

**Анализ существующих воспламенительных устройств и разработка перспективной конструкции воспламенителя стартового ускорителя современных ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе**

© В.А. Сорокин<sup>1</sup>, О.В. Мокрецова<sup>2</sup>, П.В. Валуй<sup>2</sup>, Д.Ю. Федоров<sup>2</sup>,  
А.Н. Молодцов<sup>2</sup>, В.А. Васин<sup>3</sup>

<sup>1</sup>АО «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени Ивана Ивановича Каргукова», Москва, 127287, Россия

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

<sup>3</sup>АО «Научно-производственное предприятие «Полигон-МТ», Московская обл., Чеховский р-н, с. Новый Быт, 142322, Россия

*Кратко рассмотрены существующие конструкции и технические решения воспламенителей твердого топлива в ракетных двигателях. Проведен анализ конструкторских и технических решений в области разработки воспламенителей ракетных двигателей на твердом ракетном топливе. Представлены результаты разработки перспективной конструкции воспламенителя с пороховым наполнителем и осевого расположения во внутреннем канале твердотопливного заряда стартового бесполового ускорителя ракетно-прямоточного двигателя. Воспламенитель при обеспечении надежности и прочности конструкции на требуемом уровне на стартовом режиме работы ракетно-прямоточного двигателя на твердом ракетном топливе позволит повысить тяговые характеристики двигателя за счет сгорания алюминиевой оболочки воспламенителя в качестве дополнительного источника энергии и использования продуктов ее сгорания в потоке продуктов сгорания твердого топлива.*

**Ключевые слова:** воспламенитель, ракетный двигатель, корпус воспламенителя, камера сгорания, перкалиевая заглушка, пороховая засыпка, топливный заряд

**Введение.** В настоящее время в качестве двигательных установок (ДУ) для летательных аппаратов различного назначения все шире применяются ракетно-прямоточные двигатели на твердом топливе (РПДТ) [1–3]. Широкий спектр областей возможного эффективного применения РПДТ определяет направления по созданию новых и совершенствованию существующих конструкций РПДТ. Едиными требованиями при создании новых и совершенствовании двигательных установок остается обеспечение надежной и эффективной работы ДУ, повышение летных характеристик летательных аппаратов (ЛА) при сохранении их оптимальных массогабаритных параметров [4, 5].

Ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе представляет собой интегрированную с ЛА систему, в которой реализуются преимущества ракетных двигателей для применения в качестве стартово-разгонной ступени и достигаются высокие экономические показатели двигателя при маршевом режиме работы [6, 7].

Одним из конструктивных узлов разных видов РПДТ является стартово-разгонная ступень — бесопловой ускоритель со скрепленным зарядом твердого топлива. Основной способ воспламенения топливных зарядов в стартово-разгонной ступени — воспламенение высокотемпературными продуктами сгорания порохов или пиротехнических составов.

Основные задачи при проектировании системы воспламенения следующие:

- выбор конструктивной схемы системы воспламенения и ее пространственного размещения в камере двигателя;
- выбор марки воспламенительного состава и материалов корпусных деталей;
- определение массовых, геометрических и других конструктивных параметров системы воспламенения [8].

Цель работы — разработать конструкцию воспламенительного устройства стартового ускорителя для ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе.

### **Существующие технические решения и конструкции воспламенительных устройств для твердотопливных ракетных двигателей**

В настоящее время конструктивные разработки и патентование технических решений в области воспламенительных устройств в России идут по следующим направлениям.

1. Конструкция воспламенителя:

- форма форсажной трубки воспламенителя;
- геометрическая форма воспламенителя;
- корпус воспламенителя из композиционных материалов;
- стальной корпус воспламенителя.

2. Размещение пиротехнического состава в стакане (футляре) воспламенителя:

- форма стакана (футляра);
- геометрия футляра.

3. Размещение воспламенителя в корпусе ракетного двигателя:

- размещение воспламенителя в сопловом блоке;
- размещение воспламенителя в передней крышке двигателя.

**Форма форсажной трубки воспламенителя.** Известна система запуска ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), содержащая пиропатроны, установленные в корпус ракетного двигателя, воспа-

менитель и форсажную трубку с резьбой для крепления воспламенителя. Воспламенитель установлен на резьбе форсажной трубки посредством доньшка, имеющего сопрягаемый с указанной резьбой штуцер. Снаружи форсажной трубки имеется втулка, часть внутреннего канала которой выполнена диаметром, превышающим наружный диаметр штуцера. При работе РДТГ корпус воспламенителя из быстростгораемого материала (фольга или плетеная корзинка) практически мгновенно сгорает, оголяя доньшко и расположенную за ним форсажную трубку. При большом удлинении форсажной трубки ее внутренний канал формирует застойную зону. Газ, находящийся в застойной зоне, обладает малой массой и, соответственно, малым количеством теплоты. Часть этой теплоты передается металлической стенке форсажной трубки, обеспечивая некоторое остывание застойной зоны. При этом нагрев форсажной трубки со стороны застойной зоны будет минимальным вследствие того, что теплоемкость металлической форсажной трубки на несколько порядков превышает теплоемкость порции газа, находящегося во внутреннем канале. Далее, при отсутствии циркуляции продуктов сгорания, застойная зона выполняет теплоизолирующую функцию, так как она препятствует поступлению новых порций горячего газа во внутренний канал форсажной трубки. В этом случае существенного конвективного нагрева открытых металлических поверхностей крышки корпуса РДТГ в районе гнезд пиропатронов не происходит. Вместе с тем наблюдаются нагрев торца форсажной трубки со стороны узла крепления и теплопередача (распространение теплоты по металлу) в сторону пиропатронов. Однако длина форсажной трубки достаточна, чтобы по времени полный прогрев трубки наступил бы только к концу работы РДТГ [9].

**Геометрическая форма воспламенителя.** *Ракетный двигатель, содержащий корпус, заряд с глухим каналом, частично утопленное в корпус сопло и кольцевой воспламенитель.* Корпус кольцевого воспламенителя закреплен на утопленной части сопла и имеет расходящиеся отверстия, часть которых направлена в сторону глухого канала заряда и выполнена со стороны торца корпуса кольцевого воспламенителя. Внешняя поверхность утопленной части сопла имеет цилиндрическую форму. Теплозащитное покрытие силовой арматуры по толщине полностью или частично образует корпус кольцевого воспламенителя, теплозащитный воротник сопряжен с торцом корпуса кольцевого воспламенителя. Интеграцией кольцевого воспламенителя с теплозащитой утопленной части сопла достигается уменьшение массы конструкции воспламенителя. Это происходит как за счет уменьшения диаметра корпуса кольцевого воспламенителя, так и за счет выполнения его корпусом функций теплозащиты. Благодаря тому, что корпус кольцевого воспламенителя одновременно выполняет

функции теплозащиты утолщенной части сопла, обеспечивается возможность максимального уменьшения диаметра кольцевого воспламенителя. Возможность включения кольцевого воспламенителя в состав теплозащитных элементов утолщенной части сопла обеспечивается тем, что теплозащитный воротник является отъемным. С уменьшением диаметра корпуса воспламенителя создается возможность уменьшить диаметр глухого канала заряда, что способствует увеличению коэффициента объемного заполнения корпуса РДТТ топливом, т. е. обеспечению уменьшения габаритов и «сухой» массы конструкции РДТТ при заданной массе топлива [10].

*Воспламенитель заряда твердотопливного газогенератора, имеющий чашеобразный корпус с отбортовкой, с размещенными в нем навеской дымного пороха и таблетками твердого топлива, а также крышку, скрепленную с корпусом по отбортовке.* В корпусе соосно установлена тонкостенная втулка из легковоспламеняющегося материала, например из бумаги. Таблетки твердого топлива размещены вокруг втулки в плотной укладке. Все свободное внутреннее пространство корпуса заполнено дымным порохом. Плотная укладка таблеток в радиальном направлении вокруг центральной втулки в сочетании с втулкой и корпусом исключает перемещение таблеток к оси корпуса и тем самым исключает блокировку таблеткой форса огня от инициатора к попаданию в дымный порошок. Форс огня пробивает по центру стенку корпуса (или крышки), воспламеняются зерна пороха в центральной втулке и слой пороха над таблетками баллистического пороха, после чего загораются таблетки, обеспечивая длительное по времени тепловое воздействие на поверхность заряда газогенератора, что обеспечивает надежный выход на режим газогенератора [11].

**Корпус воспламенителя из композиционных материалов.**

*Воспламенитель заряда твердого ракетного топлива, состоящий из размещенной в герметичной оболочке навески воспламенительного состава.* Оболочка воспламенителя выполнена двухслойной из синтетических полимерных пленок с разными температурами плавления. Материал внутреннего слоя оболочки имеет температуру плавления ниже, чем материал наружного слоя. Так как синтетические полимерные пленки с низкой температурой плавления обладают, как правило, низкими механическими характеристиками и в процессе хранения не обеспечивают удовлетворительной герметичности, в конструкцию воспламенителя введен наружный пленочный слой из синтетического материала, обеспечивающего герметичность оболочки, с высокими механическими характеристиками и теплоустойчивостью. Оболочка выполнена в виде прямоугольного пакета, разделенного поперечными прерывистыми перемычками на секции,

которые уложены «гармошкой». Разница в температурах плавления материалов внутреннего и наружного слоев оболочки позволяет дополнительно повысить технологичность изготовления воспламенителя, так как наружный слой играет в этом случае роль антиадгезионного покрытия по отношению к нагревательному сваривающему элементу и предотвращает прилипание сварочного инструмента к оболочке. За счет низкого дымообразования и отсутствия шлаков при сгорании оболочки, воспламенитель может быть задействован любым инициатором малой мощности. В силу незначительной толщины пленки обеспечиваются малая масса и габариты воспламенителя [12].

*Воспламенительное устройство твердотопливного заряда ракетного двигателя, содержащее пиропатрон и воспламенитель, корпус которого выполнен эквидистантным поверхности посадочного места в двигателе.* Корпус воспламенителя выполнен из полимерной пленки в виде объемного блока с углублением в корпусе. В этом углублении размещен рассекатель пиропатрона, снабженный центральным глухим каналом и боковыми радиальными каналами. Применение объемной пленочной конструкции воспламенителя, изготавливаемого методом вакуум-деформирования, упрощает процесс крепления (фиксации) его в камере двигателя. В углублении в объемной пленочной конструкции размещается пиропатрон, который снабжен выступающим внутрь углубления воспламенителя и контактирующим с ним по боковой поверхности углубления рассекателем форса пламени с глухим центральным каналом и с боковыми радиальными каналами. При утапливании пиропатрона с рассекателем в корпус воспламенителя достигается максимальный компоновочный эффект компактности, что позволяет обеспечить фиксацию воспламенителя, исключить его перемещения в двигателе и возможные в связи с этим механические повреждения. Одновременно повышается надежность срабатывания воспламенителя, так как форс пламени из отверстий боковых радиальных каналов буквально «упирается» в стенку углубления в корпусе воспламенителя [13].

*Воспламенитель заряда ракетного двигателя твердого топлива с корпусом, заполненным навеской воспламенительного состава, герметизирующей крышкой.* Внутри корпуса установлено не менее двух тонкостенных сгораемых взаимно пересекающихся перегородок, разделяющих полость корпуса в виде сотовой конструкции на изолированные секции, заполненные воспламенительным составом. Перегородки и корпус выполнены из полиэтилена. Разделение полости на изолированные секции существенно повышает как надежность срабатывания воспламенителя в целом, так и при случайном повреждении (нарушении целостности) корпуса в эксплуатации. В последнем случае произойдет высыпание навески только из одной отдель-

ной секции. Наличие перегородок внутри корпуса воспламенителя повышает жесткость его конструкции, что положительно сказывается при воздействии эксплуатационных механических нагрузок. Перегородки могут быть сплошными тонкостенными из легкогораемого материала (например, полиэтилена) и перфорированными. Размеры перфорированных отверстий выбирают из условия непрохождения в них гранул воспламенительного состава для исключения пересыпания состава из секции в секцию [14].

**Стальной корпус воспламенителя.** *Воспламенитель твердотопливного заряда ракетного двигателя, имеющий корпус с размещенной в нем навеской воспламенительного состава в полимерной оболочке, которая разделена поперечными перемычками на секции.* Корпус воспламенителя выполнен стальным с высокой теплопроводностью. В такой конструкции воспламенителя газы, образовавшиеся от сгорания навески в одной из секций (зажжение производится от пиропатрона), проходят между внутренней поверхностью корпуса воспламенителя и наружной поверхностью оболочек последующих секций, в которых расположена остальная часть воспламенительного состава. Так как корпус воспламенителя выполнен из термостойкого материала с высокой теплопроводностью, газы, достигая каждой последующей секции, интенсивно остывают, отдавая часть тепловой энергии корпусу. Размещение воспламенительной навески по секциям в комбинированной оболочке из слоя тканевого материала и слоя полимерной пленки затрудняет ее воспламенение с наружной поверхности газами, поступающими от предыдущих секций. Тканевый слой предохраняет оболочку из полимерной пленки от преждевременного вскрытия смесью газов и твердых частиц. Благодаря наличию в комбинированной оболочке слоя из полимерной пленки и интенсивному охлаждению газов, поступающих к каждой последующей секции, воспламенение состава в секциях происходит последовательно со сдвигом по времени, что и снижает заброс давления по сравнению с конструкциями воспламенителей, в которых навеска сгорает быстро по всему объему. Вследствие последовательного срабатывания секций воспламенителя со сдвигом во времени воспламеняющие газы воздействуют на заряд более длительное время, что способствует надежности воспламенения [15].

Известен воспламенитель, содержащий корпус из термопластичной пленки из саженаполненного полиэтилена в виде чашеобразного тела вращения с отбортовкой и размещенную в нем навеску воспламенительного состава, а также стальную крышку, скрепленную с корпусом по отбортовке. Сущность такой конструкции воспламенителя заключается в эффективном использовании энергии пиропатрона, расположенного по оси воспламенителя, для зажигания воспламе-

нительной навески. Качественное поджигание воспламенительной навески достигается как за счет пропуска продуктов сгорания пиропатрона, так и за счет отражения струи форса от металлической крышки воспламенителя в радиальных направлениях, что позволяет обеспечить эффективную воспламеняемость всей навески по массе внутри корпуса воспламенителя [16].

**Форма стакана (футляра) воспламенителя.** *Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус, заряд, сопло и воспламенительное устройство с размещенным в перфорированном корпусе пиротехническим составом.* Корпус воспламенительного устройства выполнен в виде плетеного стакана с расходными отверстиями, сформированного с помощью ленты из композиционного материала. Внутри стакана со стороны переднего дна двигателя жестко установлена полая разрезная втулка с радиальными выступами на внутренней поверхности, в полости втулки находится навеска пиротехнического состава. В дне стакана по оси симметрии установлен ступенчатый поршень, на котором с упором в торец пиротехнического состава, заключенного в разрушаемую оболочку, закреплен выполненный из упругого материала компенсатор. Корпус воспламенительного устройства в виде плетеного стакана с расходными отверстиями обеспечивает сгорание пиротехнического состава при низком давлении за счет увеличенной суммарной площади расходных отверстий. В результате исключаются сосредоточенное силовое воздействие на поверхность заряда и вероятность его разрушения струями продуктов сгорания воспламенителя. При этом уменьшается масса конструкции. Надежность эксплуатации двигателя при транспортировании повышается, так как ленты из композиционного материала не создают концентраторов на поверхности шашек воспламенительного состава и исключают образование мелкодисперсного порошка, который при воспламенении дает заброс давления.

Полая разрезная втулка с радиальными выступами на внутренней поверхности с размещенной в ней навеской обеспечивает надежное зажжение шашек основного воспламенительного состава во всем диапазоне температур эксплуатации. Конструкция втулки исключает ее разрушение при температурных деформациях корпуса двигателя в процессе эксплуатации. Радиальные выступы обеспечивают фиксацию навески пиротехнического состава и предотвращают ее выбрасывание в корпус воспламенительного устройства и в камеру сгорания двигателя в момент его включения, что дополнительно повышает его надежность. Помещение навески в разрушаемую оболочку исключает ее контакт со стенками воспламенительного устройства и предотвращает разложение в процессе длительного хранения под действием атмосферных процессов и механического воздействия [17].

*Устройство воспламенения заряда твердотопливного ракетного двигателя, содержащее перфорированный стакан с установленным внутри футляром, заполненным пиротехническим составом, и газоподводящую трубку с пиропатроном.* Стакан установлен соосно газоподводящей трубке и закрыт крышкой. Между торцом футляра и стенкой крышки образуется полость, которая через форсажный канал связана с газоподводящей трубкой. Внешняя поверхность крышки снабжена кольцевым отражателем. Между стенкой отражателя и торцом футляра в боковой стенке крышки имеются сквозные каналы, соединяющие полость с камерой сгорания твердотопливного ракетного двигателя.

При срабатывании пиропатрона форс продуктов сгорания истекает по газоподводящей трубке через форсажный канал и тракт сопла, разгоняется, ударяя в торец стенки футляра, разрушает ее и зажигает навеску пиротехнического состава. При этом холодный воздух из газоподводящей трубки вытесняется в сторону футляра и истекает через внутреннюю полость по каналам в объем камеры сгорания двигателя. Каналы совместно с отражателем направляют поток в сторону заряда, подхватывая горячие частицы продуктов сгорания пиротехнического состава, истекающие из перфораций стакана, распределяя их по поверхности заряда. Этот эффект продолжается и после истечения форса пиропатрона, так как через эти же каналы частично истекают продукты сгорания пиротехнического состава. При течении продуктов сгорания по каналам совместно с отражателем формируется газовый поток, направленный в сторону заряда, подхватывая и отжимая истекающие из перфораций стакана продукты сгорания пиротехнического состава в сторону заряда. Продукты сгорания пиротехнического состава, контактируя с поверхностью заряда, зажигают его. При обратном течении продуктов сгорания заряда в предсопловой объем и далее в сопло отражатель притормаживает поток и завихряет его, повышая полноту сгорания продуктов горения заряда [18].

**Геометрия футляра.** *Ракетный двигатель твердого топлива, состоящий из камеры сгорания с сопловым блоком, порохового заряда, воспламенителя и электровоспламенителя.* В головной части двигателя расположена камера высокого давления, образованная кольцевой выемкой в корпусе двигателя и перфорированным диском, отверстия которого выведены в радиальные углубления, выполненные в диске со стороны порохового заряда. Воспламенитель в виде навески тонкосводного пороха, помещенной в герметичный футляр, размещен внутри камеры высокого давления. Электровоспламенитель установлен под углом к продольной оси двигателя, при этом продольная ось электровоспламенителя лежит в одной плоскости с рядом отверстий перфорированного диска и радиального углубления. Между корпусом двигателя и перфорированным диском образован



кольцевой газовой канал. Футляр выполнен из сгораемого полимерного материала, причем толщина его стенки со стороны диска меньше, чем толщина футляра. За счет того что толщина стенки футляра со стороны диска меньше толщины остального корпуса, обеспечивается ее более раннее разрушение. При этом под воздействием перепада давления футляр прижимается к дну кольцевой полости, предотвращая перекрытие отверстий в диске. Предложенная конструкция позволит уменьшить массу камеры сгорания двигателя за счет размещения футляра с воспламенительным составом в камере высокого давления. Размещение воспламенителя в отдельной камере позволяет за счет подбора объема последней и площади отверстий, соединяющих ее с камерой сгорания двигателя, сжигать в ней воспламенительный состав при высоком давлении без повышения давления в камере сгорания [19].

*Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус, сопловой блок, прочноскрепленный заряд, воспламенитель с перфорированным корпусом, заполненным пиротехническим составом в виде передаточного заряда и шашек.* Перфорация в корпусе выполнена в виде ячеек. В торце стакана, размещенного внутри центрального канала заряда и направленного к соплу, выполнено центральное отверстие, превышающее по размерам перфорацию. Между передаточным зарядом и шашками помещено кольцо с диаметральной перемычкой, которое в поперечном сечении имеет вид треугольника и направлено одной из вершин в сторону передаточного заряда. Шашки расположены вокруг цилиндрической газовой трубки, а ее задний торец сопряжен с центральным отверстием стакана. При воспламенении пиротехнического состава передаточного заряда продукты сгорания, пересекаясь диаметральной перемычкой кольца, направляются на торцы и боковую поверхность шашек, воспламеняя их, так как перемычка препятствует прямому истечению продуктов сгорания через газоводную трубку. Часть продуктов сгорания шашек через ячейки перфорированного стакана направляется на поверхность канала прочноскрепленного заряда, обтекая поверхность и воспламеняя ее, а часть продуктов сгорания направляется в газоводную трубку и истекает через центральное отверстие перфорированного стакана, обеспечивая дальнейшее воспламенение поверхности канала и щелей прочноскрепленного заряда. Продукты сгорания топлива прочноскрепленного заряда истекают через сопловой блок.

Предлагаемое техническое решение обеспечивает надежное воспламенение заряда и работу РДТТ и позволяет получить время выхода на расчетный режим двигателя с требуемыми параметрами [20].

**Размещение воспламенителя в сопловом блоке.** *Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус, заряд со целевыми компенсаторами поверхности горения у соплового блока, сопло-*

вой блок и воспламенитель с перфорированным корпусом, закрепленным на сопловом блоке двигателя в зоне щелей, заполненным пиротехническим составом в виде усилителя с центральным отверстием и шашек, удерживаемых в корпусе пробкой с центральным отверстием. Расположенный в корпусе РДТТ прочно скрепленный с корпусом заряд воспламеняется от воспламенителя. После воспламенения усилителя продукты сгорания истекают через его центральное отверстие и, обтекая по торцам пиротехнические шашки, обеспечивают их воспламенение. Продукты сгорания шашек, истекая через сопла (или сопло) соплового блока непосредственно в щелевую часть прочно скрепленного с корпусом РДТТ заряда, воспламеняют в первую очередь наиболее развитую щелевую поверхность, создают требуемую расчетную тягу РДТТ, обеспечивая быстрый выход на расчетный режим.

Предлагаемое техническое решение обеспечивает воспламенение заряда и работу РДТТ с наименьшим временем выхода на расчетный режим за счет воспламенения практически всей горячей поверхности, начиная с щелевого участка заряда [21].

*Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания с передним и сопловым днищами, пороховой заряд с небронированным сопловым торцом и воспламенитель на сопловом дне.* Воспламенитель размещен в полости, образованной небронированным сопловым торцом заряда и углублением в сопловом дне. На переднем дне камеры сгорания установлена опора из упругодеформируемого материала. В такой конструкции полость с воспламенителем служит своеобразной форкамерой, в которой интенсивно сгорает навеска воспламенителя, зажигая прилежащую поверхность порохового заряда. Опора из упругодеформируемого материала на переднем дне камеры играет роль клапана: при повышении давления опора сжимается, газы воспламенителя сбрасываются из полости через образовавшийся зазор, предотвращая возможное разрушение стенок полости. При этом чем выше начальная температура заряда, тем интенсивнее происходит сброс давления из полости, автоматически снижая интенсивность зажжения заряда и предотвращая возможные забросы давления [22].

**Размещение воспламенителя в передней крышке двигателя.**  
*Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус с размещенным в нем канальным зарядом и воспламенитель, установленный в передней крышке корпуса двигателя и утопленный в канал заряда, включающий корпус с одним или несколькими соплами-отверстиями со срезом.* Угол наклона (среза) оси сопла-отверстия к воспламеняемой поверхности равен не менее 45°. Сущность изобретения заключается в создании условий для воспламенения топлива в начальный момент

на локальном участке поверхности заряда РДТТ с последующим распространением зоны горения на остальную поверхность. Таким локальным участком является область поверхности заряда, в которую направлена струя продуктов сгорания воспламенительного состава. В момент срабатывания воспламенителя форс пламени, истекая из сопла-отверстия на ограниченный участок поверхности заряда, создает на нем местный очаг горения. Продукты сгорания топлива распространяются отсюда на всю поверхность заряда РДТТ, обеспечивая ее быстрое и надежное воспламенение за счет значительно более высоких температуры и газопритока [23].

*Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания с передним дном и многосопловым блоком, вкладной небронированный по наружной поверхности пороховой заряд и воспламенитель с электрозапалом на переднем дне камеры.* Воспламенитель размещен в форкамере, образованной кольцевым углублением в переднем дне камеры и опорной пластиной с расходными отверстиями, равномерно размещенными по краю пластины вдоль ее окружности. Электрозапал установлен во втулке с рассекателем, отверстия которого направлены в воспламенитель. Форкамерная конструкция воспламенительного устройства обеспечивает протекание фазы зажжения навески воспламенителя внутри форкамеры с последующим равномерным истечением газов воспламенителя в кольцевой зазор между зарядом и камерой сгорания. Форс пламени электрозапала через отверстия рассекателя направляется не в заряд, а в навеску воспламенителя и действует в плоскости, перпендикулярной оси заряда (в плоскости кольцевого углубления), обеспечивая надежное зажжение навески воспламенителя. При этом происходит более равномерное зажжение наружной поверхности заряда и, как следствие, практически одновременное вскрытие сопел [24].

### **Разработка воспламенителя стартового ускорителя для ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе**

Анализ конструктивных, технических и технологических решений, патентуемых в России, в области разработок воспламенителей для ракетных двигателей на твердом топливе позволяет сделать определенные выводы, коснувшиеся в основном обнаруженных недостатков.

Конструкции воспламенителей с корпусами из пленочных (полимерных) материалов гарантируют достаточно высокую надежность воспламенения твердотопливных зарядов, обеспечивая работу воспламенителя в требуемый промежуток времени, при этом улучшаются массогабаритные характеристики, технологические и экономические показатели.

Однако конструкции пленочных воспламенителей обладают недостатком — *трудностью надежного закрепления воспламенителя в камере сгорания ракетного двигателя*. При зажжении пиропатроном воспламенительной навески возможны деформирование, сдвиг и перемещение воспламенителя внутри камеры сгорания (КС), что приводит к потере энергии пиропатроном на зажжение навески и снижению эффективности воспламенителя. Для устранения этого недостатка приходится выделять специальный объем в КС, играющий роль жесткого корпуса, ориентирующего воспламенитель относительно пиропатрона и ограничивающего перемещение (сдвиг) воспламенителя при срабатывании пиропатрона. Этот недостаток в определенной степени устраняется также в объемных пленочных конструкциях воспламенителей. Однако они требуют наличия элементов крепления, что усложняет конструкцию двигателя в целом.

К недостаткам многих конструкций пленочных (полимерных) воспламенителей относят *наличие некоторого расстояния между пиропатроном и воспламенителем*, что создает определенный риск несрабатывания или задержки срабатывания воспламенительного состава воспламенителя. Чтобы устранить этот недостаток, экспериментально подбирают расстояние от пиропатрона, толщину стенки и геометрию корпуса воспламенителя, взаимное расположение пиропатрона и воспламенителя.

Еще одним недостатком полимерных воспламенителей является то, что *пленки с низкой температурой плавления обладают, как правило, низкими механическими характеристиками* и в процессе хранения не обеспечивают удовлетворительной герметичности. В некоторых конструктивных решениях корпуса полимерных воспламенителей снабжены перегородками, ребрами, дополнительными полостями и т. п., что положительно сказывается на повышении прочности корпуса и компактности размещения навески, но повышает сложность изготовления и увеличивает массу корпуса. При отрицательных температурах эксплуатации в воспламенителях с отверстиями для выхода продуктов горения навески не исключается перекрытие отверстий, соединяющих камеру высокого давления с камерой сгорания, несгоревшими фрагментами или частями разрушившегося полимерного корпуса. Если происходит разрушение корпуса, особенно при отрицательных температурах эксплуатации, размещавшийся в нем состав выбрасывается в камеру сгорания и в результате скачкообразного увеличения объема давление падает, в то время как для гарантированного срабатывания навески от инициирующего устройства необходимо, чтобы зажжение пороха осуществлялось в замкнутом объеме при относительно высоком давлении. В результате падения давления интенсивность горения воспламенительного состава уменьшается,

что приводит к увеличению времени выхода двигателя на установившийся режим работы. Разные участки поверхности порохового заряда прогреваются неравномерно, это может привести к нерасчетному увеличению скорости горения топлива на участках, воспламенившихся с запозданием, так как они успевают прогреться на большую глубину. В результате увеличения скорости горения твердотопливного заряда давление в КС может превысить максимальное допустимое значение и привести к разрушению двигателя. Разрушение корпуса воспламенителя, особенно при его применении в условиях пониженных температур, ведет к механическому повреждению заряда его фрагментами, что также способствует нарушению работы двигателя или его полному отказу.

Кроме того, для безотказности срабатывания навески воспламенителя необходимо обеспечить целостность корпуса при случайном повреждении во время монтажа и транспортировки (прокол, перетирание, смятие и т. п.), приводящему к частичному опорожнению корпуса от воспламенительной навески и отказу в запуске ракетного двигателя.

Применение несгораемого (стального) корпуса (частей корпуса) воспламенителя устраняет некоторые недостатки полимерных воспламенителей, обеспечивая надежность крепления в двигателе, прочность при хранении и транспортировке. В любых температурных условиях окружающей среды стальной корпус воспламенителя исключает риск его разрушения при срабатывании инициатора воспламенения и уменьшает локальный перегрев твердотопливного заряда за счет повышенной теплопроводности материала. При всех положительных качествах *стальной корпус имеет существенный недостаток — приводит к утяжелению ракетного двигателя.*

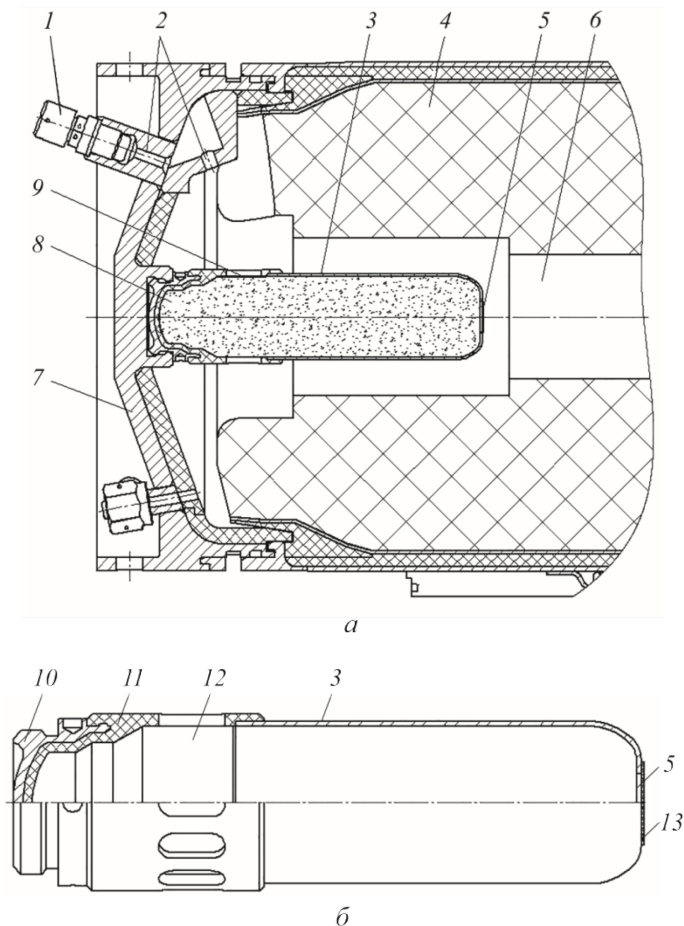
Во многих конструкциях воспламенительных устройств форма корпуса воспламенителя и направление форсажного канала обеспечивают только *локальный (точечный) поджиг навески*. Из-за точечного воспламенения навески не обеспечиваются равномерность и одновременное воспламенение всей поверхности воспламенения заряда твердого топлива. Кроме того, при локальном направлении форса пламени в зону размещения твердотопливного заряда выход на расчетный режим горения и работы всего двигателя будет иметь затянутый, нестабильный характер. При положительных температурах, когда прочность топлива снижается, струи продуктов сгорания воспламенителя, истекающие с высокой скоростью через отверстия в стенках (перфорированный корпус) воспламенительного устройства и направленные на заряд, могут разрушить поверхность заряда, что приведет к увеличению поверхности горения, повышению давления в двигателе и, как следствие, его разрушению.

К недостатку конструкции с размещением воспламенителя в сопловом блоке можно отнести *малую эффективность работы воспламенителя*, так как часть навески выносится через сопло нестогрившей. Недостатком соплового расположения воспламенителя является и то, что при срабатывании воспламенителя *газы форса заполняют предсопловый объем и частично выбрасываются через сопло*, не достигнув зажигаемой поверхности твердотопливного заряда. К недостатку конструкции можно также отнести *неравномерность воспламенения поверхности заряда*, обусловленную неориентированным горением навески воспламенителя при срабатывании инициатора запала (электрозапала). Эта неравномерность усугубляется расположением электрозапала со смещением относительно продольной оси двигателя. При неравномерности воспламенения поверхности заряда существенно возрастает окружная неравномерность газового потока от воспламенителя и горячей поверхности к соплам, что приводит к неодновременности вскрытия сопел и газодинамической неравномерности течения газа через сопла. Газодинамическая неравномерность газового потока может вызвать повышенный начальный эксцентриситет тяги двигателя и, как следствие, увод ракеты от заданной траектории.

Более высокую эффективность имеют воспламенительные устройства, в которых воспламенитель расположен на переднем дне КС. Такой воспламенитель используется с зарядом, горящим по его внутреннему каналу или по его наружной поверхности. В таких конструкциях все продукты сгорания навески воспламенителя до выхода из КС проходят вдоль воспламеняемой поверхности заряда, обеспечивая воспламенение поверхности заряда за счет движения продуктов сгорания воспламенительного состава по тракту двигателя.

С учетом рассмотренных достоинств и указанных недостатков конструкций воспламенителей в АО «МКБ «Искра» имени Ивана Ивановича Картукова» была проведена разработка перспективной конструкции воспламенителя стартового ускорителя для ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе.

Была предложена конструкция воспламенителя с осевым расположением в передней крышке бессоплового ускорителя РПДТ. Воспламенитель с пороховым наполнителем располагается во внутреннем канале твердотопливного заряда. Он состоит из корпуса и металлической гайки, впрессованной во вставку из пресс-материала с отверстиями для воспламенения с помощью горячих газов пиропатрона и с резьбой для крепления воспламенителя к переднему днищу стартового бессоплового ускорителя РПДТ. Корпус воспламенителя выполнен в виде футляра из алюминия с торцевым отверстием для его наполнения пороховой засыпкой. Все отверстия закрываются перкалиевыми заглушками. Схемы воспламенителя и его размещения на РПДТ приведены на рисунке.



Схемы размещения воспламенителя в РПДТ (а) и воспламенителя (б):  
 1 — пиропатрон; 2 — канал газового воспламенения; 3 — корпус воспламенителя; 4 — заряд твердого топлива; 5 — отверстие для пороховой засыпки; 6 — внутренний канал заряда твердого топлива; 7 — днище ускорителя РПДТ; 8 — пороховая засыпка воспламенителя; 9 — радиальные отверстия воспламенения; 10 — металлическая гайка; 11 — вставка; 12 — перкалиевая заглушка радиальных отверстий воспламенения; 13 — перкалиевая заглушка отверстия для пороховой засыпки

**Сборка конструкции.** Корпус воспламенителя 3 с заклеенными перкалиевой заглушкой 12 отверстиями 9 клеивают во вставку 11, впрессованную в гайку 10, компактно заполняют в вертикальном положении пороховой засыпкой 8 (крупнозернистым дымным порохом) через отверстие для засыпки 5 и заклеивают перкалиевой заглушкой 13. Собранный корпус воспламенителя с помощью гайки ввинчивают в переднее днище 7 ускорителя.

**Работа воспламенителя.** При срабатывании пиропатрона 1 горячий газ поступает по каналу 2, направленному на заклеенные перкалиевой заглушкой 12 отверстия воспламенения 9, прожигает перкалиевую заглушку 12 и воспламеняет пороховую засыпку 8, которая

находится в корпусе 3 воспламенителя. Образующиеся при воспламенении пороха газы разрушают перкалиевую заглушку 13, поступают во внутренний канал 6, создавая там необходимое давление и температуру для воспламенения заряда 4 стартового бессоплового ускорителя.

В предложенном конструкторском решении отражены следующие технические преимущества воспламенителя:

- торцевое отверстие в корпусе упрощает процесс засыпки и обеспечивает полное заполнение футляра пороховой засыпкой;

- крепление воспламенителя в переднем днище при помощи металлической гайки создает надежную фиксацию, предотвращающую сдвиг и перемещение воспламенителя при срабатывании пиропатрона и в момент зажжения пиропатроном воспламенительной навески воспламенителя;

- поступающий по каналу воспламенения газ от пиропатрона прожигает перкалиевую заглушку по всей цилиндрической поверхности корпуса воспламенителя, осуществляя одновременный поджиг пороховой засыпки через радиальные отверстия;

- горячие газы сгорающего пороха не приведут к разрушению твердого заряда, так как радиальные отверстия в корпусе не направлены на заряд, а ориентированы на кольцевое воспламенение переднего торца заряда;

- осевое расположение воспламенителя внутри канала твердого топлива обеспечивает равномерное и эффективное его воспламенение по ходу горячих газов в канале топлива;

- алюминиевый корпус гарантирует герметичность и целостность корпуса воспламенителя при любых температурах хранения и транспортировки двигателя, а также в процессе работы воспламенителя от начала срабатывания пиропатрона при повышении давления газов пиропатрона до полного сгорания корпуса;

- алюминиевый корпус имеет улучшенные массогабаритные характеристики по сравнению со стальным корпусом;

- сгораемый алюминиевый корпус имеет большие теплоэнергетические характеристики, чем полимерные материалы, и при горении играет роль дополнительного источника энергии, увеличивая полноту сгорания топлива и, как следствие, тягу РПДТ.

Разработанная конструкция воспламенителя получила патент России [25].

**Заключение.** Разработка современных эффективных РПДТ для ЛА разного назначения — важная задача ракетостроения. Применение ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе в качестве стартово-разгонной ступени повышает экономические показатели двигателя при маршевом режиме работы. От правильного выбора конструктивной схемы системы воспламенения, ее пространственного размещения в камере двигателя, типа и состава твердого



топлива, материалов корпусных деталей, оптимизации массовых, геометрических и других конструктивных параметров зависят надежность и безотказность работы ракетных двигателей.

В предложенной конструкции воспламенителя стартового ускорителя учтены недостатки существующих конструкций и технических решений в области разработок воспламенителей РДГТ. Предложенная конструкция воспламенителя является перспективной для современных ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бабичев В.И., Ветров В.В., Костяной Е.М. Анализ целесообразности использования ракетно-прямоточных двигателей на артиллерийских снарядах. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2012, № 4 (74), с. 3–8.
- [2] Дулепов Н.П., Котенков Г.К., Яновский Л.С. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. *Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент*, 2001, т. 6, № 2 (12), с. 1–21.
- [3] *Двигательные установки аварийного спасения летчиков и космонавтов*. URL: <http://iskramkb.ru/product/492/> (дата обращения: 21.10.18).
- [4] Ветров В.В., Дикшев А.И., Костяной Е.М. Трансформируемый в полете, управляемый артиллерийский снаряд с ракетно-прямоточным двигателем. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2012, вып. 11, ч. 2, с. 55–60.
- [5] Дикшев А.И., Костяной Е.М. Определение рациональных параметров и алгоритма работы бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2014, вып. 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49300&eng=N>
- [6] Бабичев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М. Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2010, № 3 (65), с. 3–9.
- [7] Костяной Е.М. Повышение энергобаллистической эффективности ракет ближней тактической зоны. *Научные исследования в области транспортных, авиационных и космических систем «АКТ-2010»: Труды XI Всерос. науч.-техн. конф. и школы молодых ученых, аспирантов и студентов*, 2010, с. 312–317.
- [8] Сорокин В.А., Козлов В.А., Шаров М.С. и др. *Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах*. Москва, Физматлит, 2010, 320 с.
- [9] Иоффе Е.И., Лянгузов С.В., Налобин М.А., Иванов М.Ф. Система запуска ракетного двигателя твердого топлива и заборник давления ракетного двигателя твердого топлива. Пат. 2424442, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение «Искра», заявл. 25.01.2010, опублик. 20.07.2011, бюл. № 20, приоритет 25.01.2010.
- [10] Соколовский М.И., Бондаренко С.А., Иоффе Е.И., Лянгузов С.В., Кремлев А.Н. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2491441, RU, МКИ (МПК)

- F02K 9/95, заявитель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение «Искра», заявл. 06.04.2012, опубл. 27.08.2013, бюл. № 24, приоритет 06.04.2012.
- [11] Кобцев В.Г., Гребенкин В.И., Апакидзе Ю.В., Бобович А.Б., Багдасарьян М.А., Воробьев С.Н., Калашников С.А., Поляков В.А., Мухамедов В.С. *Воспламенитель заряда твердотопливного газогенератора* Пат. 2349786, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Московский институт теплотехники», заявл. 10.07.2007, опубл. 20.03.2009, бюл. № 8, приоритет 10.07.2007.
- [12] Колесников В.И., Козьяков А.В., Кузьмицкий Г.Э., Молчанов В.Ф., Пупин Н.А., Чураков В.В., Мельниченко М.В. *Воспламенитель заряда твердого ракетного топлива* Пат. 2170842, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявители Государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», Федеральное государственное унитарное предприятие «Пермский завод им. С.М. Кирова», заявл. 01.11.1999, опубл. 20.07.2001, бюл. № 20, приоритет 01.11.1999.
- [13] Талалаев А.П., Козьяков А.В., Молчанов В.Ф., Чураков В.В., Аликин В.Н., Кузьмицкий Г.Э. *Воспламенительное устройство для ракетного двигателя*. Пат. 2185522, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявители Государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», Федеральное государственное унитарное предприятие «Пермский завод им. С.М. Кирова», заявл. 13.02.2001, опубл. 20.07.2002, бюл. № 20, приоритет 13.02.2001.
- [14] Колесников В.И., Козьяков А.В., Молчанов В.Ф., Никитин В.Т., Кислицын А.А. *Воспламенитель заряда ракетного двигателя твердого топлива*. Пат. 2309282, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», заявл. 24.10.2005, опубл. 27.04.2007, бюл. № 12, приоритет 24.10.2005.
- [15] Молчанов В.Ф., Прибыльский Р.Е., Колесников В.И., Козьяков А.В., Борисов Г.Д. *Воспламенитель твердотопливного заряда ракетного двигателя*. Пат. 2213246, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», заявл. 06.05.2002, опубл. 27.09.2003, бюл. № 27, приоритет 06.05.2002.
- [16] Козьяков А.В., Никитин В.Т., Молчанов В.Ф., Кислицын А.А., Филимонова Е.Ю., Амарантов Г.Н., Александров М.З., Власов С.Я. *Воспламенитель твердотопливного заряда для ракетного двигателя*. Пат. 2432484, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», заявл. 05.05.2010, опубл. 27.10.2011, бюл. № 30, приоритет 05.05.2010.
- [17] Васина Е.А., Коликов В.А., Коренной А.В., Морозов В.Д., Сурначев А.Ф., Шатрова Э.А. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2273758, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро приборостроения», заявл. 16.08.2004, опубл. 10.04.2006, бюл. № 10, приоритет 16.08.2004.
- [18] Мухамедов В.С., Воронцов П.Г., Поляков В.А. *Устройство воспламенения заряда твердотопливного ракетного двигателя*. Пат. 2500913, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Открытое акционерное общество «Корпорация «Московский институт теплотехники», заявл. 23.05.2012, опубл. 10.12.2013, бюл. № 34, приоритет 23.05.2012.

- [19] Филимонов Г.Д., Сурначев А.Ф., Морозов В.Д., Родин Л.А., Коликов В.А., Коренной А.В., Осокин А.В. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2246633, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро приборостроения», заявл. 03.02.2003, опубл. 20.02.2005, бюл. № 5, приоритет 03.02.2003.
- [20] Самохин В.С., Баранов Г.Н., Мельниченко М.В., Меринова Л.В., Шамраев В.Я., Амарантов Г.Н. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2378525, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», заявл. 09.06.2008, опубл. 10.01.2010, бюл. № 1, приоритет 09.06.2008.
- [21] Куценко Г.В., Амарантов Г.Н., Баранов Г.Н., Гусева Г.Н., Самохин В.С., Шамраев В.Я., Мельниченко М.В., Меринова Л.В., Раймов Р.Х., Саушин С.Н., Степанов П.И., Ярмолук В.Н., Бельских А.И., Иванов О.М., Гуреев В.В. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2389895, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», заявл. 22.12.2008, опубл. 20.05.2010, бюл. № 14, приоритет 22.12.2008.
- [22] Большаков А.Н., Крейер К.В. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2267024, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро приборостроения», заявл. 30.03.2004, опубл. 27.12.2005, бюл. № 36, приоритет 30.03.2004.
- [23] Талалаев А.П., Макаровец Н.А., Кузьмицкий Г.Э., Колесников В.И., Амарантов Г.Н., Баранов Г.Н. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2258151, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95. Заявители Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных материалов», Федеральное государственное унитарное предприятие «Сплав», Федеральное государственное унитарное предприятие «Пермский завод им. С.М. Кирова», заявл. 30.12.2003, опубл. 10.08.2005, бюл. № 22, приоритет 30.12.2003.
- [24] Большаков А.Н., Крейер К.В., Худяков В.И., Шатрова Э.А. *Ракетный двигатель твердого топлива*. Пат. 2297547, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95, заявитель Государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро приборостроения», заявл. 23.08.2005, опубл. 20.04.2007, бюл. № 11, приоритет 23.08.2005.
- [25] Норенко А.Ю., Мокрецова О.В., Любимов В.А., Валуй П.В., Федоров Д.Ю., Кабанов Д.Е., Сорокин В.А., Молодцов А. Н. *Воспламенитель ракетно-прямоточного двигателя*. Пат. ПМ 182772, RU, МКИ (МПК) F02K 9/95. заявитель Министерство промышленности и торговли Российской Федерации (Минпромторг России), заявл. 30.08.2017, опубл. 31.08.2018, бюл. № 25, приоритет 30.08.2017.

Статья поступила в редакцию 21.02.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сорокин В.А., Мокрецова О.В., Валуй П.В., Федоров Д.Ю., Молодцов А.Н., Васин В.А. Анализ существующих воспламенительных устройств и разработка перспективной конструкции воспламенителя стартового ускорителя современных ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-5-1879>

*В.А. Сорокин, О.В. Мокрецова, П.В. Валуй, Д.Ю. Федоров, А.Н. Молодцов, В.А. Васин*

---

**Сорокин Владимир Алексеевич** — д-р техн. наук, генеральный директор АО «МКБ «Искра», чл.-корр. ФГБУ РАН, разработка и проектирование твердотопливных двигательных установок. e-mail: info@iskramkb.ru

**Мокрецова Ольга Валерьевна** — аспирант МАИ, проектирование узлов ракетных твердотопливных двигателей. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Валуй Павел Викторович** — аспирант МАИ, проектирование узлов ракетных твердотопливных двигателей. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Федоров Дмитрий Юрьевич** — аспирант МАИ, проектирование узлов ракетных твердотопливных двигателей. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Молодцов Антон Николаевич** — аспирант МАИ, проектирование узлов ракетных твердотопливных двигателей. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Васин Владимир Алексеевич** — д-р техн. наук, генеральный директор АО «НПП «Полигон-МТ», проектирование и конструирование по новым перспективным разработкам и совершенствованию изделий машиностроения. e-mail: info@polygon-mt.ru

## **Analysis of the existing igniter devices and the development of a promising igniter design for the launching booster of modern solid-propellant ramjets**

© V.A. Sorokin<sup>1</sup>, O.V. Mokretsova<sup>2</sup>, P.V. Valuy<sup>2</sup>, D.Yu. Fedorov<sup>2</sup>,  
A.N. Molodtsov<sup>2</sup>, V.A. Vasin<sup>3</sup>

<sup>1</sup>JSC “MDB ‘ISKRA’ named after I.I. Kartukov”, Moscow, 127287, Russia

<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia

<sup>3</sup>JSC “Scientific and Production Enterprise “Polygon-MT”, Moscow Region,  
Chekhovsky District, Novy Byt Village, 142322, Russia

*The article briefly reviews the existing designs and technical solutions for solid propellant igniters in rocket engines. The technical and design solutions in the development of solid-propellant rocket engine igniters are analyzed. The results of the development of a promising igniter design with gunpowder filler axially located in the internal channel of a propellant grain of a launching free-flowing booster of a rocket-ramjet engine are presented. Ensuring the required level of structure reliability and durability in the launch mode of the solid propellant rocket-ramjet engine, the igniter will improve the engine traction characteristics due to the combustion of the igniter aluminum shell as an additional energy source and using its combustion products in the stream of solid propellant combustion products.*

**Keywords:** igniter, rocket engine, igniter case, combustion chamber, percalic plug, powder filling, propellant grain

### REFERENCES

- [1] Babichev V.I., Vetrov V.V., Kostyanoy E.M. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences*, 2012, no. 4 (74), pp. 3–8.
- [2] Dulepov N.P., Kotenkov G.K., Yanovsky L.S. *Aktualnye problemy aviatsionnykh i aerokosmicheskikh sistem: protsessy, modeli, eksperiment — Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems: processes, models, experiment*, 2001, vol. 6, no. 2 (12), pp. 1–21.
- [3] *Dvigatelnye ustanovki avariynogo spaseniya letchikov i kosmonavtov* [Aviators and spacemen emergency recovery power plants]. Available at: <http://iskramkb.ru/product/492/> (accessed October 21, 2018).
- [4] Vetrov V.V., Dikshev A.I., Kostyanoy E.M. *Izvestiya Tulskogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki — Izvestiya Tula State University. Technical Sciences*, 2012, no. 11, part 2, pp. 55–60.
- [5] Dikshev A.I., Kostyanoy E.M. *Elektronnyy zhurnal “Trudy MAI” (Electronic journal “Proceedings of the MAI”)*, 2014, no. 74. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49300&eng=N>
- [6] Babichev V.I., Vetrov V.V., Elesin V.P., Kolikov A.A., Kostyanoy E.M. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences*, 2010, no. 3 (65), pp. 3–9.
- [7] Kostyanoy E.M. *Povyshenie energoballisticheskoy effektivnosti raket blizhney takticheskoy zony* [Increasing the energy and ballistic efficiency of near tactical zone missiles]. *Trudy XI Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov “Nauchnye issledovaniya v*

- oblasti transportnykh, aviatsionnykh i kosmicheskikh sistem «AKT-2010»* ” [Proceedings of the XI All-Russian Scientific and Technical Conference and the School of Young Scientists, Postgraduates and Students “Scientific research in the field of transport, aviation and space systems “ACT-2010”]. 2010, pp. 312–317.
- [8] Sorokin V.A., Yanovsky L.S., Kozlov V.A., Surikov E.V., Sharov M.S. *Raketno-pryamotokhnnye dvigateli na tverdykh i pastobraznykh toplivakh* [Rocket-ramjet engines on solid and pasty propellants]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010, 320 p.
- [9] Ioffe E.I., Lyanguzov S.V., Nalobin M.A., Ivanov M.F. *Sistema zapuska raketnogo dvigatelya tverdogo topliva i zabornik davleniya raketnogo dvigatelya tverdogo topliva* [The firing system of the solid propellant rocket engine and the pressure inlet of the solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2424442, 2010, publ. July 07, 2011, Bul. no. 20.
- [10] Sokolovsky M.I., Bondarenko S.A., Ioffe E.I., Lyanguzov S.V., Kremlev A.N. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2491441, 2012, publ. August 08, 2013, Bul. no. 24.
- [11] Kobtsev V.G., Grebenkin V.I., Apakidze Yu.V., Bobovich A.B., Bagdasaryan M.A., Vorobyev S.N., Kalashnikov S.A., Polyakov V.A., Mukhamedov V.S. *Vosplamenitel zaryada tverdotoplivnogo gazogeneratora* [Grain igniter for gas generator]. Patent RF no. 2349786, 2007, publ. March 20, 2009, Bul. no. 8.
- [12] Kolesnikov V.I., Kozyakov A.V., Kuzmitsky G.E., Molchanov V.F., Pupin N.A., Churakov V.V., Melnichenko M.V. *Vosplamenitel zaryada tverdogo raketnogo topliva* [Rocket grain igniter]. Patent RF no. 2170842, 1999, publ. July 20, 2001, Bul. no. 20.
- [13] Talalaev A.P., Kozyakov A.V., Molchanov V.F., Churakov V.V., Alikin V.N., Kuzmitsky G.E. *Vosplamenitelnoe ustroystvo dlya raketnogo dvigatelya* [Igniter device for a rocket engine]. Patent RF no. 2185522, 2001, publ. July 20, 2002, Bul. no. 20.
- [14] Kolesnikov V.I., Kozyakov A.V., Molchanov V.F., Nikitin V.T., Kislitsyn A.A. *Vosplamenitel zaryada raketnogo dvigatelya tverdogo topliva* [Grain igniter for solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2309282, 2005, publ. April 27, 2007, Bul. no. 12.
- [15] Molchanov V.F., Pribylsky R.E., Kolesnikov V.I., Kozyakov A.V., Borisov G.D. *Vosplamenitel tverdotoplivnogo zaryada raketnogo dvigatelya* [Grain igniter for a rocket engine]. Patent RF no. 2213246, 2002, publ. September 09, 2003, Bul. no. 27.
- [16] Kozyakov A.V., Nikitin V.T., Molchanov V.F., Kislitsyn A.A., Filimonova E.Yu., Amarantov G.N., Aleksandrov M.Z., Vlasov S.Ya. *Vosplamenitel tverdotoplivnogo zaryada raketnogo dvigatelya* [Grain igniter for a rocket engine]. Patent RF no. 2432484, 2010, publ. October 27, 2011, Bul. no. 30.
- [17] Vasina E.A., Kolikov V.A., Korennoy A.V., Morozov V.D., Surnachev A.F., Shatrova E.A. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2273758, 2004, publ. April 10, 2006, Bul. no. 10.
- [18] Mukhamedov V.S., Vorontsov P.G., Polyakov V.A. *Ustroystvo vosplamneniya zaryada tverdotoplivnogo raketnogo dvigatelya* [Grain igniter device for a solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2500913, 2012, publ. December 10, 2013, Bul. no. 34.
- [19] Filimonov G.D., Surnachev A.F., Morozov V.D., Rodin L.A., Kolikov V.A., Korennoy A.V., Osokin A.V. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2246633, 2003, publ. February 20, 2005, Bul. no. 5.
- [20] Samokhin V.S., Baranov G.N., Melnichenko M.V., Merinova L.V., Shamraev V.Ya., Amarantov G.N. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2378525, 2008, publ. January 10, 2010, Bul. no. 1.

- [21] Kutsenko G.V., Amarantov G.N., Baranov G.N., Guseva G.N., Samokhin V.S., Shamraev V.Ya., Melnichenko M.V., Merinova L.V., Raimov R.Kh., Saushin S.N., Stepanov P.I., Yarmolyuk V.N., Belskikh A.I., Ivanov O.M., Gureev V.V. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2389895, 2008, publ. May 20, 2010, Bul. no. 14.
- [22] Bolshakov A.N., Kreyer K.V. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2267024, 2004, publ. December 27, 2005, Bul. no. 36.
- [23] Talalaev A.P., Makarovets N.A., Kuzmitsky G.E., Kolesnikov V.I., Amaranth G.N., Baranov G.N., Shamraev V.Ya., Kolach P.K., Samokhin V.S., Melnichenko M.V., Beklemysheva T.M., Fedchenko N.N., Vronsky N.M., Denezhkin G.A., Podchufarov V.I., Kuksenko A.F., Sopikov D.V., Bytskevich V.M., Gramenitsky M.D., Volkov O.K., *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2258151, 2003, publ. August 10, 2005, Bul. no. 22.
- [24] Bolshakov A.N., Kreyer K.V., Khudyakov V.I., Shatrova E.A. *Raketnyy dvigatel tverdogo topliva* [Solid propellant rocket engine]. Patent RF no. 2297547, 2005, publ. April 20, 2007, Bul. no. 11.
- [25] Norenko A.Yu., Mokretsova O.V., Lyubimov V.A., Valuy P.V., Fedorov D.Yu., Kabanov D.E., Sorokin V.A., Molodtsov A.N. *Vosplamenitel raketno-pryamotochnogo dvigatelya* [Grain igniter for a rocket-ramjet engine]. Patent RF no. 182772, 2017, publ. August 31, 2018, Bul. no. 25.

**Sorokin V.A.**, Dr. Sc. (Eng.), General Director, JSC “MDB “Iskra”, Corresponding Member of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences. Research interests: development and design of solid fuel propulsion systems. e-mail: info@iskramkb.ru

**Mokretsova O.V.**, Post-Graduate Student, Moscow Aviation Institute. Research interests: designing rocket solid propellant engine assemblies. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Valuy P.V.**, Post-Graduate Student, Moscow Aviation Institute. Research interests: designing rocket solid propellant engine assemblies. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Fedorov D.Yu.**, Post-Graduate Student, Moscow Aviation Institute. Research interests: designing rocket solid propellant engine assemblies. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Molodtsov A.N.**, Post-Graduate Student, Moscow Aviation Institute. Research interests: designing rocket solid propellant engine assemblies. e-mail: oir@iskramkb.ru

**Vasin V.A.**, Dr. Sc. (Eng.), General Director, JSC “Scientific and Production Enterprise “Polygon-MT”. Research interests: design and engineering new promising developments and improvement of mechanical engineering products. e-mail: info@polygon-mt.ru