

ӘСКЕРИ ІС  
ВОЕННОЕ ДЕЛО  
MILITARY SCIENCE

The Bulletin of Kazakh Academy of Transport and Communications named after M. Tynyshpayev, ISSN 1609-1817, DOI 10.52167/1609-1817, Vol. 118, No.3 (2021) pp.157-164

**CREATION OF A SCIENTIFIC AND TECHNOLOGICAL CENTER FOR THE DESIGN OF ULTRALIGHT MISSILES FOR THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN**

**Kosbolov Serikbay Baitekovich** – Doctor of Technical Sciences, Almaty University of Power Engineering and Telecommunications named after Gumarbek Daukeyev, Almaty, Kazakhstan, s.kosbolov@aes.kz

**Vasilevich Pavel Sergeevich** - Chief Manager of "Research & Development "Kazakhstan Engineering" LLP, Nur-sultan, Kazakhstan, info.niike@institute.ke.kz

**Aitbayev Galymzhan Kairovich** - Test Engineer, R&D Center "Kazakhstan Engineering" LLP, Nur-sultan, Kazakhstan, info.niike@institute.ke.kz

**Orazaly Yerkin Yermekovich** - Engineer, Almaty University of Power Engineering and Telecommunications named after Gumarbek Daukeyev, Almaty, Kazakhstan, ki@aes.kz

**Annotation.** Currently, more and more attention is being paid to the national security of the country. The idea of the project is to offer for the needs of the defense industry of the Republic of Kazakhstan the development of scientific and technological bases for the experimental design of rocket technology and technology focused on a specific task.

The article presents an analysis of the current issue of trends in the development of small short-range tactical missiles, as well as a general scheme of the process for creating a scientific and technological center for designing ultralight missiles. The article also provides general recommendations on the manufacturing technology of small rocket body elements.

**Keywords:** Design, rocket, mathematical model, 3D modeling, power shell, materials, body, composite, winding, scientific and technological center.

УДК 629.762

DOI 10.52167/1609-1817-2021-118-3-157-164

**С.Б. Косболов<sup>1</sup>, П.С. Василевич<sup>2</sup>, Г. К. Айтбаев<sup>2</sup>, Е.Е. Оразалы<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Алматинский университет энергетики и связи имени Г. Даукеева, г. Алматы, Казахстан

<sup>2</sup>ТОО R&D центр «Казахстан инжиниринг», г. Нур-Султан Казахстан

**СОЗДАНИЕ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА ДЛЯ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН**

**Аннотация.** В настоящее время все большее внимание уделяется национальной безопасности страны. Идея проекта — это предложить для нужд оборонной отрасли РК разработку научно-технологических основ для опытно-конструкторского проектирования ракетной техники и технологии, ориентированной на конкретную задачу.

В представленной статье приведен анализ актуального вопроса тенденций развития малых ракет ближней тактической зоны, а также общая схема процесса по созданию научно-технологического центра для проектирования ракет сверхлегкого класса. Также в статье даны общие рекомендации по технологии изготовления элементов корпуса малых ракет.

**Ключевые слова:** Проектирование, ракета, математическая модель, 3Д моделирование, силовая оболочка, материалы, корпус, композиционный, намотка, научно-технологический центр.

### Введение

В целях обеспечения национальной безопасности, в частности, национальных границ, используются ракеты с ближним радиусом действия. Основная цель использования малых ракет заключается в обеспечении безопасности национальных границ. Особое место ракеты с малым радиусом действия занимают в обеспечении безопасности в приграничных районах, где имеются предпосылки к возникновению вооруженных конфликтов. С учетом малого радиуса действия и размещения ракетных комплексов на территории государства-собственника упор делается на безопасность пуска. Поэтому в ходе испытания новых ракет особое внимание уделяется аэродинамическим свойствам ракет - точности пуска, погрешности от изменения заданной баллистической траектории.

Возможность применения ракет происходит с оценкой их различных параметров. Так, значения скорости и высоты полета ракеты должны быть

сбалансированы, а внедренная в ракету модель воздушно-реактивного двигателя должна отличаться малым расходом топлива. Большое значение при конструировании ракет играют аэродинамические свойства, потому что они определяют точность поражения, скорость достижения ракетой заданной цели.

Для решения поставленных задач будут использованы теоретические и экспериментальные подходы. Для системы неуправляемых малых ракет будут построены соответствующие математические модели, на которых будет изучено их поведение при различных условиях.

В настоящее время методы математического моделирования поведения аэрокосмических аппаратов не имеют альтернативны и являются общепринятыми в мировой практике создания летательных аппаратов.

В рисунке 1 представлены этапы создания научно-технологической центра для проектирования ракет сверхлегкого класса и их составляющие.



Figure1 - Creation of a scientific and technological center for the design of ultralight missiles.

Рисунок 1 - Создание научно-технологической центра для проектирования ракет сверхлегкого класса

**Общие рекомендации по технологии изготовления элементов корпуса малых ракет.**

**Назначение и условия эксплуатации объекта производства.**

Силовая оболочка обеспечивает несущую способность корпуса малых ракет и представляет собой тонкостенное тело вращения, имеющая цилиндрическую форму. В корпус закладывается твердотопливный заряд, и в процессе работы ракеты происходит горение заряда непосредственно внутри корпуса. При этом силовая оболочка корпуса работает в экстремальных условиях:

– температура продуктов сгорания внутри корпуса 3400÷3600 К;

– номинальное давление внутри корпуса 10 МПа.

Кроме того, силовая оболочка корпуса должна обладать минимальной

массой, что при прочих равных условиях обеспечит увеличение массы выводимого полезного груза.

**Анализ и обоснование выбора материалов объекта производства**

Выбор материала, используемого при изготовлении силовой оболочки корпуса, определяется назначением и условиями эксплуатации, действующими нагрузками и требованиями, предъявляемыми к изделию. Силовая оболочка обеспечивает несущую способность корпуса. При этом силовая оболочка подвергается воздействию внутреннего давления, сжимающих (осевых) сил и изгибающих моментов, а также нагреву. Для защиты силовой оболочки от воздействия значительных тепловых потоков используется внутреннее теплозащитное покрытие, представляющее собой

комбинированную многослойную структуру.

На основании требований, предъявляемых к рассматриваемой конструкции (обеспечение жесткости и прочности), с учетом условий эксплуатации изделия и действующих нагрузок можно сформировать критерий эффективности материала, применяемого

при изготовлении силовой оболочки корпуса:

- максимальное значение модуля упругости в широком температурном диапазоне;
- максимальное значение предела прочности в широком температурном диапазоне;
- минимальное значение плотности (массы).

Таблица 1 - Характеристики конструкционных материалов, применяемых при изготовлении ракетной техники

Материал	E, ГПа	$\frac{\sigma}{\rho}$ , км	F <sub>+1</sub> , МПа	ρ, кг/м <sup>3</sup>
Сталь 30ХГСА	200	192	1500	7800
Алюминиевый сплав В95	71	178	510	2850
Титановый сплав ВТ-20Л	110	196	900	4600
Стеклопластик	48	727	1600	2200
Углепластик	140	750	1200	1600
Органопластик	80	1850	2500	1350

Анализируя характеристики различных конструкционных материалов, применяемых при изготовлении силовых элементов ракетной техники, можно сделать вывод, что полимерные композиционные материалы обладают наиболее высокими удельными характеристиками (удельная прочность и удельная жесткость). В связи с этим применение композиционных материалов дает возможность создавать силовые конструкции меньшей массы, сохраняя при этом их жесткость и прочность.

Очень важным показателем механических свойств материалов являются так называемые удельные характеристики или отношение прочности и модуля деформации к плотности (принятый показатель оценки удельной прочности материалов - "разрывная длина" в километрах).

На рисунке 2 изображена 3Д модель корпуса РДТТ, подготовленного к испытаниям в пакете Solidworks Simulation.

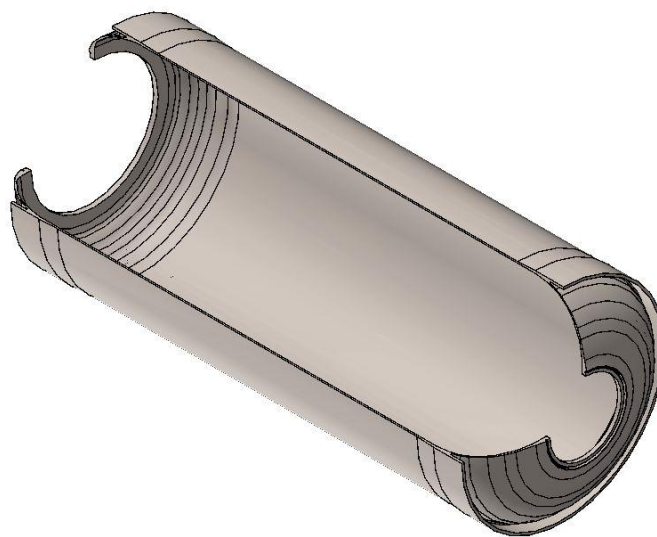


Figure 2 - 3D model of the Solid-fuel rocket engine body (Solidworks)  
Рисунок 2 – 3Д модель корпуса РДТТ (Solidworks)

#### **Анализ и обоснование технологии изготовления**

Силовая оболочка корпуса ракеты – крупногабаритная конструкция сложной конфигурации. Для изготовления такого рода объектов методом намотки целесообразно использовать способ “мокрой” намотки. В отличие от способа “сухой” намотки (волокнистый армирующий материал перед намоткой предварительно пропитывается связующим на пропиточных машинах) при способе “мокрой” намотки пропитка армирующего волокнистого материала связующим, и намотка на оправку совмещены.

Основные этапы технологической операции намотки изделия при использовании способа “мокрой” намотки:

- предварительная подсушка нитей горячим воздухом;
- формирование прядей из нитей;

- пропитка прядей связующей композицией в пропиточно-натяжном тракте (протягивание нитей через ванночку со связующим);

- удаление излишек связующего, натяжение прядей нитей;

- намотка прядей на вращающуюся оправку, укрепленную на намоточном станке.

Преимущество способа “мокрой” намотки заключается в более низком контактном давлении формования, что требует оборудования с меньшей мощностью привода и лучшей формуемостью поверхностей изделия. Это обуславливает применение данного способа при изготовлении крупногабаритных оболочек сложной конфигурации.

Недостатки способа “мокрой” намотки:

- невысокая скорость намотки, ограниченная скоростью пропитки наполнителя связующей композицией;

– невозможность обеспечения равномерного содержания связующего по толщине наматываемого изделия;

– большое количество отходов связующего в виде загустевших остатков в пропиточной ванне и выдавленного излишка связующего из наматываемого изделия;

– загрязнение намоточно-пропиточного тракта и рабочего места связующим;

– невозможность применения высоковязких связующих.

Технологическое решение, применяемое при изготовлении силовой оболочки корпуса ракеты в рамках данной работы и позволяющее оптимизировать операцию “мокрой” намотки: следует осуществлять пропитку пряжей связующим в пропиточно-натяжном тракте протягиванием нагретых нитей через ванночку с ненагретым связующим (обычно пропитку осуществляют протягиванием не нагретых нитей через ванночку с нагретым связующим). Это позволяет осуществлять пропитку пряжей связующим более равномерно, уменьшая нанос излишков связующей композиции.

В зависимости от типа укладки армирующего волокнистого материала в намотанном изделии различают следующие технологические схемы намотки:

– прямая (окружная);

– спирально-винтовая (тангенциальная, кольцевая);

– спирально-перекрестная (спирально-продольная, спирально-поперечная);

– совмещенная спирально-кольцевая;

– продольно-поперечная, косослойная продольно-поперечная;

– планарная (полюсная, орбитальная, плоскостная);

### **Выводы**

В этой статье рассмотрены современные подходы к проектированию ракет, а также приведена общая схема процесса по созданию научно-технологического центра для проектирования ракет сверхлегкого класса. Даны общие рекомендации по технологии изготовления элементов корпуса малых ракет. Проведен анализ и обоснование выбора материала силовой оболочки корпуса ракет как объекта производства. Описано обоснование выбора технологии изготовления силовой оболочки корпуса.

Исследование было поддержано грантом №00076/ГФ «Создание научно-технологического центра для проектирования ракет сверхлегкого класса».

### **ЛИТЕРАТУРА**

- [1] <https://hightech.fm/2017/07/01/small-rockets>
- [2] <https://www.rbc.ru/magazine/2018/05/5ad738949a7947e8995fa043>
- [3] <https://www.popmech.ru/technologies/378672-mikrorakety-dlya-bolshogo-kosmosa-stanet-li-orbita-territoriey-chastnikov/>
- [4] <https://habr.com/ru/post/410453/>
- [5] Алипбаев К.А., Джамалов Н.К., Елубаев С.А., Бопеев Т.М., Сухенко А.С. Фильтрация данных системы управления движением и навигации космического аппарата. // Вестник НИА РК, №1, 2012, с. 65-68.
- [6] "Mathematical Techniques in Multisensor Data Fusion", By David Lee Hall, Sonya A. H., Artech House, 2004, ISBN 1-58053-335-3, section 4.4.4.
- [7] Ракишева З.Б. Исследование движения динамически симметричного тела. // Вестник Национальной инженерной академии РК, № 4(26), 2007, с. 61- 66.

[8] Ракишева З.Б. Управление движением твердого тела для аналога случая Ковалевской. //Вестник КазНУ, серия мат., мех., инф., № 2, 2006, с.146- 150.

## REFERENCES

- [1] <https://hightech.fm/2017/07/01/small-rockets>  
[2] <https://www.rbc.ru/magazine/2018/05/5ad738949a7947e8995fa043>  
[3] <https://www.popmech.ru/technologies/378672-mikrorakety-dlya-bolshogo-kosmosa-stanet-li-orbita-territoriey-chastnikov/>  
[4] <https://habr.com/ru/post/410453/>  
[5] Alipbaev K.A., Djamalov N.K., Elubaev S.A., Boreev T.M., Suhenko A.S. Filtrasiya dannyh sistemy upravleniya dvizheniem i navigatsii kosmicheskogo apparata. // Vestnik NIA RK, №1, 2012, s. 65-68.  
[6] "Mathematical Techniques in Multisensor Data Fusion", By David Lee Hall, Sonya A. H., Artech House, 2004, ISBN 1-58053-335-3, section 4.4.4.  
[7] Rakişeva Z.B. Issledovanie dvizheniya dinamicheski simmetrichnogo tela. //Vestnik Nacionalnoi inzhenernoi akademii RK, № 4(26), 2007, s. 61- 66.  
[8] Rakişeva Z.B. Upravlenie dvizheniem tverdogo tela dlya analoga sluchaya Kovalevskoi. //Vestnik KazNU, seriya mat., meh., inf., № 2, 2006, s.146- 150.

## СОЗДАНИЕ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА ДЛЯ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

**Косболов Серикбай Байтекович** – доктор технических наук, Алматинский университет энергетики и телекоммуникаций имени Гумарбека Даукеева, Алматы, Казахстан, s.kosbolov@aues.kz

**Василевич Павел Сергеевич** - главный менеджер ТОО «R&D центр «Казахстан Инжиниринг», Нур-ултан, Казахстан, info.niike@institute.ke.kz

**Айтбаев Галымжан Каирович** - инженер-испытатель, ТОО «R&D центр «Казахстан Инжиниринг», info.niike@institute.ke.kz

**Оразалиев Еркин Ермекович** - инженер, Алматинский университет энергетики и телекоммуникаций имени Гумарбека Даукеева, Алматы, Казахстан, ki@aues.kz

## ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҮШІН АСА ЖЕҢІЛ КЛАСТЫ ЗЫМЫРАНДАРДЫ ЖОБАЛАУ ҮШІН ҒЫЛЫМИ-ТЕХНОЛОГИЯЛЫҚ ОРТАЛЫҚ ҚҰРУ

**Косболов Серікбай Байтеқұлы** - техника ғылымдарының докторы, Ғұмарбек Дәукеев атындағы Алматы энергетика және телекоммуникация университеті, Алматы, Қазақстан, s.kosbolov@aues.kz

**Василевич Павел Сергеевич** - "R&D орталығы "Қазақстан Инжиниринг" ЖШС бас менеджері, Нұр-Сұлтан, Қазақстан, info.niike@institute.ke.kz

**Айтбаев Галымжан Қайырұлы** - инженер-сынаушы, "R&D орталығы "Қазақстан Инжиниринг" ЖШС, Нұр-Сұлтан, Қазақстан, info.niike@institute.ke.kz

**Оразалиев Еркин Ермеқұлы** - инженер, Ғұмарбек Дәукеев атындағы Алматы энергетика және телекоммуникация университеті, Алматы, Қазақстан, ki@aues.kz

**Андатпа.** Қазіргі уақытта елдің ұлттық қауіпсіздігіне көбірек көңіл бөлінуде. Жобаның идеясы-бұл ҚР Қорғаныс саласының қажеттіліктері үшін нақты міндетке

бағытталған зымыран техникасы мен технологиясын тәжірибелік-конструкторлық жобалау үшін ғылыми-технологиялық негіздерді әзірлеуді ұсыну.

Ұсынылған мақалада жақын тактикалық аймақтың шағын зымырандарының даму тенденцияларының өзекті мәселесіне талдау, сондай-ақ ультра жеңіл класты зымырандарды жобалау үшін ғылыми-технологиялық орталық құру процесінің жалпы схемасы келтірілген. Сондай-ақ, мақалада шағын зымырандар корпусының элементтерін жасау технологиясы туралы жалпы ұсыныстар берілген.

**Түйінді сөздер:** жобалау, зымыран, математикалық модель, 3Д модельдеу, күштік қаптама, материалдар, корпус, композициялық, орау, ғылыми-технологиялық орталық.