107 с ЛЗ на стенде ПАО «Кузнецов» [14]

воспламенением всего расхода топлива также на одной КС, два заключительных — на двух одновременно работающих КС, причем на одном испытании применялась система предварительной подачи горючего с последующим воспламенением полного расхода, на втором сразу зажигался полный расход топлива.

Результаты экспериментов с использованием системы двухступенчатого воспламенения показали, что такой способ подачи горючего обеспечивает плавное и надежное воспламенение при работе как одной, так и двух основных КС.

Исследования по одновременному ЛЗ полного топливного расхода также продемонстрировали надежное воспламенение как одной, так и двух работающих КС без задержки зажигания относительно поступления горючего (рис. 7). Однако, несмотря на улучшение качества распыла низкоперепадных форсунок, при испытаниях наблюдалось кратковременное резкое увеличение давления в момент воспламенения (амплитуда пика давления достигала 2,5 МПа).

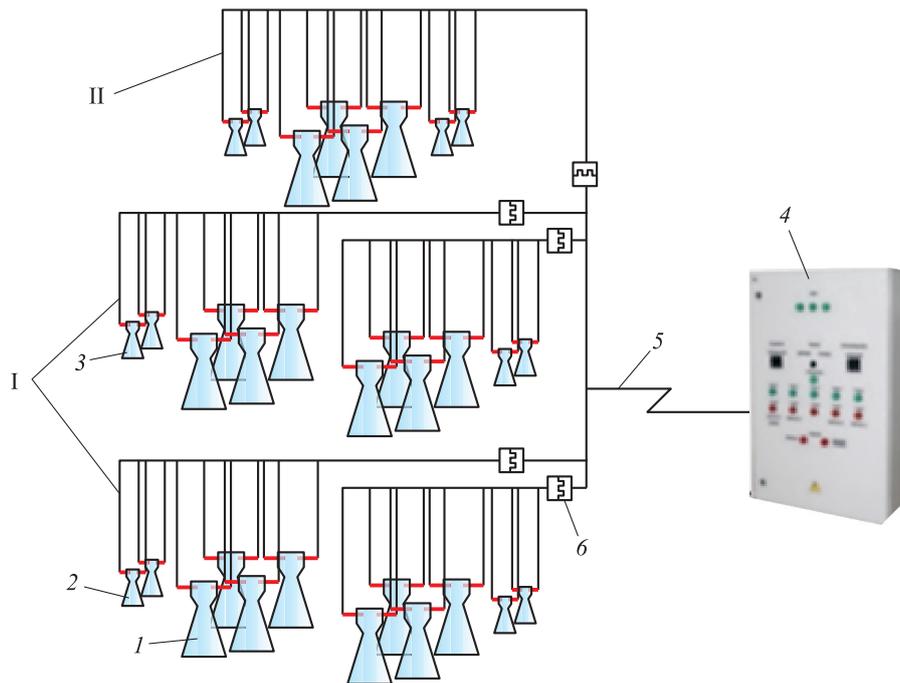


Рис. 8. Схема системы ЛЗ нижних ступеней РН:

1 и 2 — основные и рулевые КС; 3 — твердотельный микролазер; 4 — наземная стационарная сборка блоков накачки микролазеров; 5 — оптоволоконный кабель (52 волокна); 6 — разрывное устройство волокна; I и II — первая и вторая ступени РН

Важным результатом испытаний стала демонстрация одновременного зажигания нескольких основных КС от малогабаритных лазеров, установленных непосредственно на боковой поверхности КС. Использование оптического волокна для накачки таких лазеров от удаленно расположенного блока лазерных полупроводниковых матриц позволяет рассматривать возможность применения стационарного наземного блока накачки с ресурсом многоразовых запусков. При таком варианте построения системы ЛЗ наиболее дорогостоящий ее элемент — блок полупроводниковой накачки микролазеров — остается на Земле после старта ракеты-носителя (РН). Его можно применять неоднократно при следующих запусках.

Архитектура такой системы зажигания, предложенная взамен существующей пиротехнической, применительно к РН «Союз» приведена на рис. 8. Во всех 32 КС первой и второй ступеней, запускаемых одновременно, воспламенение топлива осуществляется с помощью твердотельных микролазеров, устанавливаемых на КС. Блоки полупроводниковой оптической накачки всех микролазеров расположены на стартовом комплексе в специальной сборке, от которой проведена волоконная разводка на все

КС: на два микролазера для основной КС и на один микролазер для рулевой КС, всего на 52 микролазера.

Во время старта РН выполняется отстыковка микролазеров от накачки с использованием оптических разъемов оптоволоконного устройства. Как показывают оценки на основе существующей элементной базы, при такой схеме зажигания масса дополнительно установленных элементов системы ЛЗ на РН, включая микролазеры и устройства ввода излучения, не превысит 15 кг.

## Выводы

1. По результатам проведенных экспериментальных работ предложены варианты систем ЛЗ топлив кислород-метан и кислород-керосин для ракетной техники различного назначения (ЗУ, РДМТ, газогенераторы, крупногабаритные КС РД) и выявлены рабочие диапазоны топливных смесей, где достигается надежное ЛЗ.

2. В качестве источников воспламенения рассмотрены твердотельные микролазеры, для которых получены выходные энергетические параметры, обеспечивающие воспламенение топлива. Определены зоны в КС, работающих

на компонентах кислород–метан и кислород–керосин, при фокусировке лазерного излучения, где обеспечивается надежное зажигание.

3. Разработаны методические рекомендации для оптимизации процесса отработки ЛЗ для крупноразмерных КС РД.

4. Впервые в мире показана реализуемость ЛЗ на крупноразмерных кислородно–керосиновых КС с использованием малогабарит-

ных лазеров, размещаемых непосредственно на КС.

5. Предложена схема перспективной системы ЛЗ нижних ступеней РН, основанная на применении устанавливаемых на КС твердотельных импульсных микролазеров с волоконной доставкой излучения накачки к ним от станции полупроводниковых лазеров, стационарно расположенной на стартовом комплексе.

## Литература

- [1] Lacaze G., Cuenot B., Poinso T., Oschwald M. Large eddy simulation of laser ignition and compressible reacting flow in a rocket-like configuration. *Combustion and Flame*, 2009, vol. 156, pp.1166–1180.
- [2] Manfretti C., Oschwald M., Sender J. *Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines*. Lampoldshausen, Germany, Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR) publ., 2009. 10 p.
- [3] Manfretti C., Kroupa G. Laser ignition of a cryogenic thruster using a miniaturised Nd: YAG laser. *Optics Express*, 2013, vol. 21, is. S6, pp. A1126–A1139.
- [4] Иванов А.В., Ребров С.Г., Пономарев Н.Б., Голиков А.Н., Моталин Г.А., Плетнев Н.В., Архипов А.Б., Жигарев Л.Ф., Беляев В.С., Юлдашев Э.М., Рачук В.С., Гутерман В.Ю. *Способ воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ракетного двигателя и устройство для его осуществления (варианты)*. Пат. 2326263РФ, 2008, бюл. № 16, с. 8.
- [5] Иванов А.В., Ребров С.Г., Голиков А.Н., Гутерман В.Ю. Лазерное зажигание ракетных топлив кислород–водород, кислород–метан. *Авиакосмическая техника и технология*, 2008, № 2, с. 47–54.
- [6] Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А., Шестаков А.В., Романюк В.Н. Воспламенение ракетных топлив с использованием микрочип-лазера. *Труды МАИ*, 2012, № 57. URL: <http://trudymai.ru/published.php/published.php?ID=31098> (дата обращения 15 февраля 2018).
- [7] 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*, 2009, № 2, с. 18–23.
- [8] Голиков А.Н., Голубев В.А., Ребров С.Г. Экспериментальные исследования лазерного зажигания несамовоспламеняющихся топлив в ракетном двигателе малой тяги. *Космонавтика и ракетостроение*, 2010, № 3(60), с. 92–100.
- [9] 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, с. 9.
- [10] 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, с. 9.
- [11] 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=2949> (дата обращения 01 февраля 2018).
- [12] Белов Е.А., Дубовик Д.И., Иванов Н.Г., Ключева О.Г., Левочкин П.С., Ромасенко Е.Н., Голиков А.Н., Голубев В.А., Ребров С.Г. Экспериментальное исследование влияния расположения зоны фокусировки лазера на воспламенение топлива кислород–керосин. *Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*, 2013, № 30, с. 120–134.
- [13] Чванов В.К., Белов Е.А., Дубовик Д.И., Иванов Н.Г., Левочкин П.С., Ключева О.Г., Ромасенко Е.Н., Фёдоров В.В., Голубев В.А., Ребров С.Г. Исследование лазерного воспламенения топлива кислород–керосин в модельной установке. *Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*, 2012, № 29, с. 198–210.

- [14] 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 1 марта 2018).
- [15] Ребров С.Г., Голубев В.А. Пиковые давления в камерах сгорания при лазерном воспламенении. *Известия РАН. Энергетика*, 2015, № 2, с. 131–137.
- [16] 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.

## References

- [1] Lacaze G., Cuenot B., Poinso T., Oswald M. Large eddy simulation of laser ignition and compressible reacting flow in a rocket-like configuration. *Combustion and Flame*, 2009, vol. 156, pp.1166–1180.
- [2] Manfretti C., Oswald M., Sender J. *Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines*. Lampoldshausen, Germany, Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR) publ., 2009. 10 p.
- [3] Manfretti C., Kroupa G. Laser ignition of a cryogenic thruster using a miniaturised Nd: YAG laser. *Optics Express*, 2013, vol. 21, is. S6, pp. A1126–A1139.
- [4] Ivanov A.V., Rebrov S.G., Ponomarev N.B., Golikov A.N., Motalin G.A., Pletnev N.V., Arkhipov A.B., Zhigarev L.F., Beliaev V.S., Iuldashev E.M., Rachuk V.S., Guterman V.Iu. *Sposob vosplameniia komponentov topliva v kamere sgoraniia raketnogo dvigatel'ia i ustroistvo dlia ego osushchestvleniia (varianty)* [Method of ignition of fuel components in the combustion chamber of the rocket engine and the device for its implementation (options)]. Patent RF no. 2326263, 2007. 8 p.
- [5] Ivanov A.V., Rebrov S.G., Golikov A.N., Guterman V.Iu. Lazernoe zazhiganie raketnykh topliv kislorod–vodorod, kislorod–metan [Laser ignition of rocket fuels oxygen–hydrogen, oxygen–methane]. *Aviakosmicheskaiia tekhnika i tekhnologiia* [Aerospace engineering and technology]. 2008, no. 2, pp. 47–54.
- [6] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A., Shestakov A.V., Romaniuk V.N. Vosplameniie raketnykh topliv s ispol'zovaniem mikrochip-lazera [The ignition of rocket fuels using a microchip laser]. *Trudy MAI* [Trudy MAI]. 2012, no. 57. Available at: <http://trudymai.ru/published.php/published.php?ID=31098> (accessed 15 February 2018).
- [7] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A. Vosplameniie topliv kislorod-etanol i kislorod-kerosin v bespredkamernom RDMT s ispol'zovaniem malogabaritnykh lazerov [Ignition of fuel oxygen-ethanol and oxygen-kerosene besprekorno ltre using small lasers]. *Aviakosmicheskaiia tekhnika i tekhnologiia* [Aerospace engineering and technology]. 2009, no. 2, pp. 18–23.
- [8] Golikov A.N., Golubev V.A., Rebrov S.G. Eksperimental'nye issledovaniia lazernogo zazhiganiia nesamovosplameniiaushchikhsia topliv v raketnom dvigatele maloi tiagi [Experimental Studies of Laser Ignition of Thruster Nonhypergolic Propellants]. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and rocket engineering]. 2010, no. 3(60), pp. 92–100.
- [9] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A., Kochanov A.V., Klimenko A.G. *Raketnyi dvigatel' maloi tiagi, rabotaiushchii na nesamovosplameniiaushchikhsia komponentakh topliva, i sposob ego zapuska* [Low-thrust rocket engine operating on non-flammable fuel components and method of its launch]. Patent RF no. 2400644, 2009. 9 p.
- [10] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. *Kamera zhidkostnogo raketnogo dvigatel'ia ili gazogeneratora s lazernym ustroistvom vosplameniia komponentov topliva i sposob ee zapuska* [Chamber of liquid rocket engine or gas generator with laser ignition device of fuel components and method of its launch]. Patent RF no. 2468240, 2012. 9 p.
- [11] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A. Lazernoe vosplameniie raketnykh topliv v model'noi kamere sgoraniia [Laser ignition of rocket propellants in model combustion chamber]. *Trudy MAI* [Trudy MAI]. 2012, no. 53. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29491> (accessed 01 February 2018).

- [12] Belov E.A., Golikov A.N., Golubev V.A., Rebrov S.G., Dubovik D.I., Ivanov N.G., Kliueva O.G., Levochkin P.S., Romasenko E.N. Eksperimental'noe issledovanie vliianiia raspolozheniia zony fokusirovki lazera na vosplamnenie topliva kislorod-kerosin [Experimental investigation of influence of location of laser focusing area on ignition of oxygen-kerosene propellant]. *Trudy NPO Energomash im. akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash]. 2013, no. 30, pp. 120–134.
- [13] Chvanov V.K., Belov E.A., Dubovik D.I., Ivanov N.G., Levochkin P.S., Kliueva O.G., Romasenko E.N., Fedorov V.V., Golubev V.A., Rebrov S.G. Issledovanie lazernogo vosplamneniia topliva kislorod-kerosin v model'noi ustanovke. [Investigation of laser ignition of oxygen-kerosene in the model rig]. *Trudy NPO Energomash im. akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash]. 2012, no. 29, pp. 198–210.
- [14] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Lazernoe zazhiganie topliva kislorod-kerosin v raketnoi tekhnike: ot zapal'nykh ustroystv k marshevym raketnym dvigateliam [Laser ignition of fuel oxygen-kerosene rocket technology: from pilot devices to the sustainer rocket engines]. *Trudy MAI* [Trudy MAI]. 2017, no. 95. 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 01 March 2018).
- [15] Rebrov S.G., Golubev V.A. Pikovye davleniia v kamerakh sgoraniia pri lazernom vosplamnenii [Peak pressure in a combustion chamber at laser ignition]. *Izvestiia RAN. Energetika* [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering]. 2015, no. 2, pp. 131–137.
- [16] Chvanov V.K., Ganin I.A., Ivanov N.G., Levochkin P.S., Romasenko E.N., Surkov B.A. Eksperimental'noe issledovanie lazernogo vosplamneniia topliva kislorod-kerosin v kamerakh ZhRD [Experimental study of the laser ignition of oxygen-kerosene fuel in the LRD chambers]. *Trudy NPO Energomash im. akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash]. 2015, no. 32, pp. 113–133.

Статья поступила в редакцию 19.04.2018

## Информация об авторах

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

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

**ГОЛИКОВ Андрей Николаевич** (Москва) — доктор технических наук, начальник сектора. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (125438, Москва, Российская Федерация, ул. Онежская, д. 8, e-mail: [andgolikov@mail.ru](mailto:andgolikov@mail.ru)).

## Information about the authors

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

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

**GOLIKOV Andrey Nikolaevich** (Moscow) — Doctor of Science (Eng.), Head of Section. State Research Centre, Federal State Unitary Enterprise – Keldysh Centre (125438, Moscow, Russian Federation, Onezhskaya St., Bldg. 8, e-mail: [andgolikov@mail.ru](mailto:andgolikov@mail.ru)).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Лазерное зажигание кислородно-углеводородных топлив в ракетных двигателях. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7, с. 77–91, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-77-91.

### Please cite this article in English as:

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, pp. 77–91, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-77-91.