

СХЕМА ПОСТРОЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНОГО АВИАЦИОННО-РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ, АТМОСФЕРЫ И БЛИЖНЕГО КОСМОСА

Авторы:

Ханин И.Г., Петренко А.Н., Дронь Н.М., Замура В.В.

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

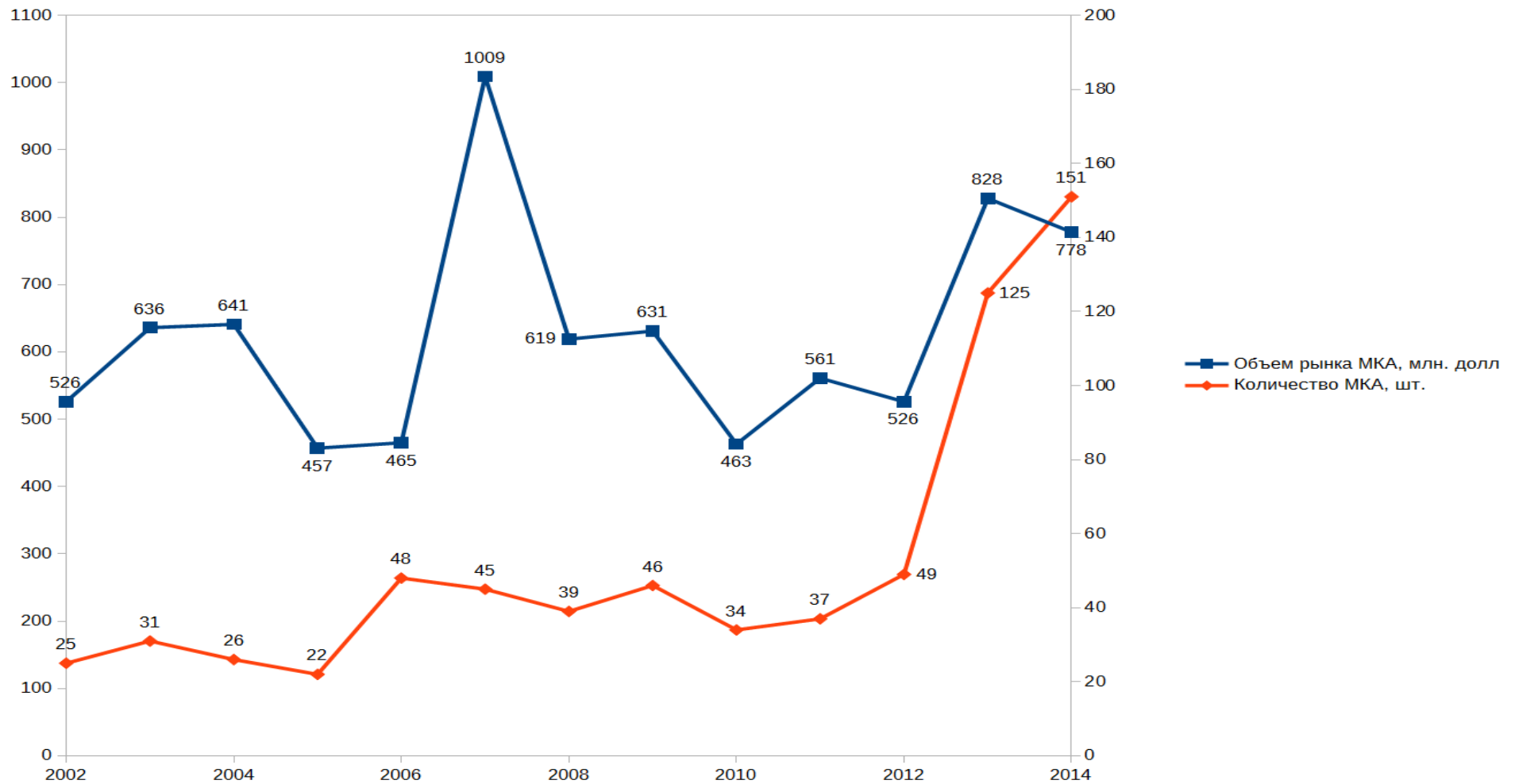
Вводная часть

В настоящее время наметилась устойчивая тенденция к переходу от тяжелых космических аппаратов к микро и наноспутникам. Развитие микро, мини и наноспутниковых платформ наблюдаются по всему миру. В создании аппаратов подобных классов участвуют частные и государственные компании, учебные заведения, любительские объединения.

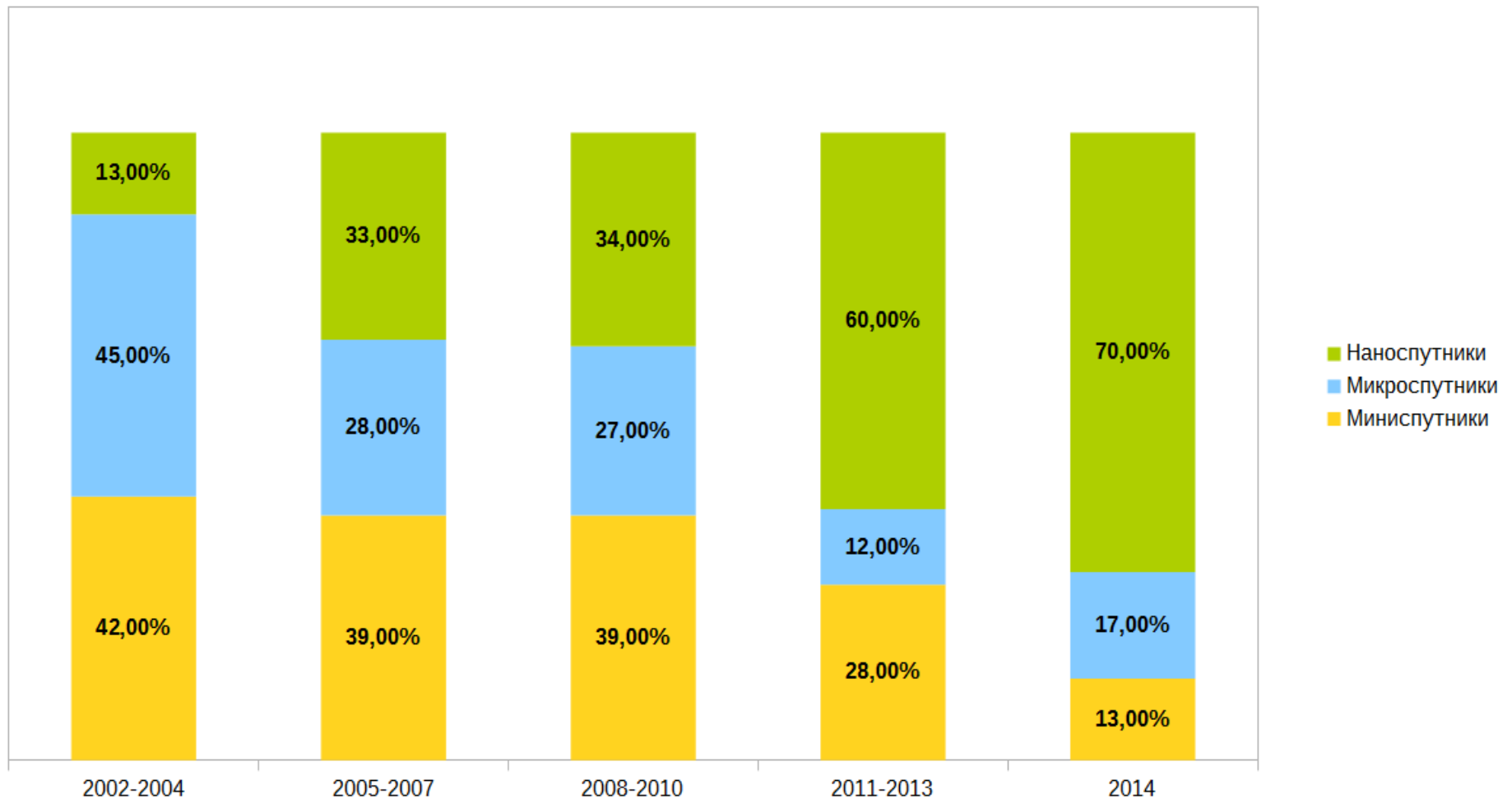
С учетом того, что современные наноспутники имеют массу 1-10 кг, а микроспутники 10-100 кг, возникла необходимость в создании сверхлегкой, и сравнительно недорогой, РН специально для подобных КА.

В использовании авиационно-ракетного комплекса видится возможность многократного использования первой ступени и расширения функциональных возможностей ракеты.

Анализ рынка малых космических аппаратов



Анализ рынка малых космических аппаратов



Проекты РН сверхлегкого класса для выведения нано- и микроспутников на НОО, в том числе и на ССО

Название	Launcher One	ELECTRON	NEPTUNE	FireFly alpha	Таймыр
Стартовая масса	Н/Д	Н/Д	Н/Д	н/д	14 600 кг
Масса конструкции	Н/Д	Н/Д	Н/Д	н/д	1 604 кг
Полезная нагрузка	120 кг	100 кг	145 кг	400 кг	135 кг
Длинна	Н/Д	20 м	Н/Д	22,5 м	10,7 м
Диаметр	Н/Д	1 м	Н/Д	1,8 м (I), 1,5 м (II)	2,7 м
Кол-во ступеней	2	2	2	2	3
Тяга двигателей	Н/Д	183 кН, – 1ст. 22 кН – 2ст.	Н/Д	400.3 кН – 1 ст. 44.5 кН – 2 ст.	Н/Д
Удельный импульс	Н/Д	327 с	Н/Д	305 с – 1 ст. 335 с – 2 ст.	Н/Д
Тип топлива	Н/Д	кислород – керосин	азотная кислота – скипидар	жидкий кислород – метан	перекись водорода – керосин
Подача топлива	Н/Д	электронасосная	Н/Д	Н/Д	вытеснительная
Материал корпуса	Н/Д	углепластик	Н/Д	углепластик	углепластик, органопластик
Целевая орбита	ССО	ССО (500 км)	Полярная (310 км)	ННО (200 км)	ССО
Стоимость 1 кг ПН	~ 83 300\$	~49 000\$	~35 000\$	~22 000\$	~20 000\$
Разработчик	Virgin Galactic , США	RocketLab, США	Interorbital Systems, США	FireFly, США	Лин Индастриал, РФ

Современные исследовательские ракеты

№ п/п	Название ракеты	Страна	Число ступеней, тип двигателя	Стартовая масса, кг	Масса полезной нагрузки, кг	Время работы двигателей, с	Высота подъема, км	Диаметр, мм	Длина, м
1	Skylark	Англия	1, РДТТ	1130	58	30	160	438	12,5
2	MP-30	Россия	1, РДТТ	до 1600	120 – 150	–	300	450	7,988
3	Black Brant IX	Канада, США	2, РДТТ	2200	250 – 350	–	300 – 500	460	12,2
4	Black Brant XII	Канада, США	4, РДТТ	5300	110 – 410	–	300 – 500	700 (max)	15
5	Maxus	Швеция, Германия	1, РДТТ	12300	700-800	63	700	1020	15,5
6	Rexus	Швеция	1, РДТТ	515	100	–	80 – 100	356	5,6
7	VSB-30	Бразилия	2, РДТТ	2570	400	–	270	570	12,6
8	Rohini Rh 560/300	Индия	2, РДТТ	1600	100	–	500	560	9,1

Требуемые характеристики универсальной ракеты-носителя

Стартовая масса	10 000 - 14 000 кг
Масса конструкции	700 - 900 кг
Полезная нагрузка	До 200 кг на ССО
Длина	10 - 15м
Диаметр	1 - 1,5 м
Кол-во ступеней	2 - 4
Тип топлива	Перекись водорода - керосин
Удельная тяга	300 с – 1ст. 316 с – 2ст.
Подача топлива	Вытеснительная
Материал корпуса	Алюминий-литиевый сплав или углепластик
Целевая орбита	ССО (600 км)
Стоимость 1 кг ПН	19 000 — 25 000 \$

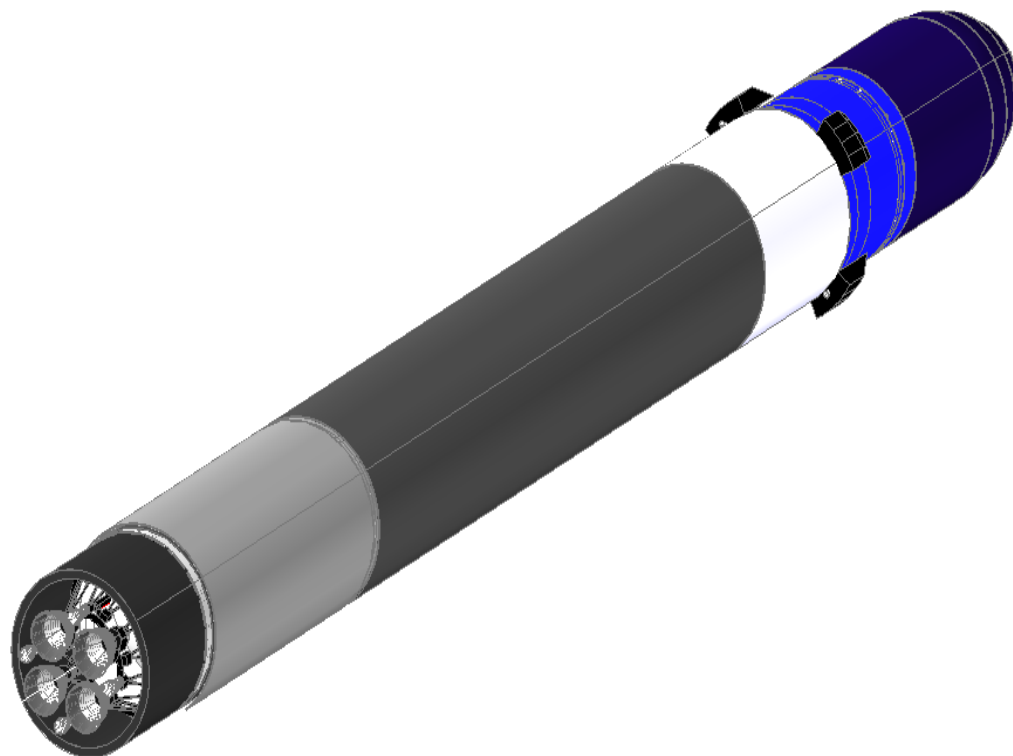
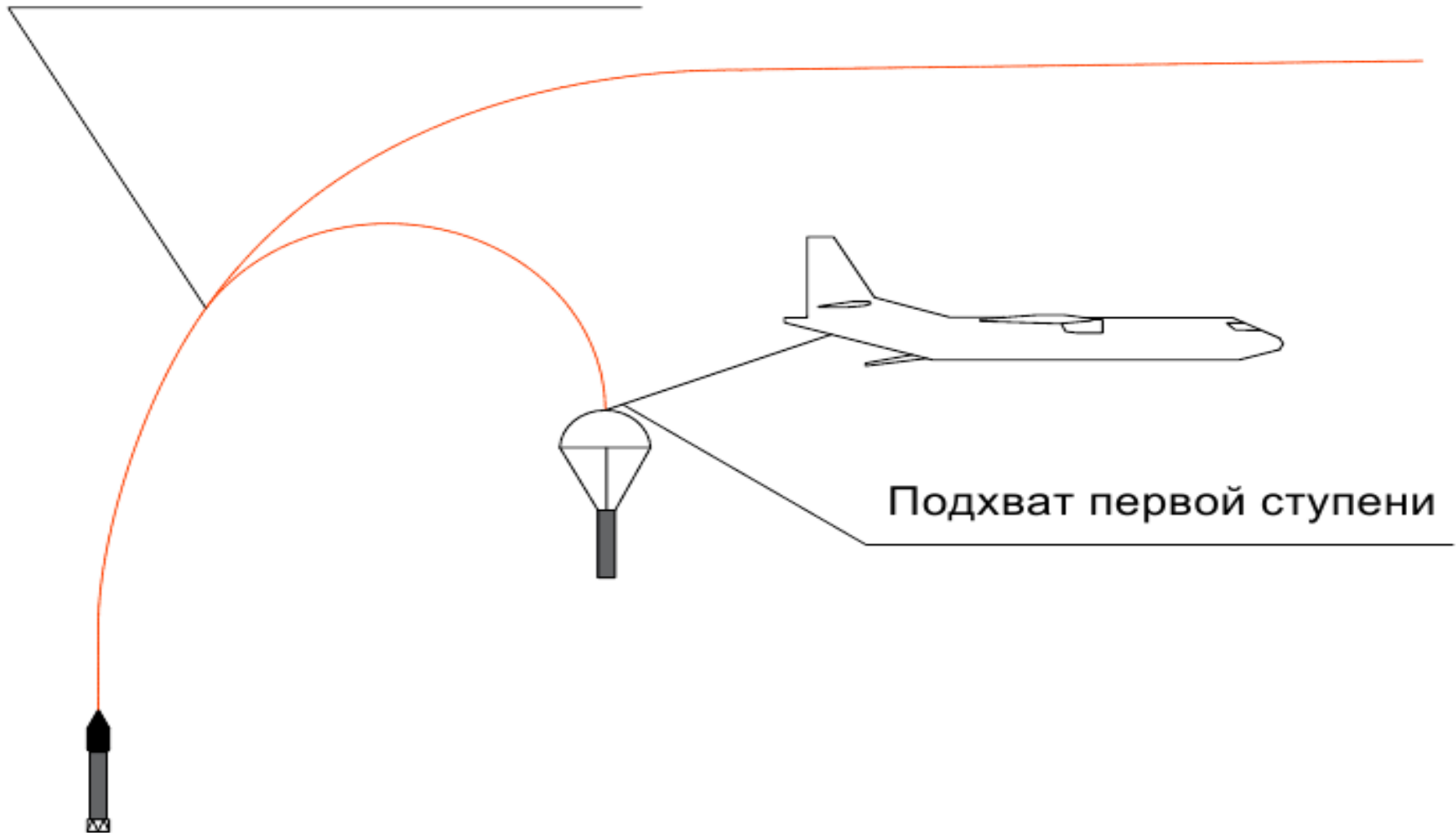


Схема построения комплекса

Отделение первой ступени



Исследование систем спасения с использованием авиационного подхвата

Название программы	Количество подхватов	Теоретическая надежность
КА «Discovery»	>1000	0,75 – 0,88
КА «Samos»	>1000	0,75 – 0,88
КА «Genesis»	17	0,99

Всего в мире совершено более 2 000 000 операций подхвата, в том числе: БПЛА, грузов и людей с поверхности, парашютистов в воздухе, контейнеров исследовательских ракет, контейнеров искусственных спутников Земли.

На данный момент система спасения с использованием вертолетного подхвата применяется в проекте REXUS (Rocket Experiments for University Students).

Выводы

В результате анализа существующих и разрабатываемых ракет-носителей и исследовательских ракет был сформирован облик ракеты-носителя способной решать задачи по выведению малогабаритных космических аппаратов и проведению исследований в атмосфере Земли.

Сформулированы задачи, решение которых позволит создать теоретическую основу для создания подобного комплекса:

1. Разработка методики расчета параметров траектории и определения зон падения ступеней ракеты.
2. Методика расчета движения относительно центра масс, оценки устойчивости движения и определения параметров системы управления и стабилизации.
3. Исследование динамики переходных процессов при спасении.
4. Разработка методики расчета параметров системы спасения.
5. Исследование влияния применения системы спасения на размер зоны отчуждения.
6. Оценка экономической целесообразности применения системы спасения



Спасибо за внимание