

УДК 629.78

ТЕХНИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СПОСОБОВ ЗАЖИГАНИЯ И ВОСПЛАМЕНЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Г. С. Яцуненко

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: gsyatsunenکو@gmail.com

Приведен обзор способов зажигания компонентов топлива в ракетных двигателях, краткое описание конструкции каждого метода, преимущества и недостатки.

Ключевые слова: ЖРД, зажигание, воспламенение, ПЗУ.

TECHNICAL ANALYSIS OF IGNITION METHODS OF FUEL COMPONENTS OF LIQUID ROCKET ENGINES

G. S. Yatsunenکو

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: gsyatsunenکو@gmail.com

This article gives an overview of the ignition methods of fuel components in rocket engines, a brief description of the designs for each method, along with advantages and disadvantages.

Keywords: LRE, ignition, combustion, pyro ignitor.

Воспламенение компонентов топлива в ракетных двигателях является одной из важнейших задач, которые решаются при проектировании, так как качественное зажигание способно обеспечить плавный характер запуска, а значит – снизить перегрузки на старте [1].

Для несамовоспламеняющихся топливных пар существует множество путей осуществления инициализации горения, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. Каждый из способов зажигания будет рассмотрен ниже.

Химическое зажигание зачастую представлено двумя конструктивными исполнениями. Для первого варианта в трубопровод горючего перед камерой сгорания добавляется пусковое горючее, которое отделяется от основного горючего и камеры сгорания прорывными мембранами. Во время запуска двигателя эти мембраны последовательно разрываются и в камеру попадает сначала пусковое горючее, которое самовоспламеняется с окислителем, а после – основное горючее, поддерживающее дальнейшее горение. Данный вариант исполнения химического зажигания является простым и надежным, однако не предусматривает многократных запусков двигателя. Альтернативным вариантом служит схема, при которой пусковое горючее находится в отдельном баке, имеет отдельные магистрали, клапаны и специальную пусковую форсунку. С поступлением команды на запуск, клапаны магистралей окислителя и пускового горючего открываются, компоненты поступают в камеру сгорания, где самовоспламеняются. Поступившее в камеру с небольшой задержкой основное горючее повышает интенсивность горения, и, с ростом давле-

ния, прекращается поступление в камеру пускового горючего. Подобная схема менее надежна по сравнению с первой, так как включает в себя большее число элементов, однако позволяет осуществлять многократный запуск двигателя.

Пиротехническое зажигание также зачастую выполняется по двум конструктивным схемам. Первый вариант предполагает закрепление пирозапального устройства (ПЗУ) на штанге и его расположение в камере сгорания. При этом для штанги основанием может служить как поверхность стартовой площадки для первой ступени, так и заглушка сопла – для прочих ступеней. Вторая схема исполнения предполагает размещение ПЗУ в полостях непосредственно на поверхности камеры сгорания в количестве двух-трех штук с целью повышения надежности системы зажигания. Принцип действия для обеих схем одинаков: по команде на запуск, ПЗУ воспламеняется, создавая факел из продуктов сгорания, который воспламеняет поступившие в камеру сгорания компоненты топлива. Пиротехнический метод зажигания прост и надежен, однако подходит лишь для однократного запуска двигателя.

Для электроискрового зажигания наиболее распространена схема, при которой на камеру сгорания устанавливается запальный блок с выходом в центре смесительной головки. В запальный блок подаются газообразные компоненты топлива, которые воспламеняются имеющейся внутри устройства электроискровой свечой. Образовавшийся в результате факел попадает в камеру сгорания, где воспламеняет компоненты топлива. Иногда запальный блок располагают и

перпендикулярно продольной оси камеры. Важно отметить, что данный способ зажигания в основном используется для двигателей, работающих на паре кислород-водород, так как требует наличия газообразных пусковых компонентов и минимального уровня примесей в них. Приведенная схема позволяет осуществлять многократный запуск двигателя, однако имеет ряд недостатков, делающих ее менее надежной по сравнению с более простыми способами зажигания. В частности, для образования искры требуется высокое электрическое напряжение, которое необходимо создать и поддерживать в условиях вакуума. Кроме того, сама свеча довольно требовательна к количеству примесей, которые имеются в полости запального блока [2].

Лазерное зажигание является одним из перспективных способов воспламенения компонентов топлива. Возможная конструкция устройства лазерного зажигания была разработана Конструкторским бюро химавтоматики на основе электроискрового запального устройства. Подача компонентов в камеру сгорания происходит с небольшой разницей во времени, что приводит к изменению соотношения компонентов в определенных точках. Источник лазерного излучения передает импульсы в заранее обозначенную точку, где, за счет изменяющихся параметров смеси компонентов, создаются оптимальные условия для воспламенения. Точка фокусировки излучения может находиться как на внутренней поверхности камеры сгорания, так и в объеме внутри нее. После того, как зажигание произошло, горение начинает распространяться по всей камере, а рост давления приводит к отключению лазерной системы. При этом узел ввода и фокусировки излучения, подобно электроискровому запальному устройству, может быть расположен как на смесительной головке, так и на боковой поверхности камеры [3]. Исследованиями в области лазерного зажигания занимается также Государственный научный центр имени М. В. Келдыша. Проведенные эксперименты показали, что надежное воспламенение возможно как при боковой, так и при осевой стыковке лазера. Помимо этого, образовавшийся в результате многократных запусков осадок продуктов сгорания не помешал работе системы. Дальнейшие исследования позволили определить оптимальные зоны фокусировки излучения, которые обеспечивают высокую надежность зажигания, для пары компонентов кислород-керосин [4; 5]. Преимуществами лазерного зажигания являются практически неограниченная многократность запусков подобной системы, а также ширина диапазона рабочих давлений и возможность выбора зоны начала горения. Недостатками данного способа являются сложность и, как следствие, низкая надежность лазерных систем по сравнению с другими способами.

Другим перспективным способом воспламенения компонентов топлива рассматривается электроплазменное зажигание. Данный способ является развитием идеи электроискрового зажигания. На камере сгорания располагается запальное устройство, содержащее в себе плазменную свечу зажигания, и соединенное с полостью камеры каналом. Суть работы

подобной системы заключается в создании электрического разряда между контактами, находящимися в заполненной газом рабочей полости. Чаще всего эта полость заполнена одним из компонентов топлива или их смесью в газообразном состоянии. Под воздействием электрического разряда, газ в полости нагревается до высоких температур и расширяется, попадая в камеру сгорания, где происходит воспламенение основных компонентов топлива.

Существуют разработки, в которых комбинируются различные системы зажигания: сотрудниками Центрального научно-исследовательского института машиностроения был запатентован способ зажигания, в котором применяются как лазерный, так и электроплазменный метод. Общей проблемой для электроплазменного зажигания в ракетной технике является неприменимость уже имеющихся аналогов для авиационных газотурбинных двигателей и двигателей внутреннего сгорания, так как подобные низковольтные системы не могут обеспечить надежного воспламенения компонентов ракетного топлива. Именно поэтому в случае ракетных двигателей электроплазменная система зажигания требует увеличения напряжения или добавления иных источников энергии. Конструктивно запатентованная система представляет собой запальное устройство, расположенное на поверхности камеры сгорания, и соединенное с полостью камеры сгорания каналом. Полость запального устройства содержит в себе запальную свечу, а один из концов запального устройства представляет собой фокусирующую линзу. Через эту линзу в ЗУ поступает излучение от импульсного лазерного устройства, точка фокусировки которого находится в объеме полости. При поступлении команды на запуск двигателя, компоненты топлива поступают в запальное устройство, где воспламеняются от электрической свечи и получают энергию в результате оптического пробоя от дополнительного источника энергии, которым служит импульсное лазерное устройство. Основными преимуществами электроплазменного метода воспламенения являются возможность многократного запуска двигателя, а также возможность создания запального факела с высокой температурой. К недостаткам данной системы относятся сложность конструкции, необходимость применения высоковольтной схемы питания, а также повышенные требования к параметрам запального газа для свечи.

Особое место среди проблем проектирования ЖРД занимает воспламенение криогенных компонентов топлива. В настоящее время ведутся активные исследования в области кислородно-метановых двигателей как в России, так и в других странах мира, что лишь увеличивает необходимость создания надежной системы зажигания для криогенных компонентов. Основной сложностью в подобной топливной паре является низкая температура рабочих жидкостей, которая нарушает работу электроискровых запальных устройств. Дополнительные трудности при воспламенении может создать соотношение компонентов, которое не располагает к легкой инициализации процесса горения. Учитывая другие современные веяния в проектировании космической техники, такие как снижение стоимости вывода полезной нагрузки на

орбиту и многократность использования аппаратов, становится понятно, что прочие методы воспламенения также не отвечают или не полностью отвечают заявленным требованиям. С подобной точки зрения наиболее перспективно выглядит именно лазерное зажигание, так как физический контакт устройства с компонентами топлива ограничен или отсутствует, а воспламенение происходит за счет оптического пробоя среды. Имеющиеся наработки по вопросу лазерного зажигания в настоящий момент требуют повышения их надежности, так как для некоторых топливных пар все еще остаются актуальными такие трудности, как образование осадка на фокусирующей линзе или попадание на нее крупных капель жидкости, что препятствует прохождению оптического импульса и нарушает работу системы. Низкие температуры компонентов также приводят к определенным изменениям в конструкции запальных устройств, так как контакт импульсного лазерного устройства с охлаждаемыми топливом поверхностями способен привести к сбоям в его работе. По этой причине блоки, генерирующие сигнал, который затем передается на фокусирующую линзу через оптическое волокно, необходимо снабжать теплоизоляцией или же выносить на значительные расстояния от источника низких температур.

Развитие систем зажигания для ракетных двигателей является крайне важной задачей, так как не только увеличивает общую надежность устройства, но и расширяет рамки их многократного использования, а также позволяет уменьшить необходимый объем топлива. На фоне коммерциализации космической отрасли и обострения конкуренции, решение данных вопросов становится ключевым в сохранении конкурентоспособности.

Библиографические ссылки

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / под ред. Д. А. Ягодникова. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.

2. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей : учебник для студентов вузов / Г. Г. Гахун [и др.] ; под ред. Г. Г. Гахуна. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.

3. Веселов А. В., Фуфачев Н. С. Лазерное зажигание в ЖРД // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы IX Всерос. науч.-практ. конф. (8–12 апреля 2013, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 50–51.

4. Ребров С. Г., Голиков А. Н., Голубев В. А. Лазерное воспламенение ракетных топлив в модельной камере сгорания // Труды МАИ. 2012. № 53.

5. Ребров С. Г., Голубев В. А., Голиков А. Н. Лазерное зажигание топлива кислород-керосин в ракетной технике: от запальных устройств к маршевым ракетным двигателям // Труды МАИ. 2017. № 95.

References

1. Dobrovolsky M. V. Liquid rocket engines. Fundamentals of design / ed. D. A. Yagodnikov. 2-nd ed., Reworked and supplemented. M. : Published MSTU. N. E. Bauman, 2005. 488 p.

2. Design and design of liquid rocket engines / G. G. Gahun [et al.] ; Ed. G. G. Gakhun. M. : Mechanical Engineering, 1989. 424 p.

3. Veselov A. V., Fufachev N. S. Laser ignition in liquid rocket engines // Actual problems of aviation and astronautics: theses of the IX All-Russian scientific-practical conference. Conf. (8–12 April 2013, Krasnoyarsk): 2 vol. / under the total. Ed. Y. Y. Loginov; Sib. state. aerospace. un-ty. Krasnoyarsk, 2013. P. 50–51.

4. Rebrov S. G., Golikov A. N., Golubev V. A. Laser ignition of rocket fuels in a model combustion chamber // Proceedings of the MAI. 2012. № 53.

5. Rebrov S. G., Golubev V. A., Golikov A. N. Laser ignition of oxygen-kerosene fuel in rocket technology: from ignition devices to marching rocket engines // Proceedings of the MAI. 2017. № 95.