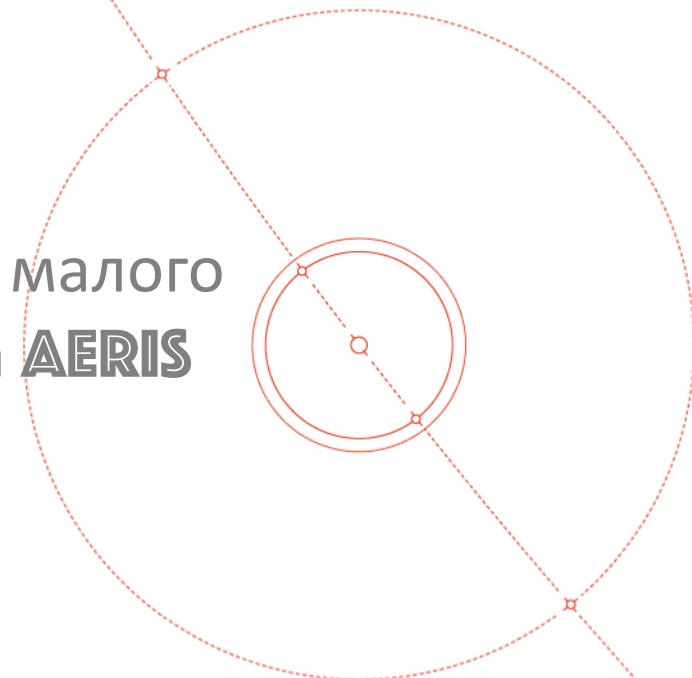




<http://vnh-energo.ru>

Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРД МТ) для малого межорбитального разгонного блока **AERIS**



ООО «ВНХ-Энерго»,
Утверждаю
Генеральный директор

/Волобуев И.А.

Мало знать, нужно и уметь,
мало хотеть, нужно и делать

Гёте





Генеральный директор
ООО «ВНХ-ЭНЕРГО»
И.А.Волобуев



Руководитель проекта
ООО «ВНХ-ЭНЕРГО»
С.В.Колосенок. Опыт: ракетные
топлива, катализаторы



Информационно-
управляющая система
В.И.Клепиков, к.т.н.
Опыт: Т-50, изд.30



Газодинамика,
Н.В.Продан, к.т.н.
Опыт: ШРД



Зам.директора по науке АО
МРТИ РАН, научный
консультант
И.И.Есаков, д.ф.м.н.



Генеральный директор
ООО «СПУТНИК»,
В.В.Иваненко,
платформа МКА



Коллектив молодых специалистов и научных сотрудников ООО «ВНХ-Энерго», 5 аспирантов, 1 к.т.н., 1 к.ф.м.н.
Более 300 публикаций, более 50 патентов, более 30 НИР

Соответствие дорожной карте АЭРОНЕТ

Настоящий проект предусматривает разработку стендового образца **ЖРД МТ**, под технические требования к МРБ, заложенные в ДК АЭРОНЕТ, т.е. выведение полезной нагрузки 150 кг на орбиты 800 км и 1500 км при собственной массе МРБ не более 80 кг. Таким образом, проект соответствует КИП "Комплексная услуга выведения на орбиту малых космических аппаратов», который включает в себя разработку ракеты носителя сверхлегкого класса (РН СЛК), космического малого орбитального буксира, а также несколько вариантов двигательной установки МРБ: электроракетный двигатель (ЭРД), термokatалитический ЖРД МТ на унитарном нетоксичном топливе, двухкомпонентный ЖРД МТ.

Соответствие НИОКР направлениям и значимым контрольным результатам дорожной карты НТИ

Направление №44 «системы, узлы, технологии, услуги, разрабатываемые в рамках Комплексного Интегрированного Проекта «Комплексная услуга по выведению на орбиту малых космических аппаратов», включая: ... ЖРД для запуска в условиях ближнего космоса (разгонный блок); электроракетные и/или плазменные, и/или ионные двигатели, и/или ЖРД малой тяги, ключевые компоненты и подсистемы для космических буксиров ...».

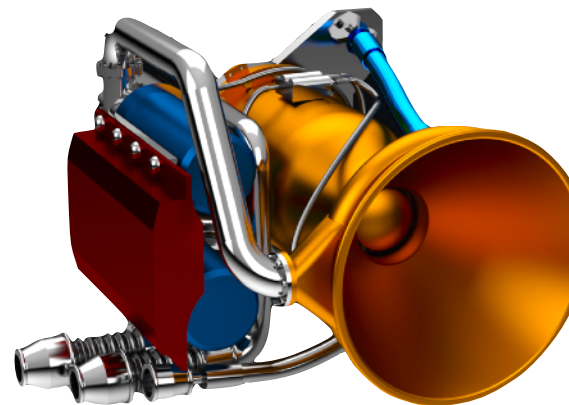
Значимый контрольный результат – 11.2.1- 1.2.6- IV кв. 2024 г.: Аванпроект- IV кв. 2021 г.; Технологии ШРД и электронасосного агрегата- IV кв. 2024 г.; Технологии комбинированного двигателя - IV кв. 2024 г.

Влияние НИОКР на преодоление существующих технологических барьеров дорожной карты НТИ

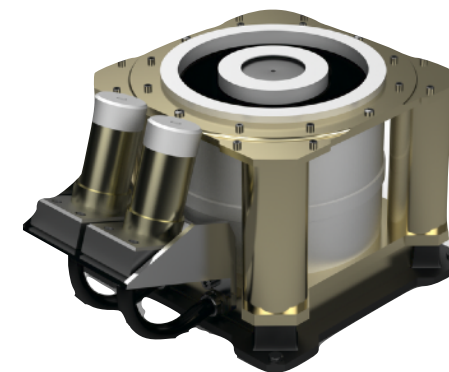
Технологические барьер (тематика №44)

Масса орбитального буксира - не более 80 кг. Масса полезной нагрузки- до 150 кг. Высота орбиты- до 1500 км.

В рамках НИОКР планируется разработать стендовый (не летный) образец ЖРД МТ, который при его применении на МРБ массой до 80 кг позволит **преодолеть данный барьер.**



Гипотетический вариант
ЖРД-МТ



Гипотетический вариант
электроракетного двигателя
на твердом йоде

Предприятие ООО «ВНХ-Энерго»

Выручка	2018	2019	2020
Выручка	16 726	20 000	19 170
В том числе НИОКР	13 275	20 000	19 170
В том числе программное обеспечение	3 451	4 200	1 670

Выручка по предыдущим проектам Фонда

Конкурс	Сумма поддержки, тыс.р	Выручка от продажи, тыс. Р
СТАРТ 1/2	4 000	28 436
Развитие-НТИ-III	9 000	19 182

Интеллектуальная собственность

№	Название	Вид
2020618878	Программное обеспечение для расчета и построения сопла ракетного двигателя.	Свидетельство на программу ЭВМ
2020619588	Программное обеспечение для двумерного расчета траектории движения многоступенчатой ракеты-носителя	Свидетельство на программу ЭВМ
192800	Устройство для создания тяги	Полезная модель
192799	Устройство для создания тяги	Полезная модель

Патентные исследования

Год	Тема
2020	Жидкостные ракетные двигатели малой тяги
2019	Сопла ракет-носителей с внезапным расширением потока, внешним расширением потока, разрывом образующей, двухпозиционные, эжекторные. Уровень техники

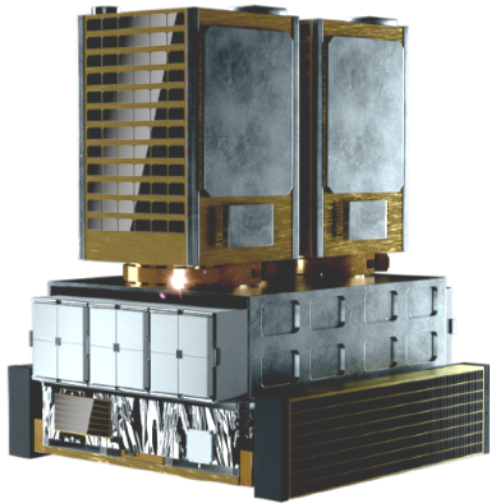
Поддержка Фонда

Проект продолжает тематику НИР "Разработка широкодиапазонного ракетного двигателя (ШРД) по схеме «Тарасова-Левина» с соплом внешнего расширения и резонаторным усилителем тяги», выполненной при поддержке Фонда Содействия Инновациям, на основании соглашения №378ГРНТИС5/42597 от 23.08.2018 г.

Проект межорбитального буксира

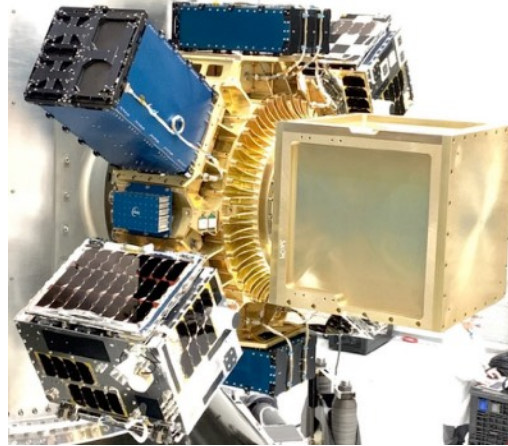
НИОКР является **составной частью** проекта создания **МРБ AERIS**, предназначенного для доведения малых космических аппаратов (МКА) массой до 150 кг с орбиты высотой 500 км на орбиты 800 км и 1500 км.

Проект занял первой место на конкурсе АСИ – НТИ «Технологический прорыв года 2020» (<http://vnh-energo.ru/news/vnh-jenergo-pobeditel-v-nominacii-tehnologicheskij-proryv-nti/>) и **первое место на конкурсе инженерных записок**, проводившихся АЭРОНЕТ при участии экспертов ГК РОСКОСМОС, СКОЛКОВО, VEB Ventures, ПВК и др (<https://iz.ru/1150005/2021-04-12/obiavleny-itogi-pervogo-konkursa-kontseptcii-rakety-nositelia-sverkhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo>).



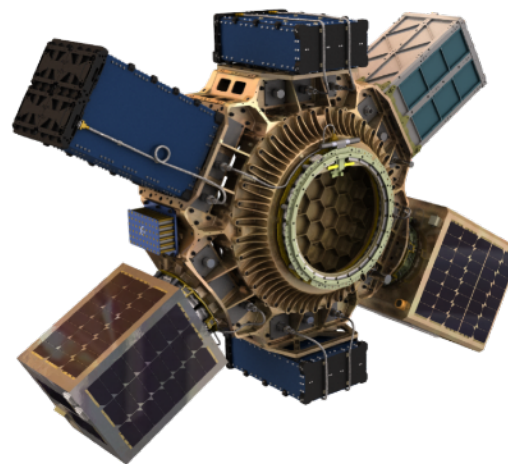
MPБ Vigoride компании Momentus

Выбран для сравнения заявленных технических характеристик. Суммарный импульс тяги 10 000 Нс. Способен менять наклонение орбиты и выводить ПН на высоту до 2000 км.



Платформа Sherpa-FX

выбранная для сравнения как пример использования наиболее гибких компоновочных решений

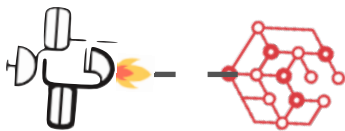


РАССМОТРЕННЫЕ АНАЛОГИ ДЛЯ СРАВНЕНИЯ

- MPБ ION CubeSat Carrier фирмы D-Orbit;
- MPБ ESPASat, имеющий адаптер стандартного интерфейса EELV для запуска в составе любой РН;
- MPБ Moog Small Launch Orbital Maneuvering Vehicle (SL-OMV), предназначенный для вывода ПН массой 150 кг в составе РН СЛК;
- MPБ THIRD STAGE, спроектированный как третья ступень для РН Skyrogo XL (отличается двухкомпонентным ЖРД на паре перекись водорода – керосин);
- многофункциональная платформа Sherpa-FX;
- МБР VIGORIDE, который может менять орбитальные плоскости, регулировать наклон и доставлять на высоту до 2000 км и др.

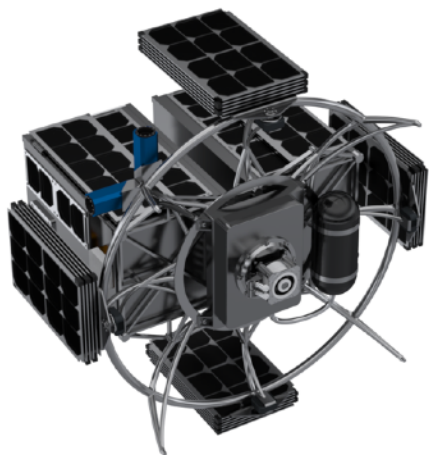
Задел. Концепция малого космического буксира для выведения 150 кг на орбиту 800/1500 км

Задача



**КОСМИЧЕСКИЙ
МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР**

**ПН 150 кг - с 500 км
на 800/1500 км**



Потребности рынка

- Помимо чисто энергетических требований, к МРБ как средству межорбитальной транспортировки полезных нагрузок (ПН) могут предъявляться требования по времени доставки МКА на заданную орбиту и/или орбитальную позицию.
- Исходя из этих соображений, рассматриваются две концепции создания МРБ:
 - с термокаталитическим (ТК) жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) малой тяги (МТ) для «быстрых» перелетов;
 - с электроракетным двигателем (ЭРД), отличающимся высоким удельным импульсом.
- Для снижения рисков и сокращения сроков предусматривается максимально возможное использование серийно выпускающихся комплектующих.

*) ЦИУС - цифровая информационно-управляющая система

Вариант 1

- «Медленный» перелет
- ЭРД СПД-50М
- Удельная тяга - 930 с
- Только серийные системы

Вариант 2

- «Быстрый» перелет
- ТК ЖРД ТК-500М,
- Удельная тяга - 170- 220 с.
- Только серийные системы

Вариант 3

- «Быстрый» перелет
- ТК ЖРД, «Зеленое топливо
- Удельная тяга - 260- 360 с.
- Новый ЖРД

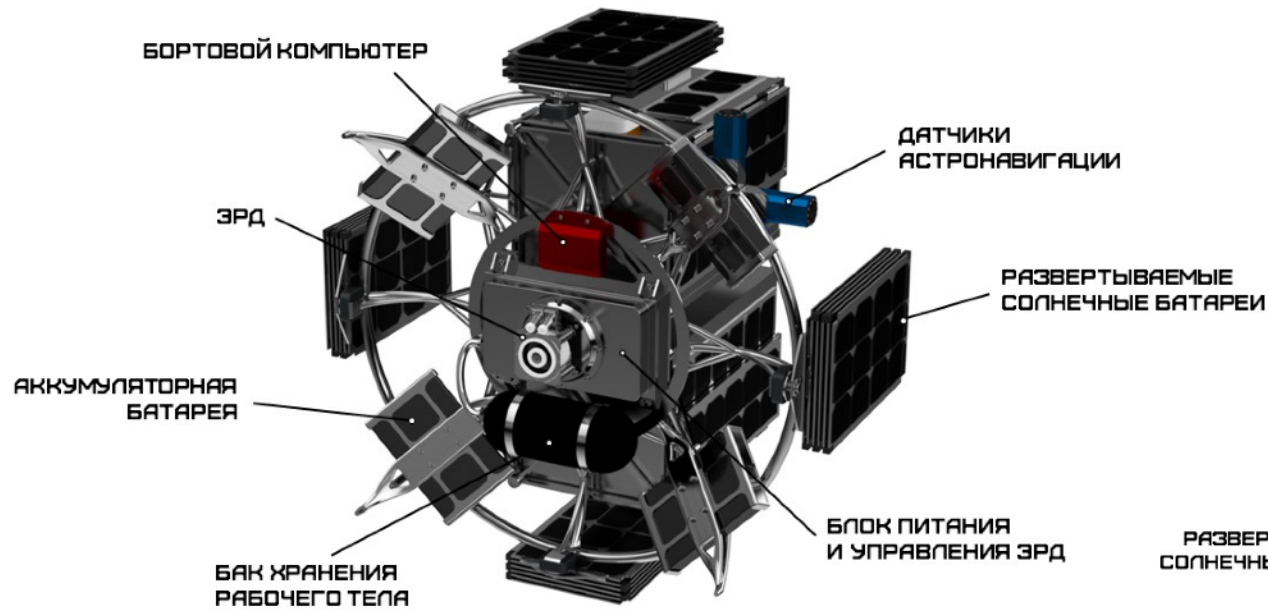
Вариант 4

- «Быстрый» перелет
- ЖРД, ацетам + кислород
- Удельная тяга - 380- 410 с.
- Новый ЖРД, ЦИУС*)

Задел (2). Принципиальная схема МРБ с ЭРД и внешними аккумуляторными батареями

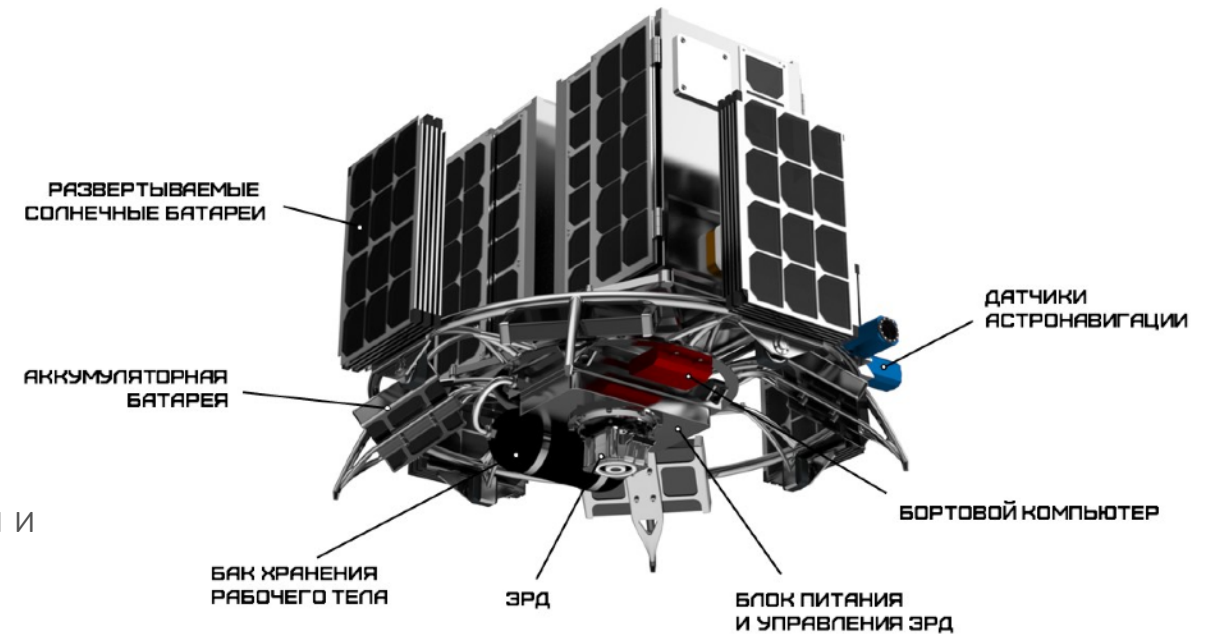
Облегченный каркас обеспечивает многообразие компоновок

- Топологически оптимизированный титановый каркас весит всего 3.5 кг и подходит для всех вариантов.
- Каркас предусматривает установку адаптера для эксплуатации с РН СЛК диаметром от 1.2 м до 1.85 м.

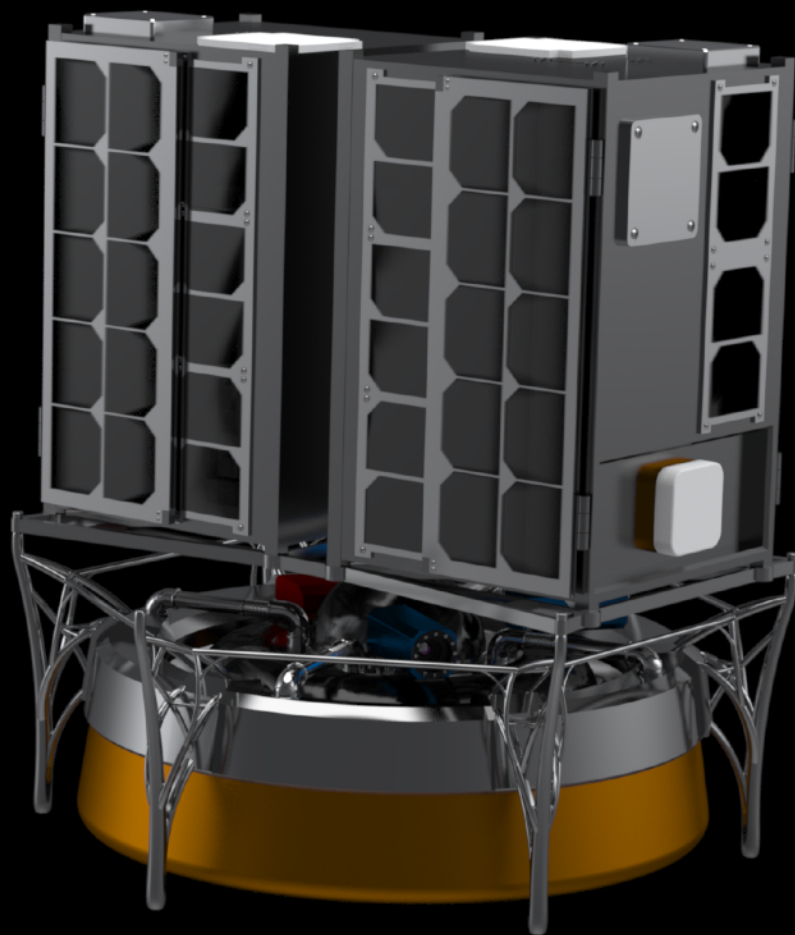


Гибкая компоновка

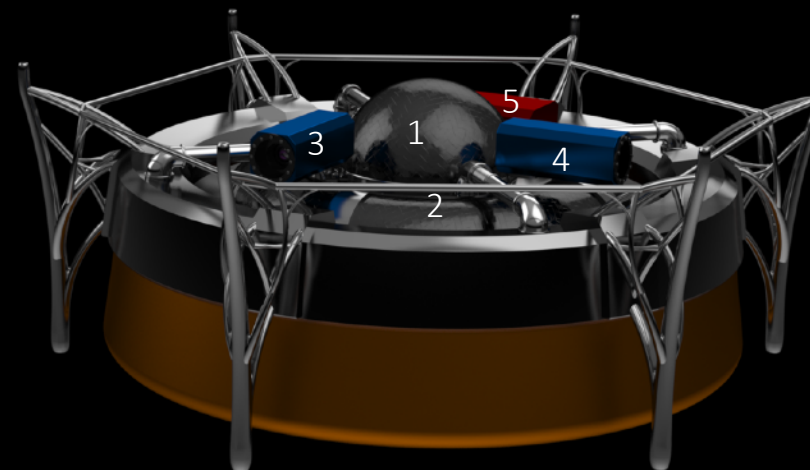
- Варианты с ЭРД требуют наличия солнечных батарей площадью более 3 м² и АКБ большой емкости.
- Варианты с ЖРД МТ позволяют исключить солнечные батареи и обходятся АКБ малой емкости.
- Проработан вариант с периферийным размещением АКБ и солнечных батарей, что освобождает место на платформе.



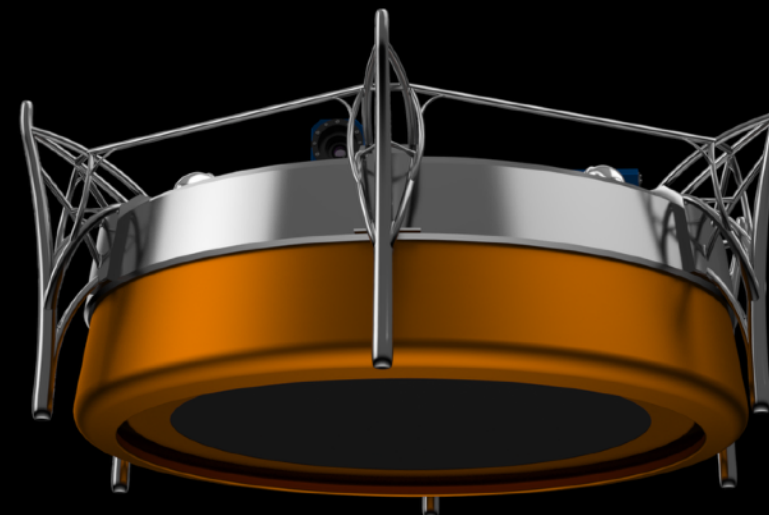
Задел (3). Конструктивный облик МРБ 2-ого этапа (вариант 4) с ЖРД - МТ



МРБ AERIS с двумя спутниками СФЕРА



МБР AERIS 2-ого этапа с ЖРД на ацетаме
1, 2- баки, 3, 4- электронасосы, 5- ЦИУС



ЖРД с кольцевой камерой сгорания и
соплом Засухина

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОЕКТНО - БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ МРБ С ЭРД

Параметр	Значение			
Высота начальной орбиты, км	500			
Высота конечной орбиты, км	800	800	1500	1500
Масса полезной нагрузки, кг	150	75	150	75
Масса МРБ, кг	80			
Начальная масса связки МРБ-ПН, кг	230	155	230	155
Удельная тяга ЭРД, с	930			
Тяга двигателя, мН	14.8			
Время перелета, сутки	28.8	19.2	87.5	59,3
Расход рабочего тела, кг	4.0	2.7	12.3	8.3

Выводы из технико-экономического анализа

- Вариант №1 на 30% хуже МРБ Vigoride по суммарному импульсу тяги, не удовлетворяет прогнозируемому пределу цены.
- Вариант №2 не позволяет выводить 150 кг на 1500 км, при ограничении массы в 80 кг, цена больше 1 млн. \$.
- Вариант №3 оптимально сочетает низкую цену, приемлемые баллистические характеристики и средний уровень риска

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА МАСС СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ЭНЕРГОКОМПЛЕКСА МРБ В ВАРИАНТАХ С ЭРД И С ЖРД

Варианты МРБ	Система энергоснабжения			Двигательная установка			Итого:
	СБ	АКБ	САУ СЭС	Топливная система	САУ	Топливо	
Вариант с ЭРД	6	15	1	15	5	8	50
Вариант с ЖРД	2	5	1	22	-	20	50

ИНТЕГРАЛЬНАЯ ОЦЕНКА РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ

Критерий	Варианты			
	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Риски	1	1	0.8	0.5
Технический уровень	1	0.6	1,5	2
Срок проекта	2-3 года (1)	2-3 года (1)	3-4 года (0.8)	5 лет (0.6)
Цена выведения	140 млн. руб (0.2)	90 млн. руб. (0.4)	42 млн. руб (1)	27 млн. руб. (1.5)
Цена проекта	580 млн. руб. (1)	480 млн. руб. (1.1)	760 млн. руб. (0.9)	880 млн. руб. (0.8)
Итого рейтинг:	0.84	0.82	1.02	1.08

ОПЫТНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА «ЗЕЛЕННОГО ТОПЛИВА»

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗТ В СРАВНЕНИИ С ДРУГИМИ МОНОТОПЛИВАМИ

Топливо	ρ , кг/м ³	$T_{зам}$, °C	$T_{гор}$, °C	$J_{уд}^*$ кг·с /кг	$J_{уд V}^*$ кг·с /дм ³	$J_{уд}^*/J_{уд гидр}$	$J_{уд V}^*/J_{уд V гидр}$	Класс опасности
Гидразин	1020	1	910	237.3	236.8	1	1	1
Пероксид водорода	1430	-0.43	866	180.4	257.9	0.76	1.09	3
«ЗТ»	1360	-87*	1800	260	360	1.1	1.50	3

где ρ – плотность, кг/м³; $T_{зам}$ – температура замерзания, °C; $T_{гор}$ – температура горения, °C;

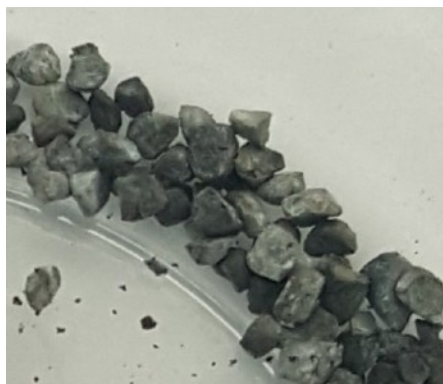
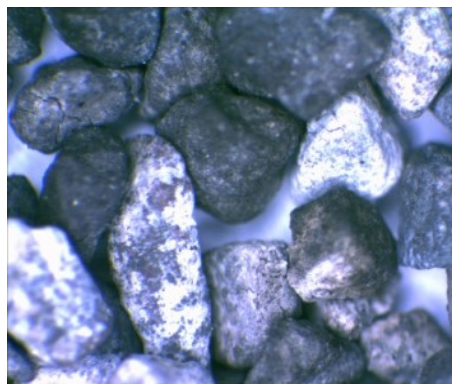
$J_{уд}$ – удельный импульс тяги, кг·с /кг; $J_{уд V}$ – удельный объемный импульс тяги, кг·с /дм³; $J_{уд}^*/J_{уд гидр}$ – отношение удельного импульса к импульсу гидразина;

$J_{уд V}^*/J_{уд V гидр}$ – отношение объемного импульса к объемному импульсу гидразина

* - температура застывания



ИРИДИЕВЫЙ КАТАЛИЗАТОР



СОСТАВ И ПРОДУКТЫ СГОРАНИЯ

Состав монотоплива «ЗТ» (% масс)	Равновесный состав продуктов сгорания (% масс), $P_k=1\text{МПа}$, $T_k=1800^\circ\text{C}$	
	НГА - 70	H ₂ O
Горючее – 10	CO ₂	0,2081
H ₂ O - 20	N ₂	0,1980
	CO	0,0018
	SO ₂	0,0002
	Ba(OH) ₂	0,000018

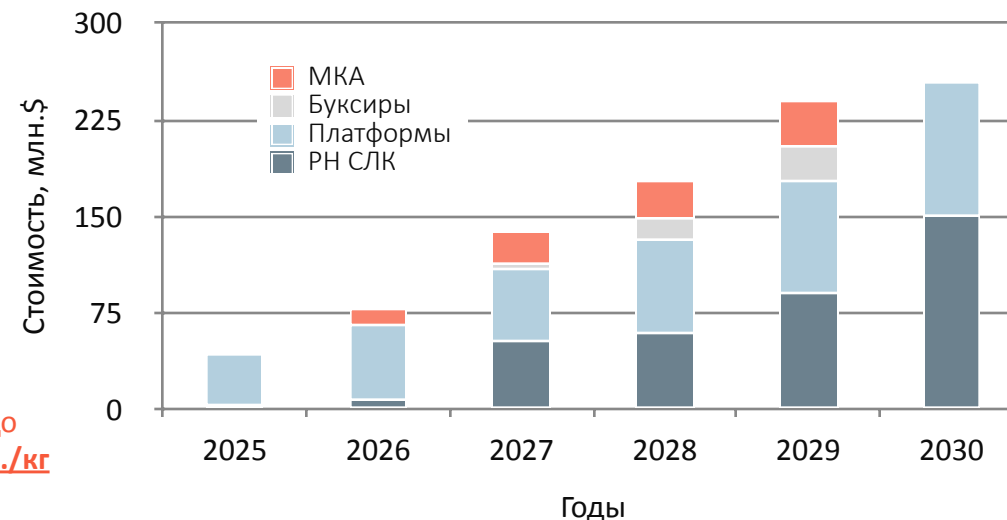
Рынок и инвестиционный потенциал проекта

Таблица 1 – Прогноз суммарного мирового рынка восполнения группировок при цене выведения 45 тыс.\$/кг

Общее число МКА	1 800 – 2 500 шт.
Оценочная надежность МКА	от 95 до 99%
Потребность в замене МКА в год	20 – 100 шт.
Количество запусков МКА для НИОКР	5* – 10
Потребного пусков РН СЛК в год	25*

«УСЛУГА ВЫВЕДЕНИЯ МКА НА ОРБИТУ»

Выручка (план), глобальный рынок, млн.\$



Рынок линейно растет 5 лет



Прогноз рынка выведения МКА до 250 кг, при цене выведения **\$23 тыс./кг**

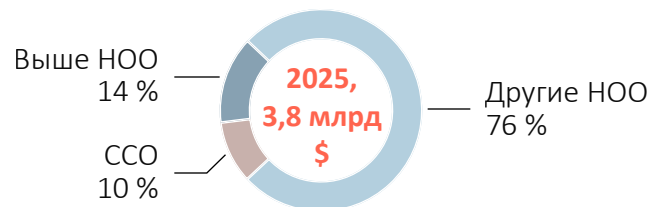


Таблица 2 – Прогноз ежегодной потребности в МРБ

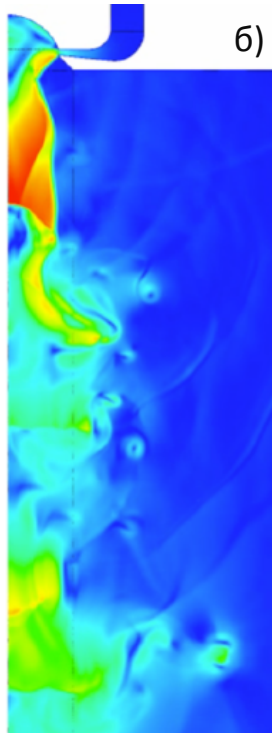
Год	2025	2030	2035
Потребность российского рынка, шт.	5	12	20
Потребность зарубежного рынка,	15	35	60



а)

Лабораторный макет ЖРД МТ «В&С» с соплом Засухина

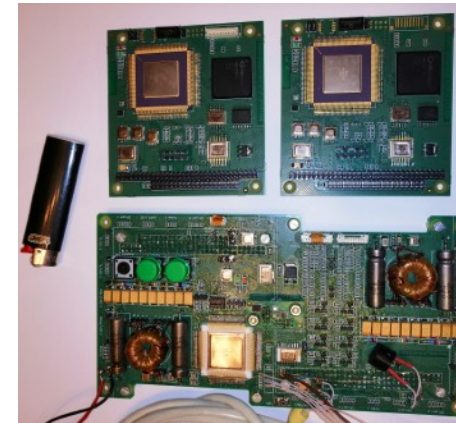
а - испытания макета сопла Засухина на огневом стенде, сопло Засухина с плоской тяговой стенкой, модельная топливная смесь;
б - вычислительный эксперимент, сопло Засухина с каверной, топливо ацетам + кислород



б)

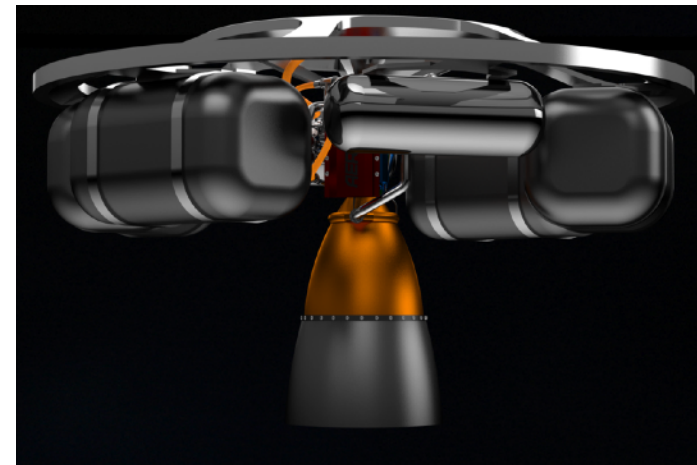
Разработан при поддержке Фонда.
Договор №378ГРНТИС5/42597 от 23.08.2018 г. НИОКР «Разработка широкодиапазонного ракетного двигателя по схеме «Тарасова-Левина» с соплом внешнего расширения и резонаторным усилителем тяги».

Двигатель прошел огневые испытания и подтвердил заявленные характеристики.



Прототип распределенной информационно-управляющей системы. Клепиков В.И.

Использует компонентную базу в космическом исполнении, стойкую к внешним воздействиям.



Вариант компоновки ЖРД-МТ, с использованием двухкомпонентного топлива. Выполнен в размерности МРБ AERIS



Это нам удастся

Волобуев Игорь Алексеевич

volobuev_ig@mail.ru

