

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАЖИГАНИЯ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ КИСЛОРОД–ВОДОРОД, КИСЛОРОД–МЕТАН ПОЛУПРОВОДНИКОВЫМ ЛАЗЕРОМ

С.Г. Ребров

В.А. Голубев

А.Н. Голиков

А.Е. Моргунов

rebrov_sergey@mail.ru

golubev.va@mail.ru

andgolikov@mail.ru

morgunov.alex@inbox.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Приведены результаты экспериментальных исследований, направленных на внедрение лазерного зажигания топливных смесей в изделиях ракетной техники. В качестве источника энергии воспламенения использован полупроводниковый лазер с волоконным выводом излучения, работающий в квазинепрерывном режиме. Эксперименты проведены для топливных пар кислород–водород и кислород–метан. Цель исследований заключалась в демонстрации принципиальной возможности реализации зажигания топлив с использованием лазера данного типа на примере запального устройства для ракетных двигателей и ракетного двигателя малой тяги. Прямое использование полупроводниковых лазеров в качестве источника энергии воспламенения топливных смесей в ракетной технике весьма привлекательно, так как позволяет снизить требования к тепловым режимам работы системы лазерного зажигания на борту ракеты или космического аппарата, а также расширить диапазон допустимых виброударных нагрузок. Приведены результаты экспериментов, отражающие диапазоны рабочих параметров и циклограммы работы исследованных устройств, при которых наблюдалось стабильное воспламенение топливных смесей кислород–водород и кислород–метан, а также необходимые для этого энергетические параметры полупроводникового лазера. Выявлены особенности использования системы зажигания на основе полупроводникового лазера, которые будут полезны при создании устройств лазерного воспламенения для запуска устройств ракетной техники, обеспечивающих надежное и многократное включение

Ключевые слова

Лазерное зажигание, лазерный диод, полупроводниковый лазер, ракетный двигатель малой тяги, кислород–водород, кислород–метан

Поступила 25.12.2020

Принята 26.01.2021

© Автор(ы), 2021

Введение. Работы по внедрению лазерного зажигания (ЛЗ) в систему запуска ракетных двигателей (РД) активно ведутся во всем мире [1–4]. Использование ЛЗ для запуска двигателей, газогенераторов и других энергетических устройств в ракетной технике различного назначения имеет ряд существенных преимуществ перед традиционными способами — электроискровым, химическим и пиротехническим [5–7]. В первую очередь это обеспечение возможности многократных включений, оптимальный выбор зоны воспламенения, а также расширение допустимых рабочих диапазонов топливных компонентов — их соотношения, давления и температуры.

Основные работы, посвященные исследованию возможных способов зажигания ракетных топлив от источника лазерной энергии, ведутся в АО ГНЦ «Центр Келдыша» как на собственной стендовой базе, так и совместно с предприятиями отрасли АО КБХА и АО «НПО Энергомаш». В ходе этих работ проведены успешные испытания разработанных в АО ГНЦ «Центр Келдыша» устройств лазерного воспламенения для запуска устройств ракетной техники различного назначения [8–14].

В большинстве исследований по ЛЗ, проводимых как в АО ГНЦ «Центр Келдыша», так и за рубежом, используется метод инициации искры оптического пробоя либо в объеме смеси, либо у стенки камеры сгорания, либо вблизи специальной мишени, которую устанавливают в области с оптимальными для воспламенения скоростями и соотношением топливных компонентов. Следует отметить, что существуют и другие способы использования лазерной энергии для воспламенения различных топлив, один из которых приведен в работе [15].

Оптический пробой является пороговым физическим явлением, он происходит при достижении в зоне фокусировки лазерного луча высокой плотности мощности. В связи с этим основными типами излучателей, которые использовались до последнего времени для ЛЗ топливных смесей, были импульсные твердотельные лазеры (ТТЛ) на основе активной среды YAG:Nd или YAG:Yb. Для получения мощных импульсов в таких лазерах используется модуляция добротности резонаторов, а накачка их активных сред проводится импульсными лампами или излучением полупроводниковых лазеров с импульсным электропитанием. Практика показала, что в зависимости от своих энергетических характеристик и параметров формирующей оптической системы малогабаритные ТТЛ могут обеспечивать инициацию искры оптического пробоя либо вблизи металлических поверхностей (при достижении значения плотности мощности излучения в фокальном пятне порядка 10^8 Вт/см²), либо в объеме топливной смеси

(при плотности мощности не менее 10^{11} Вт/см²). Особенностью использования данных лазеров является необходимость обеспечения теплового режима излучателя в достаточно узком интервале температур. Для лазеров с ламповой накачкой, которые имеют чрезвычайно низкую энергетическую эффективность, это выражается в ограничении времени одного цикла работы: не более нескольких секунд при частоте следования импульсов не более 10...20 Гц без использования систем охлаждения. Для лазеров с полупроводниковой накачкой стабильная работа может быть достигнута в течение достаточно длительного времени (до нескольких минут) при частоте следования импульсов 30...50 Гц, но при этом необходима тепловая стабилизация системы накачки для согласования ее спектра излучения с полосой поглощения активного элемента ТТЛ. Данные особенности накладывают некоторые ограничения на внедрение ЛЗ, так как они влияют на массогабаритные характеристики системы и ограничивают диапазон параметров импульсно-периодического режима работы.

В настоящее время созданы полупроводниковые лазеры (лазерные диоды) с длительностью импульса в сотни микросекунд и энергией не менее 100...200 мДж, которые обычно применяются в качестве источников накачки для ТТЛ. При этом излучение данных лазеров может доставляться по оптоволокну. При фокусировке излучения с указанными параметрами вблизи металлических поверхностей можно инициировать оптический пробой в газовой среде, для создания которого около поверхности достаточно значения плотности мощности излучения порядка десятков мегаватт на квадратный сантиметр [16]. Непосредственное использование полупроводниковых лазеров с волоконным выводом излучения для зажигания топливных смесей позволяет отказаться от ТТЛ с модуляцией добротности и существенно снизить требования к обеспечению теплового режима источника лазерного излучения, так как отпадает необходимость в стабилизации спектральной полосы излучения.

Цель работы — определение принципиальной возможности использования ЛЗ от источника энергии в виде полупроводникового лазера для воспламенения ракетных топлив и исследование особенностей его применения.

Исследования проводились на стендовой базе АО ГНЦ «Центр Келдыша» на экспериментальных образцах запального устройства (ЗУ) и РД малой тяги (РДМТ) при работе на топливных компонентах кислород-водород, кислород-метан. Зажигание осуществлялось методом инициации искры оптического пробоя вблизи поверхности мишени, помещенной в реакционную полость в зоне смешения компонентов. Необходимо отме-

тить, что как в ЗУ, так и в форкамере РДМТ обычно реализуются далеко не оптимальные для зажигания условия. Эти устройства неохлаждаемые, и для обеспечения сохранности конструкции они вынужденно работают на далеком от стехиометрии соотношении компонентов топлива. В этом случае для зажигания топливной смеси требуется вкладывать в зону инициации горения увеличенную энергию.

Помимо установления самой возможности использования системы зажигания на основе полупроводникового лазера, проводимые в настоящей работе эксперименты решали задачу определения диапазонов рабочих параметров исследуемых ЗУ и РДМТ, в которых обеспечивается воспламенение топлив кислород–водород, кислород–метан, а также исследовалось влияние на процесс зажигания параметров самого лазера.

При проведении экспериментов использовались только газообразные топливные компоненты, имеющие температуру, равную температуре окружающей среды. В дальнейшем целесообразно проведение аналогичных исследований на криогенных топливах.

Свеча ЛЗ на основе полупроводникового лазера. В ходе проведенных экспериментов в качестве источника энергии воспламенения использовался серийно выпускающийся полупроводниковый лазер с волоконным выводом излучения. Передача лазерной энергии по оптическому волокну позволяет существенно упростить конструкцию системы зажигания, так как есть возможность удаленного от РД размещения лазерного источника в зоне с пониженными тепловыми и вибрационными нагрузками [11]. Исследования возможности использования оптоволоконной транспортировки излучения в системах ЛЗ проводятся также и за рубежом [17, 18].

Параметры использованного полупроводникового лазера с волоконным выводом излучения приведены далее.

Параметры полупроводникового лазера

Длительность единичного импульса, мкс	500
Мощность единичного импульса, Вт	До 450
Частота повторения импульсов, Гц	До 50
Длина волны, нм	808
Напряжение накачки, В	16
Ток накачки, А	Не более 16

На рис. 1 приведен эскиз свечи ЛЗ. Выходящее из оптического волокна излучение лазера коллимируется линзой № 1, затем параллельный лазерный пучок фокусируется линзой № 2 вблизи поверхности мишени,

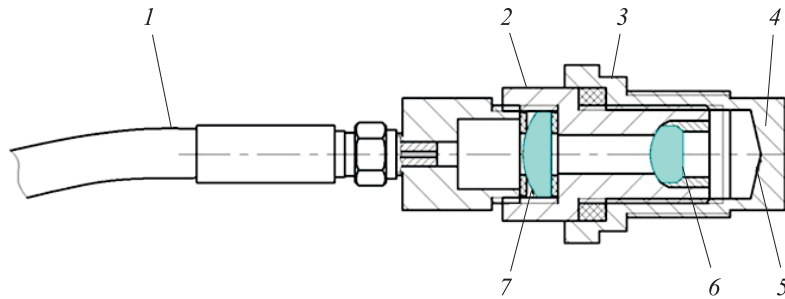


Рис. 1. Эскиз свечи ЛЗ:

1 — оптическое волокно; 2 — узел ввода излучения; 3 — деталь с мишенью;
4 — мишень; 5 — область фокусировки; 6 и 7 — линзы № 2 и № 1

расположенной за ее фокальной плоскостью. В этой зоне происходит инициация искры оптического пробоя.

Для оценки плотности мощности лазерного импульса в зоне инициации искры оптического пробоя воспользуемся формулой [19] определения диаметра пятна фокусировки излучения, выходящего из оптического волокна и проходящего через двухлинзовую систему:

$$d_{\min} = \frac{4M^2 f \lambda}{\pi d_{\text{lens}}}, \quad (1)$$

где M^2 — показатель качества лазерного луча; f — фокусное расстояние собирающей линзы двухлинзовой системы; λ — длина волны излучения; d_{lens} — диаметр падающего на фокусирующую линзу лазерного луча.

Выражение для оценки показателя M^2 также приведено в работе [19]:

$$M^2 = \frac{d_c \Theta_d \pi}{4\lambda}, \quad (2)$$

где d_c и Θ_d — диаметр и расходимость коллимированного луча. Для оптической системы свечи ЛЗ и используемого полупроводникового лазера имеем следующие значения: $d_c = 5$ мм, $\Theta_d = 0,005$ рад, $f = 12$ мм, $\lambda = 808$ нм, $d_{\text{lens}} = 5,1$ мм. Тогда, согласно уравнению (2), $M^2 \approx 24$, и, подставляя значения в формулу (1), получаем $d_{\min} = 60$ мкм, что дает значение плотности мощности сфокусированного излучения от используемой линейки лазерных диодов, равное 14 МВт/см². Данное значение плотности мощности позволяет иницировать непрерывный оптический разряд [16].

Результаты экспериментов на ЗУ. Первый этап исследований проводился на ЗУ, которое ранее было задействовано в ходе экспериментов по ЛЗ топлив кислород–водород и кислород–метан с применением ТГЛ [20, 21]. Эскиз ЗУ с установленной свечой ЛЗ приведен на рис. 2.

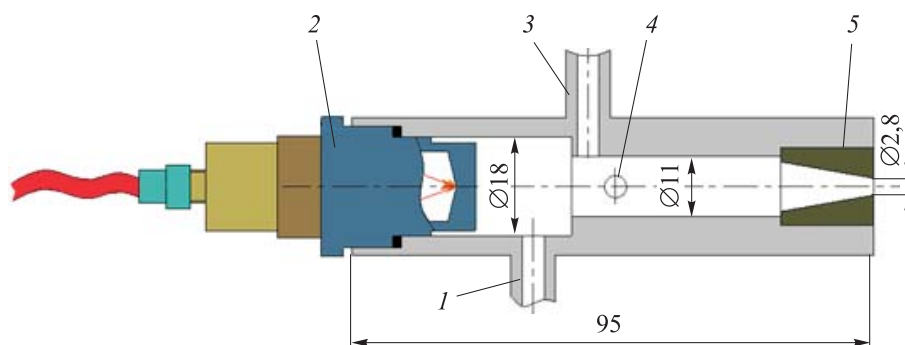


Рис. 2. Эскиз экспериментального ЗУ:

1 и 3 — штуцеры подачи компонентов № 1 и № 2; 2 — свеча ЛЗ;
4 — канал замера давления; 5 — сопло

При штатной подаче компонентов топлива в ЗУ газообразное горючее подается в полость установки свечи через штуцер компонента № 1, а газообразный окислитель — в штуцер компонента № 2. Выходной канал ЗУ имеет резьбу для установки сопел с различными критическими сечениями. В ходе описываемых исследований в выходном канале ЗУ установлено сопло с критическим сечением 2,8 мм.

Эксперименты на ЗУ проводились на топливных компонентах кислород–водород, кислород–метан при атмосферных условиях. Для каждой топливной пары проводились два цикла исследований. В ходе первого цикла экспериментов определялась принципиальная возможность воспламенения исследуемого типа топлива при работе полупроводникового лазера с максимально возможной выходной импульсной мощностью, равной $W_i = 450$ Вт, что соответствует энергии импульса $E_i = 225$ мДж при его длительности 500 мкс. Частота следования импульсов выбрана равной $F = 30$ Гц. При проведении первого цикла работ также определялись границы диапазонов рабочих параметров ЗУ по суммарному расходу компонентов $\dot{m}_{\text{сум}}$ и коэффициенту избытка окислителя α , в пределах которых наблюдается стабильное воспламенение.

При работе на компонентах кислород–водород в ходе первого цикла экспериментов показано, что при рабочих параметрах ЗУ, соответствующих значению коэффициента избытка окислителя $\alpha \approx 0,4$ и суммарному расходу компонентов $\dot{m}_{\text{сум}} \approx 2,7$ г/с, свеча ЛЗ на основе полупроводникового лазера надежно зажигает данную топливную смесь. Определена оптимальная циклограмма подачи топливных компонентов и диапазоны изменения рабочих параметров ЗУ, в которых обеспечивается стабильное воспламенение.

Как показали эксперименты на топливе кислород–водород, результаты которых приведены на диаграмме на рис. 3, стабильное воспламенение достигается как при опережающей подаче горючего, так и при опережении окислителя в следующих диапазонах параметров работы ЗУ:

- при опережении горючего при $\alpha = 0,48-0,52$, $\dot{m}_{\text{СУМ}} \approx 2,7$ г/с;
- при опережении окислителя при $\alpha = 0,4-0,48$, $\dot{m}_{\text{СУМ}} = 2,7...5,52$ г/с.

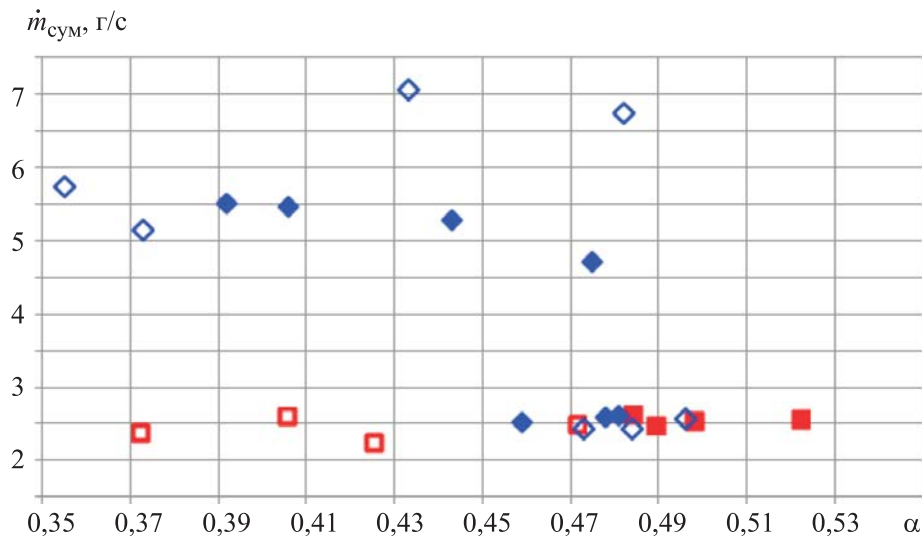


Рис. 3. Результаты экспериментов на ЗУ при работе на топливе кислород–водород; опережающая подача водорода (красный цвет) и кислорода (синий цвет) (■, ◆ — есть зажигание; □, ◇ — нет зажигания)

Из результатов первой серии экспериментов по ЛЗ топлива кислород–водород следует, что опережающая подача окислителя обеспечивает стабильное зажигание в более широком диапазоне изменения рабочих параметров ЗУ, что указывает на такую последовательность подачи компонентов, как на предпочтительную. Это объясняется тем, что опережение окислителя при работе на восстановительном составе смеси обеспечивает в момент запуска последовательное изменение соотношения топливных компонентов в реакционной полости с прохождением значения, соответствующего стехиометрическому составу смеси, как наиболее благоприятному для зажигания.

Первый цикл экспериментов по ЛЗ топлива кислород–метан в ЗУ проводился с опережением подачи окислителя при варьировании рабочих параметров относительно штатных значений: $\alpha \approx 0,4$, $\dot{m}_{\text{СУМ}} \approx 3$ г/с. Результаты экспериментов приведены на рис. 4. Диапазоны параметров ЗУ

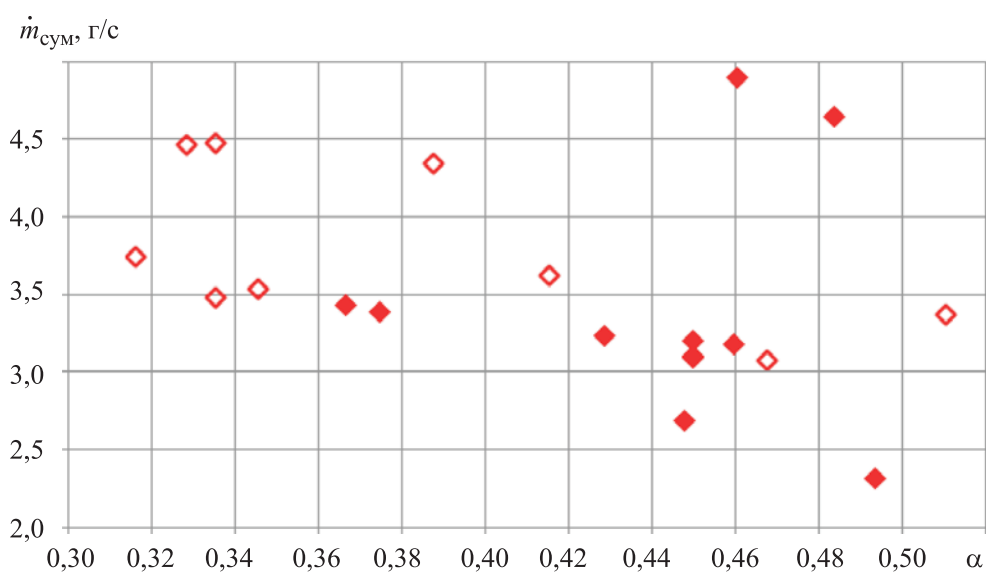


Рис. 4. Результаты экспериментов на ЗУ при работе на топливе кислород–метан при опережающей подаче окислителя

(\blacklozenge — есть зажигание; \diamond — нет зажигания)

при работе на компоненте кислород–метан, в границах которого наблюдалось стабильное ЛЗ от полупроводникового лазера, работающего при максимальных выходных параметрах, были следующие: $\alpha = 0,27\text{--}0,49$, $\dot{m}_{\text{сум}} = 2,33\text{--}4,91$ г/с.

В ходе второго цикла экспериментов на ЗУ проводились исследования влияния выходных параметров излучения полупроводникового лазера на возможность воспламенения топливных смесей кислород–водород и кислород–метан. Снижение требований по выходным энергетическим параметрам лазера, используемого для воспламенения топлива, позволит снизить как массогабаритные характеристики, так и требования по энергообеспечению системы зажигания, а также уменьшить ее стоимость. На данном этапе в ходе экспериментов, проводимых с опережающей подачей окислителя при рабочих параметрах ЗУ, близких к штатным для каждой топливной смеси, последовательно уменьшалась мощность поджигающих лазерных импульсов от максимального значения $W_i = 450$ Вт при частоте $F = 30$ Гц до получения результата с отсутствием воспламенения.

По завершении второго этапа получены следующие данные по энергетическим параметрам выходного излучения лазера, при которых наблюдается воспламенение топлива:

– для топлива кислород–водород при $\alpha \approx 0,4$, $\dot{m}_{\text{сум}} \approx 2,7$ г/с стабильное зажигание наблюдалось в диапазоне W_i от 450 до 60 Вт, что соответствует изменению энергии импульса E_i от 225 до 30 мДж;

– для топлива кислород–метан при $\alpha = 0,45\text{--}0,85$, $\dot{m}_{\text{сум}} = 1,83\text{...}4,65$ г/с стабильное зажигание при $W_i = 230\text{...}450$ Вт ($E_i = 115\text{...}225$ мДж).

Отметим, что значение нижней границы допустимого диапазона энергий лазерного импульса для пары кислород–метан практически в 4 раза больше соответствующего значения для пары кислород–водород, что соответствует более высоким требованиям к энергетическим параметрам источника зажигания при использовании метана в качестве горючего.

Таким образом, проведенные эксперименты показали, что полупроводниковый лазер может быть успешно использован для непосредственного воспламенения топливных смесей кислород–водород и кислород–метан в ЗУ при его работе в атмосферных условиях. При этом возможно уменьшение энергетичности и массогабаритных характеристик системы зажигания для обоих типов рассматриваемых топлив за счет снижения требований к лазеру, т. е. существующие в настоящее время полупроводниковые лазеры имеют значительный резерв энергии для решения задачи ЛЗ исследованных топливных смесей.

Результаты экспериментов на РДМТ. Успешные результаты экспериментов с ЗУ позволили перейти к исследованиям на модельном образце РДМТ. Необходимо отметить, что характеристики ЗУ и РДМТ весьма схожи по массогабаритным параметрам и расходам топливных смесей. Отличия заключаются в схеме смесеобразования.

Рассмотрим особенности ЛЗ РДМТ номинальной тягой 20 Н, работающего на топливных компонентах кислород–водород и кислород–метан. Эскиз экспериментального РДМТ приведен на рис. 5.

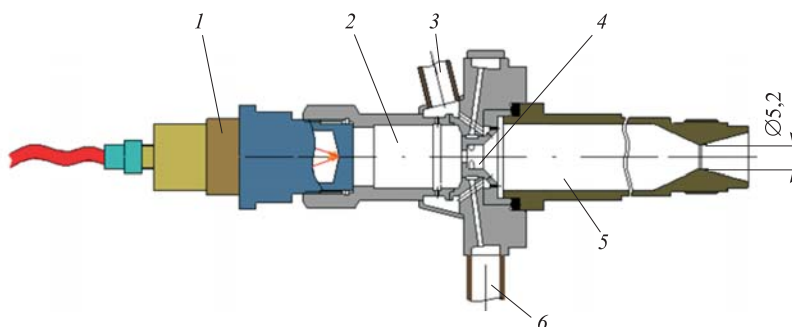


Рис. 5. Эскиз экспериментального РДМТ:

1 — свеча ЛЗ; 2 — форкамера; 3 — штуцер подачи окислителя; 4 — камера закрутки;
5 — камера сгорания; 6 — штуцер подачи горючего

Экспериментальные исследования так же, как в случае работ на ЗУ, проводились в два этапа. В ходе первого этапа была показана принципиальная возможность использования полупроводникового лазера для воспламенения топливных смесей кислород–водород, кислород–метан в РДМТ при работе как в атмосферных условиях, так и в условиях вакуума при максимально возможных параметрах излучения используемого лазера.

На первом этапе с использованием топливных компонентов кислород–водород проведено 40 экспериментов, в том числе 17 в атмосферных условиях и 23 в условиях установки двигателя в вакууме. Успешное воспламенение продемонстрировано в следующих диапазонах рабочих параметров двигателя:

- в атмосферных условиях при изменении суммарного расхода топлива $\dot{m}_{\text{сум}} = 2,5 \dots 5,1$ г/с и коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,18 \text{--} 0,29$;
- в условиях вакуума (0,13...0,15 ата) при $\dot{m}_{\text{сум}} = 2,5 \dots 5,1$ г/с и $\alpha = 0,21 \text{--} 0,27$.

Сводная диаграмма результатов первого этапа приведена на рис. 6. Отметим, что наиболее устойчивое зажигание (вне зависимости от давления среды, куда осуществлялся выхлоп продуктов сгорания) наблюдалось при значениях $\dot{m}_{\text{сум}} = 4,2 \dots 5$ г/с и $\alpha > 0,24$, что соответствует штатным рабочим параметрам исследуемого РДМТ. Эксперименты проводились при одновременной подаче горючего и окислителя. Лазер также включался одновременно с подачей топливных компонентов. Длительность испытания составляла не более 1,5 с при продолжительности работы полупроводникового лазера 0,5 с.

При работе РДМТ на компонентах кислород–метан в ходе первого цикла исследований было проведено 122 эксперимента:

- 87 при атмосферных условиях при $\dot{m}_{\text{сум}} = 3,3 \dots 5,8$ г/с и $\alpha = 0,16 \text{--} 0,64$;
- 35 в условиях вакуума при $\dot{m}_{\text{сум}} = 2,1 \dots 4,3$ г/с и $\alpha = 0,25 \text{--} 0,42$.

Для топлива кислород–метан в атмосферных условиях воспламенение компонентов достигнуто при следующих значениях рабочих параметров: $\dot{m}_{\text{сум}} = 3,3 \dots 5,7$ г/с и $\alpha = 0,16 \text{--} 0,58$. Однако устойчивое зажигание наблюдалось в гораздо более узком диапазоне: $\dot{m}_{\text{сум}} = 4,1 \dots 4,4$ г/с; $\alpha = 0,31 \text{--} 0,43$.

В процессе работы в вакууме удалось осуществить зажигание при $\dot{m}_{\text{сум}} = 2,3 \dots 3,3$ г/с; $\alpha = 0,27 \text{--} 0,38$. Однако в ходе исследований не удалось найти режим работы в вакууме, когда наблюдалось бы устойчивое зажигание топлива. Циклограмма подачи топливных компонентов и вклю-

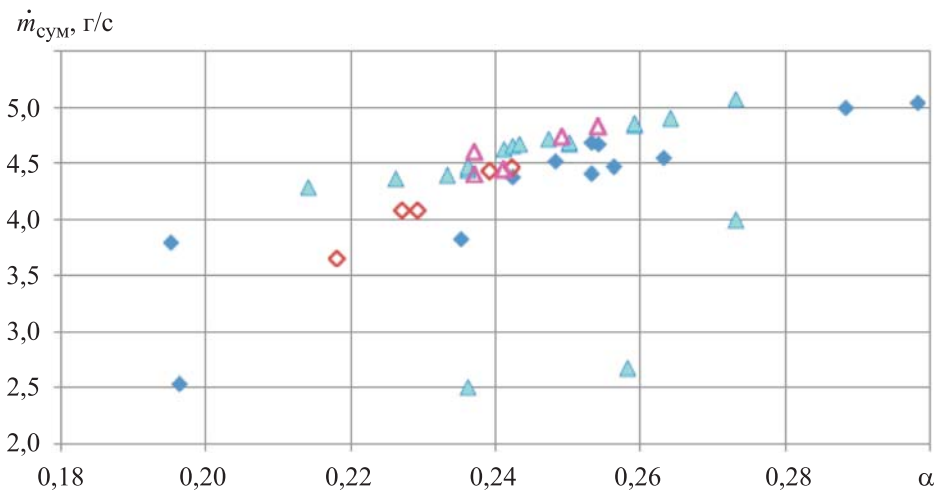


Рис. 6. Результаты экспериментов на РДМТ при работе на топливе кислород–водород при атмосферном давлении (◆ — есть зажигание, ◇ — нет зажигания) и в вакууме (▲ — есть зажигание, △ — нет зажигания)

чения лазера в данном цикле экспериментальных исследований следующая: горючее подавалось с задержкой на 0,2 с относительно открытия клапана подачи окислителя; лазер включался одновременно с подачей окислителя. Время работы лазера составляло 0,7 с при общей длительности эксперимента 1,5 с.

На рис. 7 приведена сводная диаграмма результатов экспериментальных исследований по зажиганию топливных компонентов кислород–метан.

Второй цикл исследований посвящен анализу влияния энергии и частоты следования поджигающих импульсов на возможность воспламенения.

Для топлива кислород–водород эксперименты проводились как в атмосферных условиях, так и в условиях вакуума при значениях рабочих параметров РДМТ, при которых наблюдалось наиболее надежное воспламенение в ходе первого этапа: $\dot{m}_{\text{сум}} \approx 4,5$ г/с и $\alpha \approx 0,25$. Показано, что независимо от давления внешней среды воспламенение топлива кислород–водород наблюдается при изменении мощности единичного лазерного импульса в диапазоне $W_i = 180 \dots 450$ Вт, что соответствует диапазону $E_i = 95 \dots 225$ мДж, при частоте следования от 20 до 50 Гц.

В ходе исследований процесса зажигания на компонентах кислород–метан в экспериментах, проводимых в атмосферных условиях при значениях $\dot{m}_{\text{сум}} \approx 4,3$ г/с и $\alpha \approx 0,37$, установлено, что зажигание смеси дости-

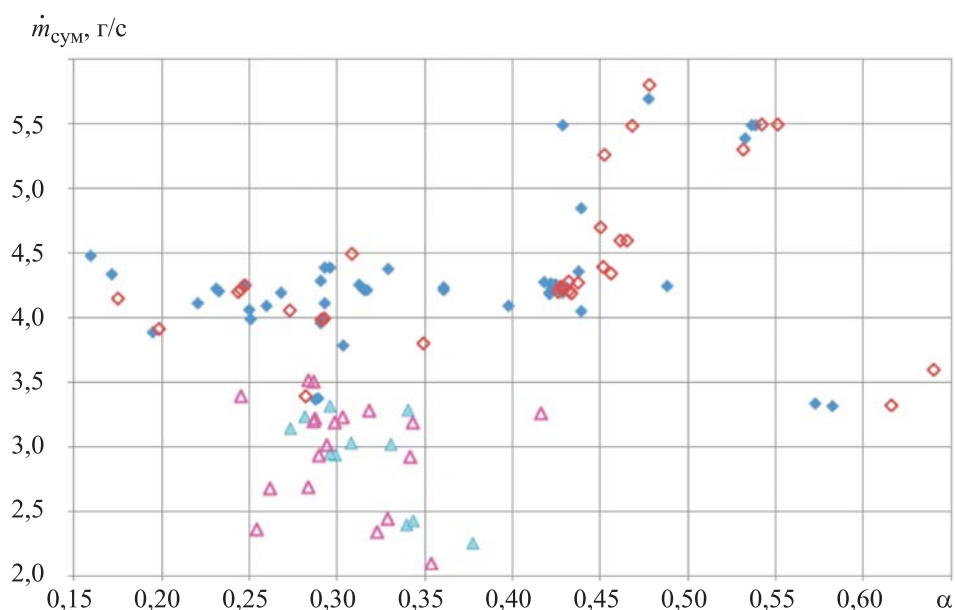


Рис. 7. Результаты экспериментов на РДМТ при работе на топливе кислород–метан при атмосферном давлении (◆ — есть зажигание, ◇ — нет зажигания) и в вакууме (▲ — есть зажигание, △ — нет зажигания)

гается в диапазоне изменения мощности единичного лазерного импульса W_i от 320 до 450 Вт ($E_i = 160...225$ мДж) при частоте следования $F = 25...50$ Гц.

Проведенные исследования с использованием модельного РДМТ показали, что использованный полупроводниковый лазер с волоконным выводом излучения имеет достаточные (со значительным запасом) рабочие характеристики излучения для зажигания топлива кислород–водород в РДМТ как в атмосферных условиях, так и в вакууме. В случае использования компонентов кислород–метан устойчивое воспламенение достигнуто только при атмосферных условиях и достаточно узком диапазоне рабочих параметров смеси, что может говорить о необходимости использования лазера с более высокими выходными характеристиками излучения для обеспечения надежной работы РДМТ на данном топливе.

Заключение. Продемонстрирована принципиальная возможность осуществления ЛЗ топлив кислород–водород, кислород–метан с использованием полупроводникового лазера с волоконным выводом излучения, применение которого позволяет снизить требования по тепловому режиму и допустимым вибрационным нагрузкам для системы зажигания на борту ракеты или космического аппарата.

Проведено два цикла экспериментов для ЗУ и РДМТ, в ходе которых исследованы диапазоны допустимого изменения выходных характеристик полупроводникового лазера и рабочих параметров топливной смеси, в пределах которых наблюдается устойчивое зажигание. Для зажигания ЗУ при атмосферном давлении окружающей среды предпочтительна циклограмма работы с опережением подачи кислорода, при этом зажигание было надежным в диапазонах изменения коэффициента избытка окислителя 0,4–0,48 для водорода (расход смеси до 5,5 г/с) и 0,27–0,49 для метана (расход смеси до 4,9 г/с). При оптимальных для зажигания параметрах работы ЗУ минимально необходимая энергия лазерных импульсов составила 30 мДж для смеси кислород–водород и 115 мДж для смеси кислород–метан.

Для РДМТ на смеси кислород–водород диапазон допустимых для зажигания коэффициентов избытка окислителя составил 0,18–0,29 при работе двигателя в атмосфере. При работе в вакууме этот диапазон несколько сужается и составляет 0,2–0,29 вследствие увеличения скоростей течения компонентов. При работе РДМТ на метане в атмосферных условиях двигатель устойчиво зажигался в диапазоне коэффициентов избытка окислителя 0,31–0,43, при работе РДМТ в вакууме зажигание смеси кислород–метан было нестабильным. При работе с РДМТ допустимым оказалось снижение энергии лазерных импульсов до уровня 95 мДж при работе на водороде и до 160 мДж при работе на метане.

Таким образом, в результате проведенных экспериментальных исследований показано, что для запуска РД возможно внедрение ЛЗ с непосредственным использованием полупроводниковых лазеров с оптоволоконной передачей излучения. Такие системы зажигания будут иметь повышенную надежность при многократных включениях, позволяют упростить их адаптацию к бортовым условиям работы. Дальнейшие экспериментальные исследования в данном направлении целесообразно провести при использовании жидких (этанол, керосин) и криогенных топливных компонентов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Börner M., Manfletti C., Hardi J., et al. Laser ignition of a multi-injector LOX/methane combustor. *CEAS Space J.*, 2018, vol. 10, no. 2, pp. 273–286.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-018-0196-6>
- [2] Börner M., Manfletti C., Kroupa G., et al. Repetitive laser ignition by optical breakdown of a LOX/H₂ rocket combustion chamber with multi-injector head configuration. *CEAS Space J.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 289–297.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-017-0163-7>

- [3] Soller S., Rackemann N., Kroupa G. Laser ignition application to cryogenic propellant rocket thrust chambers. *LIC*, 2017, paper LFA4.3.
DOI: <https://doi.org/10.1364/LIC.2017.LFA4.3>
- [4] Hasegawa K., Kusaka K., Kumakawa A., et al. Laser ignition characteristics of GOX/GH₂ and GOX/GCH₄ propellants. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. Exhibit*, 2003, no. 2003–4906.
DOI: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2003-4906>
- [5] Phuoc T.X. Laser-induced spark ignition fundamental and applications. *Opt. Lasers Eng.*, 2006, vol. 44, no. 5, pp. 351–397.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.optlaseng.2005.03.008>
- [6] Wintner E., Kofler H., Agarwal A.K., et al. Laser ignition of engines — a contribution to environmental protection and a challenge to laser technology. *Ann. J. Electron.*, 2014, vol. 8, pp. 1–8.
- [7] Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А. Лазерное воспламенение ракетных топлив в модельной камере сгорания. *Труды МАИ*, 2012, № 53.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29491>
- [8] Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А. и др. Ракетный двигатель малой тяги, работающий на несамовоспламеняющихся газообразном окислителе и жидком горючем, и способ его запуска. Патент РФ 2400644. Заявл. 09.06.2009, опубл. 27.09.2010.
- [9] Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Камера жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным устройством воспламенения компонентов топлива и способ ее запуска. Патент РФ 2468240. Заявл. 04.11.2011, опубл. 27.11.2012.
- [10] Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. Способ запуска камеры жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным воспламенением топлива и устройство для его осуществления. Патент РФ 2679949. Заявл. 09.02.2018, опубл. 14.02.2019.
- [11] 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: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-7-77-91>
- [12] Ребров С.Г., Голубев В.А., Космачев Ю.П. и др. Лазерное зажигание топлива жидкий кислород–газообразный водород в крупноразмерной камере сгорания. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 104–114.
DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2019-12-104-114>
- [13] Чванов В.К., Белов Е.А., Голубев В.А. и др. Исследование лазерного воспламенения топлива кислород–керосин в модельной установке. *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2012, № 29, с. 198–210.
- [14] Чванов В.К., Ганин И.А., Иванов Н.Г. и др. Экспериментальное исследование лазерного воспламенения топлива кислород–керосин в камерах ЖРД. *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2015, № 32, с. 113–133.
- [15] Плетнев Н.В., Пономарев Н.Б., Моталин Г.А. и др. Разработка и испытание лазерной системы зажигания ракетных двигателей. *Физика горения и взрыва*, 2020, т. 56, № 2, с. 65–72.

- [16] Райзер Ю.П. Непрерывный оптический разряд-поддержание и генерация плотной низкотемпературной плазмы лазерным излучением. *Соросовский образовательный журнал*, 1996, № 3, с. 87–94.
- [17] Yalin A.P. High power fiber delivery for laser ignition applications. *Opt. Express*, 2013, vol. 21, no. S6, pp. A1102–A1112. DOI: <https://doi.org/10.1364/oe.21.0a1102>
- [18] Mullett J.D., Dearden G., Dodd R., et al. A comparative study of optical fibre types for application in a laser-induced ignition system. *J. Opt. A: Pure Appl. Opt.*, 2009, vol. 11, no. 5, art. 054007. DOI: <https://doi.org/10.1088/1464-4258/11/5/054007>
- [19] Griffiths J., Dowding C., Riley M.J.W., et al. Gas turbine laser ignition via solid core optical fiber? A photon flux density approach. *LIC*, 2015, paper Th3A.3. DOI: <https://doi.org/10.1364/LIC.2015.Th3A.3>
- [20] Иванов А.В., Ребров С.Г., Пономарев Н.Б. и др. Способ воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ракетного двигателя и устройство для его осуществления (варианты). Патент РФ 2326263. Заявл. 14.05.2007, опубл. 10.06.2008.
- [21] Иванов А.В., Ребров С.Г., Голиков А.Н. и др. Лазерное зажигание ракетных топлив кислород–водород, кислород–метан. *Авиакосмическая техника и технология*, 2008, № 2, с. 47–54.

Ребров Сергей Григорьевич — д-р техн. наук, начальник отдела АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Голубев Виктор Александрович — канд. техн. наук, старший научный сотрудник АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Голиков Андрей Николаевич — д-р техн. наук, начальник сектора АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Моргунов Александр Евгеньевич — инженер АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ребров С.Г., Голубев В.А., Голиков А.Н. и др. Экспериментальные исследования зажигания ракетных топлив кислород–водород, кислород–метан полупроводниковым лазером. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 3 (138), с. 80–97. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-80-97>

EXPERIMENTAL STUDIES OF ROCKET FUELS OXYGEN–HYDROGEN, OXYGEN–METHANE IGNITION BY A SEMICONDUCTOR LASER

S.G. Rebrov

V.A. Golubev

A.N. Golikov

A.E. Morgunov

rebrov_serгей@mail.ru

golubev.va@mail.ru

andgolikov@mail.ru

morgunov.alex@inbox.ru

JSC SSC “Center Keldysh”, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper presents results of experimental studies aimed at introducing laser ignition of fuel mixtures into aerospace design practice. The source of ignition energy was a semiconductor laser featuring fibre radiation output, operating in a quasi-continuous wave mode. We carried out experiments for oxygen–hydrogen and oxygen–methane fuel types. The purpose of our research was to demonstrate the fundamental possibility of implementing fuel ignition by means of this type of laser, using a rocket engine igniter and a low-thrust rocket engine as examples. Employing semiconductor lasers directly as an ignition source for fuel mixtures in aerospace technology is attractive as it may feasibly reduce the requirements for thermal conditions during operation of the laser ignition system on board a rocket or spacecraft, as well as expand the range of permissible vibration and shock loads. The paper presents experimental results that delineate operating parameter ranges and operation cyclograms for the devices under consideration that ensured stable ignition of oxygen–hydrogen and oxygen–methane fuel mixtures; we also list the required power parameters for a semiconductor laser. The investigation revealed the specifics of using a semiconductor laser-based ignition system, which will be useful in developing laser rocket launching devices, ensuring reliable repeated on-off functionality

Keywords

Laser ignition, laser diode, semiconductor laser, low-thrust rocket engine, oxygen–hydrogen, oxygen–methane

Received 25.12.2020

Accepted 26.01.2021

© Author(s), 2021

REFERENCES

- [1] Börner M., Manfletti C., Hardi J., et al. Laser ignition of a multi-injector LOX/methane combustor. *CEAS Space J.*, 2018, vol. 10, no. 2, pp. 273–286. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-018-0196-6>
- [2] Börner M., Manfletti C., Kroupa G., et al. Repetitive laser ignition by optical breakdown of a LOX/H₂ rocket combustion chamber with multi-injector head configuration. *CEAS Space J.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 289–297. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-017-0163-7>
- [3] Soller S., Rackemann N., Kroupa G. Laser ignition application to cryogenic propellant rocket thrust chambers. *LIC*, 2017, paper LFA4.3. DOI: <https://doi.org/10.1364/LIC.2017.LFA4.3>
- [4] Hasegawa K., Kusaka K., Kumakawa A., et al. Laser ignition characteristics of GOX/GH₂ and GOX/GCH₄ propellants. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. Exhibit*, 2003, no. 2003–4906. DOI: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2003-4906>

- [5] Phuoc T.X. Laser-induced spark ignition fundamental and applications. *Opt. Lasers Eng.*, 2006, vol. 44, no. 5, pp. 351–397.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.optlaseng.2005.03.008>
- [6] Wintner E., Kofler H., Agarwal A.K., et al. Laser ignition of engines — a contribution to environmental protection and a challenge to laser technology. *Ann. J. Electron.*, 2014, vol. 8, pp. 1–8.
- [7] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A. Laser ignition of rocket propellants in model combustion chamber. *Trudy MAI*, 2012, no. 53 (in Russ.).
Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29491>
- [8] Rebrov S.G., Golikov A.N., Golubev V.A., et al. Raketnyy dvigatel' maloy tyagi, rabotayushchiy na nesamovosplamenyayushchikhsya gazoobraznom okislitele i zhidkom goryuchem, i sposob ego zapuska [Low-thrust rocket engine running on non-self-igniting gaseous oxidiser and liquid fuel, and method of its starting]. Patent RU 2400644. Appl. 09.06.2009, publ. 27.09.2010 (in Russ.).
- [9] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Kamera zhidkostnogo raketnogo dvigatelya ili gazogeneratora s lazernym ustroystvom vosplamneniya komponentov topliva i sposob ee zapuska [Chamber of liquid-propellant rocket engine or gas generator with laser ignition device of fuel components, and its startup method]. Patent RU 2468240. Appl. 04.11.2011, publ. 27.11.2012 (in Russ.).
- [10] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Sposob zapuska kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatelya ili gazogeneratora s lazernym vosplamneniem topliva i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya [Method for launching the camera of a liquid rocket engine or a gas generator with laser igniting fuel and device for its implementation]. Patent RU 2679949. Appl. 09.02.2018, publ. 14.02.2019 (in Russ.).
- [11] Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N. Laser ignition of oxygen-hydrocarbon fuels in rocket engines. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2018, no. 7, pp. 77–91 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-7-77-91>
- [12] Rebrov S.G., Golubev V.A., Kosmachev Yu.P., et al. Laser ignition of liquid-oxygen-gaseous-hydrogen fuel in a large-scale combustion chamber. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2019, no. 12, pp. 104–114 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2019-12-104-114>
- [13] Chvanov V.K., Belov E.A., Golubev V.A., et al. Investigation of laser ignition of oxygen-kerosene in the model rig. *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko], 2012, no. 29, pp. 198–210 (in Russ.).
- [14] Chvanov V.K., Ganin I.A., Ivanov N.G., et al. Experimental study of laser ignition of oxygen-kerosene propellant in LRE chambers. *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko], 2015, no. 32, pp. 113–133 (in Russ.).

- [15] Pletnev N.V., Ponomarev N.B., Motalin G.A., et al. Development and testing of the laser system of ignition of rocket engines. *Combust. Explos. Shock Waves*, 2020, vol. 56, no. 2, pp. 181–187. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010508220020094>
- [16] Rayzer Yu.P. Continuous optical discharge — maintenance and generation of dense low-temperature plasma by laser radiation. *Sorosovskiy obrazovatel'nyy zhurnal*, 1996, no. 3, pp. 87–94 (in Russ.).
- [17] Yalin A.P. High power fiber delivery for laser ignition applications. *Opt. Express*, 2013, vol. 21, no. S6, pp. A1102–A1112. DOI: <https://doi.org/10.1364/oe.21.0a1102>
- [18] Mullett J.D., Dearden G., Dodd R., et al. A comparative study of optical fibre types for application in a laser-induced ignition system. *J. Opt. A: Pure Appl. Opt.*, 2009, vol. 11, no. 5, art. 054007. DOI: <https://doi.org/10.1088/1464-4258/11/5/054007>
- [19] Griffiths J., Dowding C., Riley M.J.W., et al. Gas turbine laser ignition via solid core optical fiber? A photon flux density approach. *LIC*, 2015, paper Th3A.3. DOI: <https://doi.org/10.1364/LIC.2015.Th3A.3>
- [20] Ivanov A.V., Rebrov S.G., Ponomarev N.B., et al. Sposob vosplamneniya komponentov topliva v kamere sgoraniya raketnogo dvigatelya i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya (varianty) [Method of inflammation of fuel components in rocket engine combustion chamber and device realising this method (variants)]. Patent RU 2326263. Appl. 14.05.2007, publ. 10.06.2008 (in Russ.).
- [21] Ivanov A.V., Rebrov S.G., Golikov A.N., et al. Laser ignition of oxygen–hydrogen, oxygen–methane rocket fuels. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technology], 2008, no. 2, pp. 47–54 (in Russ.).

Rebrov S.G. — Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Golubev V.A. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Golikov A.N. — Dr. Sc. (Eng.), Head of Sector, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Morgunov A.E. — Engineer, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Rebrov S.G., Golubev V.A., Golikov A.N., et al. Experimental studies of rocket fuels oxygen–hydrogen, oxygen–methane ignition by a semiconductor laser. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 3 (138), pp. 80–97 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-80-97>