

Огневые испытания материалов сопла ракетного двигателя

**Л.М. Мустафа, М.Р. Нургужин, М.С. Джаникеев, И.К. Аблакатов, Б.М. Байсериков,
А.Д. Байгонов, Б.С. Медянова, Р.Ш. Жунусов, Г. Партизан***

Национальный центр космических исследований и технологий, ул. Шевченко, 15, Алматы, Казахстан

Информация о статье

Получено
21.08.2025

Получено в исправленном виде
18.09.2025

Принято
23.10.2025

Ключевые слова:

ракетный двигатель;
корпус сопла; вкладыш;
теплоизоляция; материалы;
сталь; текстолит; графит

АННОТАЦИЯ

В статье представлены результаты исследований материалов, используемых в сопловой части ракетного двигателя. Проведен анализ свойств высокопрочных металлических сплавов, жаропрочных и теплоизоляционных материалов. Проведен обзор материалов, рассматриваемых для применения в конструкциях сопел. Для экспериментальных исследований были выбраны три различных материала: конструкционная сталь 30ХГСА, текстолит (марки А) и прессованный графит. Для оценки термостойкости и эрозионной стойкости указанных материалов были проведены огневые испытания на стенде двигателя калибра 70 мм. В результате испытаний определен уровень эрозионного износа в различных зонах сопла: конфузорном, критическом и диффузорном сечениях. Для этого контролировалось изменение геометрических размеров (диаметра и углов) деталей сопла. Наибольшую термостойкость и эрозионную стойкость в критической зоне показал графитовый материал. В то время как стальные материалы эффективны с точки зрения механической прочности, текстолит пригоден для использования в качестве теплоизолятора, однако установлено, что он подвержен значительному износу под воздействием высоких температур. Результаты проведенных исследований могут рассматриваться как научно-практическая основа для проектирования и выбора материалов для сопловых блоков ракетных двигателей. В работе сформулированы рекомендации по оптимальному выбору материалов для твердотопливных ракетных двигателей малого и среднего калибра.

1. Введение

Сопловой блок является самым нагруженным в силовом и тепловом отношении узлов ракетного двигателя (РД). Его основная функция заключается в преобразовании тепловой энергии продуктов сгорания в кинетическую энергию, что происходит в сужающейся части сопла, где скорость продуктов становится звуковой и достигает максимума в критическом сечении. Завершается сопло выходным сечением, часто именуемым срезом сопла. В современных ракетных двигателях применяются как конические, так и профилированные сопла, выбор которых обусловлен назначением двигателя, продолжительностью работы, уровнем тяги и другими параметрами. Выбор между коническими и профилированными соплами в основном определяется материалами, которые должны отвечать жестким и многосторонним требованиям. Внутренняя по-

верхность сопла подвержена высокой температуре и сильной эрозии, особенно при использовании различных топлив с добавками порошков металлов (алюминий, бериллий, магний и др.). Продукты сгорания таких топлив содержат твердые частицы металлических оксидов, которые оказывают абразивное воздействие. Ключевыми критериями при подборе материалов для элементов сопла являются распределение температуры вдоль сопла в процессе работы двигателя, а также химическое и эрозионное воздействия продуктов сгорания. Материалы, используемые для сопел ракет, должны обладать высокой жаростойкостью и жаропрочностью при температурах до 3500 К, обеспечивать достаточную конструктивную прочность с запасом не менее 1,3, иметь эрозионную стойкость в условиях высокотемпературного сверхзвукового потока, насыщенного твердыми частицами алюминия, а также характеризоваться минимальной массой [1-5].

*Corresponding author: G. Partizan; E-mail address: g.partizan@spaceres.kz

Сопловой блок в основном состоит из трех ключевых компонентов: корпуса, кольцевого вкладыша критического сечения и теплоизоляционного слоя. Ниже представлены основные типы материалов, используемых для изготовления каждого из этих элементов [5-12].

Корпус соплового блока. Задача корпуса сопла заключается в сохранении размеров и формы при воздействии силовых нагрузок и вибраций во время работы ракетного двигателя. Для сохранения прочностных свойств материал корпуса сопла не должен нагреваться выше температуры деформации. Сталь, алюминий и титан начинают деформироваться при 400-500 °С, 150-200 °С и 300-400 °С, соответственно. Для этого на внутреннюю поверхность корпуса сопла наносят теплоизоляционные материалы, защищая его от воздействия температуры. Корпус сопла в основном изготавливается из прочных металлических сплавов, таких как сталь, алюминий и титан. Сталь один из наиболее часто применяемых материалов в конструкциях ракетного двигателя. В табл. 1 приведены известные высокопрочные стальные сплавы. Например, сталь 30ХГСА обладает высокой прочностью ($\sigma = 1200$ МПа), хорошо поддается обработке и сварке, а также имеет низкую стоимость. У стали 20ХГСА прочность ниже, однако она характеризуется хорошей свариваемостью [6-8, 11].

Титан в конструкции РД применяется только в виде сплавов, у которых высокая удельная прочность. Титан обладает жаропрочностью, по

химической стойкости примерно соответствует платине, устойчив к воздействию морской воды и агрессивных сред. Титановые сплавы широко применяются для изготовления сопел РД, их характеристики приведены в табл. 2 [6-9].

Анализ представленных данных показывает, что каждый сплав имеет свои уникальные характеристики, включая пределы прочности, текучести, относительное удлинение и плотность. Марки сплавов ВТ 23 и ВТ 16 обладают схожими диапазонами предела прочности 1050-1250 МПа и могут быть предпочтительными при высоких требованиях к прочности. Сплав ВТ 14 обладает более высоким диапазоном предела прочности 1200-1350, чем ВТ 23 и ВТ 16. Сплав ОТ 4 характеризуется пониженным пределом прочности, но более высоким относительным удлинением. Сплавы ВТ 5Л и ВТ 20Л имеют сравнительно низкую прочность (700-900 МПа), но могут быть предпочтительными в ситуациях, когда требуется более низкая прочность [6-9].

Сплавы на основе алюминия имеют небольшую плотность (2700 кг/м³), высокой пластичностью, отличаются очень низкой прочностью (40-80 МПа). В чистом виде практически не используются (применяются тонкие алюминиевые листы при изготовлении футляров воспламенителей). Алюминиевые сплавы применяются при разработке конструкций малогабаритных РД, рассчитанных на крупносерийное и массовое производства, их характеристики приведены в табл. 3 [5-6, 10-14].

Таблица 1. Характеристики стальных сплавов

Марка стали	Плотность, г/см ³	Предел прочности, МПа	Относительное удлинение, %	Источники
30ХГСА (AISI 4340)	7,85	930-1080	10-15	[6-8]
40ХН2МА (AISI 4340)	7,85	1000-1300	10-16	[7-8]
38ХН3МФА	7,85	1200-1400	8-12	[6-7]
09Г2С	7,85	500-750	21-25	[8, 11]
12Х18Н10Т (AISI 321)	7,9	500-700	40-50	[6-7, 11]
17-4РН (AISI 630)	7,75	1100-1310	8-17	[6-8]

Таблица 2. Характеристики титановых сплавов

Марка титана	Плотность, кг/м ³	Предел прочности, МПа	Относительное удлинение, %	Источники
ВТ 23	4569	1050-1250	4,0	[6-9]
ВТ 16	4571	1050-1250	12,0	[6, 8-9]
ВТ 14	4580	1200-1350	5,0-7,0	[8-9]
ОТ 4	4574	700-900	10-12	[6-9]
ВТ 5Л	4572	700	5,0	[7-9]
ВТ 20Л	4568	900	5,0	[6-7, 9]

Таблица 3. Характеристики алюминиевых сплавов

Сплав	Плотность, г/см ³	Предел прочности, МПа	Относительное удлинение, %	Источники
2024-T3	2,78	420-480	10-15	[6, 11-14]
7075-T6	2,81	570-620	5-11	[5-6, 10-12]
7050-T7451	2,83	510-570	8-12	[10-14]
6061-T6	2,70	275-310	10-17	[5-6, 13]
2011-T3	2,80	415-485	10-15	[5-6, 10-14]
7055-T77	2,81	570-620	7-11	[12-13]

Кольцевой вкладыш соплового блока. Сопловые вкладыши работают в крайне тяжелых условиях, подвергаясь эрозии под воздействием высокотемпературного потока газов. При этом увеличение площади критического сечения (вкладыша) за время работы двигателя в большинстве случаев не должно превышать 5%, что создает необходимость усиленной теплозащиты данной зоны. Местная теплоизоляция выполняется обычно в виде вкладышей из тугоплавкого материала, которые устанавливаются в проточки сопла, т.к. вкладыш за время работы двигателя может разогреться до весьма высокой температуры порядка 3000-3500 К. Материалы, используемые для изготовления вкладышей, можно разделить на две группы: различные формы графита и жаропрочные тугоплавкие металлы. Графит работоспособен до температур, близких к температуре сублимации (3770 К). Однако при высоких температурах резко увеличивается его эрозия, а графитовые вкладыши крупногабаритных сопел могут разрушаться от термических напряжений. Во избежание этого к механическим свойствам графита предъявляют высокие требования. К недостаткам графита можно отнести высокую теплопроводность (186 Вт/м·град), вследствие чего возможен значительный разогрев силовой (несущей) конструкции сопла. Для защиты от разогрева между вкладышем и конструкцией сопла прокладывают слой теплоизоляции [15-24].

Вольфрам имеет температуру плавления 3410 °С, плотность $19,3 \cdot 10^3$ кг/м³ и предел прочности 2110 МПа. Вольфрамовые сплавы используются для наиболее температурно-напряженных частей конструкции – вкладышей сопловых блоков, газовых рулей и т.д. Недостатками вольфрама как конструкционного материала являются высокая плотность, хрупкость и летучесть оксидов при температуре свыше 1000 °С. Молибден имеет температуру плавления 2620 °С, плотность $10,2 \cdot 10^3$ кг/м³ и предел прочности 705 МПа. Это

один из самых дешевых тугоплавких материалов, имеющий такую же область применения, как у вольфрама. Недостатком является малая стойкость против газовой коррозии при температуре свыше 1100 °С, поэтому его поверхность покрывают пленкой никеля или хрома. Тантал обладает наиболее высокой пластичностью из всех тугоплавких материалов, хорошо обрабатывается и сваривается. Температура его плавления составляет 3030 °С, плотность – $16,6 \cdot 10^3$ кг/м³, предел прочности – 775 МПа. Обладает высокой химической стойкостью (как у платины), но при температуре больше 700 °С начинает быстро окисляться. Тантал наиболее дорогой из тугоплавких материалов. Графит является самым тугоплавким материалом, который применяется в технике, практически не плавится, но при температуре 3600 °С испаряется. При температурах 2000-3000 °С прочность в 2-3 раза выше, чем при обычной. У него высокая теплопроводность и малый коэффициент линейного расширения, следовательно, имеет хорошую стойкость к тепловым ударам [8-15].

Теплоизоляция соплового блока ракетного двигателя. При длительном времени работы двигателя, помимо защиты критического сечения, требуется общая теплозащита сопла. Для металлических сопел при небольшой продолжительности работы двигателя применяют теплоизоляционные покрытия с низкой теплопроводностью и высокой температурой плавления. Такие покрытия разделяются на распыляемые, различные обмазочные смеси и эмали. Распыляемые покрытия толщиной порядка 0,1-0,5 мм получают пламенным или плазменными методами [26-29]. Материалами таких покрытий служат оксид алюминия или диоксид циркония/кремния. При кратковременной работе эти материалы выдерживают температуру до 3700 К. Недостатками покрытий, называемых керамическими, являются растрескивание и отслаивание при больших деформациях деталей сопла, на которые они на-

несены. Для снижения хрупкости покрытия изготавливают в виде различных обмазочных смесей, содержащих оксиды, слюду и клеящее вещество. Такие покрытия из смеси могут быть толщиной до нескольких миллиметров. Для теплозащиты стенок теплонагруженных сопел при длительном времени работы двигателя в геометрии докритической и закритической части широко применяются также аблирующие покрытия, которые можно разделить на две группы – материалы с поверхностным и внутренним уносом вещества. Покрытия первой группы при действии высокой температуры разлагаются и разрушаются, начиная с поверхности. Толщина покрытия во время работы непрерывно уменьшается. Для изготовления теплоизоляционных покрытий чаще всего используют армированные стекловолокном или асбестом каучуки, обладающие хорошей термостойкостью, эластичностью и адгезией к металлическим поверхностям [30–32]. Заготовки таких покрытий обычно изготавливают в виде листов, которые приклеивают к внутренней поверхности сопла, толщина варьируется от 2 до 300 мм.

Покрытия второй группы состоят из армировки и компонента, выполняющего роль теплопоглотителя. В качестве такого компонента наиболее часто используют термически обработанные фенолформальдегидные смолы. При их термическом разложении происходит коксование: образуется пористый обугленный слой и выделяется газ, диффундирующий к поверхности. Необходимая прочность обугленного слоя обеспечивается армировкой из асбестовой ткани, стекловолокна и др. Толщина зоны коксования непрерывно растет во время работы двигателя, тогда как толщина теплозащитного покрытия изменяется незначительно. Преимуществом покрытий второй группы является высокая эрозионная стойкость, что делает их широко применяемыми в конструкциях сопел двигателей. Элементы таких покрытий изготавливают методом прессования в пресс-формах с последующей установкой в конструкцию. Также возможно формование покрытия непосредственно в корпус сопла двигателя, однако при этом часть конструкции вместе с теплозащитным покрытием необходимо помещать в печь для полимеризации смолы, что является одним из недостатков рассматриваемых покрытий. Кроме перечисленных для защиты стенок сопла применяют также активные теплозащитные покрытия, которые представляют собой медленно горящее твердое топливо. При его сгорании образуются газы, увеличивающие тягу двигателя. Такое по-

крытие является одноразовым и к концу работы двигателя полностью выгорает [33, 34].

Среди теплоизоляционных материалов сопла для малогабаритных двигателей с коротким временем работы часто применяется материал текстолит, состоящий из стеклоткани и фенольной смолы. Текстолит – это композитный материал – может быть использован в сопловом блоке твердотопливного ракетного двигателя в различных контекстах. Одним из возможных применений текстолита может быть его использование в качестве материала для изготовления опорной структуры или вкладышей внутри сопла. Текстолит обладает хорошей изоляцией и может быть достаточно прочным для поддержки внешних нагрузок в условиях работы ракетного двигателя [17–19]. Текстолит применяется в начальных экспериментах на малых ракетах с целью отработки процессов прожига на двигательном стенде.

2. Экспериментальная часть

Выбор материалов сопла. Изучение материалов и технологий изготовления соплового блока требует систематического подхода, включающего как теоретические, так и экспериментальные исследования. Это позволяет оптимизировать процесс проектирования и изготовления соплового блока, повысить его производительность, эффективность и надежность. Важно также учитывать требования к стоимости и масштабируемости производства при выборе материалов и технологий.

Следует отметить, что конкретные методы исследования и выбор материалов и технологий зависят от типа двигателя, его конструкции, рабочих условий и требований проекта. В данном исследовании были в первую очередь изучены прочностные характеристики выбранных материалов.

На основании анализа литературных источников и обзора современных требований к теплонагруженным элементам ракетных двигателей были отобраны конструкционные и теплоизоляционные материалы, обладающие необходимыми характеристиками прочности, термостойкости и технологичности. Выбранные материалы широко применяются в ракетной технике и соответствуют критериям, предъявляемым к элементам соплового блока. В качестве материала корпуса использовались высокопрочные стали (45, 30ХН-2МФА), для критического вкладыша – прессованный графит, а в роли теплоизоляционного слоя – текстолит марки А, доказавший свою эффектив-

ность в ряде экспериментальных и практических применений.

Для подтверждения пригодности отобранных материалов к использованию в условиях теплового и механического нагружения были проведены лабораторные прочностные испытания. Испытания проводились в соответствии с действующими стандартами: на растяжение/сжатие – согласно ГОСТ 1497-84 и ГОСТ 9454-78 на испытательной машине РМГ100-МГ4 (АО «Национальный центр космических исследований и технологии», г. Алматы), на ударную вязкость – согласно ГОСТ 9454-78 на маятниковом копре МК-30а (АО «НЦКИТ», г. Алматы). Результаты прочностных испытаний материалов представлены в табл. 4.

На основе представленных данных о прочностных испытаниях различных материалов можно сделать следующие выводы. Сталь 45 обладает высокой плотностью и демонстрирует хорошие показатели прочности: предел на растяжение составляет 559 МПа, на сжатие – 450 МПа, при этом материал характеризуется высокой ударной вязкостью (90 кДж/м²). Сталь 30ХН2МФА отличается более высокими показателями прочности: предел на растяжение составляет 850 МПа, на сжатие – 545 МПа, что делает ее перспективной для использования в элементах, подвергающихся значительным механическим нагрузкам.

Текстолит марки А отличается существенно меньшей плотностью (1340 кг/м³) по сравнению со сталями, что позволяет значительно снизить массу конструкции. Несмотря на более низкие значения прочности на растяжение (201 МПа) и сжатие (151 МПа), материал демонстрирует удовлетворительные характеристики для применения в качестве теплоизоляционного слоя.

Графит, обладая плотностью 2200 кг/м³, характеризуется относительно низкой прочностью на растяжение (90 МПа), но высокой прочностью на сжатие (462 МПа), что делает его подходящим материалом для вкладышей, воспринимающих давление со стороны газового потока.

Таким образом, на основании анализа прочностных характеристик обоснован выбор материалов: сталь – для корпуса соплового блока, текстолит – в качестве теплоизоляционного слоя и графит – в качестве термостойкого вкладыша. На следующем этапе исследования проведены огневые испытания соплового блока ракетного двигателя.

3. Результаты и обсуждение

С целью оценки работоспособности конструкции и термостойкости материалов в условиях, приближенных к реальной эксплуатации, был проведен следующий этап – огневая отработка соплового блока твердотопливного ракетного двигателя калибра 44 мм. Данный этап является критически важным в рамках валидации ранее подобранных материалов и геометрических решений, так как позволяет выявить реальные тепловые и эрозионные нагрузки, а также поведение элементов конструкции при воздействии высокотемпературного газового потока.

Особое внимание в ходе испытаний уделялось исследованию критического вкладыша сопла – одного из наиболее термонагруженных элементов, на который напрямую воздействует пламя. Для обеспечения устойчивости в условиях температур до 3000 °С ключевую роль играет правильный выбор материала и конфигурации этой детали. Образцы критического сечения вкладыша для проведения огневых испытаний были изготовлены в соответствии с чертежом, представленным на рис. 1.

Для проведения огневой отработки были изготовлены вкладыши сопел с идентичной геометрией: угол входа (конфузора) составлял 90°, угол раскрытия (диффузора) – 20°, диаметр критического сечения – 10 мм. Это позволило обеспечить сопоставимость условий испытаний при сравнении материалов. В качестве исследуемых вариантов были выбраны три материала: текстолит,

Таблица 4. Результаты прочностных испытаний металлов

№	Материалы	Прочностные испытания			
		Плотность, кг/м ³	Прочность на растяжение, МПа	Прочность на сжатие, МПа	Ударная вязкость, кДж/м ²
1	Сталь 45	7826	559	450	90
2	Сталь 30ХН2МФА	7800	850	545	110
3	Текстолит марки А	1340	201	151	34
4	Графит	2200	90	462	-

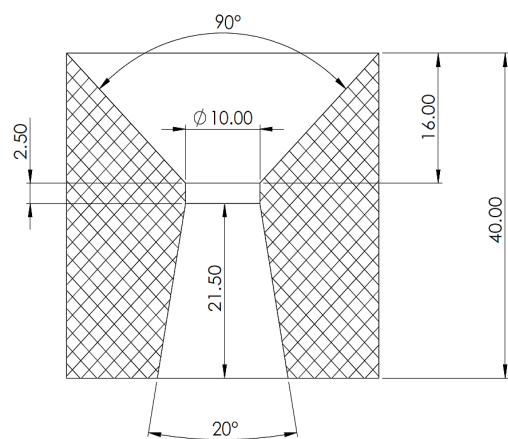


Рис. 1. Параметры вкладыша и внешний вид: а – размеры; б – внешний вид стального вкладыша.

графит и сталь, каждый из которых ранее рассматривался как потенциальный кандидат для применения в составе соплового блока.

На рис. 2 представлены результаты визуального анализа вкладышей до и после огневой отработки, что позволило оценить степень эрозии, деформации и сохранения геометрии в условиях высокотемпературного газового потока.

На представленных рисунках видно, что после огневой отработки на поверхности образцов образовались остаточные продукты сгорания в виде сажистого налета. Анализ состава сажи, выполненный с использованием электронно-зондового микроанализатора Superprobe JXA-8230 (АО «Ин-

ститут металлургии и обогащения», г. Алматы), выявил преимущественное содержание оксида алюминия. Химический состав сажи характеризуется следующим содержанием элементов: кислород – 37,10%, алюминий – 49,60%, прочие элементы – 13,30%.

Кроме того, были исследованы эрозионные характеристики вкладышей путем анализа изменения диаметра критического сечения и угла расширения диффузора. Результаты проведенных испытаний приведены в табл. 5.

Анализ данных, полученных в результате измерений расширения диаметра критического сечения и угла расширения диффузора для трех

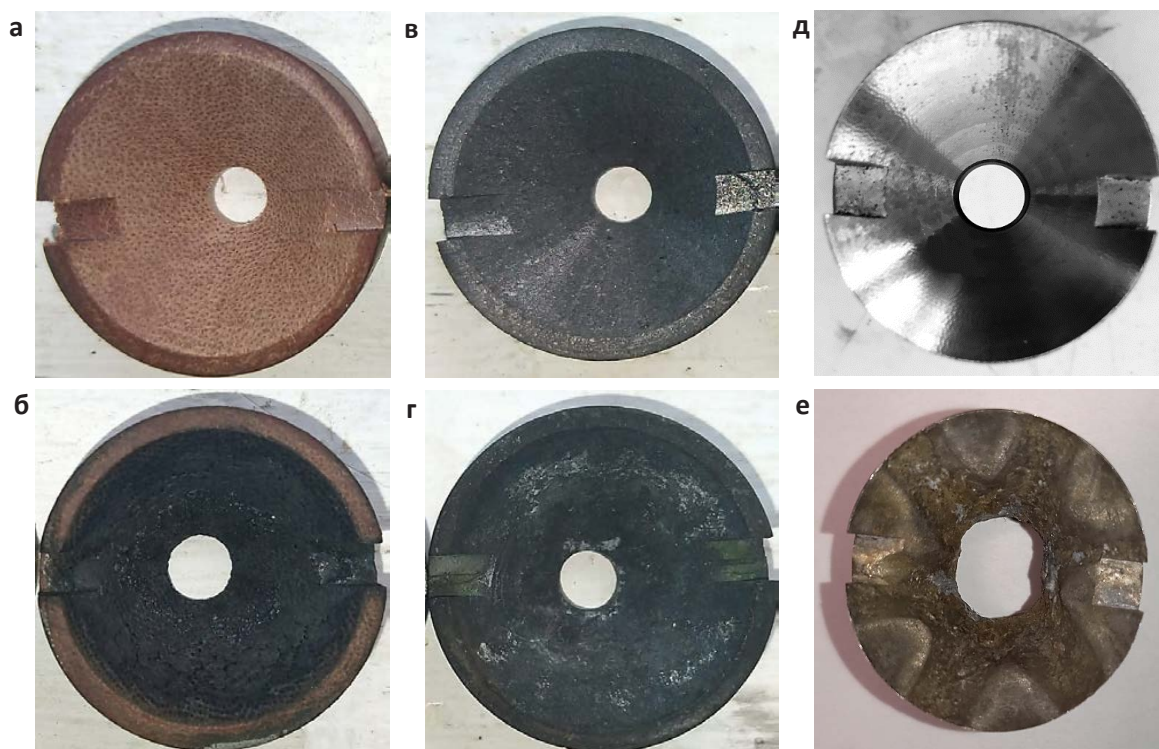


Рис. 2. Сопловой блок до и после прожига на двигательном стенде: а, б – текстолит до и после; в, г – графит до и после; д, е – сталь до и после.

Таблица 5. Результаты исследования после огневой отработки

Материалы	Диаметр критического сечения до испытания	Диаметр критического сечения после испытания	Расширение угла диффузора, град
Текстолит	10	15	20
Графит	10	10	0
Сталь	10	13	12

материалов (текстолит, графит, сталь), показал, что наибольшие изменения геометрических параметров наблюдаются у текстолита. У данного материала зафиксированы максимальные значения расширения как по диаметру критического сечения, так и по углу диффузора. При этом диаметр графитового вкладыша после огневых испытаний остался неизменным (10 мм до и после), что указывает на его высокую устойчивость к эрозионному износу. Сталь продемонстрировала промежуточные значения – расширение диаметра критического сечения составило 13 мм, а угол расширения диффузора – 12°. Таким образом, графит и сталь представляют собой более стабильные материалы, подходящие для изготовления вкладышей с компактной геометрией и минимальными изменениями формы в процессе эксплуатации.

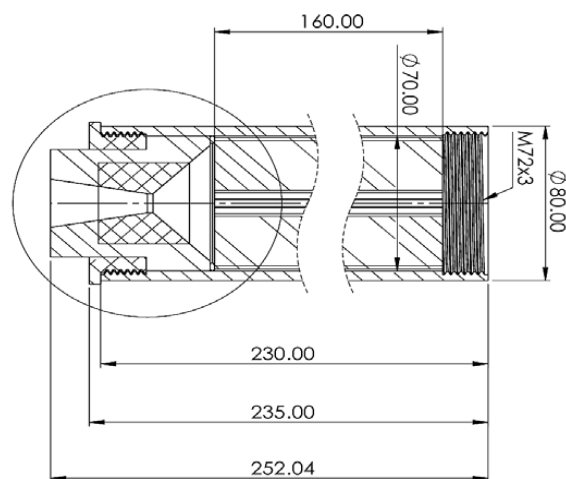
Испытания проводились на ракетном двигателе (рис. 3) и были сосредоточены на оценке пригодности материалов для изготовления сопловых блоков малокалиберных реактивных двигателей.

Однако при переходе к крупнокалиберным системам конструкция соплового блока существенно меняется. Для сопел, предназначенных для метеорокетов большого калибра, требуется проведение дополнительных исследований с учетом специфических эксплуатационных условий. Это связано с более высокими температурами и тепловыми нагрузками, характерными для таких двигательных установок, что предъявляет повышенные требования к теплостойкости, термостойкости и механической прочности материалов.

4. Заключение

На основе проведенного литературного анализа выделены ключевые направления в выборе материалов и технологий, применяемых при создании сопловых блоков ракетных двигателей. Основные положения включают следующее:

- корпус сопла изготавливается из прочных металлических сплавов, таких как сталь, алюминиевые и титановые сплавы, обеспечивающих

**Рис. 3.** Ракетный двигатель.

необходимую механическую прочность и термостойкость конструкции;

- критическое сечение сопла оснащается вставками из монолитного графита или тугоплавких металлов, способных выдерживать экстремальные температуры и эрозионные нагрузки;

- теплоизоляция реализуется на основе фенолформальдегидных композиционных материалов, армированных графитовым порошком, углеродным волокном или асбестом, что повышает термостойкость и снижает теплопередачу к корпусу.

В ходе исследования отработана технология изготовления соплового блока двигателя для ракетного изделия калибра 44 мм, а его испытания проводились на полномасштабном образце. Результаты показали, что диаметр графитового вкладыша остался неизменным (10 мм до и после испытаний), что подтверждает его устойчивость к термоэрозионному воздействию.

На основании проведенных испытаний можно сделать вывод, что для малокалиберных ракет (калибром 40-100 мм) с рабочими температурами до 2800 °С целесообразно применять следующие материалы: корпус сопла – текстолит, вкладыш критического сечения – графит.

Данный подход обеспечивает приемлемое сочетание технологичности, термостойкости и устойчивости к эрозионному износу при сохранении компактных габаритов соплового блока.

Благодарность

Это исследование финансируется Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (ИРН BR249008/0224).

Список литературы (ГОСТ)

- [1]. Белов В.П. Сопловые блоки ракетных двигателей: учеб. пособие. – СПб.: БГТУ, 2019. – 57 с.
- [2]. Калинин В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 687 с.
- [3]. Яскин А.В. Конструкции и отработка ракетных двигателей на твердом топливе: учеб. пособие / А.В. Яскин; Алт. гос. техн. ун-т, БТИ. – Бийск: Изд-во Алт. гос. техн. ун-та, 2010. – 200 с.
- [4]. Санин Ф.П., Кучма Л.Д., Джур Е.А., Санин А.Ф. Твёрдотопливные ракетные двигатели. Материалы и технологий: Підручник. – Днепропетровск: Изд-во ДНТУ, 1999. – 320 с.
- [5]. Baiserikov B.M., Ismailov M.B., Mustafa L.M., Meiirbekov M., et al. Design and Manufacturing of Experimental Solid Propellant Rocket Motor Cases Made of Carbon Composite Materials // *Polymers*. – 2025. – Vol. 17, No. 10. – P. 1352.
- [6]. Stephenson J. Design of Nozzle for High-Powered Solid Rocket Propellant // *Undergraduate Journal of Mathematical Modeling: One + Two*. – 2018. – Vol. 9. – 32 p.
- [7]. Hillegass C. Rocket Motor Nozzle // *Williams Honors College, Honors Research Projects*. – 2020. – 33 p.
- [8]. Mustafa L.M., Ablakatov I.K., Baiserikov B.M., Ismailov M.B., Zhumakanova V.R. Research on armor steel technology and ways to improve its mechanical properties // *News of the National Academy of Sciences of the Republic of Kazakhstan. Series of Geology and Technical Sciences*. – 2025. – 2025, No. 1. – P. 140-154.
- [9]. Savino R.G., Festa A.C., Pienti L., Sciti D. Experimental Set Up for Characterization of Carbide-Based Materials in Propulsion Environment // *J. Eur. Ceram. Soc.* – 2015. – Vol. 35. – P. 1715-1723.
- [10]. Lazzarin M., Barato F., Bettella A., Pavarin D. Computational Fluid Dynamics Simulation of Regression Rate in Hybrid Rockets // *J. Propuls. Power*. – 2013. – Vol. 29. – P. 1445-1452.
- [11]. Zhirnov A.A., Stepanov K.V., Sazonkin S.G., Choban T.V., Koshelev K.I., Chernutsky A.O., Pnev A.B., Novikov A.O., Yagodnikov D.A. Study of Intra-Chamber Processes in Solid Rocket Motors by Fiber Optic Sensors // *Sensors*. – 2021. – Vol. 21. – P. 7836.
- [12]. Mukunda H.S. Understanding Aerospace Chemical Propulsion. - New Delhi: IK International Publishing House, 2017. – Chapter 9, pp. 309-350.
- [13]. Ismailov M.B., Ramazanova Z.M., Nigmatjanova G.B., Tolendyuly S., Mustafa L.M. Effect of the porosity range and its nature on mechanical properties of magnesium alloys Mg-Al-Zn // *Eurasian Chemico-Technological Journal*. – 2016. – Vol. 18, No. 1. – P. 67-71.
- [14]. Ablakatov I.K., Ismailov M.B., Mustafa L.M., Sanin A.F. Investigation of the Technology of Introducing Li, Mg and Zr Alloys into Aluminum Alloy // *Kompleksnoe Ispolzovanie Mineralnogo Syra*. – 2023. – Vol. 327, No. 4. – P. 32-40.
- [15]. Bhadrans A., Manathara J.G., Ramakrishna P.A. Thrust Control of Lab-Scale Hybrid Rocket Motor with Wax-Aluminum Fuel and Air as Oxidizer // *Aerospace*. – 2022. – Vol. 9, No. 9. – P. 474.
- [16]. Nespor B., Chromkova I., Szklorzova H., Prachar V., Svitak O., Stanek L., Nejedlik M. A new approach for the determination of thermal shock resistance of refractories // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2022. – Vol. 2341. – P. 012006.
- [17]. Мелькумов Г.М. Ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1976. – 399 с.
- [18]. Пичугин Д.Ф. Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов. – КуАИ, 1975. – Том 3. – 88 с.
- [19]. Коэн В. Разработка больших РДТТ пониженной стоимости // *Вопросы ракетной техники*. – 1970. – No. 9. – P. 42-60.
- [20]. Brochen E., Clasen S., Dahlem E. Determination of the thermal shock resistance of refractories // *WORLD FORUM*. – 2016. – Vol. 8. – P. 79-85.
- [21]. Kwok S. Complex Organics in Space: A Changing View of the Cosmos // *Galaxies*. – 2023. – Vol. 11, No. 5. – P. 104.
- [22]. Mustafa L., Ismailov M., Tashmukhanbetova I., Ablakatov I., Zhumakanova V. The Effect of Modifiers on the Strength and Impact Toughness of Carbon Fiber Reinforced Plastics // *Journal of Multidisciplinary Applied Natural Science*. – 2025. – Vol. 5, No. 1. – P. 130-140.
- [23]. Yabuta H., Williams L.B., Cody G.D., Alexander C.M., Pizzarello S. The insoluble carbonaceous material of CM chondrites: A possible source of discrete organic compounds under hydrothermal conditions // *Meteorit. Planet. Sci.* – 2007. – Vol. 42. – P. 37-48.
- [24]. Борисов В.А. Конструирование основных узлов

- и систем ракетных двигателей: учеб. пособие. – Самара: В.А. Борисов; СГАУ, 2011. – 119 с.
- [25]. Зубцов Ю.Н., Пономарев А.В., Цукерман Б.М. Теплозащитные покрытия ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 2001. – 272 с.
- [26]. Локтионов В.И., Чернышев А.И. Материалы и технологии для термозащиты. – М.: Наука, 2010. – 328 с.
- [27]. Ghosn L.J., Okeil A.M., Raj S.V. Thermal barrier coatings for space propulsion applications. – NASA/TM– 2008-215187, 2008.
- [28]. Padture N.P., Gell M., Jordan E.H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications // *Science*. – 2002. – Vol. 296, No. 5566. – P. 280.
- [29]. Quagliano J.C.A., Ross P.G., Sanches N.B., et al. Evaluation of elastomeric heat shielding materials as insulators for solid propellant rocket motors: A short review // *Open Chemistry*. – 2020. – Vol. 18, No. 1. – P. 1452-1467.
- [30]. Loureda O.B., Caliar F.R., Regiani I., De Souza Miranda F., Da Silva R.J., Filho G.P. Microstructural and ablative properties of graphite nozzles with SiC coating deposited by CVD technique // *Mater. Res. Express*. – 2020. – Vol. 7, № 1. – P. 015619.
- [31]. Wang W., Jin X., Huang H., Hong C., Zhang X. Thermal-insulation and ablation-resistance of Ti-Si binary modified carbon/phenolic nanocomposites for high-temperature thermal protection // *Compos. Part A: Appl. Sci. Manuf.* – 2023. – Vol. 169. – P. 107528.
- [32]. Reznik S., Prosuntsov P. History and Experience of Overcoming Thermal Barriers in Rocket and Space Technology: 2. Ballistic and Sliding Descent of Spaceships // *AIP Conf. Proc.* – 2022. – Vol. 2503. – P. 020011.
- [33]. Xiao J., Chen J.-M., Zhou H.-D. Study of several organic resin coatings as anti-ablation coatings for supersonic craft control actuator // *Mater. Sci. Eng. A*. – 2007. – Vol. 452-453. – P. 23-30.
- [4]. F.P. Sanin, L.D. Kuchma, E.A. Dzhur, et al. *Solid Propellant Rocket Engines: Materials and Technologies*. – Dnipropetrovsk: DNTU Publishing House, 1999. – 320 p. (In Russian).
- [5]. B.M. Baiserikov, M.B. Ismailov, L.M. Mustafa, et al. Design and Manufacturing of Experimental Solid Propellant Rocket Motor Cases Made of Carbon Composite Materials, *Polymers*, 17 (10) (2025) 1352. <https://doi.org/10.3390/polym17101352>.
- [6]. J. Stephenson. Design of Nozzle for High-Powered Solid Rocket Propellant, *Undergraduate Journal of Mathematical Modeling: One + Two*, 9 (2018) 32. <https://doi.org/10.5038/2326-3652.9.1.4895>.
- [7]. C. Hillegass. Rocket Motor Nozzle, Williams Honors College, Honors Research Projects, 2020, 33 p.
- [8]. L.M. Mustafa, I.K. Ablakatov, B.M. Baiserikov, et al. to Improve Its Mechanical Properties, *News of the National Academy of Sciences of the Republic of Kazakhstan. Series of Geology and Technical Sciences*, 1 (2025) 140-154.
- [9]. R.G. Savino, A.C. Festa, L. Pienti, et al. Experimental Set-Up for Characterization of Carbide-Based Materials in Propulsion Environment, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 35 (2015) 1715-1723. <https://doi.org/10.1016/j.jeurceramsoc.2014.12.032>.
- [10]. M. Lazzarin, F. Barato, A. Bettella, et al. Computational Fluid Dynamics Simulation of Regression Rate in Hybrid Rockets, *J. Propuls. Power*, 29 (2013) 1445-1452. <https://doi.org/10.2514/1.B34910>.
- [11]. A.A. Zhirnov, K.V. Stepanov, S.G. Sazonkin, et al. Study of Intra-Chamber Processes in Solid Rocket Motors by Fiber Optic Sensors, *Sensors*, 21 (2021) 7836. <https://doi.org/10.3390/s21237836>.
- [12]. H.S. Mukunda. *Understanding Aerospace Chemical Propulsion*. – New Delhi: IK International Publishing House, 2017. – Chapter 9, pp. 309-350.
- [13]. M.B. Ismailov, Z.M. Ramazanova, G.B. Nigmatjanova, et al. Effect of the Porosity Range and Its Nature on Mechanical Properties of Magnesium Alloys Mg-Al-Zn, *Eurasian Chemico-Technological Journal*, 18 (1) (2016) 67-71. <https://doi.org/10.18321/ectj398>.
- [14]. I.K. Ablakatov, M.B. Ismailov, L.M. Mustafa, et al. Investigation of the Technology of Introducing Li, Mg, and Zr Alloys into Aluminum Alloy, *Kompleksnoe Ispolzovanie Mineralnogo Syra*, 327 (4) (2023) 32-40. <https://doi.org/10.31643/2023/6445.37>.
- [15]. A. Bhadrán, J.G. Manathara, P.A. Ramakrishna. Thrust Control of Lab-Scale Hybrid Rocket Motor with Wax-Aluminum Fuel and Air as Oxidizer, *Aerospace*, 9 (9) (2022) 474. <https://doi.org/10.3390/aerospace9090474>.

References

- doi.org/10.3390/aerospace9090474. <https://doi.org/10.3390/aerospace9090474>.
- [16]. B. Nespör, I. Chromkova, H. Szklorzova, et al. A New Approach for the Determination of Thermal Shock Resistance of Refractories, *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2341 (2022) 012006. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2341/1/012006>.
- [17]. G.M. Melkumov. *Rocket Engines*. - Moscow: Mashinostroenie, 1976. - 399 p. (In Russian).
- [18]. D.F. Pichugin. *Design and Construction of Aircraft Engines*. - KuAI, 1975. - Vol. 3, 88 p. (In Russian).
- [19]. V. Koen. Development of Large Low-Cost Solid Propellant Rocket Engines, *Problems of Rocket Technology*, 9 (1970) 42-60. (In Russian).
- [20]. E. Brochen, S. Clasen, E. Dahlem, et al. Determination of the Thermal Shock Resistance of Refractories, *WorldForum*, 8 (2016) 79-85.
- [21]. S. Kwok. Complex Organics in Space: A Changing View of the Cosmos, *Galaxies*, 11 (5) (2023) 104. <https://doi.org/10.3390/galaxies11050104>.
- [22]. L. Mustafa, M. Ismailov, I. Tashmukhanbetova, et al. The Effect of Modifiers on the Strength and Impact Toughness of Carbon Fiber Reinforced Plastics, *J. Multidiscip. Appl. Nat. Sci.*, 5 (1) (2025) 130-140. <https://doi.org/10.47352/jmans.2774-3047.234>.
- [23]. H. Yabuta, L.B. Williams, G.D. Cody, et al. The Insoluble Carbonaceous Material of CM Chondrites: A Possible Source of Discrete Organic Compounds under Hydrothermal Conditions, *Meteorit. Planet. Sci.*, 42 (2007) 37-48. <https://doi.org/10.1111/j.1945-5100.2007.tb00216.x>.
- [24]. V.A. Borisov. *Design of Main Components and Systems of Rocket Engines: Textbook*. - Samara: V.A. Borisov; SSAU, 2011. - 119 p. (In Russian).
- [25]. Yu.N. Zubtsov, A.V. Ponomaryov, B.M. Tsukerman. *Thermal Protection Coatings for Rocket Engines*. Mashinostroenie, 2001. - 272 p. (In Russian).
- [26]. V.I. Loktionov, A.I. Chernyshov. *Materials and Technologies for Thermal Protection*. - Moscow: Nauka, 2010. - 328 p. (In Russian).
- [27]. L.J. Ghosn, A.M. Okeil, S.V. Raj. *Thermal Barrier Coatings for Space Propulsion Applications*. - NASA/TM-2008-215187, 2008.
- [28]. N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan. Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications, *Science*, 296 (5566) (2002) 280. <https://doi.org/10.1126/science.1068609>.
- [29]. J.C.A. Quagliano, P.G. Ross, N.B. Sanches, et al. Evaluation of Elastomeric Heat Shielding Materials as Insulators for Solid Propellant Rocket Motors: A Short Review, *Open Chem.*, 18 (1) (2020) 1452-1467. <https://doi.org/10.1515/chem-2020-0182>.
- [30]. O.B. Loureda, F.R. Caliar, I. Regiani, et al. Microstructural and ablative properties of graphite nozzles with SiC coating deposited by CVD technique, *Mater. Res. Express*, 7 (1) (2020) 015619. <https://doi.org/10.1088/2053-1591/ab6c87>.
- [31]. W. Wang, X. Jin, H. Huang, et al. Thermal-insulation and ablation-resistance of Ti-Si binary modified carbon/phenolic nanocomposites for high-temperature thermal protection, *Compos. Part A: Appl. Sci. Manuf.*, 169 (2023) 107528. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2023.107528>.
- [32]. S. Reznik, P. Prosuntsov. History and Experience of Overcoming Thermal Barriers in Rocket and Space Technology: 2. Ballistic and Sliding Descent of Spaceships, *AIP Conf. Proc.*, 2503 (2022) 020011. <https://doi.org/10.1063/5.0099420>.
- [33]. J. Xiao, J.-M. Chen, H.-D. Zhou, et al. Study of several organic resin coatings as anti-ablation coatings for supersonic craft control actuator, *Mater. Sci. Eng. A*, 452-453 (2007) 23-30. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2006.10.020>.

Сведения об авторах

Л.М. Мустафа – PhD, заведующий лабораторией материалов аэрокосмического назначения, Алматы, Казахстан
E-mail: l.mustafa@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-9779-0007>

М.Р. Нургужин – доктор технических наук, профессор, Научный руководитель национального центра космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: Nurguzhin.m@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-7581-6430>

М.С. Джаникеев – председатель правления национального центра космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: m.janikeyev@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0009-0009-7072-688X>

И.К. Аблакатов – научный сотрудник лаборатории материалов аэрокосмического назначения, Алматы, Казахстан
E-mail: termostators@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4912-9289>

Б.М. Байсериков – старший научный сотрудник лаборатории материалов аэрокосмического назначения, Алматы, Казахстан
E-mail: baisirik.b.91@mail.ru
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0804-3147>

А.Д. Байгонов – младший научный сотрудник лаборатории материалов аэрокосмического назначения, Алматы, Казахстан
E-mail: baigonovablayhan@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-6723-4949>

Б.С. Медянова – главный ученый секретарь, Алматы, Казахстан
E-mail: medyanova.b@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-9160-4357>

Р.Ш. Жунусов – заведующий лабораторией реактивных двигателей твердого топлива, Алматы, Казахстан
E-mail: rustem.zhunussov.work@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4126-8348>

Г. Партизан – PhD, заместитель председателя по науке, Алматы, Казахстан
E-mail: g.partizan@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1989-8282>

Fire Testing of Rocket Engine Nozzle Materials

L.M. Mustafa, M.R. Nurguzhin, M.S. Dzhanikeev, I.K. Ablakatov, B.M. Baiserikov, A.D. Baigonov, B.S. Medyanova, R.Sh. Zhunusov, G. Partizan*

National Center for Space Research and Technology, Shevchenko St., 15, Almaty, Kazakhstan

ABSTRACT

This article presents the results of research on materials used in the nozzle section of a rocket engine. The study analyzed the properties of high-strength metal alloys, heat-resistant, and thermal insulation materials. A review of materials proposed for use in nozzle constructions was conducted. Three different materials were selected for experimental studies: structural steel 30KhGSA, textolite (grade A), and pressed graphite. To assess the thermal and erosion resistance of these materials, fire tests were conducted on a 70 mm caliber engine test stand.

As a result of the tests, the level of erosion wear was determined in different nozzle zones: the converging section, the throat, and the diverging section. Changes in the geometric dimensions (diameter and angles) of nozzle components were monitored. The graphite material demonstrated the highest thermal and erosion resistance in the throat region. While steel materials are effective in terms of mechanical strength, and textolite is suitable as a thermal insulator, it was found to be significantly worn under high temperatures.

Overall, the results of the conducted research can serve as a scientific and practical basis for designing and selecting materials for rocket engine nozzle blocks. The work provides recommendations for the proper selection of materials for small- and medium-caliber solid-fuel rocket engines.

Keywords: rocket engine, nozzle body, insert, thermal insulation, materials, steel, textolite, graphite.

Зымыран қозғалтқышының саптама материалдарын отқа сынау

Л.М. Мустафа, М.Р. Нургужин, М.С. Джаникеев, И.К. Аблакатов, Б.М. Байсериков, Д. Байгонов, Б.С. Медянова, Р.Ш. Жунусов, Г. Партизан*

Ұлттық ғарыштық зерттеулер мен технологиялар орталығы, Шевченко к., 15, Алматы, Қазақстан

АҢДАТПА

Бұл мақалада зымыран қозғалтқышының саптама бөлігінде қолданылатын материалдарға жүргізілген зерттеулердің нәтижелері келтірілген. Зерттеу барысында жоғары берікті металл қорытпаларының, ыстыққа төзімді және жылу оқшаулағыш материалдардың қасиеттері талданды. Саптама құрылымдарында қолдануға ұсынылатын материалдарға шолу жасалды. Тәжірибелік зерттеулер үшін үш түрлі материал таңдалды: 30ХГСА конструкциялық болат, А маркалы текстолит және престелген графит. Осы материалдардың термиялық тұрақтылығы мен эрозияға төзімділігін бағалау үшін 70 мм калибрлі қозғалтқыш стендінде оттық сынақтар жүргізілді.

Сынақ нәтижесінде саптаманың әртүрлі аймақтарындағы эрозиялық тозу деңгейі анықталды: конфузорлы, критикалық және диффузорлы бөліктерде. Бұл үшін саптама бөлшектерінің геометриялық өлшемдерінің (диаметрі мен бұрыштары) өзгерістері бақыланды. Критикалық аймақта ең жоғары термиялық және эрозиялық төзімділікті графит материалы көрсетті. Болат материалдар механикалық беріктігі жағынан тиімді болса, текстолит жылу оқшаулағыш ретінде қолдануға жарамды, алайда жоғары температура әсерінен едәуір тозуға ұшырайтыны анықталды.

Жалпы алғанда, бұл зерттеу нәтижелері зымыран қозғалтқыштарының саптама блоктарына арналған материалдарды жобалау мен таңдауға ғылыми-практикалық негіз бола алады. Жұмыста шағын және орта калибрлі қатты отынды зымыран қозғалтқыштарына арналған материалдарды дұрыс таңдауға қатысты ұсыныстар берілген.

Түйін сөздер: зымыран қозғалтқышы, саптама корпусы, ішпек, жылу оқшаулау, материалдар, болат, текстолит, графит.