

УДК 629.764.7

DOI 10.52167/1609-1817-2023-128-5-514-528

**В.И.Трушляков¹, Г.Т. Ермолдина^{2,3}, А.У. Утегенова³,
Н.Б. Суйменбаев^{3,4}, К.М.Мырзабеков⁴**

¹Омский государственный технический университет, Омск, Россия

²Казахский национальный университет имени аль-Фараби, Алматы, Казахстан

³Институт информационных и вычислительных технологий, Алматы, Казахстан

⁴Алматинский университет энергетики и связи, Алматы, Казахстан

E-mail: gulerm@mail.ru

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ И ПОДХОДОВ, НАПРАВЛЕННЫХ НА СНИЖЕНИЕ НЕГАТИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ОТ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ

Аннотация. В статье анализируются перспективы коммерческого использования ракет носителей сверхлегкого класса на формирующемся рынке запусков малоразмерных космических аппаратов. Рассматриваются наиболее перспективные проекты сверхлегких ракет носителей и технологии, позволяющие улучшить их тактико-технические характеристики.

Ключевые слова. Негативное воздействие, ракета-носитель сверхлегкого класса, отделяющаяся часть, районов падения.

Введение.

Современная аэрокосмическая индустрия испытывает динамичные трансформации, и одним из наиболее важных направлений является развитие ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса (СЛК). Этот класс ракет представляет собой ответ на растущие потребности в доставке малых космических аппаратов (МКА) на низкие околоземные орбиты (НОО).

В последние годы по вопросам разработки РН СЛК уделяется большое внимание и выведение сверхмалых космических аппаратов (СМКА) по типу CubeSat становится все более актуальной задачей на различных основаниях:

1) развитие технологий в области микроэлектроники приводит к созданию космических аппаратов с наименьшими габаритно-массовыми характеристиками такие как мини-, микро-, нано-, пико- и фемтоспутников;

2) грузоподъемность перспективных РН избыточна, в том числе РН легкого класса, и запуск МКА и СМКА осуществляют крупными партиями, так называемый кластерный запуск или же при попутном запуске. В обоих случаях возможны ситуации задержек создания основной полезной нагрузки (ПН), это приводит к срыву сроков запуска МКА, а значит, приводит дополнительным финансовым издержкам;

3) развитие ракетно-космической техники и технологий в области проектирования и изготовления изделий строится на новых концепциях, направленных на снижение техногенного воздействия от ракетно-космической деятельности на окружающую среду (ОС) – технологии, направленные на уменьшение площадей районов падения (РП) отработавших частей (ОЧ), к примеру возврат первых ступеней РН [1, 2]:

- парашютные схемы спасения створок головных обтекателей [3, 4];

- утилизация путем сжигания ОЧ РН [5-8];

- увеличение экономической рентабельности, а именно за счет использования РН СЛК, запуск которых недорогой и возможен по самой удобной траектории [9];

4) перспективы применения РН СЛК для решения задач восполнения многоспутниковых группировок. РН СЛК рассчитаны на выведение на НОО ПН массой от 1 кг до 200-300 кг и по своему виду мало чем отличаются от перспективных РН. К таким РН предъявляются требования наименьшей стоимости и наибольшей оперативности пуска, простоты подготовки к пуску и надежности, широкого диапазона высот и наклонений целевых орбит.

В статье рассматриваются принципиальные возможности адаптации существующих методик обеспечения экологической безопасности при пусках РН СЛК для уменьшения РП, выделяемых по ОЧ РН СЛК.

Материалы и методы.

В настоящее время принятых в эксплуатацию РН СЛК не существует. Самый эффективный путь создания инновационных ракет носителей нового поколения и кардинального снижения риска при внедрении современных технологий – это создание РН наименьшей размерности и лётная отработка на них современных технологий в части маршевых двигателей с высоким уровнем надёжности, безопасности (безаварийности), дешевизне изготовления, обладающих высоким уровнем конструктивного совершенства, а также использование новых композитных материалов и лёгких сплавов в конструкциях сухих отсеков и топливных баков.

В качестве материалов и методов исследования рассматриваются проекты РН СЛК и их тактико-технические характеристики.

РН СЛК SS-520-4 – японская экспериментальная трехступенчатая твердотопливная ракета (рисунок 1), разработанная компанией IHI Aerospace Co.Ltd., который первый запуск РН с КА TRICOM-1 стартовал 15 января 2017 г., но вследствие потери сигнала телеметрии ракета была утеряна. Расходы на разработку и запуск РН составил 1 250 млрд тг.



Рисунок 1 - Трехступенчатая твердотопливная РН СЛК SS-520-4

РН была разработана на основе двухступенчатой высотной исследовательской ракеты SS-520 путем добавления третьей ступени и оригинальной системы управления [10]. Стабилизация РН во время работы первой ступени выполняется закруткой вдоль продольной оси через стабилизаторы. Стабилизаторы представляют собой вид трёхслойного сэндвича из алюминиевых сот, покрытых обшивкой из угле- и стеклопластика. Передняя кромка стабилизаторов изготовлена из титана [11, 12]. Корпус первой ступени сделан из высокопрочной стали НТ-140. Вторая ступень сделана полностью из углепластикового композиционного материала [13]. Все три ступени используют твёрдое ракетное топливо на основе полибутадиена с концевыми гидроксильными группами (НТРВ). Головной обтекатель (ГО) сделан из

стеклотекстолита. Высота РН — 9,54 м, стартовая масса РН составляет 2,6 т. Может вывести на НОО ПН весом более 4 кг [14].

РН СЛК *Eris* – австралийская ракета (рисунок 2), разработанная компанией Gilmour Space Technologies, запуск которой запланирован в апреле этого года. Но исторический запуск перенесли на конец года. Стоимость запуска пока неизвестна.



Рисунок 2 - РН СЛК *Eris*

Пять двигателей РН СЛК *Eris* будут работать на твёрдом топливе и жидком окислителе, прокачивать которые будет не имеющий аналогов сверхлёгкий электрический двигатель с защитой для работы в вакууме. Длина ракеты составляет 25 м., диаметр первой ступени – 2 м, диаметр второй ступени — 1,5 м. Ракета сможет доставлять до 305 кг ПН на высоту до 500 км на ССО или экваториальную орбиту [15].

РН СЛК «*Phantom Express (XS-1)*» - американская автономная экспериментальная многоразовая ракета (рисунок 3), разрабатываемая с компанией Boeing и агентством США по перспективным исследованиям (DARPA) с вертикальным взлетом и самолетной посадкой для вывода спутников массой до 1,4т. [16].

РН СЛК будет способен доставлять легкие невосстанавливаемые верхние ступени для запуска космического корабля общей массой до 1300 кг. Предполагаемая стоимость вывода ПН на земную орбиту оценивается около 2 300 млн. тг.



Рисунок 3 - РН СЛК «*Phantom Express (XS-1)*»

РН СЛК *Astra Rocket* – американская коммерческая легкая ракета (рисунок 4), разработанная калифорнийской компанией Astra Space, сделанный таким, чтобы после запуска от нее вообще ничего не оставалось. Ракета выполнена из алюминия, по толщине приближающегося к жесткой фольге. Ставка делается на максимальное полное сгорание ОЧ в атмосфере. А небольшие не сгоревшие остатки будут полностью растворяться в соленой океанической воде [17].



ХАРАКТЕРИСТИКИ			
НАИМЕНОВАНИЕ (УСЛОВИЕ ИЗМЕРЕНИЯ)	ЗНАЧЕНИЕ/КОЛИЧЕСТВО	ЕДИНИЦА ИЗМЕРЕНИЯ	ДАТА
СТРАНА		США	
МАССА ПН (НОО)	100	КГ	
СТОИМОСТЬ (РАЗРАБОТКИ)	20.966373	МЛН. ДОЛЛ.	27-03-2018
СТОИМОСТЬ РАЗРАБОТКИ (ГОСУДАРСТВЕННОЕ ФИНАНСИРОВАНИЕ)	19.887250	МЛН. ДОЛЛ.	27-03-2018

Рисунок 4 - РН СЛК Astra Rocket

РН СЛК Electron – новозеландская легкая двухступенчатая ракета (рисунок 5), разработанная компанией Rocket Lab, предназначенная для запусков КА массой 250 кг на НОО или 150 кг – на солнечно-синхронную орбиту (ССО) высотой 500 км. Стартовая масса РН составляет 12,55 т, длина 18 м, ПН закрыта углеродным композитным ГО длиной 2,5 м, диаметром 1,2 м и массой около 50 кг. В качестве компонентов топлива на обеих ступенях используются керосин и жидкий кислород. Основные элементы РН СЛК, включая несущие баки, сделаны из углепластика для снижения массы конструкции [18]. Ожидаемая стоимость пуска составляет 2 250 млн. тг.

Все основные элементы двигателя Rutherford РН СЛК Electron создаются с помощью 3D печати. Впервые в мире для удешевления стоимости РН СЛК он оснащен не турбонасосным, а двумя электронасосными агрегатами (ЭНА) – по одному для каждого компонента топлива. ЭНА двигательной установки (ДУ) первой ступени питаются от 13 литий-ионных аккумуляторных батарей, смонтированных в нижней части конструкции ступени и обеспечивающий более 1 МВт электроэнергии.

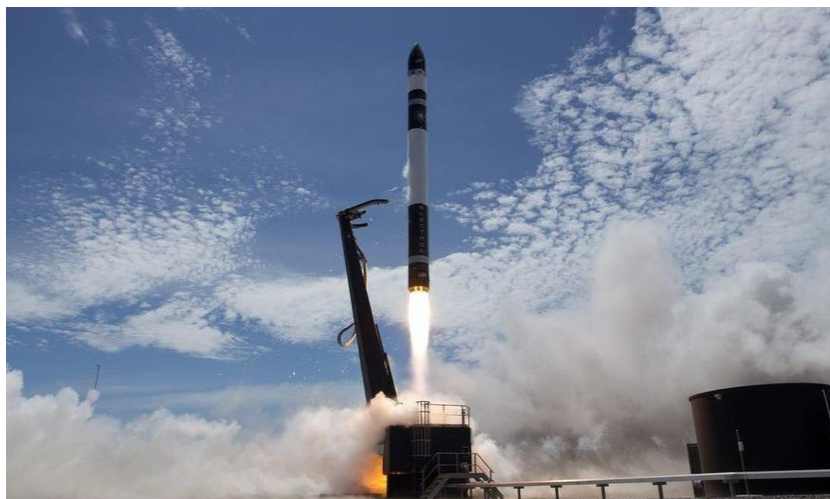


Рисунок 5 - РН СЛК Electron

Компания предлагает концепцию «инкапсуляции» КА на территории заказчика, что позволяет собственникам ПН осуществлять интеграцию аппарата с адаптером и ГО на своих предприятиях самостоятельно, а потом доставлять модуль в собранном виде к стартовой площадке, где он будет быстро установлен на ракете [19].

РН СЛК «Аквилон» - российская двухступенчатая ракета (рисунок 7) с грузоподъемностью на НОО 450 кг и ССО 300 кг, первый ракетный блок (РБ) которой снабжен дополнительными баками окислителя и горючего, предназначенных для питания

жидкостной ракетной ДУ, а именно рулевых жидкостных ракетных двигателей, в процессе реализации возврата РБ и посадки на посадочную полосу для повторного использования. В конструкции РБ предусмотрена возможность крепления консолей крыла (возвращаемая конфигурация) с исполнительными органами управления (ИОУ) для реализации спасения по самолетной схеме и возможность установки убираемых стоек шасси с ИОУ в специально выделенные для их размещения отсеки в корпусе РБ. Ожидаемая стоимость пуска составляет 2 898 млн. тг.

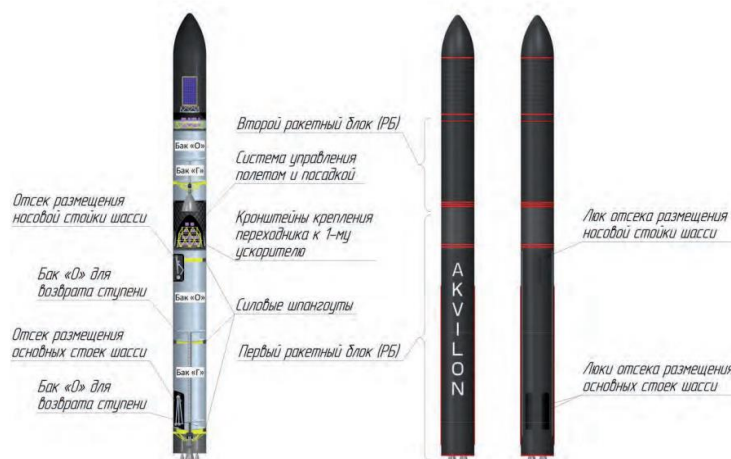


Рисунок 7 - РН СЛК «Аквилон»

РН СЛК МН-300 – российская модернизированная геофизическая одноступенчатая ракета (рисунок 8), предназначенная для запуска МКА массой 5-15 кг. на НОО. Подготовка к старту займет всего около трех часов, а ее транспортировка может осуществляться в контейнере, установленном на обычном грузовике или железнодорожной платформе. Также имеются варианты перевозки по воде или на самолете. 3 сентября 2015 года состоялся первый тестовый запуск ракеты. В настоящее время данная ракета активно используется для метеорологических исследований.

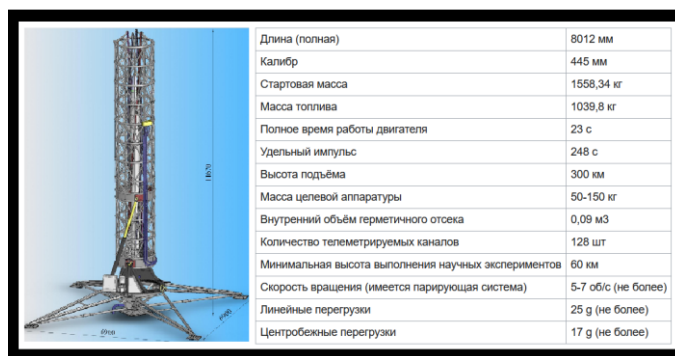


Рисунок 8 – РН СЛК МН-300

Техногенное воздействие РН СЛК.

По проведенным исследованиям количество выводимых спутников в ближайшей перспективе вырастит от 100 до 1000 (рисунок 9). В настоящее время большинство пусков МКА на НОО осуществляют РН легкого и среднего класса, но с развитием индустрии РН СЛК и увеличения количества частных предприятий, РН СЛК эту задачу полностью возьмут на себя. Это позволит снизить стоимость одного пуска МКА и значительно ускорит вывод МКА на земную орбиту, потому что не придется ждать очереди и доукомплектования выводимой ПН РН легкого или среднего класса.

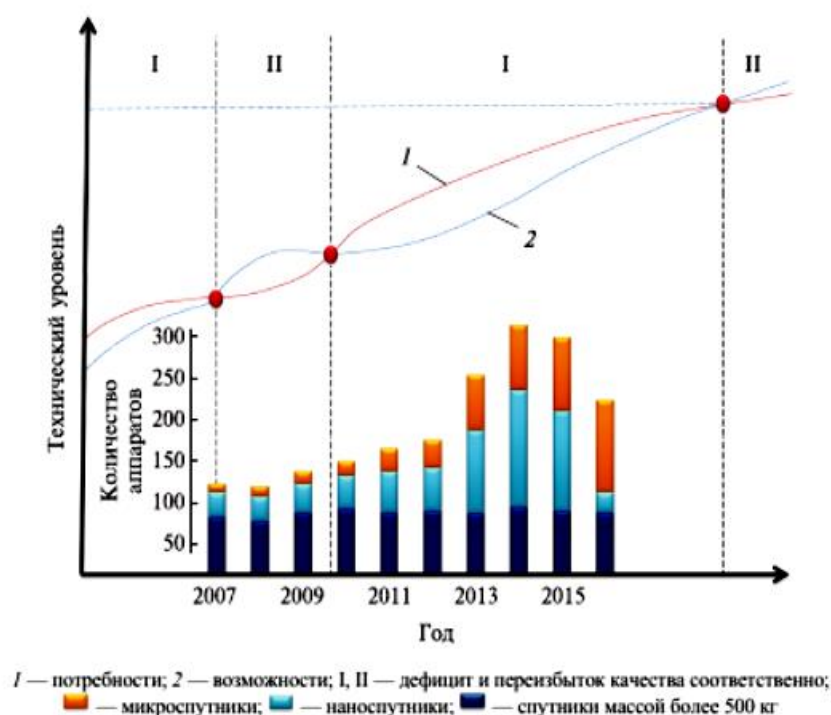


Рисунок 9 – Модель развития МКА при переходе от одной инновации к другой

В настоящее время увеличение количества пусков РН за счет использования СЛК увеличит негативное воздействие на ОС, так как сокращение РП и совершение жесткой пассивации (полный сброс) жидких остатков топлива в баках РН СЛК являются актуальными задачами.

Негативное снижение пусков РН СЛК на ОС (околоземное космическое пространство (ОКП) и РП) в части научно методического подхода (НМП) практически не отличается от НМП для РН других классов. К основным направлениям снижения негативного воздействия пусков РН СЛК на ОС можно отнести следующие направления.

В ОКП:

- при нахождении верхних ступеней РН на орбитах желательное обеспечение активного управляемого спуска (АУС) ОС в заданный РП несгоревших обломков конструкций;

- в случае отсутствия возможности АУС необходимо обеспечение перевода ОС РН на орбиту с 25-летним циклом активного существования, после которого ступень РН входит в плотные слои и сгорает;

- необходима пассивация всех активных бортовых систем РН (прекращения вращения маховиков, обнуления электрических батарей, выброс остатков жидкого топлива из баков за борт и т.д.).

В РП:

для неспасаемых ОС РН:

- уменьшение площадей РП за счёт размещения специальных бортовых систем (система управления, дополнительные топливные баки, газореактивные сопла (ГРС) для обеспечения увода, поворотное крыло и пр.) на ОС РН СЛК с твердотопливным или ЖРД;

- сжигание на пассивном участке ОЧ конструкций РН (хвостовых и межступенных отсеков);

- управляемый спуск створок ГО;

- управляемый спуск ступени РН в выбранный участок РП.

для спасаемых ОС РН:

- использование ракетно-динамического (авиационно-аэродинамического) манёвра с последующей посадкой на подготовленную площадку;
- сжигание на пассивном участке ОЧ конструкций РН (хвостовых и межступенчатых отсеков);
- управляемый спуск створок ГО;
- подхват в воздухе ОЧ РН с использованием вертолёта;
- пассивация остатков топлива из баков РН СЛК с самолетным типом возврата ступени (РН СЛК «Аквилон») для предотвращения движения (плескания) жидких остатков топлива в баках и неравномерного распределения нагрузок при совершении посадки на взлетно-посадочную полосу.

Способы снижения техногенного воздействия на ОС от РН СЛК.

Принципиальные возможности адаптации существующих методик обеспечения экологической безопасности при пусках РН СЛК предусматривают применение технологий возврата отработавших ступеней РН.

Анализ технологий управляемого спуска отработавших ступеней указывает на следующие подходы:

- *по парашютно-вертолетной схеме.* Использование парашютной системы (рисунок 10) предполагает схему спасения в воздухе. В состав системы входят тормозной парашют и парашют-крыло. Первый парашют имеет стабилизационное назначение и обеспечивает разворачивание парашюта-крыла, а второй парашют обеспечивает низкую скорость снижения и придает горизонтальную скорость, тем самым увеличивается время для вертолетного захвата и спасения в воздухе. К примеру, РН СЛК Electron.

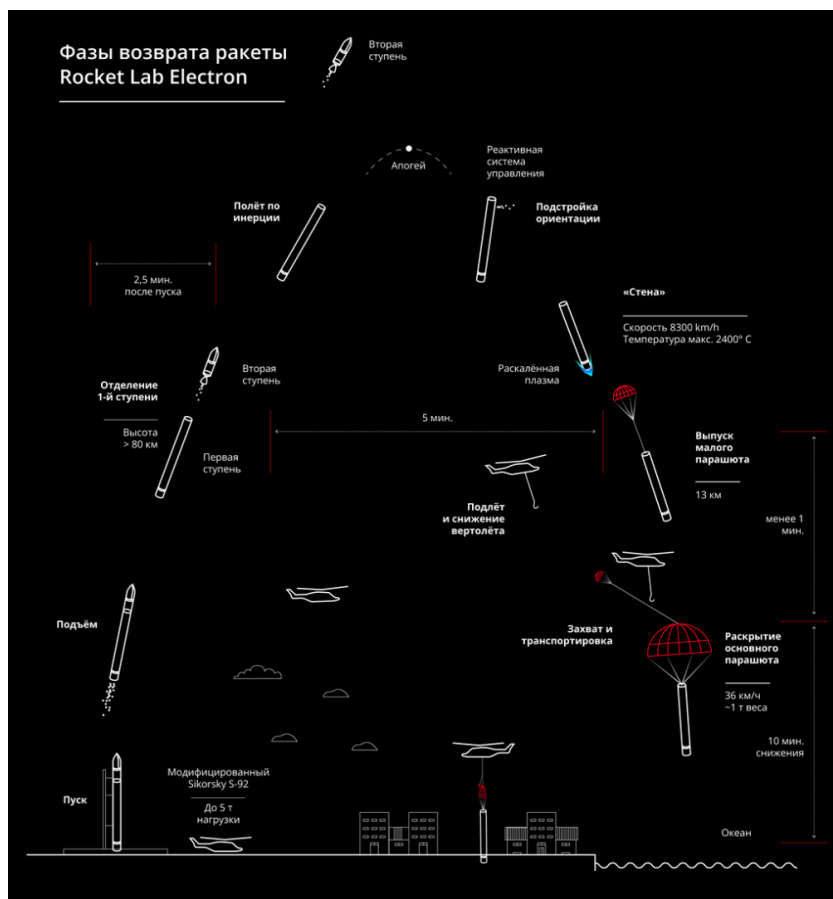


Рисунок 10 – Парашютно-вертолетная схема спасения на примере РН СЛК «Electron»

- по самолетной схеме. Использование такой схемы заключается в применении аэродинамической схемы возврата нижней ступени РН СЛК на взлетно-посадочную полосу (ВПП), находящуюся вблизи стартового комплекса (рисунок 11). К такой схеме можно отнести российский РН СЛК Аквилон.



Рисунок 11 – Схема возврата нижней ступени РН СЛК на взлетно-посадочную полосу

- схема автономная бортовая система спуска. Данная схема (рисунок 12) заключается в использовании газифицированных остатков гарантийного запаса топлива при совершении дополнительных маневров, с использованием дополнительных двигателей [20].

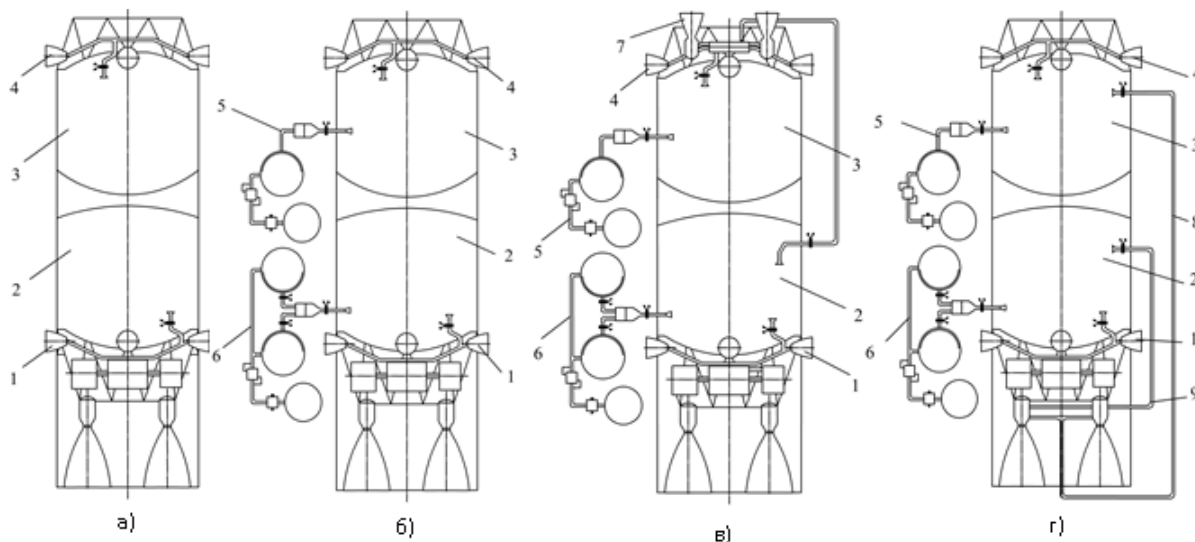


Рисунок 12 – Варианты установки АБСС

Оценка возможности подготовки и применения НМП для решения проблемы негативного воздействия от ОЧ РН СЛК на ОС.

Для минимизации площадей РП ОЧ РН СЛК предлагается рассмотреть разработанные в Институте информационных и вычислительных технологии (ИИВТ) технические решения, основанные на:

- управляемом спуске ОСРН СЛК в заданный РП;

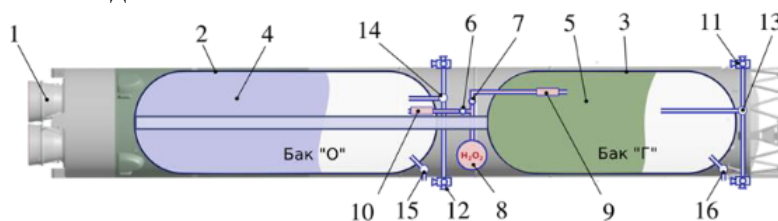
- сжигании при движении на спускаемой траектории отделившихся сухих отсеков РН СЛК, типа головного обтекателя (ГО), переходного отсека (ПО) и хвостового отсека (ХО).

Концепция системы газификации остатков топлива в баках РН была впервые предложена авторами в ГФ 2018-2020 гг. как метод испарения гарантийного запаса топлива на нижних ступенях РН и обеспечения возможности маневрирования с помощью специальных двигателей с подачей газогенераторных газов [21].

Для упрощения конструкции и улучшения энергетических характеристик бортовой системы газификации (БСГ) компонентов топлива (кислород, керосин) было исследовано использование твердого топлива вместо двухкомпонентного топлива. Дальнейшие исследования на РН типа "Союз 2.1в" показали, что БСГ с использованием генераторного газа для испарения топлива может также привести к увеличению характеристической скорости РН до 5%.

Базовая конструкция БСГ (рисунок 10) в настоящее время развивается для уменьшения массы и негативного воздействия на ОС с использованием экологичного монотоплива (перекиси водорода, закись азота), которое добавляет возможности:

- управления движением нижней ступени до заданного РП;
- обеспечения условий повторного запуска маршевого двигателя, путем выполнения маневрирования ступени и осаждения остатков топлива;
- полной утилизации топлива (пассивации) после нормального или аварийного отключения маршевого двигателя.



1 – маршевый двигатель; 2 – бак окислителя О; 3 – бак горючего Г; 4 – жидкие остатки кислорода; 5 – жидкие остатки метана; 6, 7 – управляемые клапаны подачи перекиси водорода (ПВ) в баки О и Г; 8 – ёмкость с ПВ с управляемой мембранной системой подачи на систему каталитического разложения; 9, 10 – каталитические системы в баках О и Г для получения теплоносителя; 11, 12 – газореактивные сопла сброса ПГС (выше нет расшифровки) из баков О и Г; 13, 14 – управляемые клапаны сброса ПГС из баков О и Г в газореактивную систему стабилизации; 15, 16 – управляемые дренажные клапаны

Рисунок 10 – Схема БСГ на ПВ для нижней ступени РН типа «Союз 2.1в» [22]

Последние проведенные исследования использования ПВ в качестве рабочего тела для БСГ, выявили недостатки с попаданием воды в криогенный топливный бак, что приводит к образованию льда на верхние днища патрубков и во входном патрубке. Решением этой проблемы может быть переход к закиси азота, после разложения которой образуется горячая смесь из азота и кислорода.

Анализ исследований по сжиганию ОЧ РН СЛК [23-25] заключается в разработке НМП к выбору проектно-конструкторских параметров, сжигаемых отделяющихся сухих конструкций РН. Данная концепция основывается на:

- 1) введении в существующую конструкцию сухих отсеков РН энергетических материалов (ЭМ), выбираемых, исходя из условия обеспечения заданного тепловыделения, необходимого для сжигания основного материала ОЧ РН (рисунок 11);



1 – алюминиевый сотовый наполнитель); 2,3 – обшивка из углепластика; 4 – сота с ЭМ; 5 – пустая сота

Рисунок 11 – Элемент конструкция головного обтекателя

2) изменении материала конструкции ОЧ РН, удовлетворяющего проектно-конструкторским требованиям, но имеющего минимальную энергию активации, а, значит, требующего минимального количества тепловой энергии на его сжигание при движении на пассивном участке траектории. В качестве примера, в работе [26] вместо алюминиевого сотового наполнителя рассматривается наполнитель из ЭМ на основе полилактида и перхлората аммония, обеспечивающий самоподдерживающийся режим горения (рисунок 12).

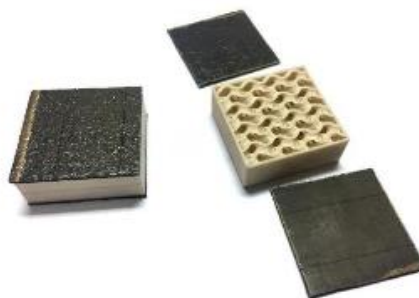


Рисунок 12 – Образец трехслойной конструкции с наполнителем из ЭМ в форме «гироида»

Результаты и обсуждения.

Рассматриваемые вышеперечисленные РН СЛК свидетельствуют о том, что в ближайшее время конструктивно более технологические ракеты уверенно займут свои места на рынке пусковых услуг благодаря:

- возможности наиболее частных запусков, не привязанных к пускам средних и тяжелых РН. Несмотря на то, что в настоящее время реализуется множество программ создания РН СЛК, получающих как государственное, так и частное финансирование, отсутствует устойчивая бизнес-модель для рынка РН СЛК;
- широкому спектру требований к высотам и наклонам целевых орбит МКА, которые нельзя удовлетворить при попутном доставке;
- перспективам использования РН СЛК для решения проблем восполнения многоспутниковых группировок.

Предлагаются различные технические решения при проектировании РН СЛК, направленные на сокращение площадей районов падения и снижение затрат на содержание данных территорий, а также последующие поиски, вывоз и утилизацию ОЧ РН СЛК.

Заключение.

Основной вывод из проведенного анализа заключается таким образом: эксплуатация РН СЛК, также, как РН средних и тяжелых классов, связана с рядом возникающих экологических проблем, ввиду наличия ОЧ, а, это значит, и районов падения для этих частей. Рынок РН СЛК позиционируется, как экономически более выгодный, в сравнении со стоимостью запусков РН средних и тяжелых классов. Внедрение современных технологий позволяет снизить стоимость изготовления РН СЛК (спасаемый блок нижней ступени, использование 3D печати при изготовлении деталей конструкции, подготовка и пуск РН с мобильной стартовой платформы в полуавтоматическом режиме), однако не решает проблем, возникающих в процессе их эксплуатации и последующей утилизации.

Благодарности.

Исследования проведены при поддержке Комитета науки Министерства образования и науки Республики Казахстан в рамках гранта № AP09258759 «Разработка модели информационно-прогностической системы определения районов запуска и падений ракет-носителей сверхлегкого класса с учетом требований экологической безопасности», послужат основой разработки перспективных РН и позволят отработать проектные параметры РН для управляемого спуска отработавших ступеней

ЛИТЕРАТУРА

[1] Baiocco, P. Overview of reusable space systems with a look to technology aspects / P. Baiocco // *Acta Astronautica*. – 2021. – Vol. 189. – P. 10–25. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.039> (date accessed: 04.09.2023).

[2] Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle / K. Takase, M. Tsuboi, Sh. Mori, K. Kobayashi // *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*. – 2011. – Vol. 48, no. 4. – P. 11–16.

[3] Wiesendanger, A. Reusable Payload Fairing / A. Wiesendanger // *32nd National Space Symposium*, 11–14 April 2016. – Colorado: Springs, 2016.

[4] Патент № 2012122926 Российская Федерация, МПК В64G 1/00. Способ запуска ракетносителей космических аппаратов с исключением районов падения отработанных ракетных блоков и головных обтекателей: № 2012122926/11: заявл. 05.06.2012: опубл. 10.12.2013. / Ю. Г. Мехоношин, В. Н. Чижухин; заявитель В. Н. Чижухин.

[5] Разрушение деталей спутников, отработавших на околоземной орбите / К. А. Моногаров, А. Н. Пивкина, Н. В. Муравьев [и др.] // *Горение и взрыв*. – 2014. – № 7. – С. 327–330.

[6] Патент № 2581636 Российская Федерация, МПК F42B 10/46, В64G 1/64. Головной обтекатель ракеты: № 2015105466/11: заявл. 17.02.2015: опубл. 20.04.2016 / В. И. Трушляков, Я. Т. Шатров, Д. Б. Лемперт, Ю. В. Иордан, В. Е. Зарко; заявитель Ом. гос. техн. ун-т. – 13 с.

[7] Trushlyakov, V. Combustion possibility assessment for separating launch vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory / V. Trushlyakov, K. Zharikov, D. Davydovich. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.02.003 // *Acta Astronautica*. – 2018. – Vol. 159, no. 2. – P. 540–546.

[8] A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory / A. Dreus, V. Yemets, M. 74 Dron [et al.]. – DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100 // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2021. – Vol. 94, no. 4. – P. 505–514.

[9] Nazarova, Y. A. Comparative analysis of the economic feasibility of using ultra-small spacecrafts / Y. A. Nazarova, V. A. Tikhonov. – DOI: 10.22363/2312 8143-2021-22-1-43-53 // Journal of Engineering Researches. – 2021. – Vol. 22, no. 1. – P. 43–53.

[10] Ключников, В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты / В. Ю. Ключников // Воздушно-космическая сфера. – 2019. – № 3. – С. 58–71.

[11] Афанасьев, И. Проект японского наноносителя / И. Афанасьев // Новости космонавтики. – 2016. – № 9 (404). – С. 45.

[12] Sounding Rockets: S-520 / Institute of Space and Astronautical Science. – URL: https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/s-520.html (date accessed: 31.08.2023).

[13] Sounding Rockets: SS-520 / Institute of Space and Astronautical Science. – URL: https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/ss-520.html (дата обращения: 31.08.2023).

[14] Эксперимент SS-520, Блок 4. – URL: https://web.archive.org/web/20161208162048/http://www.jaxa.jp/press/2016/12/20_161208_ss-520-4_j.html (дата обращения: 31.08.2023).

[15] Австралийцы создадут собственную сверхлегкую ракету с уникальным двигателем - в его состав войдет электродвигатель. – URL: <https://3dnews.ru/1079259> (дата обращения: 31.08.2023).

[16] Ключников, В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты / В. Ю. Ключников. – URL: <https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16473> (дата обращения: 31.08.2023).

[17] Сверхлегкие ракеты-носители. – URL: <https://nakedscience.ru/article/cosmonautics/sverhlegkie-rakety-nositeli-zachem-letyat-kosmicheskije-lastochki> (дата обращения: 31.08.2023).

[18] Electron // RocketLab. – URL: <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (date accessed: 31.08.2023).

[19] Cherny, I. Electron prepares for the first start-up / I. Cherny // News of astronautics. – 2017. – Vol. 5. – P. 45.

[20] Баранов Д.А., Макаров Ю.Н., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Проект создания автономной бортовой системы увода отработавших ступеней ракет-носителей в заданные области// Космонавтика и ракетостроение. – 2015. - №50 (84). – С. 76 – 82.

[21] А.М. Бапышев, Г.Т. Ермолдина, В.И. Трушляков, М.Н. Калимолдаев, К.М. Мырзабеков, К.Ж. Абильдаева. Разработка метода по извлечению гарантийного запаса топлива в баках отработавшей ступени ракет носителей // ГОРЕНИЕ И ПЛАЗМОХИМИЯ 20 (2022) 143-148.

[22] А.М. Бапышев, Г.Т. Ермолдина, В.И. Трушляков, М.Н. Калимолдаев, К.М. Мырзабеков, К.Ж. Абильдаева. Исследование по извлечению гарантийного запаса топлива в баках отработавшей ступени // ГОРЕНИЕ И ПЛАЗМОХИМИЯ 20(2022) 149-163.

[23] Баранов Д.А., Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделившейся части ступени РН// Космонавтика и ракетостроение. -2017. - №6(99) - с. 93 – 103.

[24] Шатров Я.Т., Баранов Д.А., Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Ситников Д.В., Лемперт Д.Б. Технологии снижения техногенного воздействия пусков ракет космического назначения на окружающую среду//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета . – 2016. = Т. 15, № 1. - С. 139 – 150.

[25] Трушляков В.И., Шалай В.В., Шатров Я.Т. Снижение техногенного воздействия ракетных средств выведения на жидких токсичных компонентах ракетного топлива на окружающую среду. - Омск: Изд. ОмГТУ, 2004. –220 с.

[26] Iordan, Y. Experimental studies of thermodynamic combustion processes of combustible demonstrators / Y. Iordan // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 2182, no. 1. – P. 012052.

REFERENCES*

[1] Baiocco, R. Overview of reusable space systems with a look to technology aspects / P. Baiocco // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 189. – P. 10–25. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.039> (date accessed: 04.09.2023).

[2] Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle / K. Takase, M. Tsuboi, Sh. Mori, K. Kobayashi // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review. – 2011. – Vol. 48, no. 4. – R. 11 16.

[3] Wiesendanger, A. Reusable Payload Fairing / A. Wiesendanger // 32nd National Space Symposium, 11–14 April 2016. – Colorado: Springs, 2016.

[4] Patent № 2012122926 Rossijskaja Federacija, MPK V64G 1/00. Sposob zapuska raketnositelej kosmicheskikh apparatov s iskljucheniem rajonov padenija otrabotannyh raketnyh blokov i golovnyh obtekatel'ej: № 2012122926/11: zajavl. 05.06.2012: opubl. 10.12.2013. / Ju. G. Mehonoshin, V. N. Chizhuhin ; zajavitel' V. N. Chizhuhin.

[5] Razrushenie detalej sputnikov, otrabotavshih na okolozemnoj orbite / K. A. Monogarov, A. N. Pivkina, N. V. Murav'ev [i dr.] // Gorenje i vzryv. – 2014. – № 7. – S. 327–330.

[6] Patent № 2581636 Rossijskaja Federacija, MPK F42B 10/46, B64G 1/64. Golovnoj obtekatel' rakety: № 2015105466/11: zajavl. 17.02.2015: opubl. 20.04.2016 / V. I. Trushljakov, Ja. T. Shatrov, D. B. Lempert, Ju. V. Iordan, V. E. Zarko; zajavitel' Om. gos. tehn. un-t. – 13 s.

[7] Trushlyakov, V. Combustion possibility assessment for separating launch vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory / V. Trushlyakov, K. Zharikov, D. Davydovich. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.02.003 // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 159, no. 2. – P. 540–546.

[8] A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory / A. Dreus, V. Yemets, M. 74 Dron [et al.]. – DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100 // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2021. – Vol. 94, no. 4. – R. 505–514.

[9] Nazarova, Y. A. Comparative analysis of the economic feasibility of using ultra-small spacecrafts / Y. A. Nazarova, V. A. Tikhonov. – DOI: 10.22363/2312 8143-2021-22-1-43-53 // Journal of Engineering Researches. – 2021. – Vol. 22, no. 1. – R. 43–53.

[10] Kljushnikov, V. Ju. Rakety-nositeli sverhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovyh uslug i perspektivnye proekty / V. Ju. Kljushnikov // Vozdushno-kosmicheskaja sfera. – 2019. – № 3. – S. 58–71.

[11] Afanas'ev, I. Proekt japonskogo nanonositelja / I. Afanas'ev // Novosti kosmonavtiki. – 2016. – № 9 (404). – S. 45.

[12] Sounding Rockets: S-520 / Institute of Space and Astronautical Science. – URL: https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/s-520.html (date accessed: 31.08.2023).

[13] Sounding Rockets: SS-520 / Institute of Space and Astronautical Science. – URL: https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/sounding_rockets/ss-520.html (data obrashhenija: 31.08.2023).

[14] Jeksperiment SS-520, Blok 4. – URL: https://web.archive.org/web/20161208162048/http://www.jaxa.jp/press/2016/12/20_161208_ss-520-4_j.html (data obrashhenija: 31.08.2023).

[15] Avstralijcy sozdadut sobstvennuju sverhlegkuju raketu s unikal'nym dvigatelem - v ego sostav vojdjot jelektrodvigatel'. – URL: <https://3dnews.ru/1079259> (data obrashhenija: 31.08.2023).

[16] Kljushnikov, V. Ju. Rakety-nositeli sverhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovyh uslug i perspektivnye proekty / V. Ju. Kljushnikov. – URL: <https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16473> (data obrashhenija: 31.08.2023).

[17] Sverhlegkie rakety-nositeli. – URL: <https://nakedscience.ru/article/cosmonautics/sverhlegkie-rakety-nositeli-zachem-letyat-kosmicheskije-lastochki> (data obrashhenija: 31.08.2023).

[18] Electron // RocketLab. – URL: <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (date accessed: 31.08.2023).

[19] Cherny, I. Electron prepares for the first start-up / I. Cherny // News of astronautics. – 2017. – Vol. 5. – R. 45.

[20] Baranov D.A., Makarov Ju.N., Trushljakov V.I., Shatrov Ja.T. Proekt sozdaniya avtonomnoj bortovoj sistemy uvoda otrabotavshih stupenej raket-nositelej v zadannye oblasti// Kosmonavtika i raketostroenie. – 2015. - №50 (84). – S. 76 – 82.

[21] A.M. Bapyshev, G.T. Ermoldina, V.I. Trushljakov, M.N. Kalimoldaev, K.M. Myrzabekov, K.Zh. Abil'daeva. Razrabotka metoda po izvlecheniju garantijnogo zapasa topliva v bakah otrabotavshej stupeni raket nositelej // GORENIE I PLAZMOHIMIJA 20 (2022) 143-148.

[22] A.M. Bapyshev, G.T. Ermoldina, V.I. Trushljakov, M.N. Kalimoldaev, K.M. Myrzabekov, K.Zh. Abil'daeva. Issledovanie po izvlecheniju garantijnogo zapasa topliva v bakah otrabotavshej stupeni // GORENIE I PLAZMOHIMIJA 20(2022) 149-163.

[23] Baranov D.A., Lempert D.B., Trushljakov V.I., Shatrov Ja.T. Razrabotka bortovoj sistemy isparenija nevyrabatyvaemyh ostatkov zhidkogo topliva v bakah otdel'nykh chastih stupeni RN// Kosmonavtika i raketostroenie. -2017. - №6(99) - s. 93 – 103.

[24] Shatrov Ja.T., Baranov D.A., Trushljakov V.I., Kudencov V.Ju., Sitnikov D.V., Lempert D.B. Tehnologii snizhenija tehnogennogo vozdejstvija puskov raket kosmicheskogo naznachenija na okruzhajushhuju sredu//Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta . – 2016. = T. 15, № 1. - S. 139 – 150.

[25] Trushljakov V.I., Shalaj V.V., Shatrov Ja.T. Snizhenie tehnogennogo vozdejstvija raketnyh sredstv vyvedenija na zhidkih toksichnyh komponentah raketnogo topliva na okruzhajushhuju sredu. - Omsk: Izd. OmGTU, 2004. –220 s.

[26] Jordan, Y. Experimental studies of thermodynamic combustion processes of combustible demonstrators / Y. Jordan // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 2182, no. 1. – R. 012052.

Валерий Трушляков, т.ф.д., профессор, Омбы мемлекеттік техникалық университеті, Омбы, Ресей, vatrushlyakov@yandex.ru

Гульназ Ермолдина, магистр, аға ғылыми қызметкер, ҚР ҒЖБМ ҒК Ақпараттық және есептеу технологиялары институты, Алматы, Қазақстан, gulerm@mail.ru

Анар Утегенова, PhD, ҚР ҒЖБМ ҒК Ақпараттық және есептеуші технологиялар институты, Алматы, Қазақстан, an.utegenova@aues.kz

Нурлан Суйменбаев, ғылыми қызметкер, ҚР ҒЖБМ Ақпараттық және есептеуші технологиялар институты, Алматы, Қазақстан, nurik_su@mail.ru

Кенжебек Мырзабеков, оқытушы, Ғ.Даукеев атындағы Алматы энергетика және байланыс университеті, Алматы, Қазақстан, k.myrzabekov@aes.kz

ҚОРШАҒАН ОРТАҒА АСА ЖЕҢІЛ КЛАССТАҒЫ ЗЫМЫРАН ТАСЫМАЛДАУШЫНЫҢ ӨТЕЛГЕН САТЫСЫНЫҢ ТЕРІС ӘСЕРІН АЗАЙТУҒА БАҒЫТТАЛҒАН МҮМКІН БОЛАТЫН ҒЫЛЫМИ-ТЕХНИКАЛЫҚ ӘДІСТЕР МЕН ТӘСІЛДЕРДІ ТАЛДАУ

Андатпа. Мақалада шағын өлшемді ғарыш аппараттарын ұшыру үшін дамып келе жатқан нарықта аса жеңіл класстағы зымыран тасығыштарды коммерциялық пайдалану перспективалары талданады. Аса жеңіл зымыран тасығыштардың ең перспективалы жобалары мен олардың тактикалық және техникалық сипаттамаларын жақсартуға мүмкіндік беретін технологиялар қарастырылады.

Түйінді сөздер. Теріс әсер ету, аса жеңіл зымыран тасығыш, бөлінетін саты, құлау аймақтары.

Valery Trushlyakov, doctor of technical sciences, professor, Omsk State Technical University, Omsk, Russia, vatrushlyakov@yandex.r

Gulnaz Ermoldina, master's degree, senior researcher, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Almaty, Kazakhstan, gulerm@mail.ru

Anar Utegenova, PhD, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Almaty, Kazakhstan, an.utegenova@aes.kz

Nurlan Suymenbayev, researcher, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Almaty, Kazakhstan, nurik_su@mail.ru

Kenzhebek Myrzabekov, teacher, Almaty University of Power Engineering and Telecommunications named after G. Daukeyev, Almaty, Kazakhstan, k.myrzabekov@aes.kz

ANALYSIS OF POSSIBLE SCIENTIFIC AND TECHNICAL METHODS AND APPROACHES AIMED AT REDUCING THE NEGATIVE IMPACT ON THE ENVIRONMENT FROM SEPARATE PARTS OF ULTRA-LIGHT LAUNCH ROCKETS

Annotation. The article analyzes the prospects for the commercial use of ultra-light launch vehicles in the emerging market for small-size spacecraft launches. The most promising projects of ultra-light launch vehicles and technologies that make it possible to improve their tactical and technical characteristics are considered.

Keywords. Negative impact, ultra-light launch vehicle, separable part, impact areas.
