

УДК 621.45.048

**Лазерное зажигание топлива кислород-керосин в ракетной технике:
от запальных устройств к маршевым ракетным двигателям****Ребров С.Г.*, Голубев В.А.**, Голиков А.Н.******Исследовательский центр имени М.В.Келдыша,**Онежская улица, 8, Москва, 125438, Россия***e-mail: rebrov_sergey@mail.ru****e-mail: golubev.va@mail.ru*****e-mail: andgolikov@mail.ru***Аннотация**

Рассмотрены этапы разработки лазерного зажигания топлива кислород-керосин применительно к ракетной технике. Приведены варианты конструкций и параметры систем лазерного зажигания для запальных устройств (ЗУ), ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), модельных установок и камер сгорания (КС) ракетных двигателей (РД), а также особенности их использования, включая характеристики лазеров и параметры топливных смесей, обеспечивающие надежное зажигание топлива различного состава. Целью проведенных работ была разработка единых рекомендаций по внедрению лазерного зажигания на крупноразмерные камеры сгорания многокамерных двигательных установок и отработка данных рекомендаций в ходе проведения испытаний системы зажигания штатных КС ракетных двигателей РД107/РД108 первой и второй ступеней ракеты-носителя «Союз».

Ключевые слова: лазерное зажигание, оптический пробой, камера сгорания, ракетный двигатель.

Введение

Развитие работ по исследованию возможности применения лазерного зажигания для двигателей различного назначения активно ведется во всем мире [1-5]. Применительно к камерам сгорания ракетных двигателей это обусловлено в первую очередь возможностью многократных включений при массогабаритных характеристиках системы зажигания не превышающих параметры электроискровых и электроплазменных систем. При этом по сравнению с другими способами зажигания лазерное позволяет работать в расширенных диапазонах параметров топливной смеси по давлению и соотношению компонентов.

Особое внимание при исследовании возможности использования лазерного зажигания для воспламенения ракетного топлива было уделено топливной смеси кислород-керосин, которая достаточно давно применяется в ракетной технике, в частности, в двигателях ракеты-носителя «Союз». Особенности использования данной топливной пары в ракетной технике продолжают активно изучаться в настоящее время для оптимизации рабочего процесса в КС жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Такие работы ведутся, в том числе, в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» [6].

Основные экспериментальные исследования по лазерному зажиганию топлива кислород-керосин в России были проведены в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» в 2004 - 2010 годах. В ходе данных работ был выбран способ лазерного зажигания

путем инициации искры оптического пробоя в зоне смешения топливных компонентов как наиболее оптимальный с точки зрения эффективности использования лазерной энергии. С точки зрения использования в ракетной технике важно, что данный способ позволяет минимизировать массогабаритные и энергетические параметры источника лазерного излучения. В результате были проведены успешные испытания узлов лазерного зажигания с использованием малогабаритных лазеров на запальных устройствах, двигателях малой тяги, модельных камерах сгорания и газогенераторах. Это позволило перейти к работам по исследованию возможности использования лазерного зажигания на двигателях РД107/РД108, проводимым ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» в кооперации с НПО «Энергомаш».

В данной статье обобщен опыт проведенных на газодинамических стендах экспериментальных работ применительно к созданию систем лазерного зажигания топлива кислород - керосин для ракетной техники различного назначения, на основе которого была разработана методика по отработке лазерного зажигания на крупноразмерных КС, и впервые в мире проведены успешные испытания по запуску рулевой и основных камер сгорания двигателей первой и второй ступеней ракеты-носителя с помощью лазера.

Испытания на запальных устройствах

Начальный цикл исследований по лазерному воспламенению топлива кислород-керосин проводился с использованием запальных устройств, широко используемых для запуска ЖРД. В частности, такие устройства используются в

ракетных двигателях верхних ступеней ракет, для которых необходимо обеспечить несколько включений на орбите. В настоящее время для включения запальных устройств используются, как правило, электроискровые или электроплазменные системы зажигания [7]. При этом в реакционную полость ЗУ обеспечивается отдельный от камеры сгорания двигателя подвод топливных компонентов с созданием благоприятных условий для воспламенения топлива. Расходы компонентов топливной смеси в ЗУ, как правило, невелики. Все это делает ЗУ оптимальным объектом для начала исследований по лазерному зажиганию топлива кислород-керосин.

В ходе данного этапа исследований решались следующие задачи:

- определение диапазона соотношения горючего и окислителя, в котором при заданном расходе компонентов, имеет место надежное воспламенение топлива;
- определение оптимальных (необходимых и достаточных) для воспламенения топлива параметров лазерного излучения: энергии лазерного импульса и плотности мощности в фокусе лазерного луча, необходимой частоты следования импульсов;
- отработка конструкции узла ввода излучения в запальное устройство, демонстрация возможности использования малогабаритных лазеров.

Конструкция запального устройства, использованного в ходе исследований, и его основные элементы [8] приведены на рисунке 1.

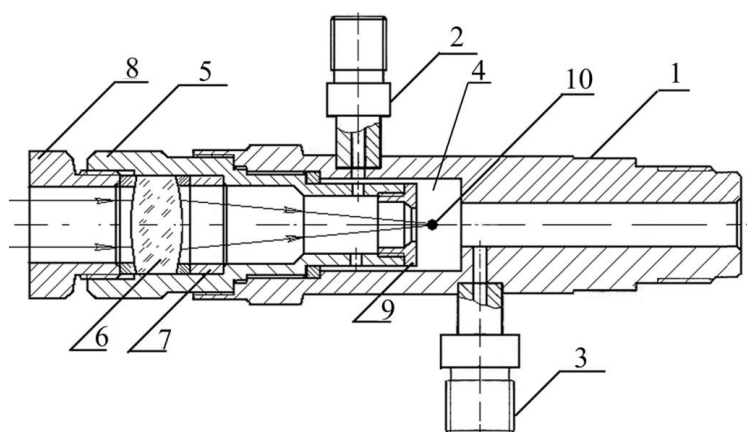


Рис. 1. Конструкция запального устройства [8]

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

В данной конструкции излучение от лазерного источника 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 рисунке 1, либо вблизи металлической поверхности (мишени), располагаемой в задней фокальной плоскости линзы 6.

Исследование особенностей лазерного воспламенения в запальных устройствах проводилось на стенде 5СТ-04 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», оснащенного системами подачи компонентов, автоматизированной системой измерения и управления, а также вакуумной камерой, которая позволяла работать при различных давлениях на выходе ЗУ. Методика проведения испытаний изложена в работе [9]. В ходе испытаний для воспламенения топливной смеси применялись три типа лазеров. Первые два типа лазеров ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10 представляют собой малогабаритные твердотельные лазеры с ламповой накачкой,

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

Третий тип лазера – твердотельный микрочип-лазер с системой накачки лазерными диодами и волоконной транспортировкой излучения накачки к активному элементу [10]. Габариты микрочип-лазера RL-1,0Q меньше, чем у ламповых лазеров ЛТИ-6,5/10/10 и ЛТИ-25/10/10. Излучатель работает в режиме модуляции добротности резонатора. Микрочип-лазер состоит из активной среды (YAG:Nd) и пассивного затвора (YAG:Cr), объединенных в монолитный кристаллический блок, торцы которого служат зеркалами резонатора (они отполированы и имеют оптические покрытия). Микрочип-лазер не имеет ограничений по количеству импульсов за цикл работы и может генерировать

импульсы с возможностью изменения частоты в пределах 0 – 100 Гц при энергии единичного импульса в 1 мДж и длительности импульса 1 нс. Волоконный способ доставки излучения накачки значительно уменьшает размеры лазерного излучателя, что позволяет минимизировать размеры узла лазерного зажигания. Энергетические параметры излучения микрочип-лазера RL-1,0Q позволяют инициировать искру оптического пробоя только вблизи поверхности мишени. Конструкция запального устройства с микрочип-лазером RL-1.0Q приведена на рисунке 2.

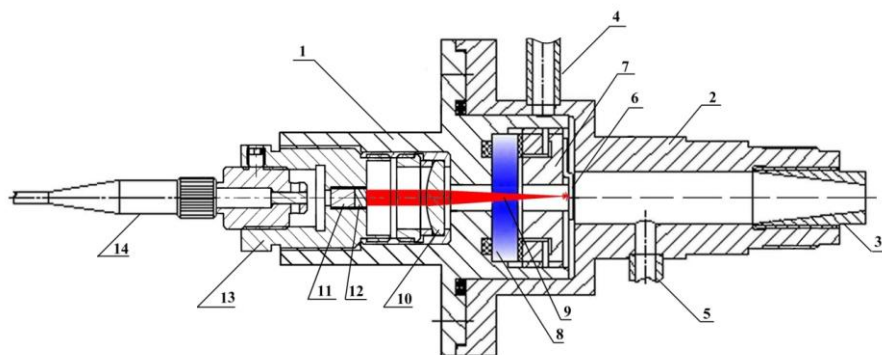


Рис. 2. Конструкция запального устройства с микрочип-лазером [10]

1 – корпус лазерной свечи; 2 – корпус ЗУ; 3 – сопло; 4, 5 – каналы подачи компонентов; 6 – мишень; 7 – прижимная втулка; 8 – оптическое окно; 9 – лазерный луч; 10 – фокусирующая линза; 11 – активный элемент микрочип-лазера; 12 – затвор микрочип-лазера; 13 – корпус микрочип-лазера; 14 – оптический разъем волокна накачки

Цикл испытаний с лазером ЛТИ-6,5/10/10 показал, что его параметры обеспечивают воспламенение смеси кислород-керосин в достаточно широком диапазоне параметров при значении суммарного расхода компонентов G_{Σ} 15 г/с и ниже для восстановительного состава смеси при снижении значения коэффициента избытка окислителя α вплоть до 0,27. В ходе испытаний с использованием данного лазера был исследован важный аспект – о возможном загрязнении оптического окна

ввода излучения (поз. 8 на рисунке 2) керосином и сажей, которая может появляться на стенках после сгорания топлива. Было установлено, что осаждение сажи действительно имеет место на элементах внутренней поверхности запального устройства, в том числе на оптическом окне при многократных включениях. Это, однако, не препятствуют успешному лазерному зажиганию в следующих пусках, что объясняется эффектом абляционной самоочистки поверхности окна лазерным лучом в апертуре проходящего излучения (рис. 3)

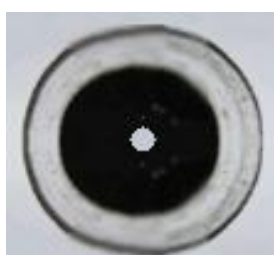


Рис. 3. Фотография оптического окна ввода лазерного излучения после серии испытаний [11, 12]

Для повышения надежности зажигания в случае загрязнения оптического окна целесообразно обеспечивать включение лазера до подачи компонентов. В этом случае первые лазерные импульсы обеспечивают очистку окна, а последующие воспламеняют топливную смесь без задержки при ее появлении в реакционной зоне.

Возможность лазерного зажигания с использованием эффекта самоочистки оптического канала была подтверждена экспериментально при проведении ресурсных испытаний ЗУ с лазером ЛТИ-6,5/10/10: выполнено 100 запусков ЗУ без переборки его конструкции и без очистки канала ввода излучения.

В серии испытаний с более мощным лазером ЛТИ-25/10/10 исследовалась возможность воспламенения топлива инициацией лазерной искры в объеме рабочей

среды без использования мишени (поз. 6 на рис. 2). Импульсы излучения данного лазера имеют мощность более 3 МВт, что обеспечивает условия возникновения оптического пробоя (достижение пороговой плотности мощности) при фокусировке луча в объеме воспламеняемой смеси. Успешные испытания были проведены при суммарном расходе компонентов G_{Σ} не более 25 г/с для восстановительной смеси при снижении значения α до 0,17. Таким образом, было продемонстрировано успешное лазерное воспламенение в достаточно широком диапазоне коэффициента избытка окислителя, при этом фокусировка излучения в объем среды позволяет упростить конструкцию запального устройства, а также выбрать оптимальную зону инициации горения за счет использования линз с разными фокусными расстояниями.

В испытаниях с микрочип-лазером RL-1.0Q ввиду низкой импульсной мощности, излучение фокусировалось на мишень, как и в испытаниях с лазером ЛТИ-6,5/10/10. Для данного типа лазера успешное воспламенение восстановительной топливной смеси было получено при значении G_{Σ} не более 14,3 г/с и $\alpha \geq 0,3$. В ходе испытаний было установлено, что при энергии импульса 1 мДж и частоте работы лазера менее 100 Гц зажигание смеси кислород-керосин не происходит. При многократных пусках, так же, как и при использовании более мощных лазеров, загрязнения выходной апертуры проходящего излучения на поверхности защитного стекла продуктами сгорания не происходило.

Обобщая результаты экспериментов с ЗУ, необходимо отметить следующие полученные результаты:

- показана возможность воспламенения топлива кислород-керосин с использованием малогабаритных твердотельных импульсных лазеров. Фокусировка излучения при этом может осуществляться как на металлическую поверхность, так и в объем воспламеняемой смеси, в зависимости от энергии лазерных импульсов и плотности мощности излучения в области фокусировки;

- исследован механизм самоочистки оптического тракта ввода излучения в реакционный объем (камеру сгорания) лазерным лучом. Показано, что осаждение продуктов неполного сгорания (сажи) на оптическом окне при многократных включениях запального устройства не препятствует воспламенению топлива;

- определены параметры работы ЗУ, при которых наблюдалось устойчивое лазерное воспламенение топлива керосин-кислород восстановительного состава: суммарный расхода компонентов смеси: $G_{\Sigma} \leq 25$ г/с; коэффициент избытка окислителя $\alpha \geq 0,17$; опережающая подача горючего. Важно, что широкий диапазон допустимых значений α при лазерном зажигании позволяет в широких пределах выбирать и регулировать рабочую температуру в ЗУ, обеспечивая его сохранность при длительной эксплуатации.

Испытания на двигателях малой тяги

Результаты исследований на запальных устройствах были использованы на следующем этапе – отработке лазерного зажигания на ракетных двигателях малой тяги [11, 12]. Цели исследований были следующими:

- определение принципиальной возможности запуска РДМТ, работающего на топливе кислород-керосин, с помощью лазерного зажигания;

- упрощение конструкции РДМТ за счет использования преимуществ лазерного зажигания по сравнению с традиционными способами запуска двигателей;

- исследование границ диапазонов рабочих параметров двигателей малой тяги с лазерным зажиганием на топливной паре кислород-керосин.

Экспериментальное исследование особенностей лазерного воспламенения в РДМТ проводилось на стенде 5СТ-04 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» [11, 12].

Как правило, для запуска в РДМТ используются предкамеры, в которых специально создаются условия для более легкого зажигания топлива и обеспечения сохранности устройства зажигания. В случае лазерного зажигания имеется возможность пространственного разнесения зоны ввода излучения и точки инициации горения. Это дает возможность отказаться от предкамеры и упростить конструкцию РДМТ. Под лазерное зажигание была разработана беспредкамерная конструкция РДМТ, которая показана на рис.4. Устранение предкамеры позволило уменьшить массу и габариты двигателя [13].

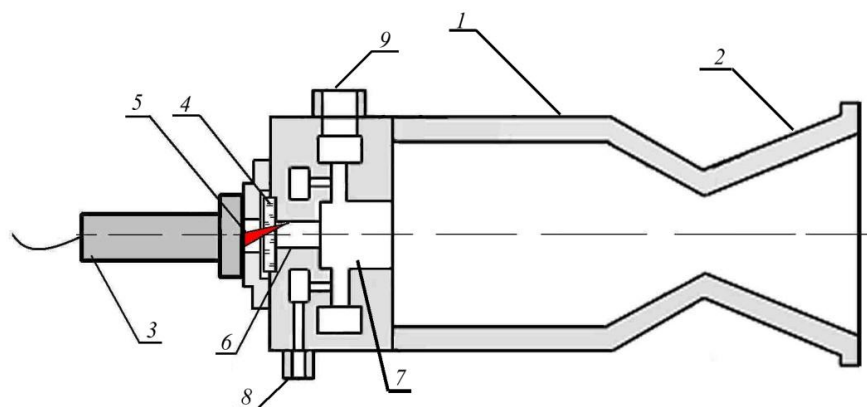


Рис. 4. Схема беспредкамерного РДМТ [13]

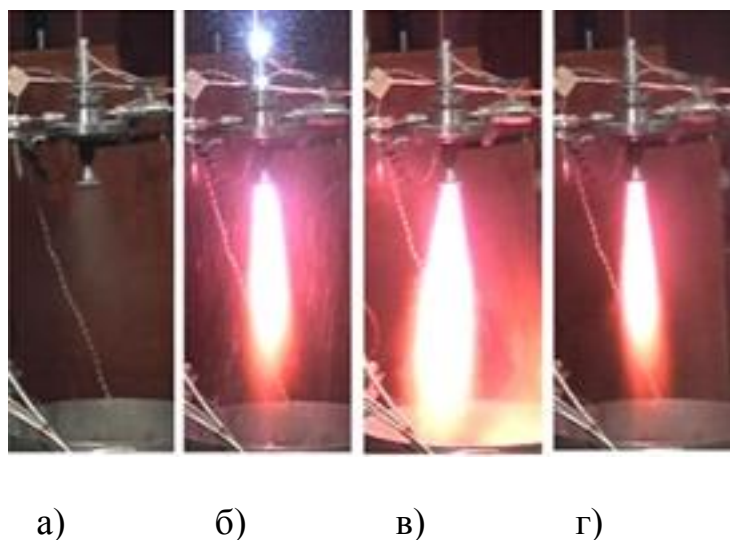
1 – камера сгорания; 2 – сопло; 3 - источник лазерного излучения с узлом ввода и фокусировки излучения; 4 – оптическое окно; 5 – сфокусированный лазерный луч; 6 – осевой канал; 7 – полость закрутки; 8 – подвод горючего; 9 – подвод окислителя

Для запуска беспредкамерного РДМТ, показанного на рисунке 4, зона фокусировки лазерного излучения в осевом канале 6 в зависимости от типа выбранной конструктивной схемы и параметров источника лазерного излучения может располагаться либо в объеме воспламеняемой топливной смеси, либо вблизи поверхности канала. В качестве источника лазерного излучения в ходе испытаний использовался лазер ЛТИ-6,5/10/10, тот же что и в испытаниях на запальном устройстве, излучение которого фокусировалось вблизи поверхности канала.

Проведенные эксперименты показали, что разработанная конструкция обеспечивает смесеобразование без необходимости опережающей подачи какого-либо компонента, а топливная смесь воспламеняется при воздействии первого подаваемого лазерного импульса. Исследованный диапазон параметров, в границах которого наблюдалось стабильное зажигание, следующий: суммарный расход

компонентов G_{Σ} не более 20 г/с, коэффициент избытка окислителя $\alpha \geq 0,55$ для восстановительной топливной смеси.

Осмотр полости закрутки, осевого канала и оптического окна после проведения испытаний показал, что при длительной импульсной работе двигателя на его внутренних поверхностях возможно образование сажи, аналогично тому, как это ранее было обнаружено на ЗУ. При этом так же, как и в ходе испытаний на ЗУ, несмотря на осаждение сажи на оптических элементах узла ввода и фокусировки излучения, условия для лазерного воспламенения топлива сохраняются, что обусловлено эффектом абляционной самоочистки оптического тракта от сажи в пределах апертуры проходящего лазерного излучения. На рис.5 показаны характерные моменты запуска разработанного беспредкамерного РДМТ с лазерным зажиганием.



а) начало подачи компонентов; б) включение лазера и воспламенение топлива; в) выход на режим; г) команда на выключение

Рис. 5. Характерные моменты запуска беспредкамерного РДМТ с лазерным зажиганием при работе на компонентах кислород-керосин [12]

В результате проведенного цикла испытаний РДМТ была показана возможность непосредственного воспламенения топлива кислород-керосин в таких двигателях с использованием малогабаритных лазеров. Была разработана новая конструкция экспериментального беспредкамерного РДМТ, основанная на преимуществах лазерного зажигания перед традиционными способами воспламенения топлива в РД.

Предварительные испытания на модельной камере сгорания на компонентах кислород-этанол

Прямое лазерное зажигание камер ракетных двигателей является наиболее перспективным способом использования данного метода воспламенения топлива в ракетной технике. При лазерном зажигании отпадает необходимость в использовании запального устройства, что позволяет значительно упростить конструкцию двигателя и снизить его массогабаритные характеристики, в том числе за счет устранения из конструкции отдельных линий подачи топливных компонентов в ЗУ. Лазерное зажигание позволяет воспламенять топливную смесь напрямую непосредственно в камере в момент начала поступления компонентов, выбирая при этом наиболее оптимальную зону начала горения. Лазерное зажигание также позволяет улучшить экологические показатели РД за счет отказа от токсичного самовоспламеняющегося пускового горючего. По сравнению с электроискровым зажиганием имеется возможность расширить диапазон рабочих параметров РД по давлению и составу рабочей смеси.

До начала испытаний на модельной КС прямое лазерное воспламенение было реализовано лишь на малоразмерных камерах сгорания. Так, в ходе испытаний на РДМТ объем камеры сгорания составлял $V=30 \text{ см}^3$. Зарубежные исследования того периода также были сосредоточены на относительно малоразмерных камерах. Например, в работе [2] приведены результаты экспериментов на топливе кислород-керосин в модельной камере сгорания объемом $V=40 \text{ см}^3$ с прямоугольным сечением. Такой же формы камера, но большего объема $V= 500 \text{ см}^3$, использовалась для исследования лазерного зажигания в Аэрокосмическом центре Германии DLR [4].

В то же время, если рассматривать возможность использования лазерного зажигания для камер сгорания двигателей большой размерности (маршевых и рулевых двигателей нижних ступеней ракет, а также разгонных блоков) – необходимо установить влияние размеров камеры сгорания на процесс лазерного зажигания. Это и определяет основную цель экспериментального исследования на данном этапе [14].

Другой важной целью экспериментальных исследований является проверка работоспособности различных схем установки малогабаритного лазера непосредственно на камеру сгорания и различных вариантов ввода лазерной энергии в топливную смесь в зависимости от расположения зон фокусировки. На рис. 6 приведены три схемы, реализованные в наших экспериментах [15].

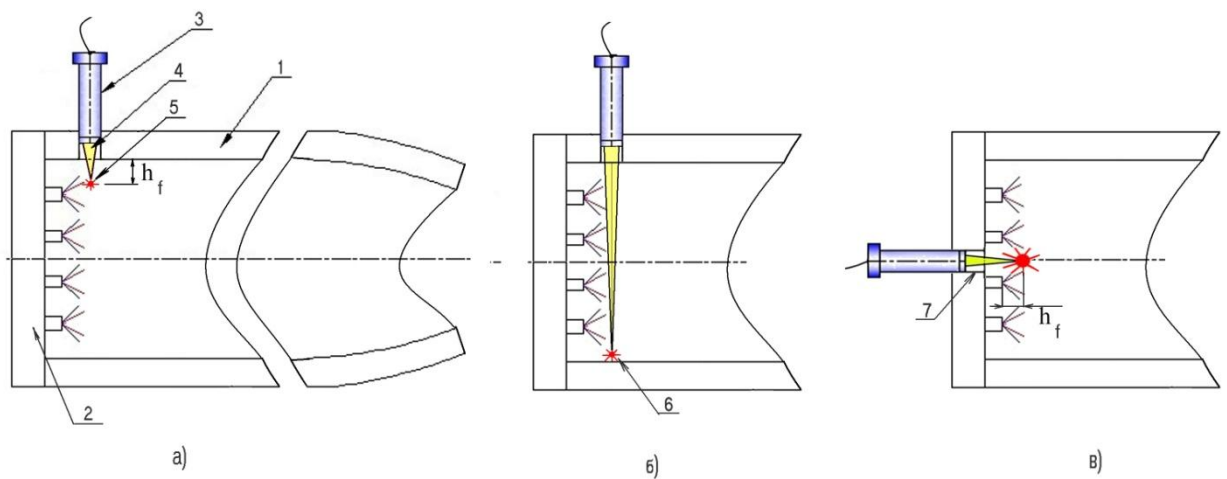


Рис. 6. Схемы лазерного зажигания путем фокусировки лазерного излучения непосредственно в камеру сгорания при боковой и осевой установке лазера [15]

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

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

В схеме на рис. 6а излучение от малогабаритного лазера фокусируется в объем камеры сгорания на некотором удалении от форсуночного блока, в схеме на рис. 6б – на противоположную стенку камеры. В схеме на рис. 6в – лазер устанавливается по оси камеры сгорания, а излучение фокусируется в объем вблизи среза форсуночной головки. Во всех схемах используется малогабаритный лазер с узлом ввода и фокусировки излучения, устанавливаемым непосредственно на КС. Во всех случаях обеспечивается интенсивность лазерного излучения в области фокусировки достаточная для образования оптического пробоя. В крупноразмерных камерах сгорания с целью обеспечения равномерности зажигания компонентов по объему, возможно использование не одного, а сразу нескольких лазеров.

Для снижения требований по мощности лазерного импульса, излучение можно сфокусировать на поверхность специальной мишени или непосредственно на элемент конструкции камеры как показано на схеме рис. 6б. Интенсивное электромагнитное поле на металлической поверхности приводит к снижению потенциального барьера, что сопровождается инжекцией электронов в зону оптического разряда. В результате снижается порог оптического пробоя, также возможно образование плазменного факела в парах металла. Данные факторы облегчают выделение энергии оптического излучения в топливной смеси.

Предварительные испытания лазерного зажигания на модельной КС проводились на стенде КВУ ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». В качестве горючего вместо керосина использовался этанол, обладающий близкими теплофизическими свойствами. Использование этанола было обусловлено более простой схемой организации подачи топливных компонентов в модельную установку и отвода продуктов сгорания в пневмогидравлической системе стенда в ходе экспериментов по сравнению с керосином. На рис. 7 приведена конструкция используемой камеры сгорания, с расположением лазера по нормали к оси камеры сгорания. Форсуночная головка и секции камеры, за исключением секции зажигания, охлаждаются водой. На выходе камеры устанавливаются сверхзвуковые сопла с различными диаметрами критических сечений, что позволяет менять давление в камере в широких пределах. Внутренний объем цилиндрической части камеры сгорания составляет $V = 2260 \text{ см}^3$.

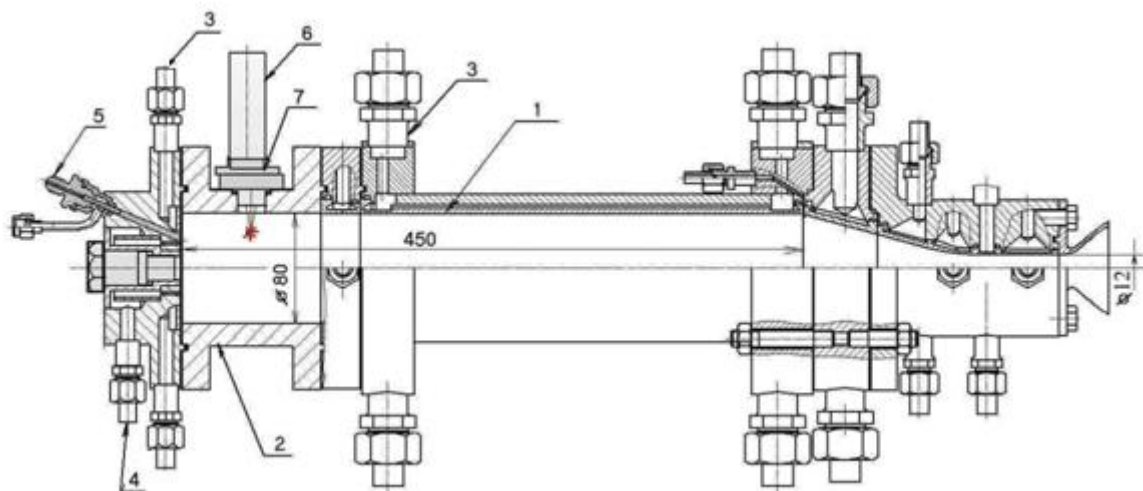


Рис. 7. Конструкция камеры сгорания с установленным по нормали к оси лазером [14]

1 – камера сгорания; 2 – цилиндрическая вставка; 3 – подвод воды на охлаждение; 4 – подвод окислителя в форсуночную головку; 5 – подвод горючего в форсуночную головку; 6 – лазер; 7 – узел фокусировки излучения

Конструкция узла фокусировки 7 на рис. 7, к которому непосредственно стыкуется лазер, позволяет за счет использования различных фокусирующих линз варьировать расстояние от стенки камеры до точки фокусировки излучения h_f .

На рис. 8 приведен фрагмент конструкции камеры сгорания при установке лазера по оси камеры.

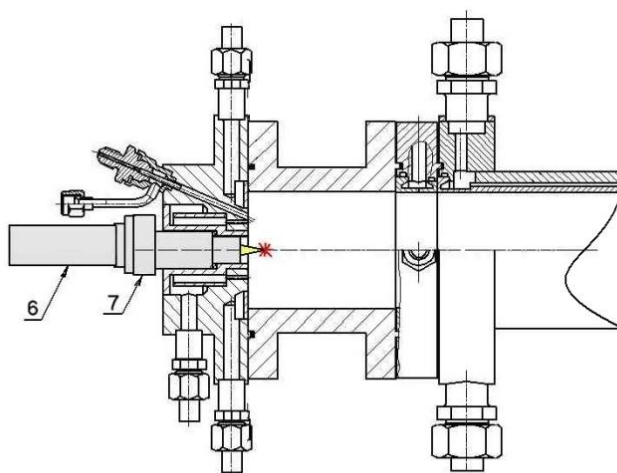


Рис. 8. Конструкция камеры сгорания с установленным по оси камеры сгорания лазером [14]

6 – лазер; 7 – узел фокусировки излучения

Схема смесеобразования форсуночной головки (состоящей из 6-ти форсунок) – струйно-центробежная [14]. В ходе испытаний использовался лазер ЛТИ-35/10/10 – аналог лазера ЛТИ-25/10/10, использовавшегося в испытаниях на запальных устройствах, с увеличенной до 35 мДж импульсной энергией.

В ходе проведения испытаний устойчивое воспламенение наблюдалось как при установке лазера на боковую стенку, так и при осевой установке лазера на форсуночную головку. При этом для обоих способов установки лазера фокусировка излучения осуществлялась в ближней пристеночной области КС, а диапазоны изменения рабочих параметров топлива были следующими: G_{Σ} не более 80 г/с, $\alpha = 0,7 - 1,6$. Попытка осуществить лазерное воспламенение путем фокусировки на противоположную стенку камеры не увенчалось успехом, что объясняется рассеянием излучения на каплях горючего при достаточно большом оптическом пути. Это привело в свою очередь к снижению оптического качества лазерного луча

(искажения его волнового фронта), которое не позволило получить необходимой для оптического пробоя плотности мощности излучения в зоне фокуса. При небольших расстояниях до зоны фокусировки влияние топливной среды на образование оптического пробоя можно считать несущественным.

В целом, по результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что по сравнению с ранее проводившимися авторами настоящей работы экспериментами по лазерному зажиганию в малоразмерных запальных устройствах и двигателях малой тяги, при переходе к достаточно крупноразмерной камере сгорания имеет место более надежное лазерное воспламенение топлива. Во-первых, камеры сгорания обычно работают при оптимальных (близких к стехиометрическим) составах рабочей смеси, что соответствует минимуму пороговой энергии зажигания. Также необходимо отметить положительное влияние масштабного фактора, которое заключается в том, что в процессе смешения компонентов оптимальные условия для лазерного воспламенения сохраняются значительно дольше, чем в малоразмерных запальных устройствах или РДМТ, где требуется более точная синхронизация моментов подачи топлива и следования лазерных импульсов.

Испытания на модельных камерах стенда №7 Центра Келдыша.

Целью следующего этапа испытаний на модельных камерах была проверка возможности осуществления лазерного зажигания при работе на керосине и криогенном окислителе (при его температуре близкой к температуре жидкого кислорода). В качестве смесительных элементов в экспериментах использовались

однокомпонентные форсунки. Условия смешения компонентов были при этом близки к условиям в пристеночной области рулевой КС двигателя РД107/РД108 РН «Союз». Для этих условий важно было определить влияние удаления зоны фокусировки лазерного излучения от внутренней стенки КС на надежность лазерного зажигания.

На рис. 9 приведена схема экспериментальной камеры (объем около 700 см³) и фотография форсуночной головки, на которой установлены форсунки окислителя и горючего аналогичные используемым в рулевой камере двигателей РД107/РД108. Рабочими компонентами рулевой камеры двигателя являются керосин - жидкий кислород при значении коэффициента избытка окислителя $\alpha \approx 0,13$ [16]. В ходе экспериментов применялась боковая установка лазера на камеру, а в качестве источника лазерного излучения использовался лазер ЛТИ-25/10/10.

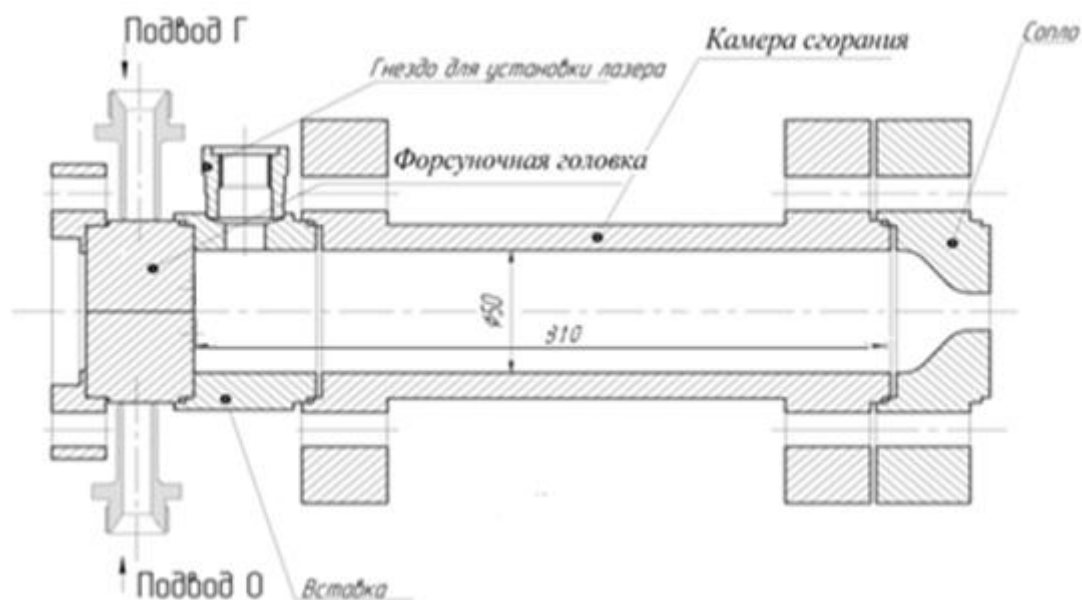


Рис. 9. Схема экспериментальной камеры сгорания и фотография форсуночной ГОЛОВКИ

1 - форсунка горючего, 2 - форсунка окислителя

Успешное воспламенение на данном цикле испытаний было достигнуто при составе смеси близком по значению коэффициента избытка окислителя α к смеси, используемой в рулевой камере двигателей РД107/РД108, при суммарном значении расхода компонентов G_{Σ} не более 35 г/с. Испытания проводились при снижении температуры окислителя вплоть до -160 °С. Инициация оптического пробоя во всех успешных испытаниях происходила в ближней пристеночной области КС относительно зоны установки лазера.

Второй цикл испытаний на стенде № 7 Центра Келдыша был посвящен исследованию лазерного зажигания при параметрах, моделирующих работу газогенератора двигателя 11Д55. Эксперименты проводились на той же камере (рис. 9а) с заменой форсуночной головки. Устойчивое воспламенение на испытаниях второго цикла, проводимого на стенде № 7 Центра Келдыша, было достигнуто при суммарном расходе компонентов $G_{\Sigma} \leq 33$ г/с, снижении значения α вплоть до 0,1 и температуры окислителя до -162 °С. Воспламенение топлива так же, как и в ходе первого цикла испытаний, осуществлялось фокусировкой излучения в ближней пристеночной области камеры сгорания.

Проведенные испытания впервые продемонстрировали возможность использования лазерного зажигания не только в камерах сгорания РД, но и в газогенераторах при больших избытках горючего.

Испытания на модельной камере с имитацией условий запуска окислительного газогенератора на установке НПО «Энергомаш»

Для определения возможности применения лазерного зажигания для запуска газогенератора с окислительным составом топливной смеси были проведены испытания на экспериментальной газогенераторной установке стенда 4 отдела 772 НИК-751 НПО «Энергомаш» с одной штатной форсункой газогенератора двигателя РД171М [13]. Схема модельной установки (МУ), работающей на топливной смеси окислительного состава, приведена на рисунке 10, режим её работы был следующим [17]:

- суммарный расход $G_{\Sigma} = 2$ кг/сек;
- рабочее давление в камере 50 кгс/см²;
- рабочая температура газа в камере 900 °С;
- коэффициент избытка окислителя $\alpha \sim 11$.

Крепление лазерного зажигательного устройства (ЛЗУ) на экспериментальную установку осуществлялось на специально установленную проставку. При этом лазер размещался на боковой поверхности камеры МУ с фокусировкой излучения в объем топливной смеси с использованием линзы, обеспечивающей инициацию искры оптического пробоя в районе зоны смешения периферийного окислителя и факела распыла топливной смеси. Выбор зоны фокусировки был обусловлен особенностями смесеобразования используемой форсуночной головки, создающей периферийную завесу окислителя с достаточно малым углом распыла горючего

вблизи осевой зоны. В качестве источника лазерного излучения использовался лазер ЛТИ-25/10/10.

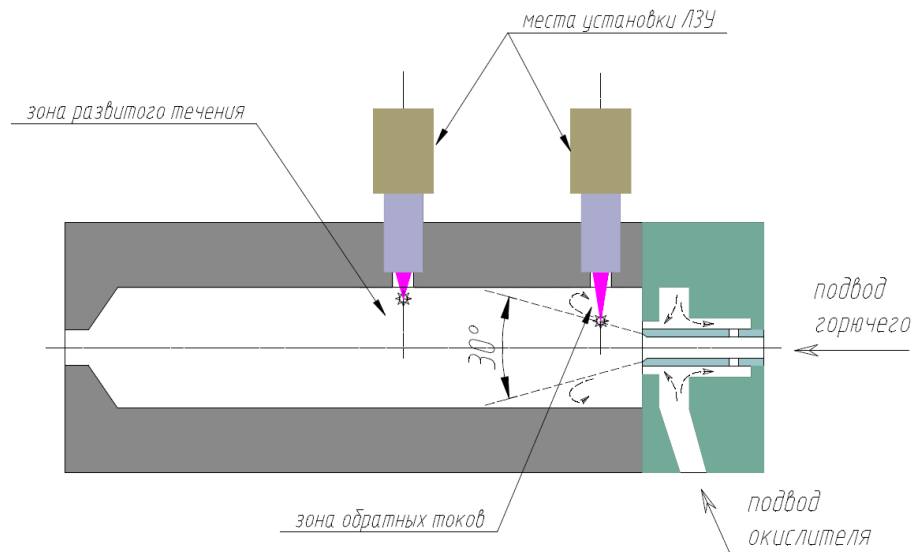


Рис. 10. Схема модельной установки [16]

Фотография лазерного зажигательного устройства показана на фотографии рис. 11.



Рис. 11. Фотография лазерного зажигательного устройства [17]

Было проведено два успешных испытания на штатном режиме работы установки, приведенном выше. В первом испытании произошло кратковременное повышение давления в камере сгорания в момент воспламенения вплоть до трехкратного превышения значения рабочего давления в КС, что было 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 камеру, что, как и предполагалось, привело к снижению пикового значения кратковременного повышения давления в КС в момент зажигания.

По результатам испытаний было отмечено, что для устранения заброса давления в КС в момент воспламенения топливной смеси, необходимо максимально приближать момент подачи лазерного импульса к моменту поступления обоих компонентов в камеру. 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), необходимо увеличивать частоту работы лазера. Был сделан вывод о том, что для работы на больших суммарных расходах (от 0,5 кг/с и выше) частота работы лазера должна быть как минимум в 2 раза выше по сравнению с системой зажигания для камер малого расхода.

Испытания на модельной установке НПО «Энергомаш» с имитацией условий запуска рулевых и основных камер двигателя РД107/РД108

Данные исследования также проводились на установке стенда 4 отдела 772 НИК-751 НПО «Энергомаш» [16], но с изменением соотношения компонентов топливной смеси газообразный кислород-керосин и схемы смесеобразования. В ходе испытаний варьировалось расположение зоны инициации горения за счет изменения места установки ЛЗУ на камеру МУ и удаления области фокусировки относительно стенки камеры. Условия проведения экспериментов выбирались так, чтобы они были приближены к условиям запуска рулевых и основных камер двигателей РД107/РД108. Для этого в модельной установке воспроизводилась штатная циклограмма поступления компонентов топливной смеси в камеру сгорания.

Для моделирования условий смесеобразования в процессе запуска было обеспечено изменение основных параметров в камере сгорания МУ в следующих диапазонах [16]:

- суммарный расход $G_{\Sigma} = 0,15 \dots 0,6$ кг/сек;
- рабочее давление в камере $0,26 \dots 56,6$ кгс/см²;
- рабочая температура камере до 990 °С;
- коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,13 - 0,22$.

В ходе первых пяти испытаний применялось одно ЛЗУ с лазером ЛТИ-30/10/10 (модификация лазера ЛТИ-25/10/10 с увеличенной энергией импульса до $E_i = 30$ мДж) и однофорсуночная смесительная головка (СГ), использующаяся в

газогенераторе двигателя РД171 РН «Зенит» [16]. СГ была установлена горизонтально по оси МУ (рис. 10).

Для максимального приближения к штатному смесеобразованию в ходе следующих шести испытаний применялась СГ с девятнадцатью однокомпонентными форсунками, установленная вертикально относительно оси МУ (рис. 12). При этом использовались штатные форсунки рулевых камер двигателей РД107/РД108 и два ЛЗУ с различной энергией лазерных импульсов: 30мДж в ЛТИ-30/10/10 и 60мДж в ЛТИ-60/10/10.

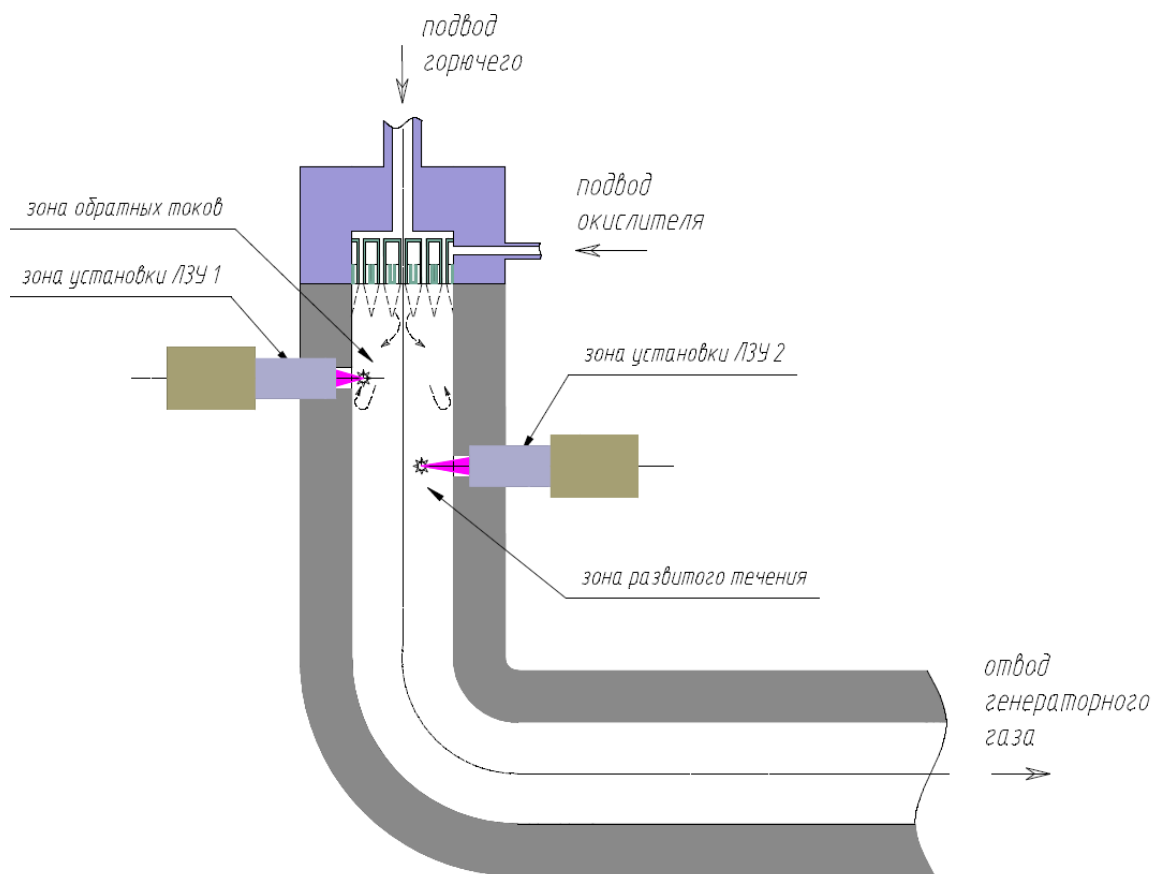


Рис. 12. Схема модельной установки с вертикально установленной девятнадцатифорсуночной смесительной головкой [16]

Расположение зоны оптического пробоя, в которой выделяется энергия поджигающего лазерного импульса, при проведении огневых испытаний варьировалось в двух направлениях. Сначала изменялось положение зоны оптического пробоя по радиусу модельной камеры в зоне обратных токов, которая находится на небольшом удалении от форсунок (зона установки ЛЗУ 1 на рис. 12). Для этого в ЛЗУ использовались линзы с различным фокусным расстоянием. Затем изменялось место установки ЛЗУ по длине МУ. При удалении ЛЗУ от форсунок оптический пробой реализовывался в зоне установившегося течения топливной смеси без образования обратных токов (зона установки ЛЗУ 2 на рис. 12).

В испытаниях с однокомпонентной форсункой было установлено, что существует оптимальная зона, фокусировка лазерного луча в которую обеспечивает надежное лазерное воспламенение. Эта зона находится в области обратных токов.

В испытаниях с девятнадцатифорсуночной смесительной головкой использовалось два типа ЛЗУ со следующими параметрами:

- ЛТИ-30/10/10 с энергией моноимпульса 30 мДж и частотой следования импульсов 10Гц;

- ЛТИ-50/20/10 с энергией моноимпульса 50 мДж и двумя режимами по частоте следования импульсов: 10 Гц или 20 Гц.

Зоны установки ЛЗУ показаны на рис. 12.

Испытания проводились с использованием окислителя как с температурой окружающей среды, так и криогенной. В результате испытаний было продемонстрировано надежное воспламенение топлива с использованием

малогобаритных лазеров, были определены места оптимального расположения зон инициации горения топлива, а также продемонстрирована возможность многократных запусков без переборки ЛЗУ. При этом были смоделированы условия близкие к условиям на штатных камерах двигателей РД107/РД108, в том числе по температуре окислителя.

Прямое лазерное зажигание натуральных камер сгорания

Опыт, полученный в ходе отработки прямого лазерного зажигания на экспериментальных (модельных) камерах сгорания позволил сформулировать методические рекомендации по отработке лазерного зажигания на крупноразмерных камерах сгорания многокамерных двигательных установок, запускаемых с Земли (маршевых РД). Суть этих рекомендаций заключается в методике испытаний, предусматривающих три этапа экспериментальной отработки системы лазерного зажигания. Схематично эти этапы приведены на рисунке 13.

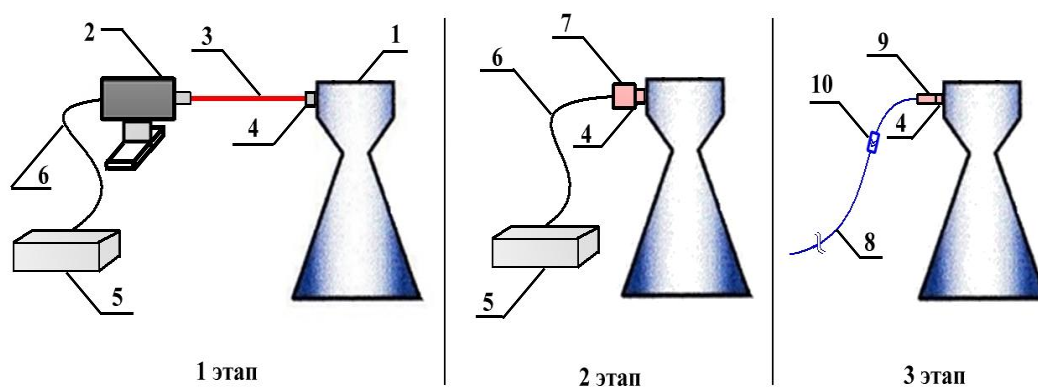


Рис. 13. Три этапа экспериментальной отработки лазерного зажигания на крупноразмерных КС

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

На первом этапе решаются следующие задачи:

- определение возможности лазерного зажигания крупноразмерной камеры;
- определение оптимального места ввода излучения в камеру сгорания;
- определение минимальной импульсной мощности импульса и частоты работы лазера;
- определение минимального количества точек ввода излучения (лазерных модулей) для предотвращения пульсаций давления в КС.

Для выполнения работ первого этапа целесообразно использовать мощные лабораторные лазеры, которые устанавливаются на некотором удалении от РД для предотвращения разрушения лазера в случае возникновения больших механических

нагрузок вследствие пульсации давления в камере сгорания. Такие нагрузки могут возникнуть вследствие большой задержки воспламенения, либо за счет несимметричного зажигания смеси.

Задачи, решаемые в ходе второго этапа:

- экспериментальная отработка конструкции узла ввода оптического излучения, обеспечивающей надежность ввода излучения, а также герметичность и сохранность конструкции узла при тепловых и механических нагрузках;
- исследование надежности лазерного зажигания при многократных запусках;
- анализ уровня теплового, вибрационного, акустического, ударного воздействия на лазерный модуль, установленный на КС.

Полученные на этом этапе данные используются для разработки прототипов рабочих образцов лазерного модуля и узла ввода излучения. Для выполнения работ второго этапа используется лазерный модуль с параметрами излучения, определенными в ходе первого этапа. Этот лазерный модуль присоединяется непосредственно к камере сгорания и подвергается всем типам воздействий со стороны камеры.

Задачи, решаемые на третьем этапе:

- отработка лазерного зажигания на прототипе рабочего образца малогабаритного лазерного модуля;
- исследование ресурсных характеристик и надежности лазерного зажигания;
- испытания лазерной системы зажигания с рабочим образцом лазерного модуля.

На этом этапе используется прототип рабочего образца малогабаритного лазерного модуля как составная часть лазерной системы зажигания.

Описанная выше методическая последовательность была реализована при проведении комплекса испытаний на рулевой и основной камерах двигателей РД107/РД108. Работа проводилась в рамках ОКР «Факел» кооперацией предприятий: ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (Головной исполнитель), НПО «Энергомаш», Приволжский филиал НПО «Энергомаш», ОАО «Кузнецов».

Испытания на рулевой камере двигателей РД107/РД108

В ходе испытаний рулевой камеры с лазерным зажиганием моделировались штатные рабочие параметры по расходу и соотношению компонентов топлива, соблюдалось время работы камеры, а также проводились основные технологические операции запуска, включая продувки, характерные для предварительной ступени запуска. Основные параметры запуска рулевой камеры двигателей РД107/РД108 на предварительной ступени запуска следующие [18]:

- давление в КС: 1,5 - 2,3 кг/см²;
- соотношение компонентов топлива: $k_m = 0,3 - 0,6$;
- суммарный расход компонентов: $G_{\Sigma} = 0,6 - 1,6$ кг/с;
- температура окислителя на входе в камеру до- 170°С;
- тяга при выходе на режим ~3 тс.

Для проведения испытаний была произведена доработка конструкции рулевой камеры, в ходе которой на боковой поверхности КС были размещены специальные штуцеры под установку узлов ввода излучения. В соответствии с разработанной

методикой испытаний крупногабаритных камер сгорания, описанной выше, в ходе первых испытаний использовался мощный твердотельный лазер с ламповой накачкой СПЛ-100/во с регулируемой энергией моноимпульса от 0 до 100 мДж с частотой повторения импульсов 30 Гц и временем непрерывной работы до нескольких минут. Данный лазер устанавливался удаленно от КС так, чтобы его выходное излучение шло по оптической оси фокусирующей оптической системы узла ввода излучения, установленного на камеру сгорания. Фотография экспериментальной установки, включающей рулевую камеру двигателей РД107/РД108 и лазер СПЛ-100/во, показана на рисунке 14.



Рис. 14. Рулевая камера с расположенными лазерами

1 – камера сгорания; 2 – мощный лазер; 3 – оптический путь лазерного луча; 4 – узел ввода излучения; 5 – малогабаритный вворачиваемый лазер

На всех испытаниях запуск камеры осуществлялся с опережением подачи окислителя, что соответствует штатной циклограмме поступления компонентов топлива. Время подачи команды на включение ЛЗУ определялось исходя из

обеспечения прохождения трех-четырех импульсов до ожидаемого момента поступления горючего.

В первых двух успешных испытаниях воспламенение осуществлялось с помощью мощного лазера с энергией выходного импульса $E_i = 100$ мДж. В третьем испытании, в котором также наблюдалось успешное зажигание, значение E_i было снижено до 50 мДж.

Следующие два испытания проводились при варьировании параметров подачи компонентов топливной смеси. В частности, минимальный и максимальный суммарные расходы составляли соответственно 0,6 и 1,8 кг/с. Кроме этого, в данных испытаниях проводилось измерение пикового давления, возникающего в момент запуска, которое в ходе испытаний не превысило допустимых значений для штатного запуска данной КС.

Таким образом, в ходе пяти первых испытаний была продемонстрирована надежность лазерного зажигания в условиях, близких к штатному запуску двигателя.

В ходе следующих четырех испытаний использовались малогабаритные лазеры с диодной накачкой. Установка данных лазеров была произведена непосредственно на камеру сгорания. На этом этапе испытаний использовалось два типа лазеров. Первый – малогабаритный лазер в виде квантрона, в единой конструкции которого скомпонованы матрицы полупроводниковой накачки, твердотельный активный элемент и пассивный модулятор добротности с энергией моноимпульса 70 мДж при частоте повторения импульсов 20 Гц. Второй – лазер с

волоконным разделением узла накачки и твердотельного лазера с более низкой энергией импульса – 35 мДж, но более высокой частотой работы – 30 Гц по сравнению лазером в корпусе квантрона. Два последних испытания проводились при пониженной температуре кислорода на входе в смесительную головку, что близко по температуре к эксплуатационным значениям при работе камеры в составе двигателей РД107/РД108.

По результатам девяти испытаний лазерного зажигания рулевой камеры сгорания было получено надежное воспламенение в следующих диапазонах рабочих параметров [18]:

- суммарный расход компонентов $G_{\Sigma} = 0,6 - 1,9$ кг/с;
- соотношение компонентов топлива $k_m = 0,291 - 0,474$;
- температура окислителя на входе в КС от $-20,4^{\circ}\text{C}$ до -125°C .

Следует отметить, что практически во всех испытаниях воспламенение топлива сопровождалось кратковременным, длительностью в единицы миллисекунд, повышением давления в камере сгорания над номинальным значением, которое, однако, не приводило к каким-либо дефектам материальной части. Физический механизм и количественные оценки этого явления, возникающего при лазерном зажигании, ранее проанализированы в работе [19].

Испытания на основных камерах двигателей РД107/РД108

Успешные испытания лазерного зажигания на рулевой камере двигателей РД107/РД108 позволили перейти к первым экспериментам по использованию лазера для запуска основной КС, которые были проведены в июле-октябре 2014 года на ОП

«Винтай» ОАО «КУЗНЕЦОВ» (г. Самара). На данном этапе было проведено 13 огневых испытаний, в которых исследовалось влияние различных рабочих параметров на надежность и характер воспламенения, в том числе способа организации смесеобразования топливных компонентов в зоне инициации искры оптического пробоя, удаления зоны фокусировки излучения от плоскости смесительной головки, а также характеристик источника лазерного излучения. Испытания проводились на специально доработанной под установку ЛЗУ камере сгорания, на которой в двух поясах (на расстоянии 40 мм и 60 мм от плоскости форсуночной головки) были расположены 8 штуцеров под установку узлов ввода излучения ЛЗУ. Каждый штуцер был ориентирован в разные зоны смесеобразования, различия которых обусловлены различными типами форсунок.

При проведении испытаний на стенд устанавливался полностью двигатель РД107/РД108 в составе всех четырех основных камер. При этом для обеспечения рабочих параметров, характерных для основной КС на предварительной ступени запуска, горючее подавалось только в экспериментальную камеру с использованием специального дросселя, уменьшающего полный расход в 4 раза. Окислитель при этом подавался во все КС с номинальным расходом. Рабочие параметры топливной смеси основной камеры двигателей РД107/РД108 близки к соответствующим параметрам рулевой камеры для данных двигателей при увеличении суммарного расхода компонентов топлива до диапазона G_{Σ} вплоть до 5,3 кг/с. Данные параметры были воспроизведены в ходе испытаний. Температура окислителя на входе в камеру во всех испытаниях была в диапазоне - 180°C до - 170°C.

В качестве источников лазерного излучения в ходе начального этапа испытаний использовалось 4 различных лазера следующих типов:

- лабораторный лазер СПЛ-100/во, использовавшийся ранее для зажигания рулевой камеры с параметрами: энергия единичного импульса E_i от 0 до 100 мДж с возможностью регулировки, частота следования импульсов $\nu = 30$ Гц;

- твердотельный лазер 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, так же как и при испытаниях на рулевой камере, лазеры располагались удаленно, что обеспечивало сохранность лазеров при возможных нештатных ситуациях. Для этого были использованы лазеры СПЛ-100/во и СПЛ-ПН/70/во.

В ходе последующих испытаний, лазеры крепились непосредственно к узлам ввода излучения, установленным в специальные штуцеры на поверхности камеры. Зона фокусировки излучения для всех использовавшихся лазеров располагалась в ближней пристеночной области КС, как и при испытаниях лазерного зажигания рулевой камеры.

Для определения влияния условий смесеобразования на воспламенение топливной смеси использовались различные штуцера КС под ЛЗУ. Они располагались в различных областях: под штатными (невыступающими) форсунками на удалении 40 и 60 мм от плоскости форсуночной головки; под штатными и доработанными выступающими форсунками. Также штуцера для ЛЗУ располагались под форсунками с отдельными каналами подачи горючего в КС, которые обеспечивали двухступенчатое воспламенение: сначала зажигается порция горючего, подающегося заранее из системы «байпас» только в зону воспламенения, а затем от образовавшегося факела происходит воспламенение основного расхода топлива. Доработка выступающих форсунок проводилась с целью улучшения распыла керосина при низком перепаде давления на форсунке в момент запуска [18].

Как отмечено выше, на первом этапе экспериментальной отработки лазерного зажигания основной КС было проведено 13 испытаний. Во всех испытаниях было получено успешное воспламенение топливной смеси при циклограммах подачи основных расходов компонентов смеси, максимально приближенных к работе камеры в штатном режиме. Включение ЛЗУ во всех испытаниях осуществлялось автоматически одновременно с командой на открытие клапана окислителя.

По результатам начального этапа испытаний на основной КС были выявлены следующие особенности лазерного зажигания:

- задержка воспламенения в пусках без байпасного устройства минимальна, воспламенение сопровождается пиковым возрастанием давления различной

интенсивности, при этом зажигание реализуется одним ЛЗУ, т.е. применение для воспламенения двух или более ЛЗУ на одной КС может иметь смысл только как дублирование системы зажигания для повышения надежности;

- испытания, проведенные с использованием системы «байпас» подачи отдельной порции горючего в зону воспламенения, показали плавное воспламенение без заброса давления;

- воспламенение компонентов при помощи «байпаса» удалось осуществить при установке ЛЗУ в штуцера, расположенные в обоих поясах – на расстоянии 40 мм и 60 мм от днища смесительной головки (СГ), а без использования системы «байпас» - только при установке ЛЗУ на расстоянии 40 мм от днища СГ;

- надежное и более плавное воспламенение обеспечивается при улучшении распыла горючего в зоне инициации оптического пробоя.

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

Для проведения исследований были изготовлены две экспериментальные камеры, в которых «байпасные» и низкоперепадные форсунки были установлены вместо некоторых серийных периферийных форсунок и крепежных штифтов.

В ходе испытаний данного этапа на каждую камеру устанавливалось по два лазера, то есть всего было задействовано четыре лазера, а именно по два лазера следующих двух типов. Первый тип лазера – твердотельный лазер с полупроводниковой накачкой СПЛ-ПН/30 с параметрами: $E_i = 32\text{мДж}$, $\nu = 25\text{Гц}$. Второй тип – твердотельный лазер МЛ-15 с удаленно расположенной системой оптической накачки, излучение от которой подается к активному элементу лазера по оптическому волокну. Данный лазер имел два режима работы: первый режим $E_i = 30\text{мДж}$, $\nu = 20\text{Гц}$; второй режим $E_i = 15\text{мДж}$, $\nu = 30\text{Гц}$.

Применяемые на данном этапе работы лазеры являются усовершенствованными модификациями использовавшихся на предыдущем этапе лазеров СПЛ-ПН/20 и МЛ-35 с улучшенными для лазерного зажигания энергетическими и конструктивными параметрами. Корпусы лазеров позволяли крепить ЛЗУ непосредственно на камеру, к узлу ввода излучения, установленному в специальный штуцер. Схема расположения ЛЗУ одновременно на двух экспериментальных КС с соблюдением масштаба по соотношению габаритов камер сгорания и задействованных лазеров приведена на рисунке 15.

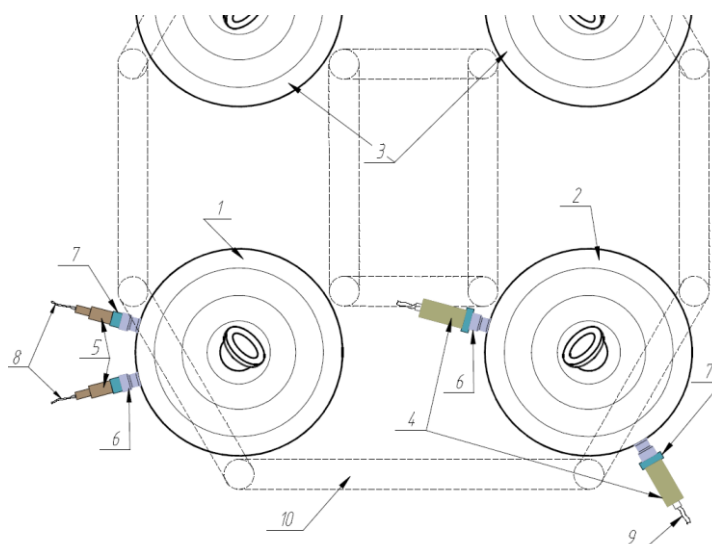


Рис. 15. Схема расположения ЛЗУ на экспериментальных КС двигателя РД107/РД108 в ходе испытания одновременного лазерного зажигания двух камер сгорания

1 – экспериментальная камера 1; 2 – экспериментальная камера 2; 3 – незадействованные в испытаниях камеры; 4 – ЛЗУ СПЛ-ПН/30; 5 – ЛЗУ МЛ-15; 6 – штуцер крепления ЛЗУ к КС; 7 – узел ввода излучения; 8 – оптическое волокно накачки; 9 – кабель питания; 10 – опорная рама РД.

Всего в рамках второго этапа было проведено 8 испытаний. Три испытания проведены с использованием предварительной подачи порции горючего через систему «байпас» на одной экспериментальной камере. В других трех испытаниях осуществлялось одновременное воспламенение всего расхода топлива также на одной камере. Два заключительных испытания проводились на двух одновременно работающих КС, причем на одном испытании использовалась система предварительной подачи горючего через «байпас» с последующим воспламенением полного расхода, на втором сразу зажигался полный расход топлива.

Результаты испытаний с использованием «байпасной» системы показали, что такой способ подачи горючего обеспечивает плавное и надежное воспламенение при работе как одной, так двух основных камер.

Испытания по одновременному лазерному зажиганию полного топливного расхода также продемонстрировали надежное воспламенение как одной, так и двух работающих камер без задержки зажигания относительно поступления горючего (рис. 16). Однако, несмотря на улучшение качества распыла форсунок, при испытаниях наблюдалось кратковременное резкое увеличение давления в момент воспламенения (амплитуда пика давления до 25 кгс/см^2).



Рис. 16. Запуск двух основных камер сгорания двигателя РД107 с лазерным зажиганием на стенде ОАО «Кузнецов» [20]

Важным результатом испытаний стала демонстрация возможности одновременного зажигания нескольких основных КС от малогабаритных лазеров, устанавливаемых непосредственно на боковую поверхность камеры.

Возможность использования оптического волокна для накачки таких лазеров от удаленно расположенного блока лазерных полупроводниковых матриц позволяет рассматривать возможность использования стационарного наземного блока накачки многократного использования. При таком варианте построения системы лазерного зажигания наиболее дорогостоящий ее элемент, а им является блок полупроводниковой накачки микролазеров, остается на Земле после старта ракеты-носителя, и он может быть использован неоднократно при следующих запусках. На рис. 17 приведена архитектура такой системы зажигания, предложенная с целью замены существующей пиротехнической, применительно к РН «Союз». Во всех 32 камерах сгорания 1-й и 2-й ступеней, запускаемых одновременно, воспламенение топлива осуществляется с помощью твердотельных микролазеров, устанавливаемых на камеры сгорания. Блоки полупроводниковой оптической накачки всех микролазеров располагаются на стартовом комплексе в специальной сборке, от которой производится волоконная разводка на все камеры: на два микролазера для основной камеры и один микролазер для рулевой, всего на 52 микролазера. Во время старта ракеты производится отстыковка микролазеров от накачки с использованием оптических разъемов оптоволоконного устройства. При такой схеме зажигания масса дополнительно установленных элементов системы зажигания на ракете, включая микролазеры и устройства ввода излучения, как показывают оценки на основе существующей элементной базы, не превысит 15 кг.

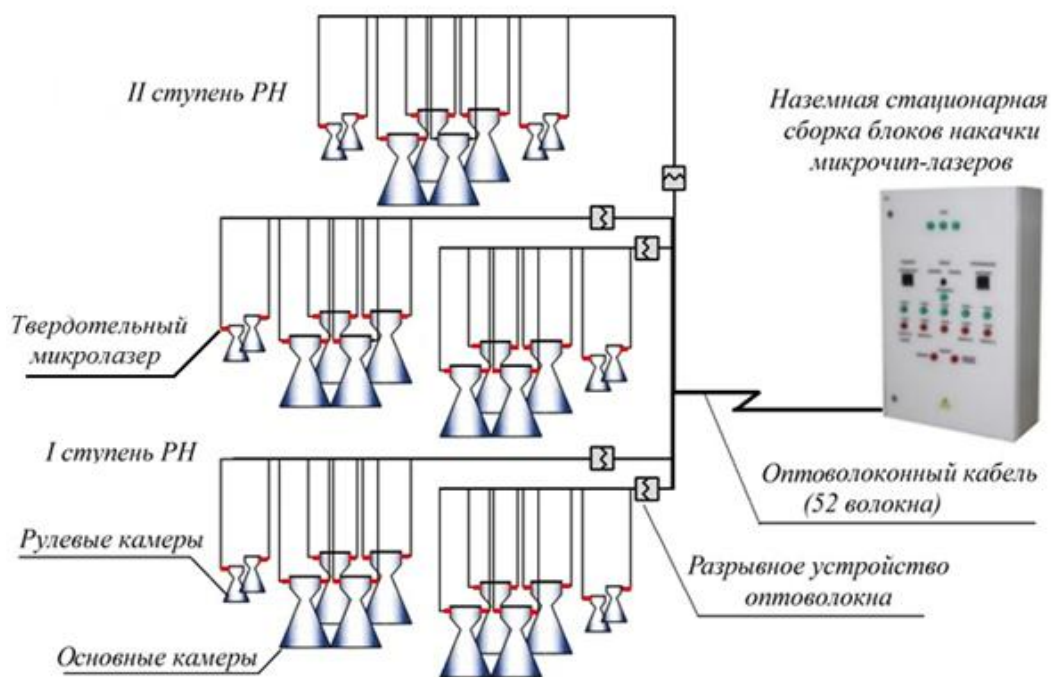


Рис. 17. Схема системы лазерного зажигания нижних ступеней ракеты-носителя

Заключение

1. Комплекс проведенных экспериментальных работ позволил предложить варианты систем лазерного зажигания топлива кислород-керосин применительно к ракетной технике: запальным устройствам, двигателям малой тяги, газогенераторам, крупногабаритным камерам сгорания ракетных двигателей; и определить рабочие диапазоны топливных смесей, в которых достигается надежное лазерное зажигание.
2. В качестве источников воспламенения рассмотрены твердотельные микролазеры, для которых определены выходные энергетические параметры, обеспечивающие воспламенение топлива. Определены зоны в камерах сгорания, работающих на компонентах кислород-керосин, при фокусировке лазерного излучения в которые обеспечивается надежное зажигание.

3. Разработаны методические рекомендации для оптимизации процесса отработки лазерного зажигания применительно к крупноразмерным камерам сгорания РД.

4. Впервые в мире показана реализуемость лазерного зажигания на крупноразмерных кислородно-керосиновых камерах с использованием малогабаритных лазеров, устанавливаемых непосредственно на камеру сгорания.

5. Предложена схема перспективной системы лазерного зажигания нижних ступеней ракеты-носителя, основанная на использовании устанавливаемых на камерах сгорания твердотельных импульсных микролазеров с волоконной доставкой излучения накачки к ним от станции полупроводниковых лазеров, стационарно размещаемой на стартовом комплексе.

Библиографический список

1. Hasegawa K., Kusaka K., Kumakawa A., Sato M., Tadano M. Laser ignition of GOX/GH₂ and GOX/GCH₄ propellants, AIAA 2003-4906 // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 20-23 July 2003, Huntsville, Alabama
2. Trinh H., Early J.W., Thomas M.E. Dual-Laser-Pulse Ignition. Marshall Space Flight Center. NASA Tech Briefs, 2006.
3. Lacaze G., Cuenot B., Poinot T. and Oswald M. Large eddy simulation of laser ignition and compressible reacting flow in a rocket-like configuration // Combustion and Flame, 156 (2009), pp. 1166 – 1180.

4. Manfletti C., Oschwald M., Sender J. Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR), Lampoldshausen, Germany. Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines. 2009.
5. Börner M. Laser ignition of a multi-injector liquid rocket engine, SPC2014-2969567 // Space Propulsion Conference 2014, 19th to 22nd May, 2014, Cologne.
6. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования // Труды МАИ. 2012. №59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34989>
7. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. - 461 с.
8. Архипов А.Б., Беляев В.С., Голиков А.Н., Гутерман В.Ю., Жигарев Л.Ф., Иванов А.В., Моталин Г.А., Плетнев Н.В., Пономарев Н.Б., Рачук В.С., Ребров С.Г., Юлдашев Э.М. Способ воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ракетного двигателя и устройство для его осуществления (варианты). Патент РФ № 2326263. Бюлл. № 16, 10.06.2008
9. 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.
10. 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?ID=31098>

11. 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.
12. 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.
13. 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. Патент РФ № 2400644, Бюлл. № 27, 09.06.2009.
14. 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>
15. 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. Бюлл. № 33, 27.11.2012.
16. Белов Е.А., Голиков А.Н., Голубев В.А., Ребров С.Г., Дубовик Д.И., Иванов Н.Г., Ключева О.Г., Левочкин П.С., Ромасенко Е.Н. 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.

17. Чванов В.К., Лёвочкин П.С., Ромасенко Е.Н., Иванов Н.Г., Фёдоров В.В., Ребров С.Г., Голубев В.А., Белов Е.А., Дубовик Д.И., Ключева О.Г. Исследование лазерного воспламенения топлива кислород-керосин в экспериментальной установке // Труды «НПО Энергомаш» им. академика В.П. Глушко. 2012. № 29. С. 198-210.
18. Чванов В.К., Ганин И.А., Иванов Н.Г., Лёвочкин 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.
19. Ребров С.Г., Голубев В.А. Пиковые давления в камерах сгорания при лазерном воспламенении // Известия РАН. Энергетика. 2015. № 2. С.131-137.
20. Новости ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», август 2015, URL: <http://kerc.msk.ru/новости/2015-2/архив-2015-полугодие-ii/август-2015/#prettyPhoto>