

Исследование технологии получения углепластиковых корпусов малогабаритных твердотопливных ракетных двигателей

М.Б. Исмаилов, Б.М. Байсериков*, Л.М. Мустафа, Н.Б. Есболов,
И.К. Аблакатов, А.Д. Байгонов, М.Н. Мейірбеков

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

Информация о статье

Получено
10.09.2025

Получено в исправленном виде
06.10.2025

Принято
04.11.2025

Ключевые слова:

полимерный композиционный материал;
эпоксидная смола;
углеродное волокно;
прочность;
твердотопливный ракетный двигатель;
намотка нитей

АННОТАЦИЯ

Статья посвящена исследованию технологии изготовления углепластиковых корпусов малогабаритных твердотопливных ракетных двигателей. Основное внимание уделено подбору оптимального эпоксидного связующего и технологических параметров, обеспечивающих высокие механические характеристики композиционного материала. Рассмотрены три эпоксидные системы – «Epikote LR 285 + Epikure LH287», «Kumho KER-828 + ZT 143», ЭД-20 + Этал Инжект. Проведен подбор оптимальных соотношений смола/отвердитель на основе механических испытаний образцов на растяжение, изгиб. Наилучшие прочностные показатели как для чистого связующего (94 МПа), так и для армированного углепластика (1230 МПа на растяжение) показала система ЭД-20/Этал Инжект при соотношении 100/20. Отработана технологическая схема изготовления корпуса методом намотки углеродного ровинга, пропитанного эпоксидной смолой. Намотка произведена с чередованием углов укладки (0° , 45° , 90°) углеродного волокна для обеспечения изотропии механических свойств. Изучено влияние угла намотки и процентного массового содержания углеродного волокна в композите (50-70%) на прочность. Оптимальный результат достигнут при содержании 70% волокна: 660 МПа на осевое растяжение и 645 МПа на кольцевое растяжение. Изготовлены и испытаны образцы углепластиковых корпусов с толщиной стенки 3 мм. Проведены гидростатические и огневые испытания корпуса. При рабочем давлении двигателя 33 бар корпус показал устойчивую работу без разрушения. Результаты подтверждают высокую прочность, герметичность углепластиковой конструкции, что делает данную технологию перспективной для использования в малогабаритных ракетных системах.

1. Введение

Корпус ракетного двигателя твердого топлива РДТТ – это основной силовой элемент двигателя. В корпусе содержится прочно скрепленный с ним заряд твердого топлива.

Основные требования, предъявляемые к конструкции корпусов: минимальная масса при заданном внутреннем свободном объеме для размещения зарядов и достаточная прочность при всех видах нагружения (при внутреннем давлении сгорания 3-25 МПа). Корпус РДТТ изготавливается либо из металла, либо из композиционного материала [1].

Существуют множество разработок ракет-носителей, имеющие в своем составе РДТТ. Основные страны разработчики – это США, Франция, Великобритания, Япония, Россия, Китай, Индия, Бразилия. Конструктивные решения мировых разработок по корпусу РДТТ приведены в табл. 1.

Как показано в табл. 1, основные конструкционные материалы корпусов РДТТ мировых разработок – высокопрочные стали и углепластики.

Современные корпуса РДТТ изготавливаются в основном из композитных материалов благодаря их высокой прочности, низкой массе и устойчивости к экстремальным термическим нагрузкам. Они играют ключевую роль в обеспечении на-

*Corresponding author: B.M. Baiserikov; E-mail address: baisarik.b.91@mail.ru

Таблица 1. Конструктивные решения мировых разработок по корпусу РДТТ [2-6]

Твердотопливные ракетные двигатели	Материалы корпуса
Пятисегментный ускоритель SLS	Сталь Д6АС
РДТТ Ariane 4 PAP	Сталь AISI 4130
Сегментированный РДТТ Ariane 5 P-230	Сталь Д6АС
РДТТ PH Vega C и Дельта: P120, P80,	Углепластик
Ракетный двигатель AJ-60A для PH Атлас	Углепластик
Graphite Epoxy Motors (GEM 63) Northrop Grumman Corporation	Углепластик
Твердотопливный ускоритель ракеты-носителя НЗ	Углепластик
РДТТ (CASC)	Углепластик
C-520	Сталь НТ-140
СС-520	Углепластик

дежности и эффективности ракетных систем. С внедрением композитных материалов, таких как углеродные и стеклянные волокна, удалось значительно улучшить весовые и прочностные характеристики корпусов, что делает их привлекательными для использования в аэрокосмической отрасли.

Основные преимущества использования композитов – это высокая удельная прочность, способность выдерживать высокие температуры и значительные механические нагрузки, что делает их предпочтительным выбором для изготовления корпусов ракетных двигателей на твердом топливе. Однако стоимость материалов и сложность технологий остаются ограничивающими факторами. Применение композитных материалов, таких как углеродные волокна, значительно снижает вес корпуса и улучшает его прочность, что напрямую влияет на дальность полета и эффективность ракеты [7, 8].

Силовая оболочка простейших корпусов РДТТ из композиционных материалов типа кокона является несущим элементом конструкции и представляет собой тело вращения (с днищами и цилиндрической частью), получаемое методом намотки на специально подготовленную оправку армирующего материала в виде нитей, жгутов или лент, пропитанных связующим с последующей термообработкой. Оболочка формируется спиральной намоткой, цилиндрическая часть ее усиливается тангенциальными слоями. В полярных отверстиях силовой оболочки крепятся (за счет адгезионной прочности пар металл резина и резина пластик) закладные фланцы, выполняемые обычно из высокопрочных титановых или

алюминиевых сплавов, имеющие замковые части и опорные хвостовики [9, 10].

Для надежной передачи нагрузки на пластиковый узел стыка задний шпангоут корпуса дополнительно крепится с ним заклепками. С целью плавного перехода жесткостей в районе сопряжения днища и оболочки узла стыка устанавливается эластичный клин из резины, армированный тканью. На внутреннюю поверхность корпуса наносится герметизирующий слой, обеспечивающий герметичность корпуса при воздействии внутреннего давления, надежное крепление теплозащитного покрытия к корпусу на днищах и тепловую защиту силовой оболочки корпуса на цилиндрической части.

В качестве материалов намотки используются углеродные волокна с пределом прочности 3530–5520 МПа и плотностью 1,7–1,8 г/см³ стекловолокна с пределом прочности 3795 МПа и плотностью 2,49 г/см³, арамидные волокна с пределом прочности 4105 МПа и плотностью 1,44 г/см³ [11–13]. В табл. 2 приведены композиционные материалы, используемые для изготовления корпуса РДТТ.

Из табл. 2 видно, что композитные корпуса РДТТ изготавливают из следующих основных материалов: углепластики с пределом прочности 1800 МПа и удельной прочностью 1,1·10⁶ Н·м/кг; стеклопластики с пределом прочности 1700 МПа и удельной прочностью 0,8·10⁶ Н·м/кг. По удельной прочности углепластики превосходят стеклопластики и другие конструкционные материалы. На сегодняшний день углепластики широко применяются в качестве материала корпусов современных РДТТ ракет-носителей.

Таблица 2. Композиционные материалы для изготовления корпуса РДТТ [14-16]

Материал	Плотность ρ , 103 кг/м ³	Предел прочности при растяжении σ , МПа	Модуль Юнга, ГПа	Удельная прочность σ/ρ , Н·м/кг
Углепластик	1,6	1800	130	1,1·106
Стеклопластик	2,12	1700	70	0,8 106

2. Материалы и методы исследования

Основными компонентами углепластика являются углеродное волокно и эпоксидная смола. Для достижения высоких показателей механических свойств углепластика необходимо применение эпоксидных смол с высокой прочностью. Получение оптимального состава эпоксидной смолы для пропитки углеродных волокон путем экспериментального подбора соотношения смолы и отвердителя является одним из основных этапов исследовательской работы. Рассматривались три различные эпоксидные системы:

– «Epikote LR 285 + Epikure LH287» (Hexion GmbH, Германия).

Массовые соотношения смолы и отвердителя Epikote LR 285/Epikure LH287: 100/35, 100/40, 100/45, 100/50;

– «Kumho KER-828 + ZT 143» (Kumho P&B Chemicals, Южная Корея).

Массовые соотношения смолы и отвердителя Kumho KER-828 / ZT 143: 100/30, 100/35, 100/40, 100/45;

– ЭД-20 + Этал Инжект» (ЭНПЦ Эпитал, Россия).

Массовые соотношения смолы и отвердителя ЭД-20 / Этал Инжект: 100/15, 100/20, 100/25.

Методика приготовления эпоксидных смол с отвердителями:

– прогрев смолы и отвердителя до 35 °С в сушильной печи;

– смешивание компонентов в магнитной мешалке при температуре 60 °С и скорости 1000 об/мин, время 60 мин;

– литье смеси в алюминиевую форму 200х200х 20 мм;

– отверждение смолы «Epikote LR 285 + Epikure LH287» при режиме: 24 ч при 23 °С + 15 ч при 60 °С;

– отверждение смолы «Kumho KER-828 + ZT 143» при режиме: 24 ч при 23 °С + 4 ч при 60 °С;

– отверждение смолы ЭД-20 + Этал Инжект при режиме: 1,5 ч при 35 °С + 3 ч при 60 °С + 3 ч при 75 °С.

В качестве армирующего материала корпуса применялся углеродный ровинг (УР) из высокопрочного углеродного волокна TORAY T700SC 12k (Toray Composite Materials America, Inc., США). УР

Torayca T700S 12k благодаря высокой механической прочности температурной стойкости, легкости широко применяется в аэрокосмической отрасли, авиации. Основные характеристики приведены в табл. 3.

Таблица 3. Характеристики УР

Наименование	Свойства
Плотность, г/см ³	1,8
Предел прочности при растяжении, МПа	4900
Модуль растяжения, ГПа	230
Относительное удлинение при разрыве, %	2,1

Исследование проводилось в два этапа:

1) оценка прочностных характеристик связующих.

Проведены испытания прочности эпоксидных связующих согласно ГОСТ 11262-2017. Для испытания подготовлены образцы эпоксидных смол длиной 150 мм, шириной 10 мм, толщиной 5 мм. Скорость нагружения при растяжении образцов составляла 1 мм/мин;

2) исследование прочностных свойств углепластика с различными составами связующих.

На основе исследованных связующих были изготовлены образцы углепластиков с арматурой из углеродных волокон. Измерялись прочность на изгиб и растяжение.

Испытания прочности на растяжение проведены согласно ГОСТ 32656-2014. Для испытаний подготовлены образцы углепластика длиной 150 мм, шириной 20 мм, толщиной 5 мм. Скорость нагружения при растяжении образцов составляла 2 мм/мин.

Испытания прочности на изгиб проведены согласно ГОСТ 4648-2014. Для испытаний подготовлены образцы углепластика длиной 100 мм, шириной 10 мм, толщиной 5 мм. Скорость нагружения при изгибе образцов составляла 2 мм/мин. Образец укладывается на две опоры, расположенные на заданном расстоянии (пролете). Опоры закреплены неподвижно и служат точками опирания. На середину пролета (между опорами) опускается нагружающий индентор

(наконечник пресса). Образец нагружается одной силой сверху в центре, создавая схему трехточечного изгиба: две точки опоры снизу и одна нагрузка сверху. Машина регистрирует величину прикладываемой силы и соответствующий прогиб образца. Нагрузка увеличивается до момента разрушения или появления предельного прогиба. По полученным данным определяется предел прочности при изгибе. Суть метода: испытание на трехточечный изгиб моделирует работу материала в условиях изгиба и позволяет оценить его сопротивление растягивающим и сжимающим напряжениям одновременно.

Проведены прочностные испытания на растяжение углепластиковых труб. Испытания образцов на осевое растяжение проведены по методике согласно стандарту ASTM D 2105. Испытания труб на кольцевое растяжение проведены по методике в соответствии со стандартом ГОСТ 25.603-82.

Для получения углепластикового корпуса применен метод намотки углеродного ровинга, пропитанного эпоксидной смолой.

Этапы изготовления корпуса. Намотка производится на лабораторном намоточном станке «X-Winder» («X-Winder», США).

1. Подготовка оправки для намотки. В качестве оправки изготавливается стеклопластиковый цилиндрический кожух, который одновременно служит элементом наматываемого корпуса, а также герметизирующей оболочкой и теплоизоляцией. Оправку изготавливают методом ручной намотки пропитанной эпоксидной смолой стеклоткани на картонную цилиндрическую форму и с последующей поверхностной обмоткой термоусадочной лентой. Отверждение стеклопластиковой оправки производилось в течение 5 ч при 150 °С. После отверждения картонная форма извлекается из оправки путем смачивания водой.

2. Подготовка связующего для намотки.

3. Заполнение пропиточной ванны связующим.

4. Подготовка углеродного ровинга: сушка рулона ровинга при температуре 100 °С в течение 2 ч.

5. Установка рулона ровинга в пропиточную линию.

6. Внесение необходимых параметров намотки: углы намотки, слои углов, параметры ровинга.

7. Намотка корпуса (рис. 1). Намотка корпуса осуществляется при заданных углах укладки 45° углеродного ровинга 12K, также в процессе намотки проводится ручная выкладка слоев однонаправленной углеродной ткани с градусами укладки 0°, 90°.



Рис. 1. Намотка углепластикового корпуса.

8. После намотки корпуса поверхность обматывается термоусадочной лентой.

9. Отверждение корпуса проводится в течение 5 ч при 150 °С.

Соединение днища с обечайкой выполнено 8 болтами М6. Для герметичности соединения сделана канавка глубиной 3 мм для плотной фиксации резинового кольцевого уплотнителя. Проведены гидростатические испытания на прочность углепластикового корпуса при внутреннем давлении до 20 МПа.

3. Результаты и обсуждение

Для определения оптимального состава связующих углепластика исследованы прочность на растяжение эпоксидных смол при различных соотношениях с отвердителями. Результаты исследования приведены на рис. 2.

Для связующего «Epikote LR 285 + Epikure LH287» наилучшая прочность на растяжение 60 МПа достигнута при соотношении Epikote LR 285/Epikure LH287 – 100/45, при дальнейшем увеличении количества отвердителя прочность снижается.

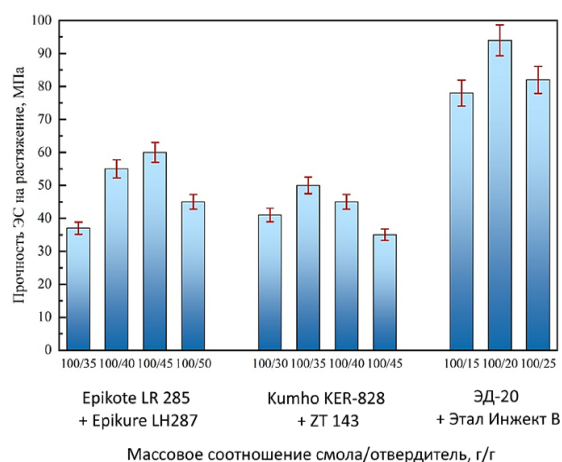


Рис. 2. Исследование прочностных свойств связующих с разными отвердителями.

При оптимальном соотношении 100/45 обеспечивается практически полное отверждение с высокой плотностью сшивки. Образуется упругая и достаточно плотная трехмерная сеть, что повышает прочность на растяжение.

Для системы смолы «Kumho KER-828 + ZT 143» максимум прочности 50 МПа наблюдается при соотношении 100/35, переизбыток отвердителя приводит к ухудшению характеристик. Связующее ЭД-20 + Этал Инжект В демонстрирует наибольшие значения прочности, максимум – 94 МПа при соотношении 100/20. Это свидетельствует о высокой эффективности данной системы.

Как показали результаты исследования, прочность систем связующих напрямую зависит от степени отверждения, которая определяется соотношением смола/отвердитель. При недостаточном количестве отвердителя реакция полимеризации не завершается, что приводит к неполной сшивке молекул эпоксидной смолы и образованию менее прочной структуры с пониженной механической стабильностью.

Избыточное содержание аминных групп приводит к образованию более жесткой и хрупкой структуры, увеличивается внутреннее напряжение, снижаются пластичность и устойчивость к растрескиванию, что уменьшает прочностные показатели. Система ЭД-20 + Этал Инжект В отличается высокой реакционной способностью отвердителя и образованием более плотной и упорядоченной сшитой структуры. При соотношении 100/20 достигаются максимальная степень полимеризации и оптимальная плотность сшивки, что обеспечивает высокую прочность.

При превышении оптимума появляются не участвующие в реакции аминные группы, которые формируют локальные внутренние напряжения и способствуют образованию микротрещин.

На основе исследованных связующих были изготовлены образцы углепластиковых пластин с арматурой из углеродных волокон. Измерялись прочность образцов на изгиб и растяжение. Результаты исследования приведены на рис. 3.

Как показали результаты исследования углепластики со связующим «Epikote LR 285 + Epikure LH287» показывают максимум прочности на растяжение 968 МПа при соотношении 100/45. Система «Kumho KER-828 + ZT 143» демонстрирует наилучшие результаты прочности на растяжение 827 МПа при 100/35. Углепластики со связующим ЭД-20 + Этал Инжект В демонстрируют наилучшие характеристики при соотношении 100/20 – 1312 МПа на изгиб и 1230 МПа на растяжение.

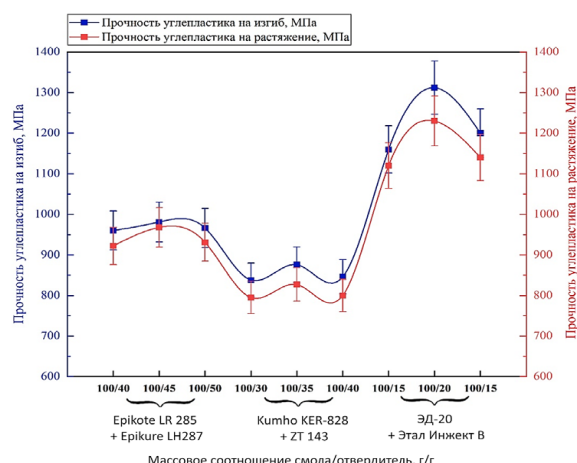


Рис 3. Исследование прочностных свойств углепластика с различными составами связующих.

Связующее на основе ЭД-20 и отвердителя Этал Инжект В показало наилучшие прочностные характеристики как в виде чистого связующего, так и в составе углепластика.

Переизбыток отвердителя (выход за оптимальное значение) снижает прочностные свойства из-за образования хрупкой трехмерной структуры с избытком неучаствующих в реакции аминных групп.

Исследована технология изготовления углепластикового корпуса двигателя. В качестве связующего применен состав смолы ЭД-20/Этал Инжект В при соотношении 100/20. При изготовлении корпуса из композиционного материала основной задачей является повышение прочности конечного изделия как в осевом, так и кольцевом направлениях. Одним из основных факторов, влияющих на прочность, является угол намотки углеродного волокна. Исходя из этого, проведены исследования влияния углов намотки на прочность углепластиковой обечайки. Для проведения испытаний на прочность изготовлены образцы с различными комбинациями углов намотки ровинга – 0°, 45°, 90°. Результаты исследования зависимости прочности от углов намотки приведены в табл. 4.

Образец с комбинацией углов намотки 0° + 45° показал высокую прочность на осевое растяжение – 780 МПа, однако показатели прочности на кольцевое растяжение были очень низкими – 300 МПа. Такая разность осевых и кольцевых прочностных показателей свойственна и для образцов с углами намотки 0° + 90°, 90° + 45°, то есть для этих образцов характерна высокая анизотропия механических свойств. Для образцов с углами намотки 0° + 45° + 90° достигнуты преимущества

Таблица 4. Зависимость прочности от комбинации углов намотки

Комбинированные углы намотки, град	Прочность на осевое растяжение, МПа	Прочность на кольцевое растяжение, МПа
0 + 90	650	425
0 + 45	780	300
90 + 45	300	640
0 + 45 + 90	580	560

в механической изотропии, получены образцы углепластика с прочностью на осевое растяжение – 580 МПа, на кольцевое растяжение – 560 МПа.

Известно, что для каждого вида армирующего волокнистого наполнителя существует оптимальное с точки зрения прочности формируемого композиционного материала процентное содержание его в единице объема. Для большей части применяемых при намотке наполнителей оптимальное содержание составляет примерно 50-70%. Исследовано влияние содержания углеродного наполнителя на прочностные характеристики углепластиковой обечайки. Для этого были изготовлены образцы углепластика с содержанием волокон 50, 60, 70%. Полученные массовые содержания армирующих нитей в изделии достигнуты за счет регулирования вязкости эпоксидной смолы путем подогрева при пропитке. Чем меньше вязкость связующего во время соприкосновения с армирующими волокнами, тем лучше пропитка намоточного материала, тоньше его слой на каждом волокне и, следовательно, выше объемное содержание наполнителя в ПКМ и конечная прочность этого материала. С целью равномерного нанесения связующего на протягиваемую через него ленту на выходе из пропиточной ванны установлены отжимные валки с толщиной зазора 0,25 мм. Для испытаний изготовлены образцы с углами намотки 0° + 45° + 90°. Результаты исследования приведены в табл. 5.

Как показали результаты испытаний наибольшие прочностные характеристики достигнуты при содержании армирующего наполнителя

70%: прочность на осевое растяжение – 660 МПа, на кольцевое растяжение – 645 МПа. Так как в композите основную нагрузку несет арматура, увеличение ее содержания до определенных соотношений приводит к улучшению прочностных показателей, такое соотношение принимается как оптимальное. Однако дальнейшее увеличение содержания арматуры приводит к ухудшению механических характеристик композита. Предположительно, такое поведение материала – результат того, что поверхность волокон арматуры неравномерно пропитывается связующим и появляются непропитанные зоны в волокнах. В этих зонах межволоконная связь сильно ухудшается, в результате чего композит теряет свою монолитность и при испытании разрушается послойно.

По результатам полученных данных продолжены исследования по прочностным характеристикам углепластикового корпуса двигателя. Для определения прочности углепластикового корпуса к внутреннему давлению проведены гидростатические испытания. Изготовлен углепластиковый корпус с толщиной стенок 3 мм, внутренним диаметром 68 мм, длиной 400 мм (рис. 4).

В результате гидростатических испытаний композитный корпус продемонстрировал прочность при заданном давлении 20 МПа.

Проведено огневое испытание композитного корпуса двигателя на стенде. Осуществлены видеосъемка огневого испытания (рис. 5) и тепловизионная съемка корпуса после испытания (рис. 6).

Таблица 5. Зависимость прочности от содержания армирующего наполнителя

Содержание армирующего наполнителя, %	Температура пропитки, °С	Прочность на осевое растяжение, МПа	Прочность на кольцевое растяжение, МПа
50	25	580	560
60	45	640	600
70	80	660	645

По результатам испытаний, композитный корпус двигателя при толщине стенок 3 мм с теплоизоляцией толщиной 3 мм устойчиво отработал при рабочем давлении камеры сгорания ~33 атмосфер и времени работы двигателя ~3,8 с. По тепловизионному изображению зафиксирована максимальная температура нагрева корпуса ~100 °С.

Таким образом, в результате экспериментальной отработки технологии изготовления углепластиковых корпусов малогабаритных твердотопливных ракетных двигателей был получен композитный корпус двигателя, успешно прошедший огневые испытания на стенде.



Рис. 4. Углепластиковые корпуса двигателей.



Рис. 5. Огневое испытание углепластикового корпуса.

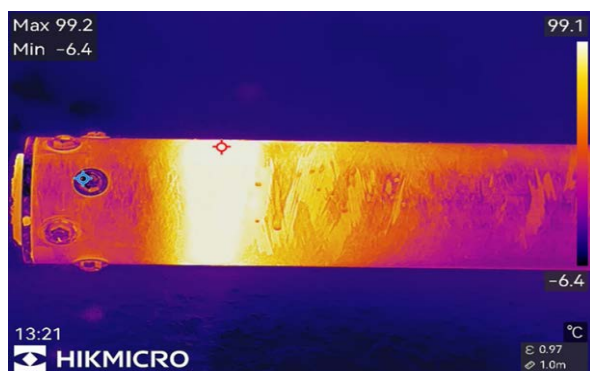


Рис. 6. Тепловизионные изображения корпуса двигателя после испытания.

4. Заключение

В результате проведенного исследования установлено, что наилучшие прочностные характеристики среди исследуемых эпоксидных систем демонстрирует связующее на основе смолы ЭД-20 и отвердителя Этал Инжект В при соотношении 100/20. Данная система обеспечивает максимальную степень полимеризации и плотность сшивки, что приводит к высокой прочности как самого связующего (94 МПа), так и углепластика на его основе (до 1230 МПа на растяжение и 1312 МПа на изгиб). Исследование угла намотки углеродного волокна показало, что применение комбинации углов 0° + 45° + 90° позволяет добиться наиболее сбалансированных прочностных характеристик по осям, снижая анизотропию и обеспечивая более равномерное распределение нагрузок, достигнуты преимущества в механической изотропии, получены образцы углепластика с прочностью на осевое растяжение – 580 МПа, на кольцевое растяжение – 560 МПа. Оптимальное содержание армирующего наполнителя составляет около 70%, что позволяет достичь максимальной прочности на осевое растяжение – 660 МПа, на кольцевое растяжение – 645 МПа при сохранении монолитной структуры композита. На основании полученных данных разработана и реализована технология изготовления углепластикового корпуса малогабаритного твердотопливного ракетного двигателя. Проведенные гидростатические и огневые испытания показали, что корпус выдерживает давление до 20 МПа и успешно функционирует при рабочих нагрузках (33 атмосферы) и температуре до 100 °С. Таким образом, технология признана пригодной для практического применения в области создания легких и прочных композитных корпусов для твердотопливных ракетных двигателей. На основе системного подхода, включающего выбор связующего, контроль армирования и прецизионное управление технологическим процессом, отработана эффективная технология получения углепластиковых корпусов для твердотопливных ракетных двигателей. Данная методика может быть масштабирована для серийного производства и адаптирована к различным типам ракетных систем, где требуются высокая прочность и минимальный вес.

Благодарность

Это исследование финансируется Комитетом науки МНВО РК (ИРН AP234037/0223).

Список литературы (ГОСТ)

- [1]. Eprints.usm (Web Page). Design, Fabrication and Testing of a Solid Propellant Rocket Motor, Thesis for the Degree of Master of Science (2011). <http://eprints.usm.my/id/eprint/41517>.
- [2]. College sidekick (Web Page). Composite Rocket Motor Cases, (2024). <https://www.collegesidekick.com/study-docs/6042858>.
- [3]. JAXA (Web Page). Sounding Rockets SS-520. https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/ss-520.html.
- [4]. Northrop Grumman (Web Page). GEM 63 and GEM 63XL Providing Thrust Augmentation for National Space Priorities, (2020). <https://cdn.northropgrumman.com/-/media/wp-content/uploads/GEM-63-GEM-63XL-Datasheet.pdf?v=1.0.0>.
- [5]. Arianespace (Web Page). Vega C User's Manual, (2018). <https://ariane.group/app/uploads/sites/4/2024/10/Vega-C-users-manual-Issue-0-Revision-0.pdf>.
- [6]. Arianespace (Web Page). Ariane 6: A Competitive Launch Solution, (2024). <http://www.arianespace.com>.
- [7]. Baldieri F., Martelli E., Riccio A. A numerical study on carbon-fiber-reinforced composite cylindrical skirts for solid propeller rockets // *Polymers*. – 2023. – Vol. 15. – № 4. – P. 908.
- [8]. Niharika B., Varma B.B. Design and analysis of composite rocket motor casing // *IOP Conf. Ser.: Mater.Sci.Eng.* – 2018. – Vol. 455. – № 1. – P. 012034.
- [9]. Коваленко В.А., Кондратьев А.В. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности // *Авиац.-косм. техника и технология*. – 2011. – Т. 5 (82). – С. 14-20.
- [10]. Baiserikov B., Ismailov M., Mustafa L., Yesbolov N., Kulbekov A., Yermekov A., Meiirbekov M., Ablakatov I. Design and manufacturing of experimental solid propellant rocket motor cases made of carbon composite materials // *Polymers*. – 2025. – Vol. 17. – P. 1352.
- [11]. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов / под ред. А.А. Медведева. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
- [12]. Дегтярев А.В., Коваленко В.А., Потапов А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники // *Авиац.-косм. техника и технология*. – 2012. – Vol. 2 (89). – P. 34-38.
- [13]. Кондратьев А.В., Коваленко В.А. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов // *Вопр. проектирования и производства констр. летат. аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 3 (67). – X., 2011. – P. 7-18.
- [14]. EMTC (Web Page). Technologies for Obtaining Prepregs, (2013). <http://nti.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2012/AKTT212/Degtyar.pdf>.
- [15]. Inpolimer (Web Page). Reinforcing Fibers and Fibrous Polymer Composites, Scientific Foundations and Technologies, (2009). https://www.inpolimer.ru/about/2066/armiruyushchie-volokna-i-voloknistye-polimernye-kompozity/?utm_source. (In Russian).
- [16]. Young scientist (Web Page). Composite Materials Based on Carbon Fibers, (2015). https://moluch.ru/archive/104/23577?utm_source. (In Russian).

References

- [1]. Eprints.usm (Web Page). Design, Fabrication and Testing of a Solid Propellant Rocket Motor, Thesis for the Degree of Master of Science (2011). <http://eprints.usm.my/id/eprint/41517>.
- [2]. College sidekick (Web Page). Composite Rocket Motor Cases, (2024). <https://www.collegesidekick.com/study-docs/6042858>.
- [3]. JAXA (Web Page). Sounding Rockets SS-520. https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/ss-520.html.
- [4]. Northrop Grumman (Web Page). GEM 63 and GEM 63XL Providing Thrust Augmentation for National Space Priorities, (2020). <https://cdn.northropgrumman.com/-/media/wp-content/uploads/GEM-63-GEM-63XL-Datasheet.pdf?v=1.0.0>.
- [5]. Arianespace (Web Page). Vega C User's Manual, (2018). <https://ariane.group/app/uploads/sites/4/2024/10/Vega-C-users-manual-Issue-0-Revision-0.pdf>.
- [6]. Arianespace (Web Page). Ariane 6: A Competitive Launch Solution, (2024). <http://www.arianespace.com>.
- [7]. F. Baldieri, E. Martelli, A. Riccio. A Numerical Study on Carbon-Fiber-Reinforced Composite Cylindrical Skirts for Solid Propeller Rockets, *Polym.*, 15 (2023) 908. <https://doi.org/10.3390/polym15040908>.
- [8]. B. Niharika, B.B. Varma. Design and Analysis of Composite Rocket Motor Casing, *IOP Conf. Ser.:*

- Mater. Sci. Eng., 455 (2018) 012034. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/455/1/012034>.
- [9]. V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev. Application of Polymer Composite Materials in Rocket and Space Technology Products as a Reserve for Improving Their Mass and Functional Efficiency, *Aviats.-Kosm. Tekhn. Tekhnol.*, 5 (82) (2011) 14-20. (In Russian).
- [10]. B. Baiserikov, M. Ismailov, L. Mustafa, et al. Design and Manufacturing of Experimental Solid Propellant Rocket Motor Cases Made of Carbon Composite Materials, *Polym.*, 17 (2025) 1352. doi.org/10.3390/polym17101352.
- [11]. Serdyuk V.K. Design of spacecraft launch vehicles: a textbook for universities / ed. by A.A. Medvedev. Mechanical Engineering, (2009) 504. ISBN 978-5-217-03441-3. (In Russian).
- [12]. A.V. Degtyarev, V.A. Kovalenko, A.V. Potapov. Application of Composite Materials in the Creation of Advanced Rocket Technology Samples, *Aviats.-Kosm. Tekhn. Tekhnol.*, 2 (89) (2012) 34-38. (In Russian).
- [13]. A.V. Kondratyev, V.A. Kovalenko. Review and Analysis of Global Trends and Problems in Expanding the Use of Polymer Composite Materials in Rocket and Space Equipment Units, *Vopr. Proekt. Proizv. Konstr. Letat. Appar.*, 3 (67) (2011) 7-18. (In Russian).
- [14]. EMTC (Web Page). Technologies for Obtaining Prepregs, (2013). <http://nti.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2012/AKTT212/Degtyar.pdf>.
- [15]. Inpolimer (Web Page). Reinforcing Fibers and Fibrous Polymer Composites, Scientific Foundations and Technologies, (2009). https://www.inpolimer.ru/about/2066/armiruyushchie-volokna-i-voloknistye-polimernye-kompozity/?utm_source. (In Russian).
- [16]. Young scientist (Web Page). Composite Materials Based on Carbon Fibers, (2015). https://moluch.ru/archive/104/23577?utm_source. (In Russian).

Сведения об авторах

М.Б. Исмаилов – д.т.н., профессор, Национальный центр космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: m.ismailov@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1111-4658>

Б.М. Байсериков – старший научный сотрудник в Национальном центре космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: baisarik.b.91@mail.ru
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0804-3147>

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

Н.Б. Есболов – научный сотрудник в Национальном центре космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: n.yesbolov@spaceres.kz
ORCID: <https://orcid.org/0009-0009-9522-7091>

И.К. Аблакатов – научный сотрудник в Национальном центре космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: termostators@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4912-9289>

А.Д. Байгонов – младший научный сотрудник в Национальном центре космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: ablayhan1984@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-6723-4949>

М.Н. Мейірбеков – PhD, руководитель проекта в Национальном центре космических исследований и технологий, Алматы, Казахстан
E-mail: muhammed_91@mail.ru
ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0434-9114>

Research on the Technology for Manufacturing Carbon Composite Casings for Small Solid-Propellant Rocket Motors

M.B. Ismailov, B.M. Baiserikov*, L.M. Mustafa, N.B. Yesbolov, I.K. Ablakatov, A.J. Baigonov, M.N. Meiirbekov

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

ABSTRACT

The article is dedicated to the study of the manufacturing technology of carbon fiber-reinforced plastic (CFRP) casings for small-sized solid-propellant rocket motors. The primary focus is on selecting the optimal epoxy binder and technological parameters that ensure high mechanical performance of the composite material. Three epoxy systems were evaluated: "Epikote LR 285 + Epikure LH287", "Kumho KER-828 + ZT 143", and "ED-20 + Etal Inject". Optimal resin/hardener ratios were determined based on mechanical testing of samples in tension and bending. The best strength results – both for the pure binder (94 MPa) and the reinforced composite (1230 MPa in tension) – were achieved with the ED-20/Etal Inject B system at a 100/20 ratio. A manufacturing process was developed using filament winding of carbon roving impregnated with epoxy resin. The winding was performed with alternating fiber layup angles (0°, 45°, 90°) to ensure isotropic mechanical properties. The influence of winding angle and the mass fraction of carbon fiber in the composite (ranging from 50% to 70%) on strength was studied. The optimal result was obtained at 70% fiber content: 660 MPa in axial tension and 645 MPa in hoop tension. Carbon fiber-reinforced plastic casings with a wall thickness of 3 mm were manufactured and tested. Hydrostatic and hot-fire tests were conducted. At the motor's operating pressure of 33 bar, the casing demonstrated stable performance without failure. The results confirm the high strength and airtightness of the CFRP design, making this technology promising for use in small-scale rocket systems.

Keywords: polymer composite material, epoxy resin, carbon fiber, strength, solid propellant rocket motor, filament winding.

Шағын көлемді қатты отынды зымыран қозғалтқыштарының көмірластикті корпустарын алу технологиясын зерттеу

М.Б. Исмаилов, Б.М. Байсериков*, Л.М. Мустафа, Н.Б. Есболов, И.К. Аблакатов, А.Д. Байгонов, М.Н. Мейірбеков

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

АНДАТПА

Мақала шағын көлемді қатты зымыран қозғалтқыштарының көмірпластикті корпустарын жасау технологиясын зерттеуге арналған. Композитті материалдың жоғары механикалық сипаттамаларын қамтамасыз ететін оңтайлы эпоксидті байланыстырғыш пен технологиялық параметрлерді таңдауға баса назар аударылады. Үш эпоксидті жүйе қарастырылған: «Epikote LR 285 + EPIKURE LH287», «Kumho KER-828 + ZT 143», «ЭД-20 + Этал Инжект». Созылу, иілу үлгілерін механикалық сынау негізінде шайыр/қатайтқыштың оңтайлы арақатынасын таңдау жүргізілді. Таза байланыстырғыш (94 МПа) үшін де, күшейтілген көміртекті талшық үшін де (әр созылу үшін 1230 МПа) ең жақсы беріктік көрсеткіштері ЭД-20/Этал Инжект жүйесінде 100/20 қатынасында көрсетті. Эпоксидті шайырмен сіңдірілген көміртекті ровингті орау әдісімен корпусты дайындаудың технологиялық схемасы пысықталды. Механикалық қасиеттердің изотропиясын қамтамасыз ету үшін көміртекті талшық орау бұрыштарының кезектесуімен жүзеге асырылады (0°, 45°, 90°). Композиттегі орам бұрышы мен көміртекті талшықтың пайыздық массасының (50-70%) беріктікке әсері зерттелді. Оңтайлы нәтижеге 70% талшық болған кезде қол жеткізіледі: осьтік созылу үшін 660 МПа және сақиналық созылу үшін 645 МПа. Қабырғаның қалыңдығы 3 мм көмірпластикті корпустардың үлгілері жасалды және сыналды, корпустың гидростатикалық және отты сынақтары жүргізілді. Қозғалтқыштың жұмыс қысымында 33 бар корпус бұзылмай тұрақты жұмыс көрсетті. Нәтижелер көміртекті пластик конструкциясының жоғары беріктігін, герметикалығын растайды, бұл бұл технологияны шағын көлемді зымыран жүйелерінде пайдалану үшін перспективалы етеді.

Түйін сөздер: полимерлі композицитті материал, эпоксидті шайыр, көміртекті талшық, беріктік, қатты зымыран қозғалтқышы, жіптерді орау.