

УДК 629.7

## ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА НА БАЗЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

Е.В. Космодемьянский<sup>1</sup>, А.В. Нагиев<sup>2</sup>, Д.Ю. Изратов<sup>2</sup>, В.А. Кирпичев<sup>3</sup>, П.А. Давыдов<sup>4</sup>,  
А.А. Маркарова<sup>5</sup>, И.В. Козлова<sup>5</sup>, А.Ю. Окутин<sup>6</sup>, А.Ю. Пустовалов<sup>7</sup>.

<sup>1</sup>Опытно-конструкторское бюро «Факел», Калининград, Россия  
kosmodemyanskiy@fakel-russia.com

<sup>2</sup>Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия  
AN260192@gmail.com, izratov.dy@samspace.ru

<sup>3</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия  
dean fla@mail.ru

<sup>4</sup>Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Королёв, Россия  
p.a.davidov@yandex.ru

<sup>5</sup>ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Москва, Россия  
proton@khrunichev.ru

<sup>6</sup>НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, Екатеринбург, Россия  
okutinau@yandex.ru

<sup>7</sup>ГРЦ им. академика В.П. Макеева, Миасс, Россия  
endry\_ru@rambler.ru

### Аннотация

В статье рассмотрена потребность ракетно-космической отрасли в ракетах-носителях (РН), предназначенных для запуска малых космических аппаратов, а именно в РН сверхлёгкого класса (РН СЛК). Описаны наиболее известные зарубежные проекты РН СЛК, их особенности и характеристики. Произведено сравнение их с предлагаемой РН СЛК «Аквилон» по основным технико-экономическим показателям. Рассмотрена возможность отработки и применения на предлагаемой РН СЛК «Аквилон» новых технологических и конструктивных решений. В частности: применение в конструкции полимерных композитных материалов (углепластиков в конструкции как сухих отсеков, так и с применением специального покрытия стенок топливных баков; углеуглепластиков в конструкции высокотеплонагруженных элементов: камерах сгорания, створках головного обтекателя, обтекателя первого ускорителя и передних кромок консолей крыла в возвращаемой конфигурации); использование аддитивных технологий при изготовлении двигательной установки, силовых элементов с использованием топологической оптимизации на этапе их проектирования; новых компонентов топлива; создание возвращаемого и повторно используемого первого ракетного блока. Новым для исследований в данном направлении является использование комплексного подхода к рассмотрению современных тенденций в области ракетостроения с учётом потребностей рынка пусковых услуг.

**Ключевые слова:** ракета-носитель «Аквилон», полимерные композитные материалы, углепластик, аддитивные технологии, сжиженный природный газ, ракетный блок многократного использования.

**Цитирование:** Космодемьянский, Е.В. Проект космического ракетного комплекса на базе ракеты-носителя сверхлёгкого класса / Е.В. Космодемьянский, А.В. Нагиев, Д.Ю. Изратов, В.А. Кирпичев, П.А. Давыдов, А.А. Маркарова, И.В. Козлова, А.Ю. Окутин, А.Ю. Пустовалов // Онтология проектирования. – 2018. – Т. 8, №4(30). – С.523-539. – DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-4-523-539.

### Введение

Развитие технологий в области приборостроения, конструктивных материалов и новые схемно-технические решения ведут к развитию тенденции уменьшения массово-габаритных

характеристик космических аппаратов (КА): от тяжёлых КА массой в несколько тонн к малым КА (МКА) – микро- и наноспутникам – массой в несколько килограммов [1].

Грузоподъёмность ракет лёгкого класса избыточна для выведения на орбиту единичных микро- и наноспутников, поэтому МКА запускают на ракетах совместно с более крупногабаритными (попутный запуск) или крупными партиями (кластерный запуск).

При попутном запуске часто возникает ситуация, когда задержка с созданием основной полезной нагрузки приводит к тому, что сроки запуска попутных грузов сдвигаются. Соблюдение графика выведения особенно критично при развёртывании орбитальных группировок, состоящих из нескольких аппаратов. Например, срыв графика по запуску технологических МКА приводит к прямым финансовым потерям, так как задержка в проверке технологий тормозит создание коммерческих аппаратов на её базе. Вторым ограничением является то, что при попутном запуске орбита выбирается не заказчиком, а владельцем основного груза. Для некоторых МКА параметры орбиты являются особо важными. Третье ограничение попутных и кластерных запусков — невозможность применения высокоэнергетических устройств. Может быть введено ограничение на использование химических ракетных двигателей любого вида, пиросредств (из-за этого, например, ограничена возможность разворачивания больших по размеру конструкций, низкочастотных антенн) и баллонов высокого давления. Решение данных проблем возможно путём создания ракет-носителей (РН) сверхлёгкого класса (СЛК) для запусков нано- (1-10 кг) и микро-спутников (10-100 кг).

В статье решается задача онтологического анализа технических решений в области РН СЛК, выбора наиболее актуальных организационных и технологических направлений развития средств выведения, а также формирования концепции средства выведения с элементами многозадачности.

## **1 Современные ракеты-носители сверхлёгкого класса**

Основными направлениями целевого использования низкоорбитальных космических систем на основе таких КА являются: дистанционное зондирование Земли, мониторинг чрезвычайных ситуаций, сбор и передача информации в интересах отраслей народного хозяйства, министерства обороны и министерства по чрезвычайным ситуациям. В военной сфере особая роль в ближайшем будущем будет отводиться использованию многоцелевых КА, предназначенных для наблюдения за действиями противника, наземной связи и передачи данных в ходе боевых действий в локальных конфликтах. Для достижения этой цели РН СЛК должны иметь высокую оперативность запуска и возможность обеспечения быстрого выведения на заданные орбиты.

Другой важной задачей, которая может быть решена при создании РН СЛК, является лётная отработка инновационных технологий, в части внедрения прогрессивных технологий по маршевым двигателям, системам управления, конструкционным материалам, обеспечивающим высокие показатели безопасности и технико-экономической эффективности, которые будут использованы на РН более тяжёлых классов.

### **1.1 Зарубежные и российские проекты ракет-носителей сверхлёгкого класса**

Самый эффективный путь создания перспективных средств выведения нового поколения и существенного снижения риска при внедрении инновационных технологий – это создание РН минимальной размерности и лётная отработка на них инновационных технологий в части маршевых двигателей с высоким уровнем надёжности, безопасности (безаварийности), низкой стоимостью изготовления, обладающих высоким уровнем конструктивного совершен-

ства, а также применение новых композитных материалов и лёгких сплавов в конструкциях сухих отсеков и топливных баков.

Одним из первых современных проектов в этой области является экспериментальная РН СЛК SS-520-4, разработанная японской компанией IHI Aerospace Co. Ltd. 15 января 2017 г. был произведён старт этой РН, но вследствие потери сигнала телеметрии ракета была утеряна. РН была разработана на основе двухступенчатой высотной исследовательской ракеты SS-520 путём добавления третьей ступени и оригинальной системы управления. Характеристики РН представлены в таблице 1 [2].

Таблица 1 – Характеристики РН SS-520-4

Наименование характеристики	Значение
Полная длина, м	9,54
Диаметр корпуса, м	0,52
Стартовая масса, т	2,6
Тип топлива	Твёрдое
Число ступеней, ед.	Три
Масса полезного груза	Более 4 кг на низкую околоземную орбиту
Космодром пуска	Космический центр Утиноура
Способ запуска	Рельсовая наклонная направляющая подвешенного типа
Стоимость пуска, млн. долл.	3,5

Созданием РН СЛК занимается также новозеландская компания Rocket Lab. Лёгкая двухступенчатая РН Electron (рисунок 1) стартовой массой 12,55 т и длиной 17 м предназначена для запусков спутников массой 250 кг на низкую околоземную или 150 кг – на солнечно-синхронную орбиту (ССО) высотой 500 км. В качестве компонентов топлива на обеих ступенях используются жидкий кислород (окислитель) и керосин (горючее). Основные элементы РН, включая несущие баки, выполнены из углепластика для снижения массы конструкции. Все основные детали двигателя Rutherford, спроектированного и изготавливаемого Rocket Lab, создаются с помощью 3D-печати. Впервые в мире с целью удешевления стоимости РН он оснащен не турбонасосным, а двумя электронасосными агрегатами – по одному для каждого компонента топлива. Электронасосные агрегаты двигательной установки первой ступени питаются от 13 литий-ионных аккумуляторных батарей, смонтированных в нижней части конструкции ступени и обеспечивающих более 1 МВт электроэнергии. Стоимость пуска данной РН составляет 4,9–6,6 млн. долл.



Рисунок 1 – Лёгкая двухступенчатая РН Electron новозеландской компании Rocket Lab

Полезная нагрузка закрыта композитным головным обтекателем (ГО) длиной 2,5 м, диаметром 1,2 м и массой около 50 кг. Rocket Lab предлагает концепцию «инкапсуляции» спутника на территории заказчика, что позволяет собственникам полезной нагрузки осуществлять интеграцию аппарата с адаптером и ГО на своих предприятиях самостоятельно, а затем доставлять модуль в собранном виде к стартовой площадке, где он будет быстро установлен на ракете [3].

В нашей стране имеются проекты РН СЛК. Это твёрдотопливные РН семейства «Старт», созданные на базе межконтинентальной баллистической ракеты «Тополь». РН «Старт-1» способна вывести полезную нагрузку 490-1000 кг на орбиты высотой 200-1000 км, а РН

«Старт» - 65-210 кг. Однако последний пуск РН этого семейства был осуществлен в 2006 году. Стоит отметить, что значение максимальной продольной перегрузки во время полета этой РН достигает 12, что требует создания специализированных КА.

Текущие рыночные тенденции в области запусков МКА, а также развитие зарубежных высокотехнологичных проектов формируют необходимость в создании носителя, способного выводить МКА на требуемую для них орбиту.

Ёмкость мирового рынка динамично растёт в результате востребованности телекоммуникационных услуг, развития связи и навигации. На зарубежном рынке идёт устойчивый рост МКА класса «нано». В период 2011-2016 гг. их доля среди МКА массой от 10 до 500 кг возросла до 70%, а МКА класса «микро» (10-100 кг) и «мини» (100-500 кг) стабильно занимают устойчивый сегмент (12-16% МКА класса «мини» и 14-27 % МКА класса «микро»). Рост спроса на рынке космических технологий определит дальнейшее развитие как элементной базы, так и проектно-конструкторских решений.

## 1.2 Предлагаемая ракета-носитель сверхлёгкого класса «Аквилон»

В данной работе рассматривается создание РН СЛК для выведения на требуемые орбиты группировок МКА. Концепция РН предложена группой специалистов предприятий Госкорпорации «Роскосмос» в рамках проектной работы кадрового резерва. Детальный анализ имеющихся трендов развития ракетостроения и результатов наиболее высокотехнологичных проектов, учёт текущего состояния с РН лёгкого и сверхлёгкого класса в России позволяет сделать выводы о высокой актуальности данного направления, а также задать ряд характеристик предлагаемой РН. Наибольшее влияние на выбор тематики проекта и основных характеристик РН оказали следующие тренды:

- увеличение объёмов рынка коммерческих космических запусков;
- снижение стоимости запуска;
- увеличение степени автоматизации на всех этапах жизненного цикла;
- требование по сокращению времени подготовки к пуску;
- рост требований к экологичности средств выведения (СВ);
- рост количества частных предприятий в ракетно-космической промышленности;
- рост количества научно-исследовательских работ в области альтернативных СВ;
- увеличение количества запускаемых МКА;
- увеличение числа производственных процессов, реализуемых в космосе;
- рост экономической эффективности многоразовых средств выведения грузов;
- увеличение количества разработок в области добычи полезных ископаемых в космосе.

Ориентировочные характеристики РН в сравнении с известными зарубежными аналогами представлены в таблице 2, её облик – на рисунке 2.

Второй ракетный блок (РБ) представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Межбачковые отсеки отсутствуют вследствие совмещения днищ баков окислителя («О») и горючего («Г») ввиду близости температур заправленных компонентов топлива, что позволяет сэкономить массу. РБ оснащён однокамерной жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) с возможностью управления вектором тяги (установка в карданном подвесе), а также оснащён системой управления движением. Полезная нагрузка защищена от тепловых и механических нагрузок набегающего потока двустворчатым головным обтекателем.

Первый РБ также представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Отличием от конструкции второго РБ является наличие дополнительных баков «О» и «Г», предназначенных для питания

ЖРДУ, а именно рулевых ЖРД, в процессе реализации возврата РБ и посадки на посадочную полосу с целью повторного использования. Межбаковые отсеки также отсутствуют.

Таблица 2 – Сравнение характеристик предлагаемой РН и зарубежных аналогов

Характеристика	Значение			
	Electron [3, 4]	Launcher One [5]	Alpha [6]	Akvilon
Наименование РН	Electron [3, 4]	Launcher One [5]	Alpha [6]	Akvilon
Страна	США	США	США	Россия
Оператор	Rocket Lab	Virgin Galactic	Firefly Space Systems	–
Стартовый комплекс	Кодиак (США), п-ов Махия	«Спейспорт Америка» (США)	Космический центр Кеннеди (США)	Космодром «Восточный»/ мобильный комплекс
Стартовая масса, т	12,55	-	-	14,5 <sup>1</sup>
Грузоподъемность на НОО/ССО, кг	225/150	400/225	400/200	450/300
Количество ступеней, ед.	2	2	2	2
Длина, м	17	-	29	19,9
Диаметр, м	1,2	-	1,8	1,5
Тип топлива	керосин/кислород	-	СПГ/кислород	СПГ/кислород
Ожидаемая стоимость пуска	4,9 млн. \$	10 млн. \$	8 млн. \$	6,3 млн. \$

<sup>1</sup> В возвращаемой конфигурации 16 т.  
СПГ – сжиженный природный газ, НОО – низкая околоземная орбита.



Рисунок 2 – Предлагаемая РН СЛК «Аквилон» (без аэродинамических поверхностей)

РБ оснащён четырёхкамерной ЖРДУ с 4-мя рулевыми камерами с возможностью многократного запуска, а также специализированной системой управления движением, позволяющей обеспечивать возврат и посадку на специально выделенную взлетно-посадочную поло-

су. В конструкции РБ предусмотрена возможность крепления консолей крыла (возвращаемая конфигурация РБ) с исполнительными органами управления для реализации спасения по самолётной схеме и возможность установки убираемых стоек шасси с исполнительными органами управления в специально выделенные для их размещения отсеки в корпусе РБ.

На РН такого класса возможна отработка ряда новых технологических решений с наименьшими рисками и затратами, а именно:

- применение полимерных композитных материалов (ПКМ) в конструкции РН;
- применение новых компонентов топлива;
- разработка и экспериментальная отработка возвращаемой первой ступени;
- применение аддитивных технологий;
- автоматизированная подготовка к пуску и пуск РН с мобильной стартовой платформы.

В проекте РН предлагается ряд перспективных решений в области бортовой автоматизированной системы управления:

- максимальная автономность систем и минимизация дискретных и аналоговых связей между ними;
- минимизация критериев отмены предстартовой подготовки с выполнением требований по безопасности;
- принцип централизованного контроля и управления системами, приборами, агрегатами и элементами автоматики РН с использованием бортовой и наземной цифровых вычислительных машин.

### 1.3 Проекты ракет-носителей с возвращением блоков первой и второй ступеней

Среди анализируемых проектов многоразовых систем выделяются разработки с реализацией спасения блоков как первой, так и второй ступеней. Предполагается, что это позволит уменьшить стоимость выведения полезной нагрузки и решить вопросы с отчуждением зон падения элементов РН. На рисунке 3 приведены визуализации проекта XS-P компании Боинг и китайского проекта двухступенчатой многоразовой системы.

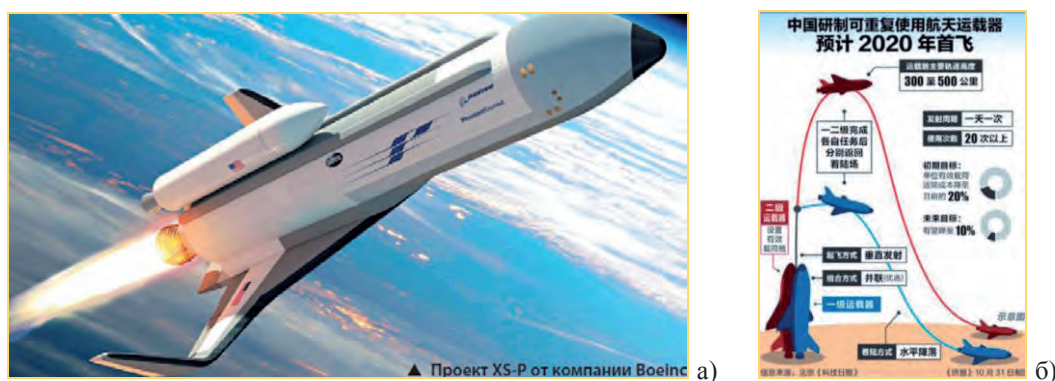


Рисунок 3 - Проект XS-P компании Боинг (а) и китайский проект (б) двухступенчатой многоразовой системы

В случае успешной реализации данных проектов можно ожидать существенных изменений в организационных, экономических и технических аспектах деятельности, связанных с разработками и запусками кластеров КА, в том числе аппаратов nano-класса. Несмотря на обилие подобных проработок в нашей стране в разное время с высоким техническим уровнем, на текущий момент в России развитие данного направления требует определённого внимания.

## 2 Технологические и технические особенности предлагаемой РН

### 2.1 Применение ПКМ в конструкции РН

Применение ПКМ при производстве космической и авиационной техники может сэкономить от 5 до 30% веса изделия, поэтому в конструкции предлагаемой РН предполагается широкое применение композиционных материалов (рисунок 4).



Среди множества ПКМ следует выделить углепластики. Наполнителем в этих полимерных композитах служат углеродные волокна, получаемые из синтетических и природных волокон на основе целлюлозы, сополимеров акрилонитрила, нефтяных и каменноугольных пеков и т.д. В зависимости от режима обработки и исходного сырья полученное углеволокно имеет различную структуру. Для изготовления углепластиков используются те же матрицы, что и для стеклопластиков, чаще всего – термореактивные и термопластичные полимеры.

Основными преимуществами углепластиков являются их низкая плотность и высокий модуль упругости. Углеродные волокна и углепластики имеют практически нулевой коэффициент линейного расширения, хорошо проводят электричество [7]. Обладая такими свойствами углепластик можно использовать при создании как сухих отсеков РН (рисунок 5) [8], так и топливных баков (рисунок 6) [9]. Углепластики обладают также необходимой стойкостью к криогенным температурам [10].

Материал лайнера конструкции бака под жидкий криогенный продукт (кислород) должен препятствовать диффузии компонентов продукта в стенку бака. Для этого лайнеры таких баков изготавливаются из высоколегированных сталей. В качестве перспективных материалов для изготовления лайнера криогенного бака, препятствующих диффузии компонентов жидких криогенных продуктов, можно рассматривать полимерные плёночные материалы, а именно полиимидные плёнки (внутреннего герметизирующего слоя), имеющие жёсткую связь с силовой оболочкой [10].

На основе углеродных волокон и углеродной матрицы создают композитные углеграфитовые материалы – наиболее термостойкие композитные материалы (углеуглепластики), способные долго выдерживать в инертных или восстановительных средах температуры до 3000° С. В связи с этим можно изготавливать из углеуглепластиков высокотемпературные узлы ракетной техники [7], а именно: створки головного обтекателя, обтекатель первого ускорителя и передние кромки консолей крыла (в возвращаемой конфигурации).

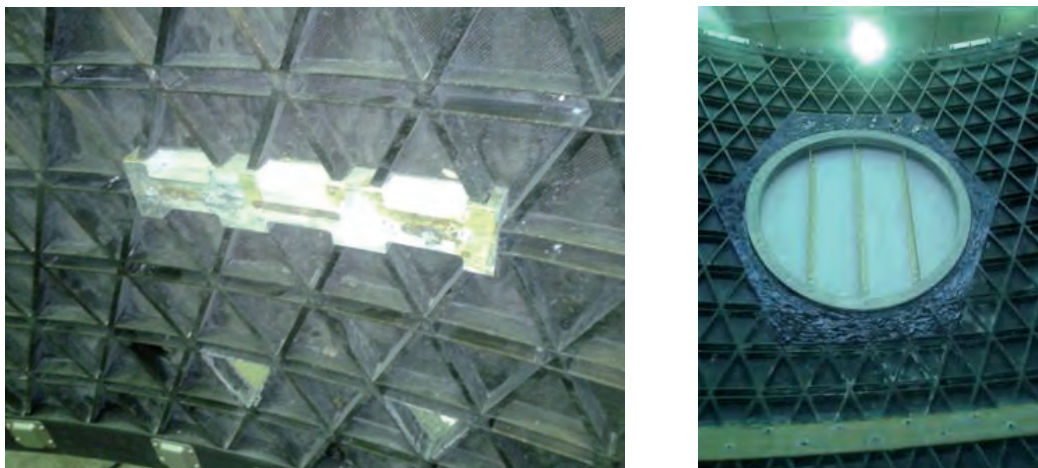


Рисунок 5 - Применение сухих отсеков из композитных материалов (разработка ЦНИИСМ) [8]

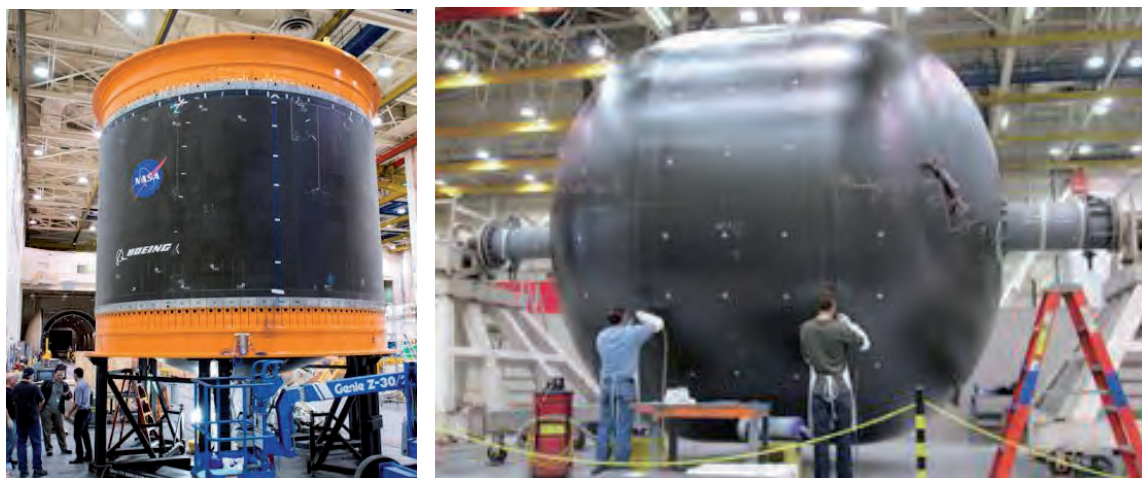


Рисунок 6 - Тестовый вариант бака из ПКМ, разработанный и изготовленный совместно NASA и Boeing, предназначенный для испытаний, имитирующих заправку и хранение жидкого водорода [9]

## 2.2 Применение новых компонентов топлива

Глобальные тенденции требуют увеличения экологической безопасности космических услуг. В связи с этим, предлагается использование в качестве топлива пары СПГ с содержанием метана 90–98 % и жидкий кислород (ЖК). СПГ не ядовит, при сгорании его в кислороде образуются водяной пар и двуокись углерода, содержание которой в продуктах сгорания много меньше, чем при сгорании керосина. В отличие от керосина, широко используемого в ракетной технике, проливы СПГ быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде [11]. К ряду преимуществ СПГ, по сравнению с традиционными ракетными топливами, можно добавить следующие [12]:



- энергетическая эффективность (ЖРД на СПГ обладают более высокими энергетическими показателями по сравнению с ЖРД на керосине);
- низкое сажеобразование ввиду меньшего содержания углерода в СПГ;
- лёгкость очистки топливных трубопроводов и полостей от остатков горючего после полёта упрощает подготовку ЖРД на СПГ к повторному использованию;
- хорошие охлаждающие свойства СПГ (возможность охлаждения стенок камеры сгорания и сопла – повышение их ресурса);
- близость температурных диапазонов СПГ и жидкого кислорода (возможно применение совмещенных днищ баков окислителя и горючего, отпадает необходимость в изоляции тоннельных трубопроводов).

КБХиммаш им. А.М. Исаева на данный момент занимается освоением топливной пары компонентов «СПГ+ЖК». Результатами данной работы стали опытные образцы двигателей С5.86.1000-0 (рисунок 7) и С5.86.1000-0А, подтверждающие возможность создания ЖРД на топливной паре «СПГ+ЖК», а также возможность многократного запуска ЖРД.

На первый РБ возможна установка такого двухкамерного маршевого ЖРД с четырьмя рулевыми ЖРД производства КБХиммаш им. А.М. Исаева, работающего на топливной паре «СПГ+ЖК» и развивающего суммарную тягу около 17,9 т (таблица 3).



Рисунок 7 – ДУ С5.86.1000 производства КБХиммаш им. А.М. Исаева

Таблица 3 – Потребные характеристики ЖРДУ первого РБ

Наименование характеристики	Значение
Двигательная установка	С5.86.1000 с 4-мя рулевыми камерами
Тяга на земле/в пустоте, т	17,9/20,38
Удельный импульс на земле/в пустоте, с	290/330
Время работы, сек.	160

### 2.3 Общий вид возвращаемой первой ступени

С появлением в мире успешно спасаемых и повторно используемых элементов ракетно-космической техники, в перспективе ведущих к удешевлению стоимости запуска (в частности, спасаемый и повторно используемый первый РБ РН Falcon-9 компании SpaceX), в нашей стране необходима отработка и внедрение эффективной технологии спасения, диагностики и повторного использования элементов этой техники. Многократные системы должны обладать экономическими и эксплуатационными преимуществами перед одноразовыми РН за счёт сокращения удельной стоимости выведения, обеспечиваемой повторным использованием материальной части, и снижением экологической нагрузки на трассы запуска вследствие уменьшения или полного отсутствия районов падения отделяющихся частей РН.

РН, включающие в себя многократные нижние и одноразовые верхние ступени, представляются оптимальным вариантом системы выведения полезных грузов, базирующейся на современных технологиях. Существенная часть стоимости ракеты приходится на первую ступень, спасение которой с технической точки зрения оказывается гораздо проще реализовать – именно поэтому её целесообразнее использовать для повторного применения [13].

Первая, реализованная на практике РН со спасаемой первой ступенью, – двухступенчатая РН Falcon-9 – одна из самых известных в настоящее время американских РН, успешно осуществившая вертикальную посадку по ракетно-динамической схеме (управляемый спуск с помощью работающей двигательной установки).

Из отечественных проектов можно отметить проект многоразового ускорителя «Байкал» (возвращение происходит на посадочную полосу по самолётной схеме с использованием поворотного крыла и турбореактивного двигателя), проект «МРКС-1» (возвращение также на посадочную полосу по самолётной схеме с использованием аэродинамических поверхностей и турбореактивного двигателя) (рисунок 8).

В проект РН СЛК «Аквилон» заложена концепция спасения и повторного использования первого РБ по самолётной схеме.

При формировании облика предлагаемой РН были рассмотрены варианты с поворотным прямым крылом и неподвижным крылом со стреловидностью. Первый вариант обеспечивает более высокое аэродинамическое качество при полёте на малых скоростях и меньшие скорость и нагрузки при посадке. Кроме того, прямое крыло, сложенное «вдоль потока» при выведении и экранируемое корпусом в зоне максимальных нагрузок, меньше подвергается аэродинамическому нагреву, тогда как фиксированное трапецевидное крыло придётся защищать на всем протяжении полета. Однако с точки зрения надёжности и имеющегося опыта отработки (например, в составе многоразового космического корабля «Буран») предпочтительнее оказывается второй вариант, выбранный для реализации на РН СЛК «Аквилон».

Спасаемый РБ (рисунок 9) имеет неподвижное стреловидное крыло, на законцовках которого размещены вертикальные аэродинамические поверхности с органами управления. Для посадки на посадочную полосу предполагается использование трёхопорного шасси, стойки которого убираются в специальные утопленные в основной корпус РН отсеки. При маневре на посадке используются штатные рулевые камеры ЖРД, работающих на СПГ и кислороде, маршевые ЖРД при этом не работают. Рассмотрен вариант с возможностью дросселирования до уровня 4-5% от номинальной тяги (дросселирование двигателя можно производить изменением площади критического сечения сопла при помощи профилированных «игл», вводимых по специальным направляющим [14]).

Одним из важных вопросов обеспечения сборки РН с обеспечением повторного запуска уже летавшей первой ступени является её тщательное, но в тоже время оперативное диагностическое обследование. Для этого предлагается использовать мобильный стенд, опрашива-



Рисунок 8 – Общий вид РН «Ангара» А3-В с многоразовыми ускорителями «Байкал» (а) и МРКС-1 в конфигурации с двумя возвращаемыми ракетными блоками (б) [13]

ющий телеметрическую систему и датчики состояния РН, сканирующий механические элементы корпусной части в различных диапазонах электромагнитного спектра, формирующий полный объём информации для принятия решения о возможности подготовки повторного старта (рисунок 9б). При достаточном развитии технологии диагностирования и опроса систем РН принятие решения возможно без участия человека.



Рисунок 9 – Общий вид возвращаемой первой ступени с жёстким крылом (а) и диагностирование первой ступени с помощью мобильного бесконтактного стенда (б)

## 2.4 Применение аддитивных технологий

Аддитивные технологии уже доказали свою состоятельность и постепенно внедряются на предприятиях отечественной ракетно-космической отрасли.

К преимуществам аддитивных технологий можно отнести [15]:

- снижение трудоёмкости изготовления деталей;
- возможность достижения высокого коэффициента использования материала;
- оборудование для аддитивных технологий позволяет производить объекты, которые невозможно получить другим способом (объекты со сложной геометрией);
- в основе аддитивных технологий лежит цифровая модель будущего изделия, что позволяет передавать её на большие расстояния и в короткие сроки разворачивать производство изделия.

С появлением такого подхода при проектировании конструкций как топологическая оптимизация [15], применение 3D-печати становится всё более актуальным: детали, подвергнутые топологической оптимизации, приобретают «ажурные» формы, и их изготовление традиционными методами становится энерго- и трудозатратным, а порой и невозможным.

Методом трёхмерной печати планируется изготовление ДУ РН, силовых элементов (кронштейны, рамные конструкции, шпангоуты) и других элементов, позволяющих снизить вес РН за счёт топологической оптимизации.

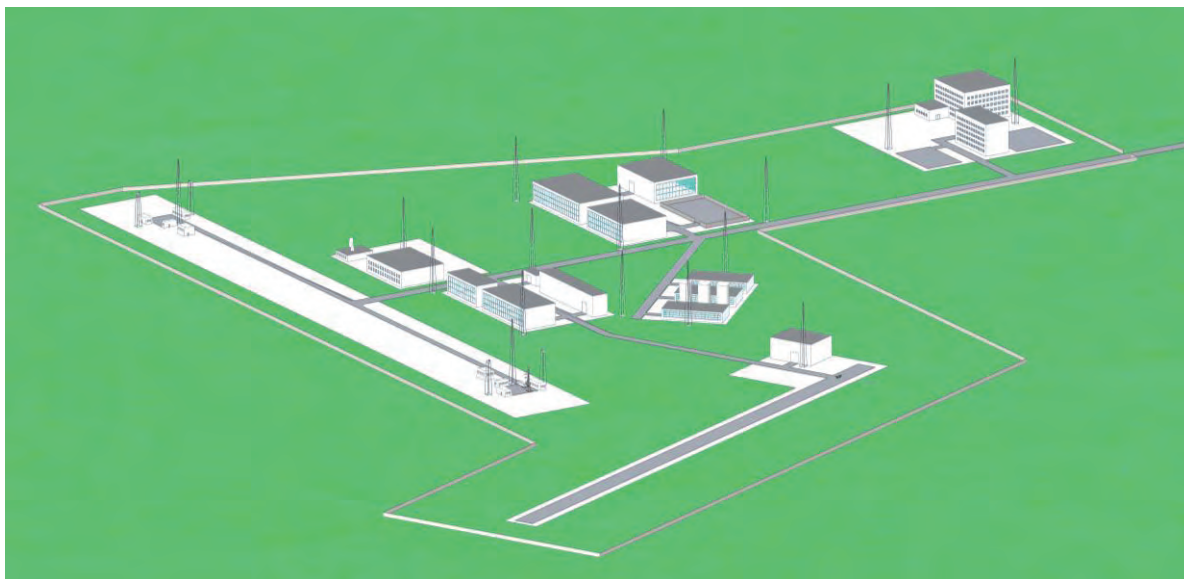
## 2.5 Автоматизированная подготовка к пуску и пуск РН с мобильной стартовой платформы

Для сокращения времени подготовки РН к пуску планируется автоматизация процессов заправки топливных баков и газовых баллонов, подготовки электрических систем и проверки всех систем РН. Автоматизация предпусковых операций также позволит обезопасить обслуживающий персонал от возможных нештатных ситуаций.

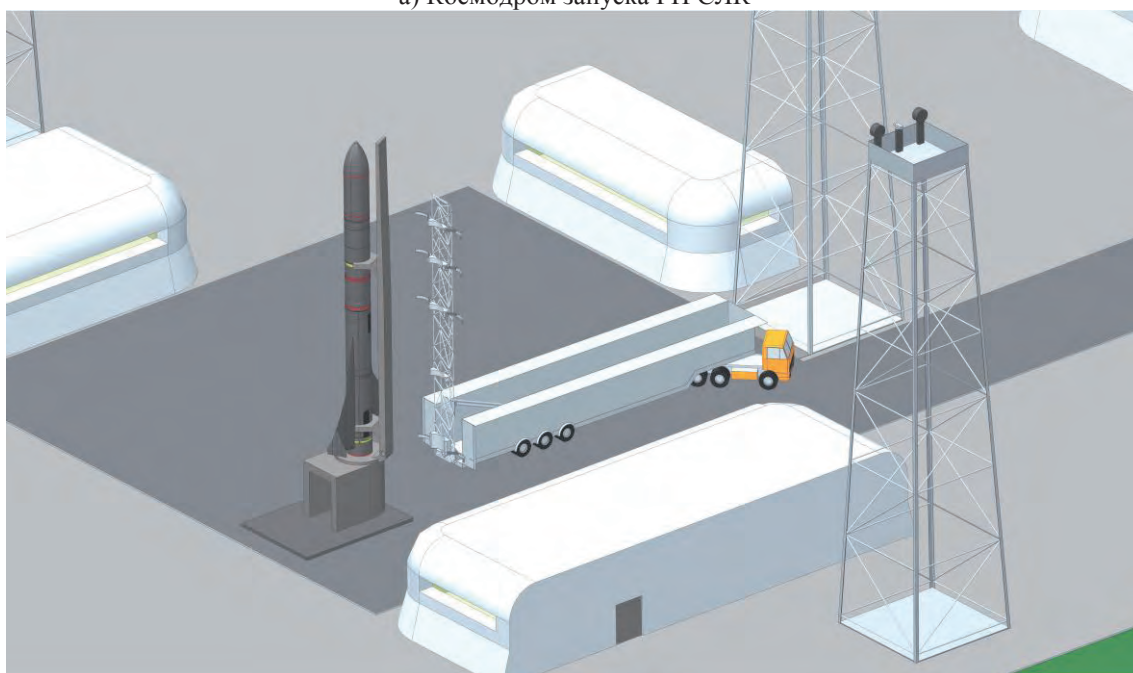
Для РН такого класса возможно создание мобильного стартового комплекса, способного производить запуски с более удобных позиций с точки зрения энергозатрат на выведение полезной нагрузки и выделения зон падения несгорающих частей РН.

Таким образом, запуск РН СЛК «Аквилон» может осуществляться:

- со стационарного стартового комплекса с применением установщика (рисунок 10);
- с передвижного наземного стартового комплекса (грузовой наземный транспорт с пусковым устройством, заправочной передвижной станцией и комплексом управления полётом) (рисунок 11);
- с водного стартового комплекса (морское судно с пусковым устройством, устройством заправки и комплексом управления полётом).



а) Космодром запуска РН СЛК



б) На стартовой площадке

Рисунок 10 – Подготовка к пуску РН СЛК «Аквилон» на специализированном космодроме

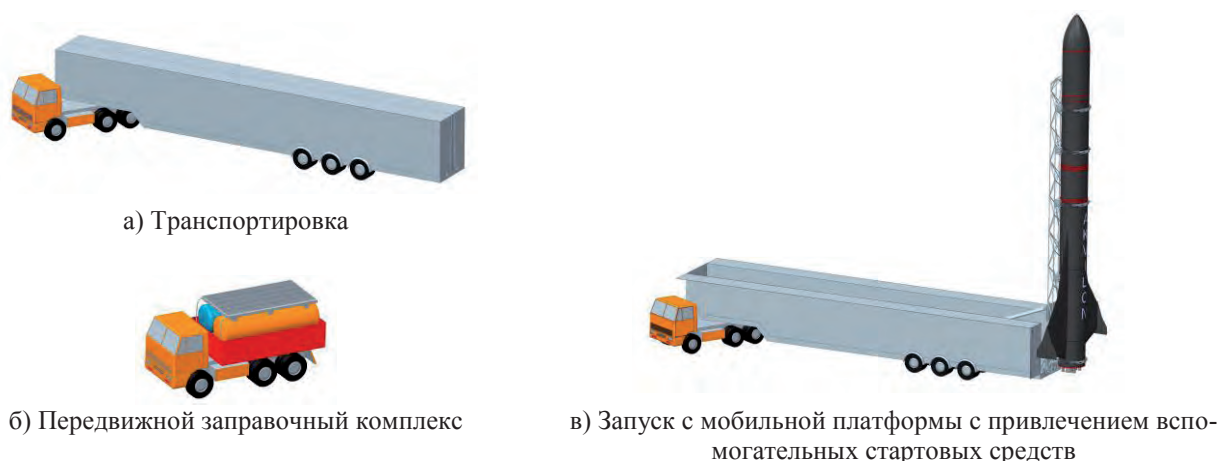


Рисунок 11 – Транспортно-пусковое оборудование для запуска РН СЛК «Аквилон»

## 2.6 Введение в состав ракетно-космического комплекса универсальной платформы с электроракетной двигательной установкой

С целью расширения возможностей космического комплекса целесообразно введение в его состав универсальной платформы с электроракетной двигательной установкой. Платформа может служить микроразгонным блоком или энергетическим модулем в составе МКА. При этом энергетические характеристики и запас рабочего тела обеспечивают выведение МКА на высокие орбиты, в том числе геостационарную. Электроракетную двигательную установку целесообразно строить на базе стационарных плазменных двигателей производства ОКБ «Факел» СПД-50 или СПД-50М, которые в настоящий момент серийно выпускаются. Сравнительные характеристики данных двигателей приведены в таблице 4.

Таблица 4 - Характеристики СПД-50 и СПД-50М

Наименование характеристики	СПД-50	СПД-50М
Напряжение разряда, В	180	300
Ток разряда, А	1,2	1,0
Мощность, Вт	220	300
Тяга, мН	14,8	18
Удельный импульс, с	930	1300
Суммарный импульс, МН·с	> 0,27	> 0,40
КПД, %	35	35
Масса, кг	1,32	1,32
Ресурс, ч	> 5000	> 5000
Количество включений	> 6000	> 6000

## 3 Целевые экономические показатели проекта

Рассчитанные технико-экономические показатели проекта позволяют обеспечить выведение на ССО полезного груза массой до 300 кг. Стоимость выведения 1 кг полезной нагрузки составит 1,29 млн. руб. (\$22,87 тыс./кг), при этом аналогичный показатель новозеландской РН Электрон - \$33 тыс./кг.

На рисунке 12 приведён график инвестиций, расходов, притоков и чистой приведённой стоимости (NPV) рассматриваемого проекта. Анализ показывает, что при ставке дисконтирования

20%, количестве пусков 20 РН через четыре года после запуска проекта и последующем доведении количества пусков РН до 40-50 штук в год, срок окупаемости проекта составит 6,6 лет при внутренней норме доходности 28,3%. Для ракетно-космической промышленности, как наукоемкой отрасли, данные показатели являются конкурентными не только на российском, но и на мировом рынках.

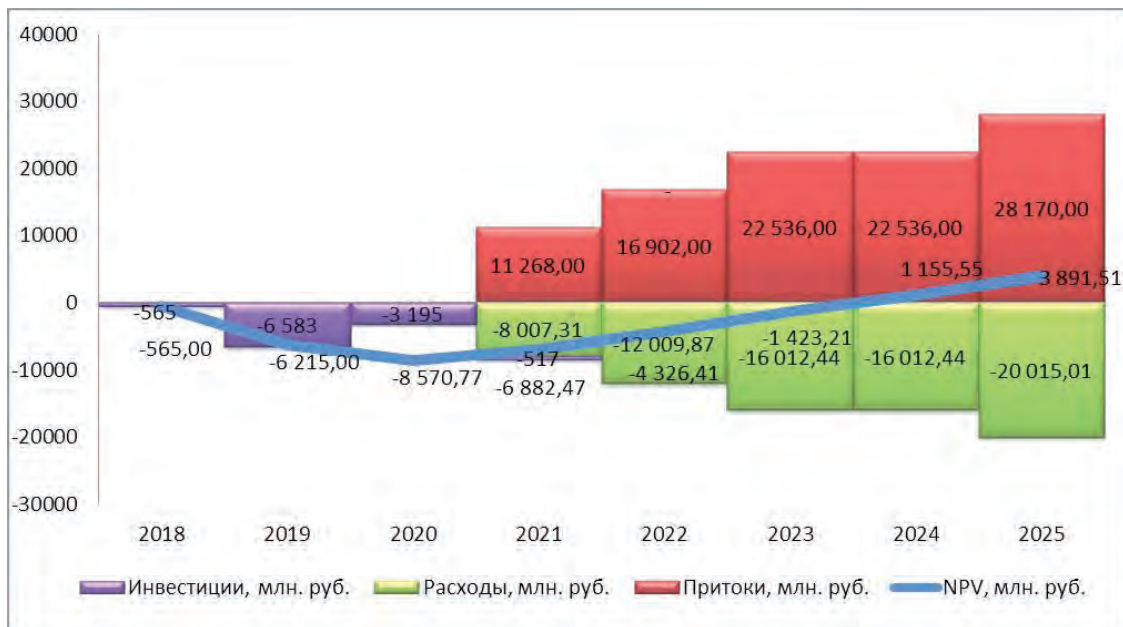


Рисунок 12 – График инвестиций, расходов, притоков и NPV проекта по годам

## Заключение

В связи с миниатюризацией КА появилась потребность в РН, способной оперативно выводить их на требуемые заказчиком орбиты. Для этой цели были созданы такие РН, как SS520 № 4 и Electron. В России – это РН семейства «Старт». Однако последний запуск РН «Старт-1» был осуществлен в 2006 году, а спрос на услуги запуска МКА возрастает.

Для предоставления услуг по запуску групп МКА предлагается разработать РН СЛК. На РН данного класса имеется возможность отработки перспективных технологических решений (применение углепластика в конструкции сухих отсеков и топливных баков, использование в качестве топлива пары «СПГ+ЖК», спасаемый блок первой ступени, применение 3D печати при изготовлении элементов конструкции, подготовка и пуск РН с мобильной стартовой платформы в полуавтоматическом режиме) с меньшими рисками и затратами по сравнению с РН среднего и тяжелого классов.

В работе предпринята попытка оценить текущие тенденции в ракетостроении в области РН СЛК и сформировать облик РН, отвечающей современным и прогнозируемым требованиям, в том числе с учётом проблемы многократного использования блоков РН. Вопрос по созданию подобной РН СЛК является актуальным и требует определённых организационных мероприятий.

## Список источников

- [1] *Макриденко, Л.А.* Микроспутники. Тенденции развития. Особенности рынка и социальное значение / Л.А. Макриденко, К.А. Боярчук // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2005, Том 102.- С.12-27.

- [2] **Рыжков, Е.** Провал японского «нано-лончера» / Е. Рыжков // *Новости космонавтики*. 2017, № 03(410). - С.35-36.
  - [3] **Черный, И.** Electron готовится к первому пуску / И. Черный // *Новости космонавтики*. 2017, № 05(412). - С.45.
  - [4] **Черный, И.** Второй старт «Электрона»// *Новости космонавтики*. 2018, № 3. - С.53-56.
  - [5] Virgin Galactic удваивает грузоподъемность разрабатываемого носителя Launcher One. 15.09.2015. - <http://kosmolenta.com/index.php/712-2015-09-15-launcher15>.
  - [6] **Ализар, А.** Дизайн лёгкой многоразовой ракеты-носителя Firefly Alpha. 9.07.2014. - <http://geektimes.com/post/229197/>.
  - [7] **Кербер, М.Л.** Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология: учеб. пособие / М.Л. Кербер, В.М. Виноградов, Г.С. Головкин и др.; под ред. А.А. Берлина. – СПб.: Профессия, 2008. - 560 с.
  - [8] Основные конструкторские и технологические разработки АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» - [http://www.tsniism.ru./production\\_1.htm](http://www.tsniism.ru./production_1.htm).
  - [9] NASA, Boeing Partner on Composite Rocket Fuel Tank. Mark Atwater posted on March 27, 2014 - <https://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/7394/NASA-Boeing-Partner-on-Composite-Rocket-Fuel-Tank.aspx>.
  - [10] Криогенные топливные баки. Проект ракеты-носителя сверхлёгкого класса с элементами конструкции из композитных материалов. - Москва, Сколково. ЗАО РК «Старт», 2012. - 47 с.
  - [11] **Бармин, И.В.** Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра / И.В. Бармин, И.Д. Кунис // МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2009. - 256 с.
  - [12] **Ефимочкин, А.Ф.** Разработка жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород для многоразовой ракетно-космической системы// *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. Авиационная и ракетно-космическая техника. 2012, №3-1 (34). - С.253-258.
  - [13] **Афанасьев, И.** Российская многоразовая система первого этапа // *Новости космонавтики*, 2013, № 12. - С.34-36.
  - [14] **Горохов, В.Д.** Исследование возможности создания жидкостного ракетного двигателя с изменяемой степенью расширения сопла / В.Д. Горохов, В.В. Черниченко // *Двигатель*, 2008, №5. - С.8-11.
  - [15] Центр аддитивных технологий. Возможности и достижения // Презентация. Центр технологической компетенции аддитивных технологий, 2017. - <http://3d-made.com>.
  - [16] **Комаров, В.А.** Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы / В.А. Комаров // *Онтология проектирования*. – 2017. – Т.7, №2(24). - С. 191-206. – DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206.
- 

## **SPACE ROCKET COMPLEX PROJECT ON THE BASIS OF A SUPER-LIGHT CLASS ROCKET-CARRIER**

**Е.В. Kosmodemyansky<sup>1</sup>, А.В. Nagiev<sup>2</sup>, Д.Ю. Izratov<sup>2</sup>, В.А. Kirpichev<sup>3</sup>, Р.А. Davydov<sup>4</sup>, А.А. Markarova<sup>5</sup>, I.V. Kozlova<sup>5</sup>, А.У. Okutin<sup>6</sup>, А.У. Pustovalov<sup>7</sup>.**

<sup>1</sup> *Experimental Design Bureau "Fakel", Kaliningrad, Russia*  
[kosmodemyanskii@fakel-russia.com](mailto:kosmodemyanskii@fakel-russia.com)

<sup>2</sup> *JSC «SRC «Progress», Samara, Russia*  
[AN260192@gmail.com](mailto:AN260192@gmail.com), [izratov.dy@samspace.ru](mailto:izratov.dy@samspace.ru)

<sup>3</sup> *Samara National Research University, Samara, Russia*  
[dean\\_fla@mail.ru](mailto:dean_fla@mail.ru)

<sup>4</sup> *TSNIIMASH, Korolev, Russia*  
[p.a.davidov@yandex.ru](mailto:p.a.davidov@yandex.ru)

<sup>5</sup> *JSC "Khrunichev State Research and Production Space Center", Moskva, Russia*  
[proton@khrunichev.ru](mailto:proton@khrunichev.ru)

<sup>6</sup> *JSC "Scientific-Production Association of Automatics", Ekaterinburg, Russia*  
[okutinau@yandex.ru](mailto:okutinau@yandex.ru)

<sup>7</sup> *JSC "State Rocket Center named after Academician V.P. Makeev", Miass, Russia*  
[endry\\_ru@rambler.ru](mailto:endry_ru@rambler.ru)

## Abstract

The article reviews the need of the rocket and space industry for rocket carrier (RC) intended for launching small spacecraft (SSC), namely in the RC of the superlight class (RC SLC). The most famous foreign projects of ultralight class launch vehicles, their features and characteristics are described. They were compared with the proposed RC SLC "Akvilon" on the main technical and economic indicators. The possibility of testing and applying the new technological and structural solutions on the proposed RC SLC "Akvilon" is considered: application in the design of polymer composites (carbon fiber-reinforced plastics in the design of both dry compartments and with the use of special wall coating, fuel tanks; carbon-graphite plastics in the design of high-heat loaded elements: combustion chambers, cusps of the head fairing, fairing of the 1st accelerator and front edges of the wing consoles (in the reusable configuration)); the use of additive technologies in the manufacture of the propulsion system, power elements using topological optimization at the stage of their design; new components of fuel, which allow to reduce the cost of fuel and the maintenance of the remote control of the launch vehicle during post-flight diagnostics, as well as to improve the energy characteristics of the launch vehicle and significantly simplify the layout of the compartments of the launch vehicle and the cooling system for the walls of the combustion chamber; creation of the returned and reused as a result of operational semi-automatic post-flight diagnostics of the 1st rocket unit. A new approach to research in this direction is the use of an integrated approach to examining current trends in the field of rocket production and taking into account the current state of the launch services market.

**Key words:** *superlight class rocket carrier, polymer composite materials, carbon fiber, carbon-carbon fiber, additive technology, liquefied natural gas, reusable rocket unit.*

**Citation:** *Kosmodemyanskiy EV, Nagiev AV, Izratov DY, Kirpichev VA, Davydov PA, Markarova AA, Kozlova IV, Okutin AY, Pustovalov AY.* Space rocket complex project on the basis of a super-light class rocket-carrier [In Russian]. *Ontology of designing.* 2018; 8(4): 523-539. - DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-4-523-539.

## References

- [1] **Makridenko LA.** Microsatellites. Development trends. Market characteristics and social significance [In Russian]. *Electromechanical Issues. Proceedings of VNIIEM.* 2005; 102: 12-27.
- [2] **Ryzhkov E.** Japanese "nano-launcher" failure [In Russian]. *News of astronautics.* 2017; 3: 35-36.
- [3] **Cherny I.** Electron prepares for the first start-up [In Russian]. *News of astronautics.* 2017; 5: 45.
- [4] **Cherny I.** The second launch of "Electron" [In Russian]. *News of astronautics.* 2018; 3: 53-56.
- [5] Virgin Galactic's LauncherOne to utilize a dedicated aircraft. 14.09.2015. - <https://www.nasaspacesflight.com/2015/09/virgin-galactics-launcherone-utilize-dedicated-aircraft/>.
- [6] **Alizar A.** Firefly Alpha light reusable launch vehicle design 9.07.2014. - <http://geektimes.com/post/229197/>.
- [7] **Kerber ML, Vinogradov VM, Golovkin GS.** Polymeric composite materials: structure, properties, technology: studies. allowance [In Russian]. By ed. A.A. Berlin - SPb.: Profession, 2008. - 560 p.
- [8] The main design and technological developments of the Central Research Institute for Special Engineering, JSC [In Russian]. - [http://www.tsniism.ru/production\\_1.htm](http://www.tsniism.ru/production_1.htm).
- [9] NASA, Boeing Partner on Composite Rocket Fuel Tank. Mark Atwater posted on March 27, 2014 - <https://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/7394/NASA-Boeing-Partner-on-Composite-Rocket-Fuel-Tank.aspx>.
- [10] Cryogenic fuel tanks. Project of carrier rocket of extralight class with members from composite materials. Moscow, Skolkovo, CJSC RK Start, 2012, 47 pages.
- [11] **Barmin IV, Kunis ID.** Liquefied natural gas yesterday, today, tomorrow [In Russian]. MSTU. N.E. Bauman. 2009. - 256 p.
- [12] **Efimochkin AF.** Development of a liquid rocket engine on fuel components the liquefied natural gas and oxygen for reusable space-rocket system [In Russian]. *VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2012; 3(34): 253-258.
- [13] **Afanasyev I.** Russian reusable system of the first stage [In Russian]. *News of astronautics,* 2013; 12: 34-36.
- [14] **Gorokhov VD, Chernichenko VV.** Liquid rocket engine with changeable nozzle expansion extent creation possibility research [In Russian], *Engine,* 2008; 5: 8-11.
- [15] Center of additive technologies. Opportunities and achievements [In Russian]. Presentation. Center of technological competence of additive technologies, 2017. - <http://3d-made.com>.
- [16] **Komarov, V.A.** Design of power additive structures: theoretical foundations [In Russian]. *Ontology of Designing.* – 2017; 7(2): 191-206. – DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206.

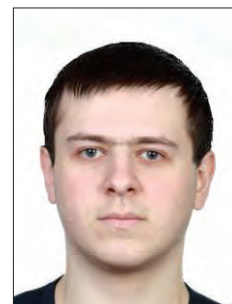


## Сведения об авторах



**Космодемьянский Евгений Владимирович** – к.т.н., генеральный конструктор ФГУП «ОКБ «Факел». Область научных интересов: проектирование КА.  
*Evgeniy Vladimirovich Kosmodemyanskiy* – PhD, General Designer of Experimental Design Bureau Fakel. His area of scientific interests is spacecraft design.

**Нагиев Александр Витальевич**, инженер-конструктор 3 категории РКЦ «Прогресс», аспирант кафедры «Сопротивление материалов» Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королева. Область научных интересов: конструкция и проектирование ракетно-космической техники.



**Alexander Vitalyevich Nagiev** - design engineer of JSC «SRC «Progress», post-graduate student of «Resistance of Materials» department of Samara National Research University, Area of scientific interests: construction and design of missile and space equipment.



**Изратов Дмитрий Юрьевич** – заместитель начальника отдела бюджетирования сводного экономического планирования и отчетности АО РКЦ «Прогресс».

*Dmitry Yurievich Izratov* - deputy head of the budgeting and consolidated economic planning and reporting department of JSC Rocket space center "Progress".

**Кирпичев Виктор Алексеевич** – д.т.н., профессор кафедры «Сопротивление материалов» Самарского университета. Область научных интересов: прочность элементов ракетно-космической техники.  
*Victor Alekseevich Kirpichev* - Doctor of Engineering, professor of «Resistance of Materials» department of Samara National Research University. Area of scientific interests: durability of elements of the mis-



tile and space equipment.



**Давыдов Павел Александрович** - ведущий инженер, руководитель молодежной научной лаборатории по направлению средств выведения, ФГУП ЦНИИмаш. Область научных интересов: инновационные технологии, конструкция и проектирование ракетно-космической техники.

*Pavel Aleksandrovich Davydov* – lead engineer, head of the youth science laboratory of launch vehicles, FGUP TSNIIMASH. Area of science interests: innovate technologies, launch vehicles design.

**Маркова Анаит Артуровна** - заместитель руководителя проекта, АО «ГКНПЦ им.М.В.Хруничева». Область научных интересов: инновационные технологии в ракетно-космической отрасли.  
*Anait Arturovna Markarova* – project deputy chief, Joint-Stosk Company “Khrunichiev State Research and Production Space Center”. Area of science interests: innovate technologies, launch vehicles design.



**Козлова Инна Валерьевна** – директор по развитию бизнес-систем АО «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»

*Inna Valeryevna Kozlova* – Chief business development officer Joint-Stosk Company “Khrunichiev State Research and Production Space Center”.

**Окутин Алексей Юрьевич** - заместитель главного конструктора АО Научно производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова.

*Alexey Yuryevich Okutin* - deputy chief designer of the JSC "Scientific-Production Association of Automatics" by Academician N.A. Semikhatov.

**Пустовалов Андрей Юрьевич** – начальник отдела АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» по организации обеспечения качества, надёжности, безопасности и экспериментальной отработки ракетных и ракетно-космических комплексов.

*Andrei Yuryevich Pustovalov* - Head of the Department of the Joint-Stock Company “State Rocket Center named after Academician V.P. Makeev "on the organization of quality assurance, reliability, safety and experimental testing of rocket and rocket-space complexes.

