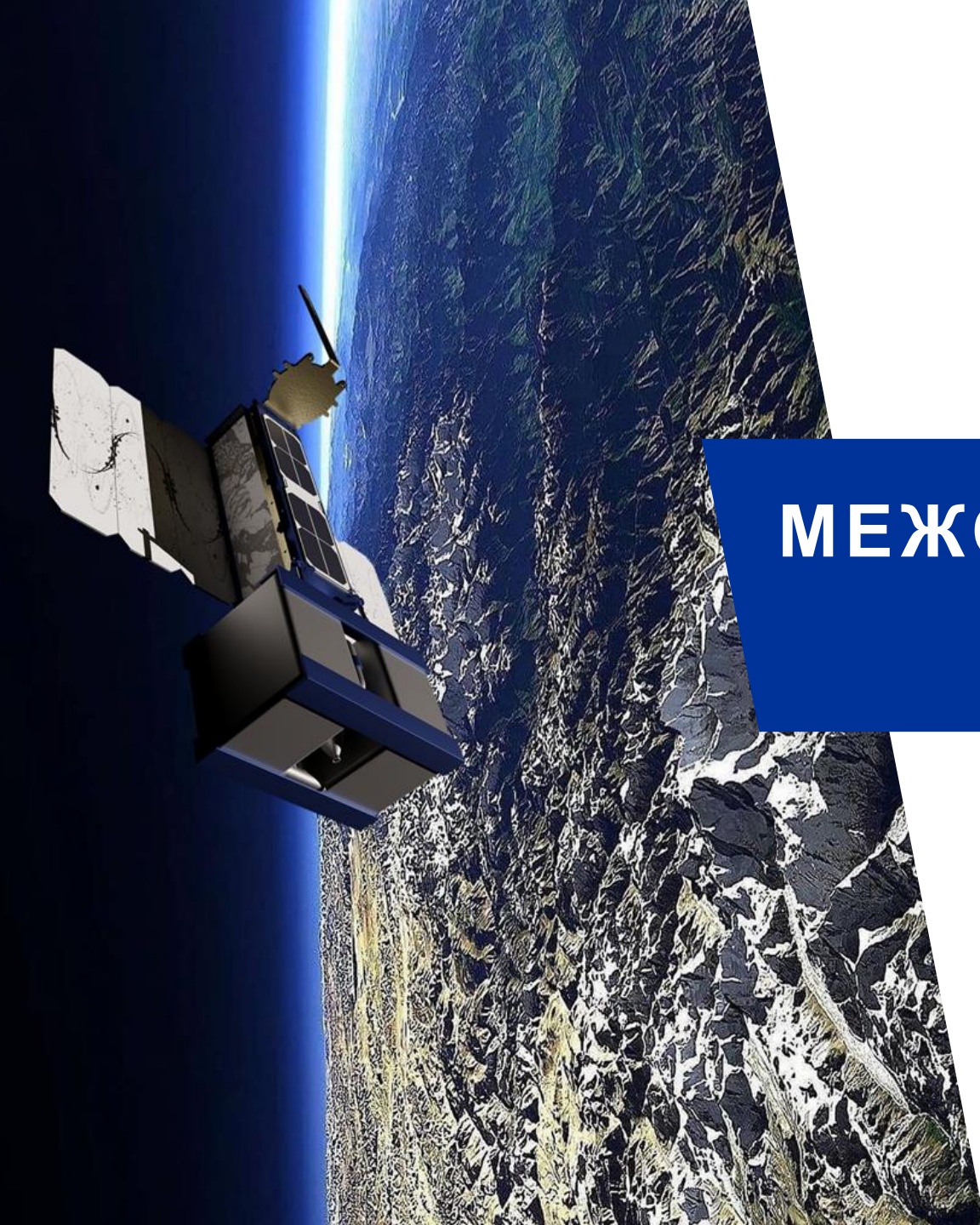


A satellite with solar panels is shown in orbit over a rugged, mountainous landscape. The satellite is positioned on the left side of the frame, with its solar panels extended. The landscape below is a mix of dark, rocky terrain and patches of green vegetation. The sky is a deep blue, and the horizon is visible in the distance.

НОЦ ИКИ РАН

XXII Конференция молодых учёных

**"Фундаментальные и прикладные
космические исследования"**

Секция "Доклады юниоров"

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР

ВЫСОКОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ
НА ЖИДКОСТНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Космическая компания "А-РОКЕТС"

Губанов Давид Анатольевич

МОУ СОШ № 39 г. Твери

Москва
21-23 апреля 2025 года

ПРОБЛЕМАТИКА

Тенденция

Радикальное снижение МГХ и сроков изготовления МКА

Запуски

Экспоненциальность – линейность | Кластерные пуски | Попутный рейс

Орбита

Выход на высокие орбиты и отлётные траектории значительно осложнен

Нет возможности разведения МКА по орбитам с разными наклонениями и эксцентриситетами

ДУ

МКА не имеют | Буксиры – различного типа

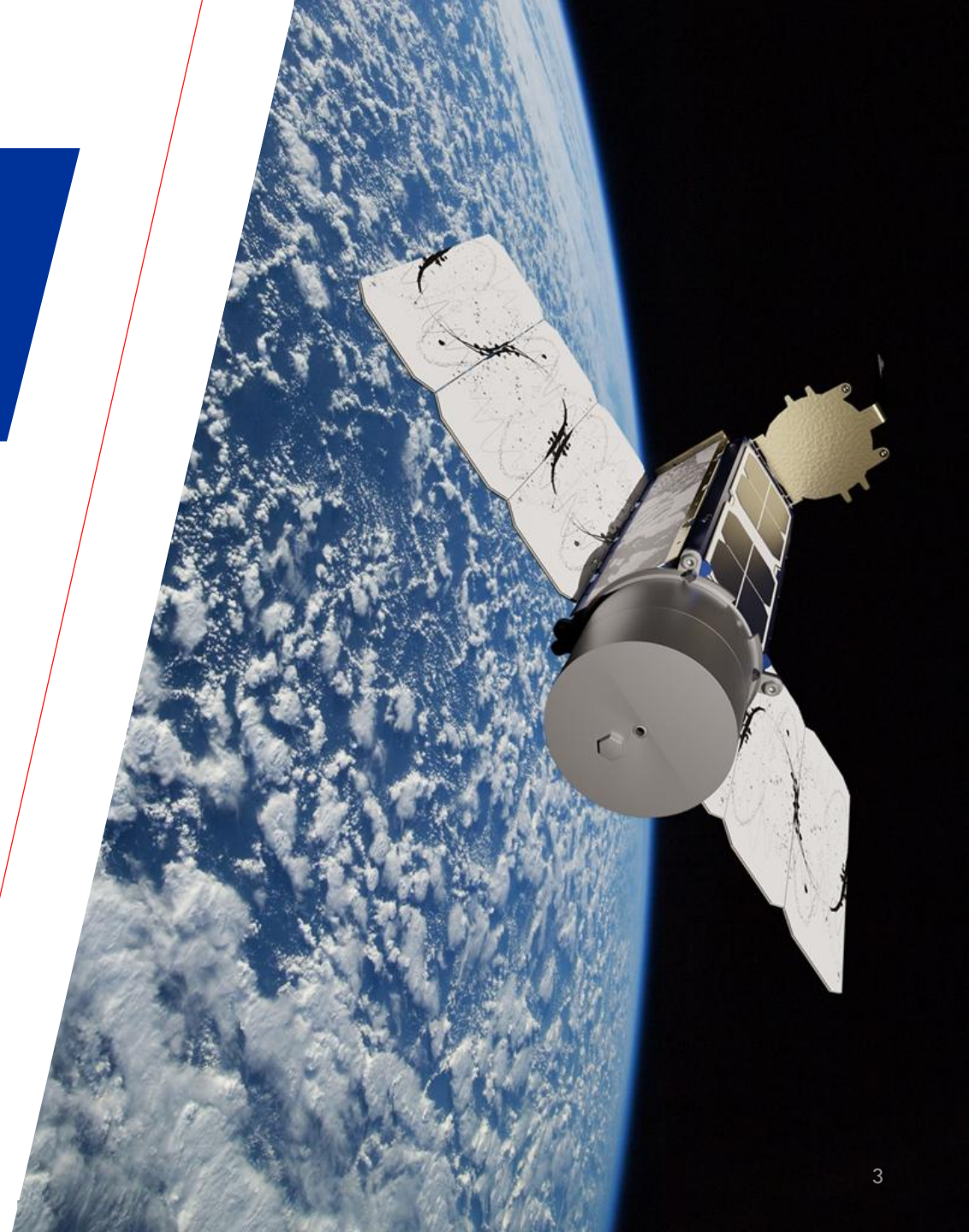
Разработка экономически выгодного межорбитального буксира для МКА



1. Отсутствие ЭРД и мощных силовых установок
2. Экологически чистые компоненты топлива
3. Максимизация ТВР и ускорения

ФУНКЦИОНАЛ

- Поддерживание и корректировка орбиты МКА в малых пределах изменения наклона и эксцентриситета.
- Компенсация орбитальных пертурбаций.
- Свод МКА с орбиты по истечении активного срока существования.
- Свод космического мусора.
- Реализация высокоэнергетических переходов для перевода МКА на целевые орбиты или отлётные траектории [модификация изделия]

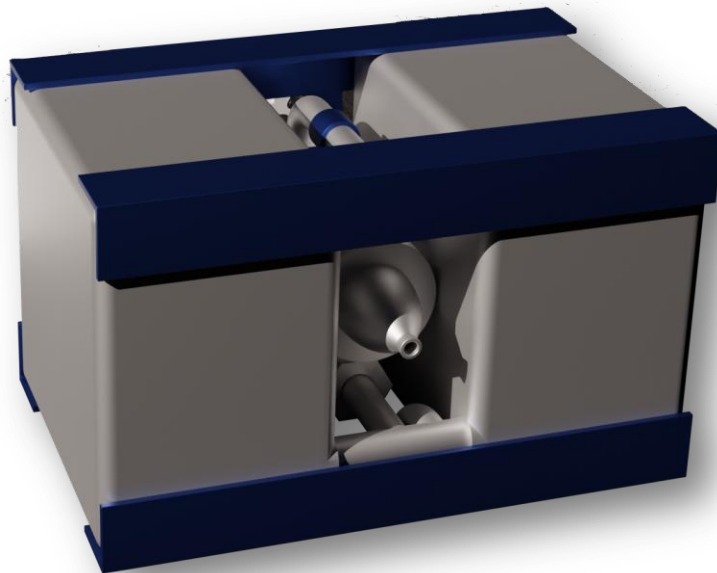


МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР

РАБОЧИЕ ВЕРСИИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ФОРМ-ФАКТОРА ИЗДЕЛИЯ



Малый, МСТ 0.6 кг



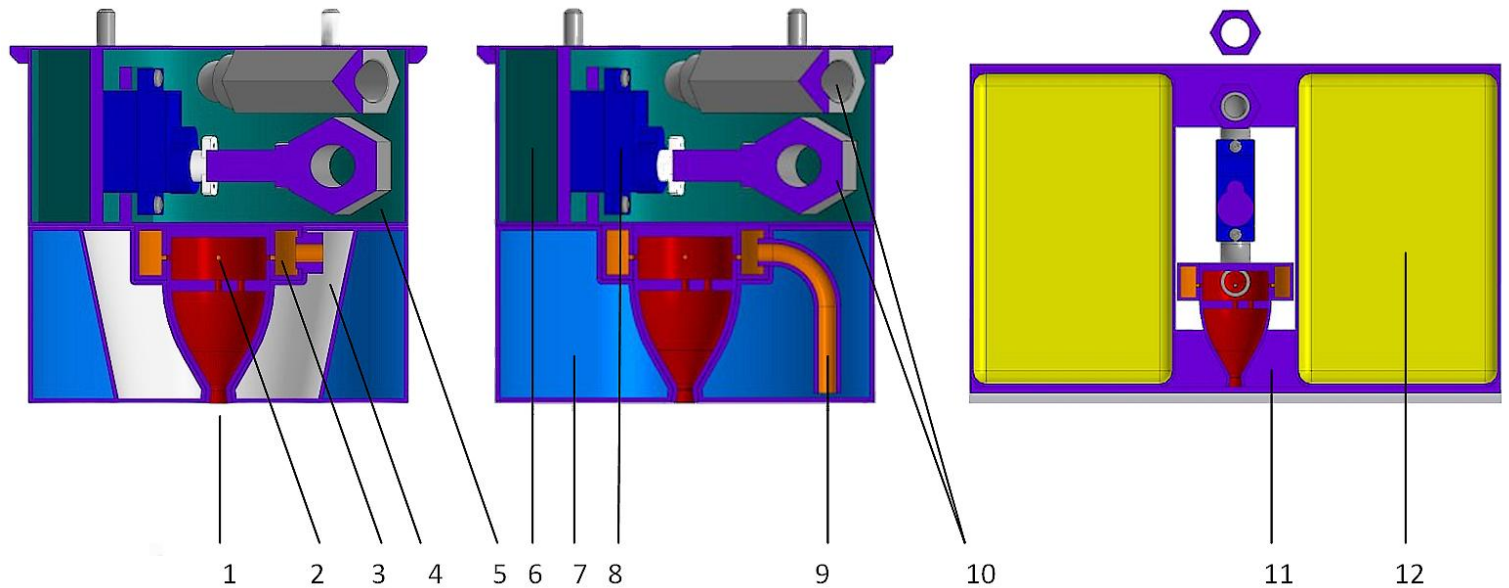
Средний, МСТ 2.4 кг



Большой, МСТ 425.7 кг

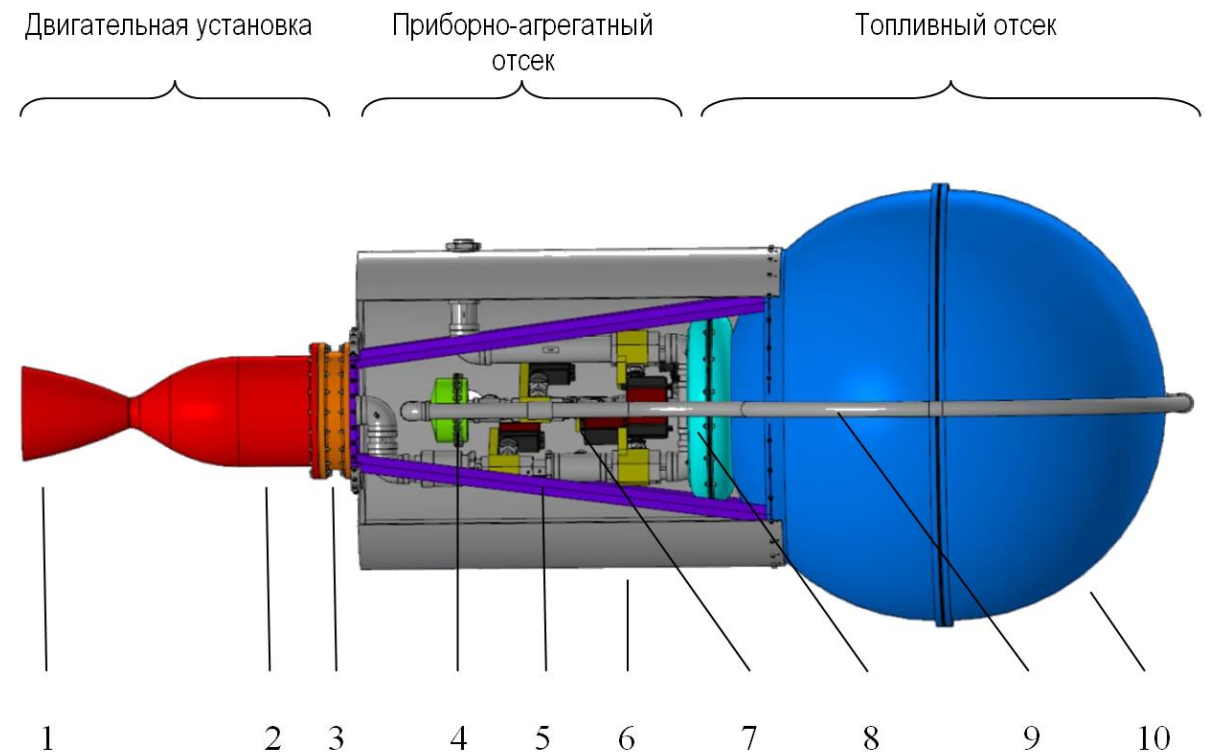
КОНСТРУКТОРСКОЕ РЕШЕНИЕ 1

- 1 Сопловой блок
- 2 Полость катализаторного пакета
- 3 Полость ввода монотоплива, H_2O_2 70%
- 4 Мембрана разделительная
- 5 Бак газа наддува, He
- 6 Отсек электронных компонентов
- 7 Топливный бак основной
- 8 Сервопривод
- 9 Подвод монотоплива
- 10 Клапаны
- 11 Силовой каркас
- 12 Топливные баки дополнительные, 2 шт.



КОНСТРУКТОРСКОЕ РЕШЕНИЕ 2

- 1 Сопловой блок
- 2 Полость катализаторного пакета
- 3 Полость ввода монотоплива
- 4 Жидкостный аккумулятор давления
- 5 Силовой каркас
- 6 Обечайки (защитные)
- 7 ПГС и электронные компоненты системы
- 8 Торовый бак системы наддува, H_2O_2 70%
- 9 Трубопровод наддува
- 10 Основной топливный бак, H_2O_2 90%



ЖРД

СОПЛОВЫЙ БЛОК	КАТАЛИЗАТОРНЫЙ ПАКЕТ	ПОЛОСТЬ ВВОДА МОНОТОПЛИВА
Параболический профиль	Полость : обечайка + 2 днища	Полость 1 обечайка + 2 днища
Радиационное охлаждение	Крепление сварное	Полость 2 обечайка + 2 днища штуцер подачи H_2O_2 фланец для соединения с катализаторным пакетом
Отсутствие каналов рубашки регенеративного охлаждения	Катализатор пористый $KMnO_4$ / $NaFeO_2$	
Критическое сечение ZrO_2	Форсунки струйные	Форсунки струйные

Расположение ДУ внутри бака монотоплива
| для малого и доукомплектованной версии буксира |



ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	БУКСИР МАЛЫЙ	БУКСИР БОЛЬШОЙ МОЩНОЙСТИ
Тяга	5-10 Н	3548 Н
Топливо	H2O2 70-80%	H2O2 90%
Метод разложения	Каталитический	Каталитический
Подача компонентов	Вытеснительная	Вытеснительная
Масса топлива, кг	0.2	180.4
Масса сухая, кг	0.4	93.3
Масса ПН, кг	5 –10	100-200
Удельный импульс, м/с	850 – 1520	1503
Скорость характеристическая без ПН, м/с	344.6 – 616.3	1596
Тип ДУ	ЖРД монотопливный	ЖРД монотопливный
Время работы, с	60.8 – 33.9	76.4
Габариты, мм	80 X 80	1875 X 720 X 720
Материал изготовления	АМГ 6 12х18н10 т Титан	АМГ 6 12х18н10 т Титан
Метод изготовления	Токарная обработка TIG – сварка 3D - печать	Токарная обработка TIG – сварка 3D – печать
Доукомплектация	Внешняя ПГС Топливные баки – 2 шт.	–

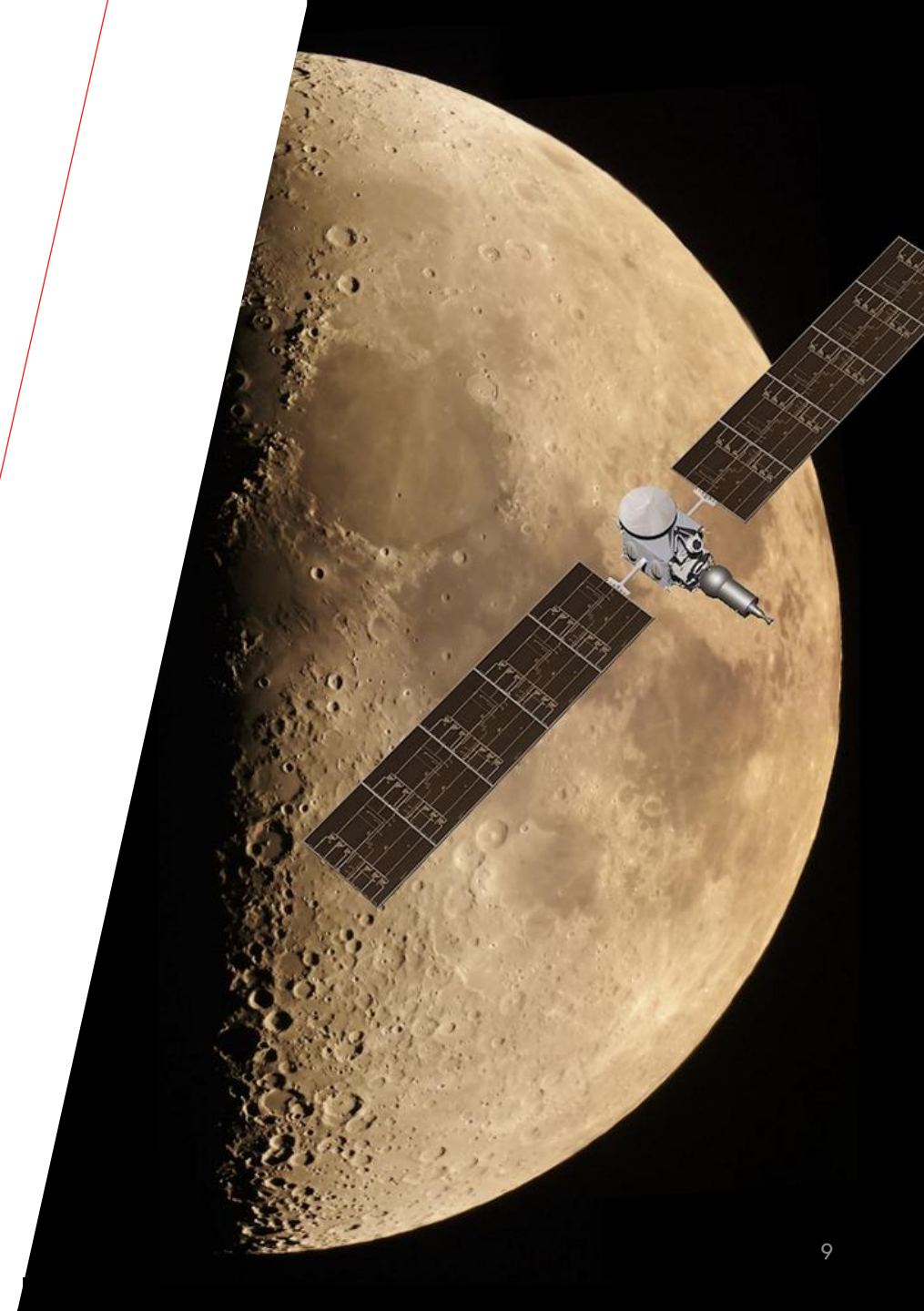
РАСЧЕТНАЯ ЧАСТЬ

$$v_q = \sqrt{GM_{\oplus} \left(\frac{2}{r_q} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{GM_{\oplus} \left(\frac{2}{r_q} - \frac{1}{\left(\frac{r_q + r_a}{2} \right)} \right)} = \Delta V + v_{кр}$$
$$= \Delta V + \sqrt{\frac{GM}{(R_{\oplus} + h_q)}}$$

ПРИМЕР Выражение для скорости буксира высокой тяговооруженности с ПН 150 кг в перигее после совершения орбитального маневра | $e = 0$ | высота орбиты – 400 км

$$v_q = \Delta V + \sqrt{\frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5.9722 \cdot 10^{24}}{(6378100 + 400000)}} = 828.466 + 7666.128 = 8494.594 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$\Rightarrow h_a = 4399.445 \text{ км}; a = 8777.822 \text{ км}; e = 0.2278$



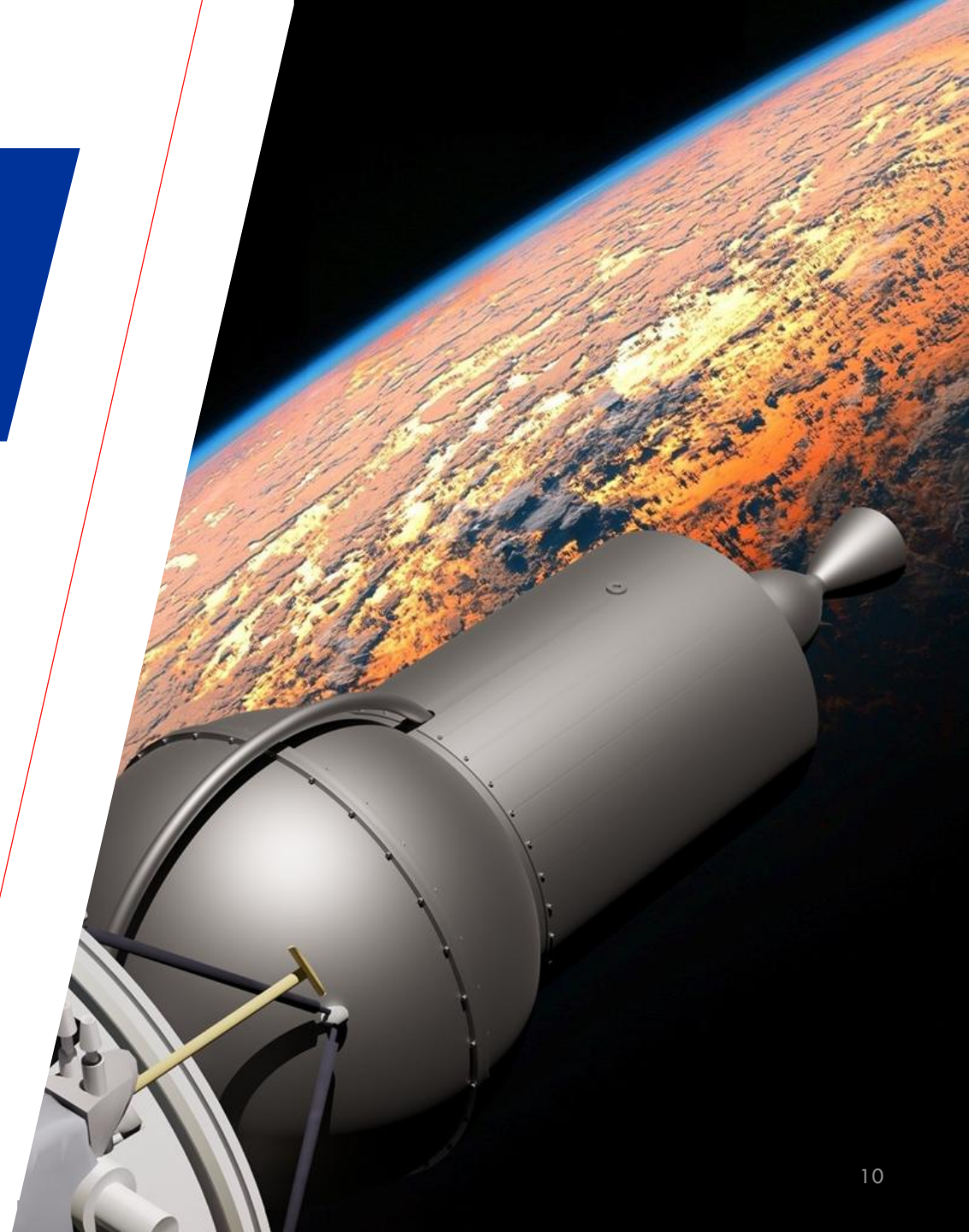
РАСЧЕТНАЯ ЧАСТЬ

$$I = \sqrt{\frac{TR}{M} \cdot \frac{2k}{k-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{k-1/k}\right)} + \frac{S_e}{\dot{m}} (p_e - p_0)$$
$$= \sqrt{\frac{TR}{M} \cdot \frac{2k}{k-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{k-1/k}\right)} + \frac{S_e}{\dot{m}} p_e$$

ПРИМЕР Выражение для расчета удельного импульса, I вас.

$$\bar{S} = \frac{S_e}{S_t} = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}} = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{\left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{1 - \left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}$$

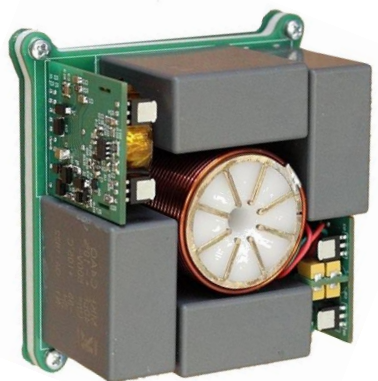
ПРИМЕР Выражение, связывающее геометрическую степень расширения сопла с газодинамической.



ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ



АНАЛОГИ СИСТЕМЫ



ЭРД VERA CUBSAT – МИФИ

БУКСИР "МАТРОС" – МГТУ им. М. Э. Баумана – В рамках РОСС

Победитель акселератора РКК «Энергия»



ПАРом

Электротермическая двигательная установка

ООО «СИА» - Академтехнопарк, Новосибирск

	А-ВОХ - MINI	ПАРОМ, МДУ 200	А-ВОХ - МАХ	ПАРОМ, МДУ 1000
Разработчик	А-РОКЕТС, Москва	СИА, Новосибирск	А-РОКЕТС, Москва	СИА, Новосибирск.
Вид изделия	Межорбитальный буксир	Электротермическая ДУ	Межорбитальный буксир	Электротермическая ДУ
Тип ДУ	ЖРД, монотопливный	ЭРД, монотопливный	ЖРД, монотопливный	ЭРД, монотопливный
Тяга, Н	 5 – 10 Н	10 мН	 3548,464	0,000006
Вид топлива	 H ₂ O ₂ , 70-80%	H ₂ O, дистиллированная	 H ₂ O ₂ , 90%	H ₂ O, дистиллированная
Разложение	Каталитическое		Каталитическое	
Масса топлива, кг	0.2	0.13	180.4	0.7
Масса сухая, кг	0.4	0.41	93.3	1.15
Масса ПН, кг	5 – 10		 100 - 200	100
Удельный импульс, м/с	850 – 1520	1559.7	 1503, 3	1687.3
Суммарный импульс, Нс	 170 – 304	200	 271173,6	1000
Скорость характеристическая, м/с	 344.6 – 616.3	429.5	 1596	802.9
Габариты, мм	80 X 80		1875 X 720 X 720	208 X 102 X 120
Многократное включение	Нет		Присутствует	
Стадия разработки	Макетирование	 О Р Б И Т А	Макетирование	Лабораторные тесты

Фундаментальные научные исследования
Производство летательных аппаратов
и соответствующего оборудования

ГИЛЬДИЯ «РУБЕЖИ НАУКИ»

ИЛЬЯ ЧЕХ

Основатель Рубежей
Основатель Motorica
Инвестор CosmoRobotics

Проект принят к реализации

Технологическое направление
«Ближний горизонт» 2025-2035

- Околоземная орбита и Луна



A-POKETS

- **Суборбитальная геофизическая РН «Середа»**
– технологический форсайт-проект по созданию многоразовой космической системы запуска МКА и многократного вывода за линию Кармана ПН < 30 кг
- Межорбитальный буксир
- ЖРД МТ ЮГ-60
- ЖРД СТ СК-150
- **ЭРД (дуговой) плазменный двигатель**
Проект реализуется совместно с **NASER**



ЮРИЙ ГАГАРИН - 60

СОПЛОВОЙ БЛОК	КАМЕРА СГОРАНИЯ	ФОРСУНОЧНАЯ ГОЛОВКА
Параболический профиль	Геометрия цилиндрическая Огневое днище	Коллектор впрыска горючего ТС-1
Радиационное охлаждение	Форсунки струйные [пересечение струй]	Полость ввода окислителя, O ₂
Отсутствие каналов рубашки регенеративного охлаждения	Гидравлические тесты – 4 Огневые тесты – 1 Стадия – повторные тесты	
Критическое сечение ZrO ₂		

Маршевый ДУ / РСУ для малых суборбитальных и орбитальных носителей, малых реактивных ЛА



ОБ АВТОРЕ



Автор патента на изобретение № 2801019 от 01.08.2023 г.
Схема работы жидкостного ракетного двигателя закрытого цикла
с дожиганием восстановительного и окислительного газов и ЖРД

Призёр I Всероссийского конкурса ВОИР «Юный изобретатель года – 2023» | **III КМУ**
Член ВОИР с 2024 года **Парк "СИРИУС"**

