АВТОНОМНАЯ НЕКОММЕРЧЕСКАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ «НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»
(АНО ДО «НОЦ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»)

УТВЕРЖДАЮ
Президент АНО ДО «НОЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана»

_____ О.А. Шах

«____» _____ 2024 г.

ОТЧЕТ
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

Аналитические исследования по развитию российского и международного рынка по направлению Аэронет в части рыночного сегмента дорожной карты «Космические системы (Спейснет)»
по теме:

Анализ перспектив использования космических аппаратов на сверхнизких орбитах

Москва 2024

Реферат

Отчет 128 с., 1 кн., 62 рис., 13 табл., 100 источн.

Ключевые слова: сверхнизкие орбиты, космические аппараты, средства выведения, рынок космических услуг, новые технологии

Объектами исследований являются целевые сегменты рынка:

1. сегмент рынка разработки и производства космических аппаратов коммерческого назначения;

2. подсегмент рынка разработки и производства космических аппаратов – разработка и производство космических аппаратов, работающих на сверхнизких орбитах.

3. сегмент рынка транспортных услуг – доставка грузов на орбиту с использованием жидкостных ракетных двигателей.

4. подсегмент рынка транспортных услуг - разработка и производства жидкостных ракетных двигателей, предназначенных для ракет-носителей космического назначения

Целью работы является исполнение раздела 2.1 Программы мероприятий Инфраструктурного центра 2.0 направления Аэронет Национальной технологической инициативы, в части обеспечения российских компаний, вовлеченных в реализацию направления «Аэронет» НТИ, актуальной аналитической информацией по целевым сегментам рынка.

В процессе исследования была собрана и проанализирована информация из открытых источников, а также выборочного опроса участников рынка, включая разработчиков и производителей космических аппаратов.

На основании полученных сведений была проведена актуализация сведений о состоянии развития российского и международного рынка разработки и производства космических аппаратов коммерческого назначения, в т.ч. работающих на сверхнизких орбитах, включая основные разработки и продукты, кейсы практического использования, проведено сопоставление и анализ качественных и количественных показателей проектов. Выполнен анализ емкости и основных сегментов рынка пусковых услуг как потребителя российских ракет-

носителей и ЖРД, модельного ряда и бизнеса существующих производителей ракет-носителей и ЖРД в России применительно к КА на сверхнизких орбитах. Проведена идентификация перспективных технических решений при создании и модернизации российских РН и ЖРД для выведения малогабаритных низкоорбитальных КА на основе анализа отраслевых технологий и перспективных проектов. Даны рекомендации по выбору решений по применению в средствах выведения малогабаритных низкоорбитальных КА существующих и вновь разрабатываемых российских ЖРД.

Источниками информации послужили экспертные интервью, научные публикации, патентные базы, сообщения СМИ, публикации на сайтах компаний – производителей, а также государственных органов и отраслевых организаций.

Новизна полученных результатов работы состоит в том, что уточнены основные параметры развития проектов по состоянию на март 2024 года в области разработки и производства КА, работающих на сверхнизких орбитах, и проведен сравнительный анализ основных международных и российских участников в соответствии с установленными параметрами, а также определены основные параметры развития проектов в области выведения низкоорбитальных КА с применением ЖРД, и проанализированы основные международные и российские проекты.

Практическая значимость исследования заключается в систематизации и оценке перспективных направлений развития рынка КА, работающих на сверхнизких орбитах, и средств их выведения, с целью определения перспективных направлений финансирования НТИ и выявления возможностей для кооперации проектов.

Перечень сокращений и обозначений

АКБ — аккумуляторная батарея;
АСН — аппаратура спутниковой навигации;
БИБ — бесплатформенный инерциальный блок;
БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина;
ВО — высокие орбиты;
ГК — госкорпорация;
ГПО — геопереходная орбита;
ГСО — геостационарная орбита;
ДУ — двигательная установка;
ЖРД — жидкостной ракетный двигатель;
КА — космический аппарат;
КГЧ — космическая головная часть;
МКА — малый космический аппарат;
МРБ — малогабаритный разгонный блок;
МТ — малой тяги;
ПН — полезная нагрузка;
РБ — разгонный блок;
РИД — результаты интеллектуальной деятельности;
РКН — ракета космического назначения;
РКТ — ракетно-космическая техника;
РН — ракета-носитель;
СК — стартовый комплекс;
СЛК — сверхлёгкий класс;
СЛРН — ракета-носитель сверхлегкого класса;
ССО — солнечно-синхронная орбита;
СУ — система управления;
СУД — система управления движением;
ТГ — турбогенератор;
ТК — технический комплекс;
ТНА — турбонасосный агрегат;
УИ — удельный импульс;
ЭНА — электронасосный агрегат;
ЭП — эскизный проект;
ЭРД — электроракетный двигатель.
АКБ — аккумуляторная батарея;
АСН — аппаратура спутниковой навигации;
БИБ — бесплатформенный инерциальный блок;
БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина;
ВО — высокие орбиты;
ГК — госкорпорация;
ГПО — геопереходная орбита;
ГСО — геостационарная орбита;
ДУ — двигательная установка;

ЖРД — жидкостной ракетный двигатель;
КА — космический аппарат;
КГЧ — космическая головная часть;
МКА — малый космический аппарат;
МРБ — малогабаритный разгонный блок;
МТ — малой тяги;
ПН — полезная нагрузка;
РБ — разгонный блок;
РИД — результаты интеллектуальной деятельности;
РКН — ракета космического назначения;
РКТ — ракетно-космическая техника;
РН — ракета-носитель;
СК — стартовый комплекс;
СЛК — сверхлёгкий класс;
СЛРН — ракета-носитель сверхлегкого класса;
ССО — солнечно-синхронная орбита;
СУ — система управления;
СУД — система управления движением;
ТГ — турбогенератор;
ТК — технический комплекс;
ТНА — турбонасосный агрегат;
УИ — удельный импульс;
ЭНА — электронасосный агрегат;
ЭП — эскизный проект;
ЭРД — электроракетный двигатель.

Оглавление

Реферат 2
Перечень сокращений и обозначений 4
1. Анализ рынка космических услуг: основные сегменты, их емкость, темпы роста, тренды, барьеры и риски 9
2. Обзор типовых современных МКА для решения перспективных задач: основные игроки, бизнес-модели и крупные проекты 12
2.1 Радиолокационное ДЗЗ 12
2.1.1 IceEye [4] [5] 12
2.1.2 Capella [7] 13
2.2 Оптическое ДЗЗ 14
2.2.1 Flock [10] 14
2.2.2 SkySat [11] 15
2.3 Связь 16
2.3.1 Starlink [12] 16
2.3.2 OneWeb [14] 17
2.4 Интернет вещей 18
2.4.1 Kepler [15] 18
2.4.2 Astrocast [17] 19
3. Основные российские производители МКА, описание их бизнеса и продуктов 20
3.1 Ситроникс 20
3.2 Бюро 1440 23
3.3 НПК «Барл» 24
3.4 ГК «Геоскан» 25
3.5 АО «ИСС» 26
3.6 АО «ГКС» 29
3.7 УниверСат 30
4. Особенности условий работы спутников-»низколётов» 32
4.1 Окружающая атмосфера 32
4.2 Космическая радиация 33
4.3 Космический мусор 35
4.4 Атмосферное торможение 38
5. Основные отечественные и зарубежные проекты «низколётов» 39
5.1 История вопроса 39
5.2 Текущие проекты низколётов в США 40
5.3 Текущие проекты низколётов в Европе 41
5.4 Текущие проекты низколётов в Китае 41
5.5 Положение дел в России 42
6. Анализ преимуществ и недостатков «низколётов» при решении перспективных задач 43
6.1 Преимущества низколётов 43
6.2 Недостатки низколётов 45

7. Отработанные и перспективные технические решения «низколётов»: основные технологии, применяемые на рынке, обзор ключевых научных разработок 47
7.1 Решения для борьбы с аэродинамическим сопротивлением 47
7.2 Решения для борьбы с воздействием атомарного кислорода 49
7.3 Решения для борьбы со сложностью передачи данных 50
7.4 Решения для использования низкой радиационной нагрузки 50
7.5 Решения для использования низкой плотности космического мусора 51
8. Идентификация рациональных технических решений при создании перспективных «низколётов» 52
9. Определение перспектив применения «низколётов» при создании космических аппаратов коммерческого назначения 54
10. Требования к перспективным российским аппаратам – «низколётам», их платформам и полезным нагрузкам 56
11. Анализ емкости и основных сегментов рынка пусковых услуг как потребителя российских ракет-носителей и ЖРД 59
11.1 Рынок пусковых услуг и его сегменты 59
11.2 Сегменты рынка и его текущее состояние 64
Сегментирование по назначению запуска 64
Многоразовые ракеты-носители и их двигатели 70
Перспективы использования российских ЖРД в инициативных проектах 74
11.3 Мировой рынок ЖРД и его сегменты 91
12. Анализ модельного ряда и бизнеса существующих производителей ракет-носителей и ЖРД в России, применительно к «низколетам» 98
Российские национальные игроки жидкостного двигателестроения 98
Перспективы развития российских государственных средств выведения 99
Перспективы развития российских частных средств выведения 104
13. Идентификация перспективных технических решений при создании и модернизации РН и ЖРД для выведения малогабаритных низкоорбитальных КА на основе анализа отраслевых технологий и перспективных проектов 108
Заключение 114
Список литературы 119

Введение

Предметом данной научно-исследовательской работы «Анализ перспектив использования космических аппаратов на сверхнизких орбитах» является улучшение технико-экономических характеристик космических аппаратов коммерческого назначения, в т.ч. работающих на сверхнизких орбитах.

Цель работы — поиск перспективных технических решений при создании в России конкурентоспособных космических аппаратов коммерческого назначения.

1. Анализ рынка космических услуг: основные сегменты, их емкость, темпы роста, тренды, барьеры и риски

Бурное развитие мирового космического рынка привело к тому, что объемы продаж продукции, технологий, услуг и коммерческой космической деятельности исчисляются сегодня сотнями миллиардов долларов США. Постоянно развивающимися сегментами космического рынка являются телекоммуникация, навигация и дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ).

Современный космический рынок сильно сегментирован по видам деятельности, достигнув общего объёма в 2023 году 518.48 млрд. долл. [1].

Он делится на:

- Рынок космических услуг – самый ёмкий сегмент
- Рынок космических аппаратов (в т.ч. производство, управление и наземный сегмент)
- Рынок пусковых услуг – самый узкий и «бедный» сегмент.

Рис. 1 Сегментация мирового космического рынка на 2022 год [2]

Из Рис. 1 видно, что главный объём приходится на рынки Северной Америки, Европы и Азии, а общий объём рынка России и СНГ составляет только 18 млрд. долл., причём с доминированием государственного заказа. При этом

основными мировыми заказчиками космического рынка сейчас являются коммерческие организации, ориентирующиеся в основном на спутниковую навигацию и связь.

По оценкам CoherentMI, мировой космический рынок будет расти в среднем на 8,9% в год и достигнет 1,110.84 млрд. долл. в течение десятилетия. Общий объем инвестиций в сектор в 2023 году частично восстановился и достиг 12,5 млрд. долл., что значительно превышает 9,3 млрд.долл. в 2022-м, но все же ниже 15,3 млрд., привлеченных в 2021 году [3].

Рынок космических продуктов и услуг содержит и объединяет в себе два взаимосвязанных сегмента - первичный рынок (рынок конечных пользователей) и вторичный рынок (рынок промышленного назначения). Можно выделить ряд основных отраслей космического рынка, при этом условно разделить их на сегменты первичного и вторичного рынка.

Услуги первичного космического рынка — это услуги, оказываемые потребителям в процессе целевой эксплуатации космических систем. Услуги вторичного рынка — это услуги производственного назначения, которые необходимы для создания, развертывания, эксплуатации и утилизации космических систем, являющихся источниками (средствами) производства для первичного рынка.

Основным коммерчески значимым сегментом запускаемых КА в последнее время стали большие группировки малых спутников. К малым условно относятся КА начальной массой не более 1000 кг. Они классифицируются по начальной массе следующим образом: лёгкие (или собственно малые КА) – от 500 до 1000 кг, мини – от 100 до 500 кг, микро – от 10 до 100 кг. Быстрое развитие МКА в последние два десятилетия было обеспечено прогрессом в области микроминиатюрных электромеханических устройств и электронной компонентной базы коммерческого класса, а также снижением массы целевой нагрузки.

На ближайшие годы можно прогнозировать следующие тенденции развития мирового рынка:

— рост в сегменте радиолокационных данных;

— рост количества малых радиолокационных и оптоэлектронных спутников высокого и сверхвысокого разрешения;

— отказ от многофункциональных космических аппаратов в связи с их дороговизной;

— увеличение количества группировок малых спутников;

— формирование орбитальных группировок спутников связи и ДЗЗ;

— комплексное использование источников информации из различных источников;

— развитие транспортных услуг, включая доставку космических аппаратов на целевую орбиту.

Государство продолжит быть основным игроком отрасли, практически все страны – лидеры рынка продолжат увеличивать группировки своих спутников. Тем не менее, на рынок космических продуктов и услуг выйдут новые страны, которые будут развертывать оперативные спутниковые системы, предназначенные преимущественно для предоставления телекоммуникационных услуг, видовой разведки и ДЗЗ.

На рынке спутниковой связи также складывается новый сегмент. Одним из перспективных направлений развития систем спутниковой связи может стать ее синергия с промышленными системами интернета вещей (IoT).

В Eutelsat прогнозируют, что три основных отрасли составят 80% рынка спутникового IoT к 2030 году:

а) грузоперевозки и логистика: управление парком грузовых судов, поездов и грузовых автомобилей.

б) интеллектуальное сельское хозяйство: отслеживание поголовья скота и его мониторинг, цифровизация сельскохозяйственного оборудования, мониторинг почв и управление рыболовством.

в) энергетика и коммунальные сети: безопасность, эффективность и непрерывность в осуществлении критически важных операций благодаря мониторингу топливных и газовых хранилищ, нефте- и газопроводов, добывающих предприятий.

2. Обзор типовых современных МКА для решения перспективных задач: основные игроки, бизнес-модели и крупные проекты

2.1 Радиолокационное ДЗЗ

2.1.1 IceEye [4] [5]

Компания Iceye (Финляндия) является мировым лидером в области малых спутниковых радиолокационных систем (микроспутников ДЗЗ) с синтезированной апертурой (SAR).

Основным преимуществом данных ICEYE SAR является то, что их можно получить независимо от погодных условий, облачного покрова и ночью. Это позволяет проводить регулярный мониторинг морских и сухопутных районов и часто получать изображения труднодоступных районов. К настоящему времени произведено и запущено 35 аппаратов данного типа [6].

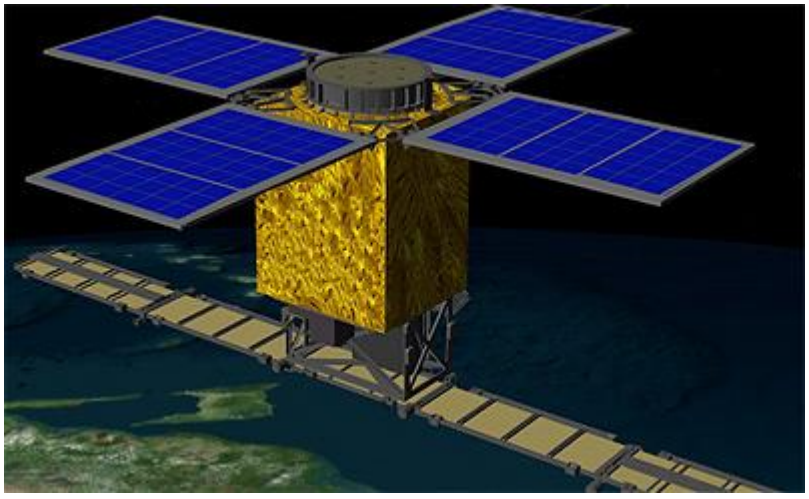


Рис. 2 ICEYE X3 Harbinger

Табл. 1 Технические характеристики группировок Capella и ICEYE

Технические характеристики группировок Capella и ICEYE		
Группировка	**Capella**	**ICEYE**
Количество действующих спутников	5	10
Планируемый состав группировки	36	18
Масса серийного спутника, кг	107	около 100
Дата первого запуска	Декабрь 2018 г.	Январь 2018 г.
Планируемая повторяемость съемки при полной группировке, час	1	3
Диапазон частот, ГГц	9,4–9,9 (X-диапазон)	9,65 (X-диапазон)
Поляризация изображений	HH	VV
Режим съемки	Spotlight, Sliding Spotlight, Stripmap	SpotLight, SpotLight Hight, StripMap, StripMap Hight
Размер сцены*, км	5x5 5x10 5x20	5x5 30x50
Разрешение по азимуту, м	0,5 1,0 1,2	0,25 0,5 2,5–3,0
Разрешение по наклонной дальности, м	0,3 0,5 0,75	0,5–1,5
Диапазон углов обзора, °	25–40	15–35
Поддержка в PHOTOMOD Radar	Полная	Полная

** В зависимости от режима съемки.*

2.1.2 Capella **[7]**

Компания Capella Space of California разрабатывает спутники Capella с радаром с синтезированной апертурой (SAR). Планируемый размер группировки составляет 30 спутников.

В настоящее время запущено 11 спутников, принадлежащих к трём технологическим поколениям (запуск 12-го оказался неудачным) [8]. От поколения к поколению растёт апертура радара, полоса и мощность. Наиболее массовое на текущий момент второе поколение обеспечивает высококонтрастное малошумное изображение с разрешением выше 0,5 метра. Для этого он оснащен сетчатой отражательной антенной с апертурой 3,5 метра. В третьем поколении модернизирована антенна нисходящей линии связи полезной нагрузки,

чтобы сократить время получения изображений. Также спутники третьего поколения будут оснащены терминалами оптической связи Mynaric.

Типовая орбита имеет наклонение 45° и номинальную высоту 525 км. Аппараты оснащаются электрорективной двигательной установкой. Проектный срок эксплуатации составляет три года, однако в ходе лётных испытаний обнаружилось, что спутники, запущенные в январе 2022 года, уже сейчас близки к входу в атмосферу, работая на нерасчётной орбите. Была заявлена модернизация ДУ для будущих аппаратов [9].

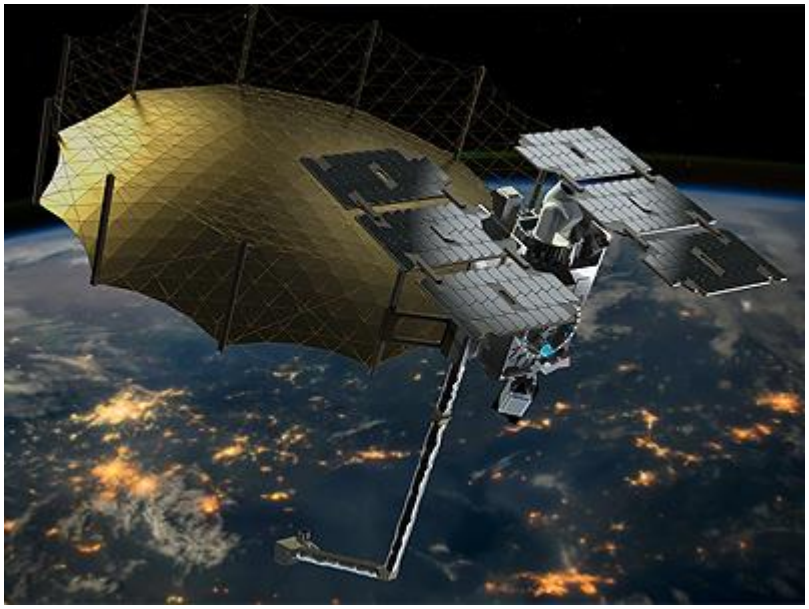


Рис. 3 Capella 10

2.2 Оптическое ДЗЗ

2.2.1 Flock **[10]**

Группировка наблюдения за Землей Flock, созданная и управляемая Planet Labs (ранее Cosmogia Inc.), состоит из множества кубсатов 3U. Группировки Flock-1 и Flock-1b содержат по 28 спутников на орбитах среднего наклонения. Группировка Flock-1c включает 11 спутников на более высоких полярных орбитах.

Спутники обеспечивают снимки всей земной поверхности с разрешением 3–5 м с ежедневным обновлением. Их конструкция постоянно совершен-

ствуется. Они не имеют ДУ, хотя для модернизированных версий рассматривается использование ЭРД. Орбиты: 410 км × 410 км, 51,66° либо 605 км × 620 км, 97,99°. Срок существования: ~ 1 год (орбита МКС); 2-3 года (ССО).

Рис. 4 Flock 1

2.2.2 SkySat [11]

SkySat C1–C19 — коммерческие спутники наблюдения Земли компании Skybox Imaging (впоследствии приобретена PlanetLabs), передающие панхроматические и мультиспектральные изображения Земли в высоком разрешении. Спутники работают на полярной круговой орбите на высоте примерно 450 км над Землей, срок существования составляет 6 лет.

Каждый спутник SkySat оснащен телескопом Ричи-Кретьена-Кассегрена с фокусным расстоянием 3,6 м и фокальной плоскостью, состоящей из трех 5,5-мегапиксельных CMOS-детекторов изображения. SkySat-1 и -2 используют 3 кадровых детектора CMOS размером 2560×2160 пикселей и величиной пикселя 6,5 мкм. Действующие спутники имеют детектор более высокого разрешения. Верхняя половина детектора используется для панхроматического захвата, нижняя половина разделена на 4 полосы, закрытые синими, зелеными, красными и инфракрасными цветными фильтрами. Разрешение SkySat в надире составляет около 50 см.

Аппараты оснащаются однокомпонентными ДУ на экологически чистом топливе. Вес спутника составляет около 120 кг.

Рис. 5 SkySat C1

2.3 Связь

2.3.1 Starlink [12]

Starlink — это низкоорбитальная группировка SpaceX из 12 000 спутников, обеспечивающая широкополосный доступ в Интернет. На март 2024 г. на орбите находится 5504 спутника Starlink, из которых 5442 находятся в рабочем состоянии [13].

Серийный КА несет полезную нагрузку связи, использующую диапазоны частот Ku и Ka. В спутниках будут использоваться оптические межспутниковые линии связи, технологии формирования луча с фазированной решеткой и цифровой обработкой.

Спутники Starlink имеют плоскую конструкцию с одной солнечной панелью и массу около 260 кг. Спутники штабелируются под обтекателем для запуска без необходимости использования устройства разведения. В качестве двигательной установки для корректировки и поддержания орбиты, а также для спуска с орбиты они используют двигатели Холла, работающие на криптоне. Навигационная система Startracker использует задел Dragon. Спутники автономно управляются и избегают столкновений на основе данных контроля космического пространства, передаваемых по восходящей линии связи. По

окончании срока службы спутники Starlink должны быть активно сведены с орбиты. Типовая орбита аппарата первого поколения - 550 км × 550 км, 53°. Проектный срок службы – 5 лет.

Спутники Starlink второго поколения значительно крупнее и мощнее по сравнению со спутниками первого поколения. Сообщается, что эти спутники будут иметь длину 7 м, ширину 3,5 м и массу около 1200 кг. Это делает комплекс SuperHeavy/Starship единственным носителем для спутников второго поколения.

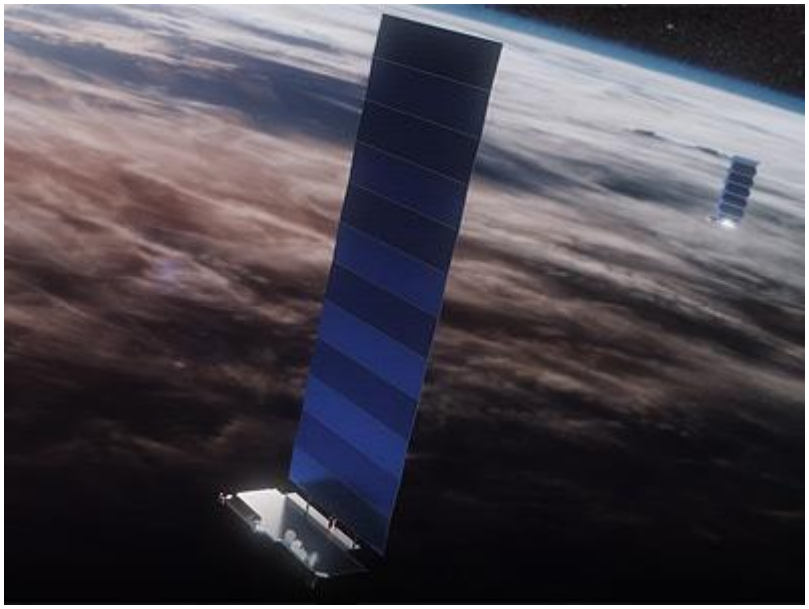


Рис. 6 Starlink Block v1.0

2.3.2 OneWeb [14]

Текущая конфигурация группировки OneWeb состоит из 634 микроспутников массой около 147 кг, работающих на орбитах 1200 км. Каждый спутник способен обеспечивать пропускную способность не менее 8 гигабит в секунду, используя ПН Ku-диапазона. Развернутая группировка позволяет компании оказывать услуги на всей земной поверхности.

Первоначально планировалось, что спутники будут иметь межспутниковые каналы, но в июле 2018 года OneWeb решила не реализовывать их по нормативным причинам и заменить их более чем 40 шлюзами по всему миру, каждый из которых способен подключаться к спутникам на расстоянии до 4000

километров. Спутники OneWeb используют электроракетные ДУ. Первоначально использовались российские двигатели СПД-50, на более поздних модификациях КА заменённые на холловские двигатели Busek BHT-350.

Спутники OneWeb запускаются на околополярную орбиту высотой 500 километров, а затем с помощью бортовых ЭРД поднимаются на рабочую орбиту высотой 1200 километров. Срок службы аппарата составляет 7 лет.

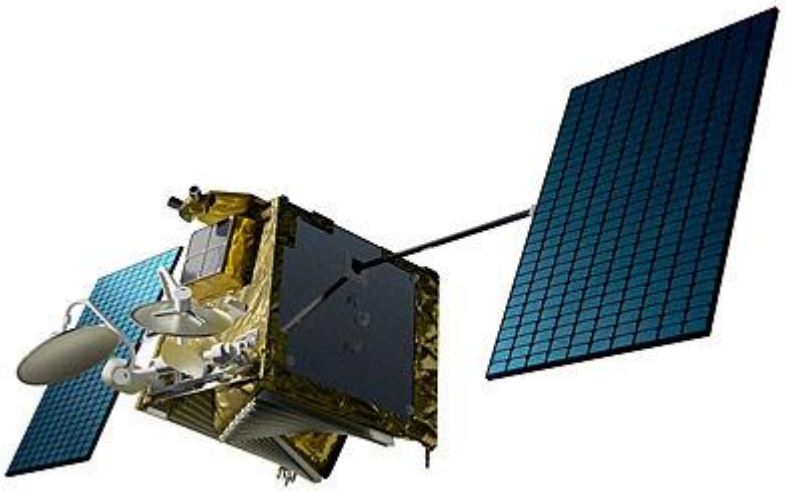


Рис. 7 OneWeb

2.4 Интернет вещей

2.4.1 Kepler **[15]**

Kepler Communications разрабатывает группировку CubeSat для Интернета вещей (IoT), межмашинной связи (M2M) и услуг межспутниковой связи.

Платформа аппаратов Kepler - CubeSat 6U-XL от SFL под названием Spartan - оснащена развертываемыми солнечными батареями, программно-определяемыми радиостанциями (SDR), узкополосными модулями связи и антеннами с высоким коэффициентом усиления. Типовая орбита: высотой 525 км с наклонением 97,5° (ССО). Проектный срок службы: 3-5 лет. ДУ не оснащается. На орбиту выведен 21 КА этой группировки. В конце прошлого года начато развёртывание группировки второго поколения Aether, оснащённой лазерной межспутниковой связью [16].

Рис. 8 Kepler 4

2.4.2 Astrocast [17]

Спутники Astrocast образуют группировку Astrocast SA для глобальных услуг межмашинной связи (M2M) в L-диапазоне. Спутники имеют формат Cubesat 3U и используют типовую ССО высотой 525 км с наклонением 97,5°. Благодаря узкому потребному диапазону частот группировку можно масштабировать. По проекту она будет состоять из 8 КА в каждой орбитальной плоскости и восьми орбитальных плоскостей. В настоящее время на орбиту выведено 20 аппаратов [18]. Заявленный срок службы – 5 лет, используют газореактивную ДУ.

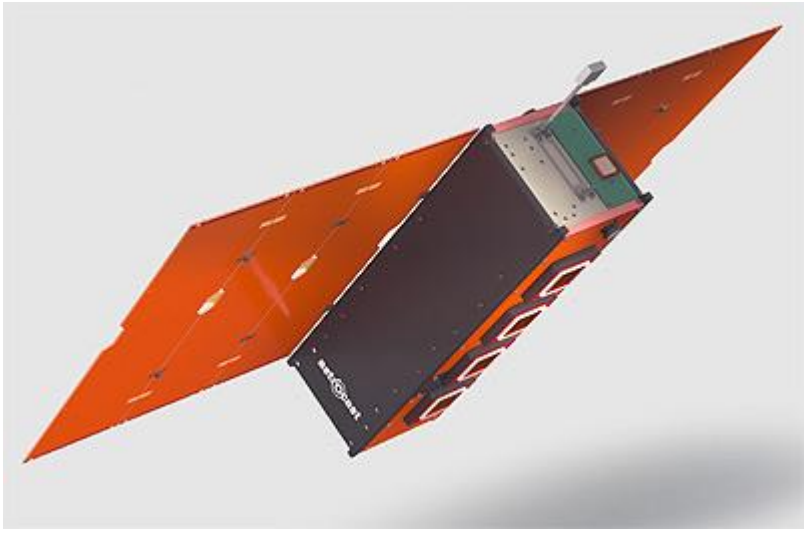


Рис. 9 Astrocast 0101

3. Основные российские производители МКА, описание их бизнеса и продуктов

3.1 Ситроникс

Компания «СПУТНИКС», приобретённая АО «Ситроникс», в 2023 г. произвела более 120 космических аппаратов. 20 из них было запущено в 2023 г., более 100 будет запущено в 2024-м [22], причём последним микроспутником был «ТаблетСат-Аврора» массой 26 кг, запущенный в 2014 году. Все последующие разработки относятся к классу наноаппаратов и формату CubeSat.

В 2017 году компания «СПУТНИКС» разработала спутниковую платформу «ОрбиКрафт-Про» на основе международного стандарта CubeSat. Платформа «Орбикрафт-Про» представляет собой набор-конструктор, позволяющий собирать наноспутники различной конфигурации с установкой полезной нагрузки — научной аппаратуры допустимых параметров.

Спутник нано-класса «Зоркий-2М» был запущен 27 июня 2023 г. [19]. Спутник формата CubeSat 12U имеет размеры со сложенными панелями солнечных батарей порядка 20x20x30 см и массу около 20 кг. Аппарат предназначен для работы на солнечно-синхронной орбите высотой 500 - 600 км.

Основная полезная нагрузка спутника «Зоркий-2М» представляет собой камеру, снимающую в четырех спектральных диапазонах с разрешением 2,75 метра на пиксель. Кроме того, аппарат оснащен приемником для получения с морских судов и передачи на наземные станции сигналов автоматической идентификационной системы (АИС), служащей для мониторинга и обеспечения безопасности судоходства, в том числе по Северному морскому пути. Таким образом, характеристики этого отечественного аппарата сравнимы с Dove PlanetLabs.

Компанией разрабатывается перспективная платформа «Паллада» [20], обеспечивающая размещение и функционирование ПН независимо от варианта исполнения комплекса целевой аппаратуры. Она предназначена для со-

здания КА различного назначения массой от 80 до 200 кг. Большинство изделий её бортовой аппаратуры является собственной разработкой ООО «Спутникс», и часть из них уже имеет лётную квалификацию. Это позволяет существенно сократить общую стоимость и сроки разработки КА, а также уменьшить риски, связанные с закупками и контрагентами.

В настоящее время на её основе разрабатывается малый спутник ДЗЗ сверхвысокого разрешения «Киноспутник» [21]. Его внешний вид представлен на Рис. 10 , а характеристики – в Табл. 2. В случае успешной реализации этого проекта компания получит аналог КА SkySat.

Рис. 10 Внешний вид КА «Киноспутник»

Табл. 2 Технические характеристики КА «Киноспутник»

Параметр	Значение
Высота круговой рабочей орбиты	500 — 600 км
Срок активного существования	5 лет
Способ выведения	Кластерный специализированный или попутный запуск одиночных КА
Масса	До 160 кг
Габариты КА (с развернутыми антеннами)	2,0 х 0,9 х 1,3 м
Частотные диапазоны	УКВ, S, X

Параметр	Значение
Скорость канала ПН (X-диапазон)	800-1000 Мбит/с
Точность определения ориентации	не хуже 30»
Точность поддержания ориентации	± 0,05°
Угловая скорость стабилизации в режиме трехосной ориентации	± 0,0017с
Максимальный угол разворота КА относительно направления в надир	±30°
Скорость переориентации	не менее 0,7°/с
Спектральные диапазоны съемки	PAN, мультиспектр
Разрешение в надир (с высоты 600 км) Панхроматическая Мультиспектральная	 0,8 м 3,2 м
Полоса захвата в надир (с высоты 600 км)	7,4 км
Спектральные диапазоны	- в ПК - от 0,45 до 0,75 мкм; -в МК:0,45 до 0,51 мкм;0,51 до 0,58 мкм;0,63 до 0,69 мкм;0,77 до 0,86 мкм

Также на базе платформы «Паллада» должен быть создан малый спутник радиолокационного ДЗЗ высокого разрешения «АтомСат» [22]. Его внешний вид представлен на Рис. 11, а характеристики – в Табл. 3. В случае успешной реализации этого проекта компания получит аналог КА первого поколения Capella и ICEYE. Существует два варианта РСА — с X-диапазоном и C-диапазоном. Оба варианта РСА реализованы на основе активной фазированной антенной решетки (АФАР) с цифровым диаграмма-образованием

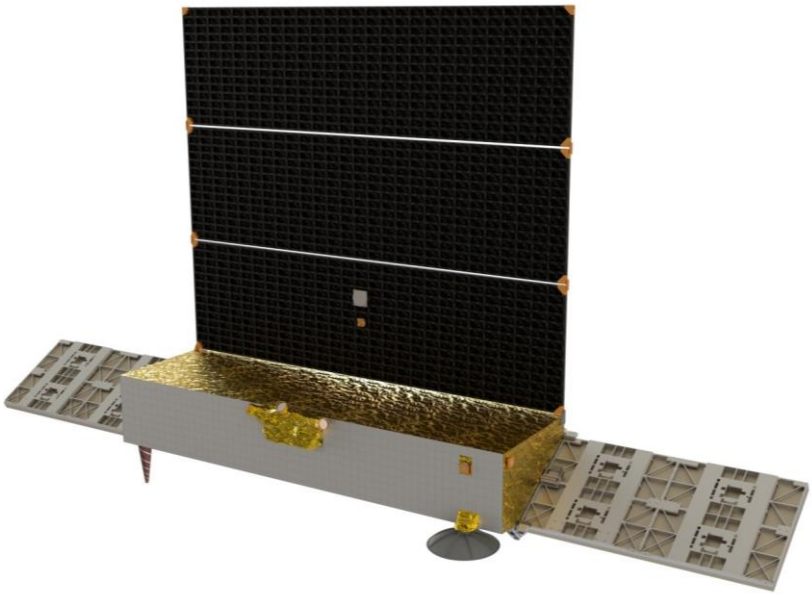


Рис. 11 Внешний вид КА «АтомСат»

Табл. 3 Характеристики КА «АтомСат»

Параметр	Значение
Масса ПН, кг	До 100
Частотный диапазон	X, C
Максимальная полоса рабочих частот, Гц	До 500
Разрешение, м	Менее 1
Полоса обзора, км	Более 125
Радиометрическая чувствительность, дБ	Не менее -18 (дет.кадр.режим)
Производительность КА, км^2/сут.	Не менее 18 000

Общая численность орбитальной группировки «Ситроникс» по планам должна достигнуть 157 аппаратов к концу 2025 года, при этом суммарная стоимость проекта должна составить не менее 20 млрд. руб. [23] Однако собственных средств компании было вложено на 1 млрд.руб., остальное планируется получить через механизм сквозных проектов и напрямую от основных заказчиков.

3.2 Бюро 1440

27 июня 2023 года с космодрома «Восточный» были выведены три космических аппарата связи миссии «Рассвет-1» разработки и производства «Бюро 1440». РБ «Фрегат» была сформирована отдельная ССО высотой 558,4 км. Запущенные космические аппараты первой миссии предназначены для проведения орбитальных экспериментов, валидации технологий целевой космической системы и получения летной квалификации разработанных компонентов космических аппаратов. Сейчас скорость передачи данных на устройство составляет 12 Мбит/сек, а задержка (время, необходимое для передачи данных от сервера до абонента) — 41 миллисекунду [24].

Собственный наземный сегмент компании состоит из 5 станций слежения, распределенных по территории Российский Федерации. Для полноценной работы, которая смогла бы охватить всю Землю, нужно не менее 500 спутников и существенное расширение наземного сегмента. По информации МСЭ, проект Rassvet предполагает одну круговую орбиту высотой 600 км и с наклонением 98 градусов. «Частоты, запрошенные для проекта Rassvet, должны

быть введены в эксплуатацию не позднее 2 июня 2029 г., но могут быть введены в эксплуатацию и до этой даты», - рассказал представитель пресс-службы МСЭ [25].

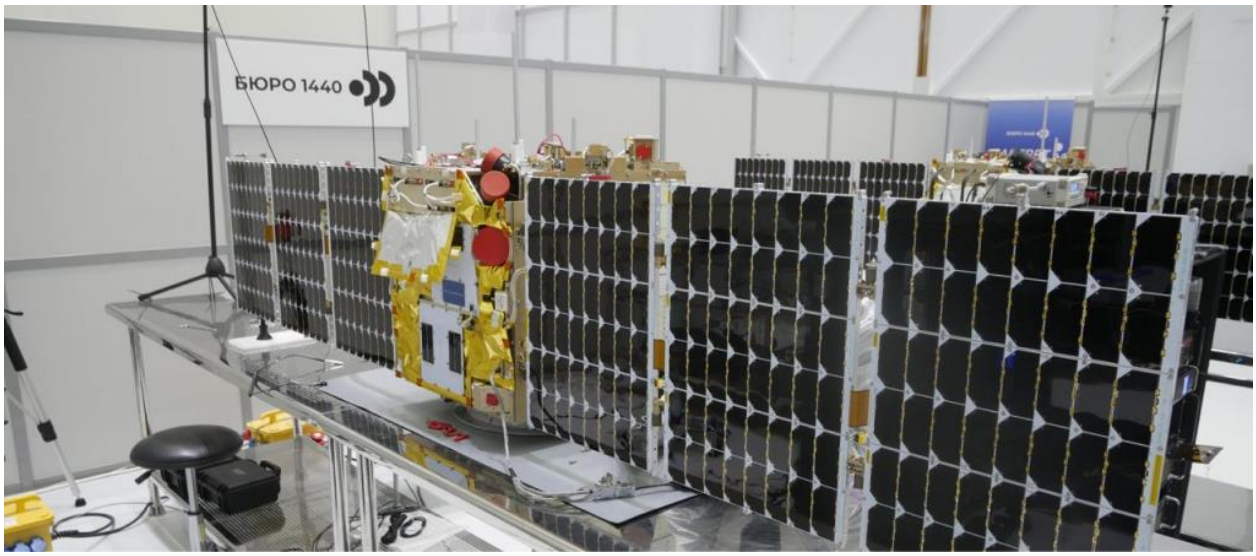


Рис. 12 Макет КА «Рассвет-1»

3.3 НПК «Барл»

ЗАО «НПК «БАРЛ» заявлен собственный проект высокодетального космического аппарата дистанционного зондирования Земли Alpha-ES. При массе в 300 кг он должен обладать разрешением 0,7 м в панхроматическом, RGB и ближнем инфракрасном диапазонах, работая с орбиты высотой 600 км [26] . Однако никакой другой информации в общем доступе нет.

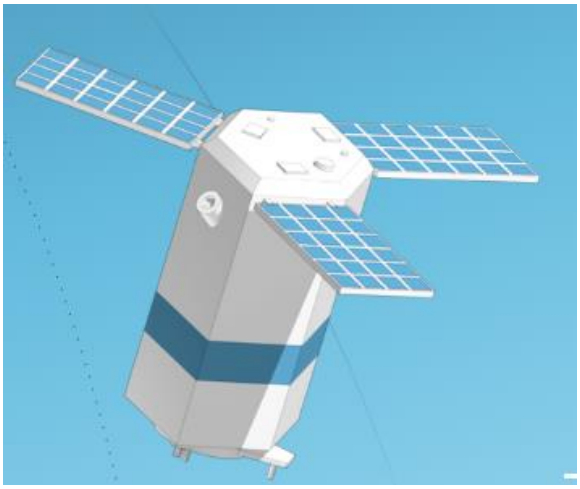


Рис. 13 Концепция КА Alpha-ES

3.4 ГК «Геоскан»

Новое направление работы ГК «Геоскан» - создание наноспутников формата CubeSat, которые пока решают только образовательные задачи. Компанией созданы платформы 1U и 3U, имеющие следующие технические характеристики (табл.4) [27]:

Табл. 4 Технические характеристики CubeSat-платформ ГК «Геоскан»

Характеристика	1U	3U
Масса в сборе (без полезной нагрузки)	0,8-1 кг	1,5 кг
Максимальная масса с ПН	1,33 кг	4 кг
Габариты в сложенном состоянии	110x110x113,5 мм	110x110x340,5 мм
Максимальная масса ПН	0,33...0,5 кг	2,5 кг
Доступный объем для ПН	82x82x60 мм	92x82x270 мм
Доступная средневитковая мощность ПН	500 мВт	2600 мВт
Доступная максимальная мощность ПН	До 35 Вт	До 50 Вт

В рамках испытаний платформы «Геоскан-3U» в 2022 году на орбиту был выведен кубсат «Геоскан-Эдельвейс». Спутник оснащён газовой двигательной установкой (ГДУ) «ОКБ Факел» [28], заправленной азотом, GNSS-приёмником компании НПЦ «Элвис».

На кубсате также установлена камера для определения ориентации аппарата, с помощью которой «Геоскан» тестирует алгоритм стабилизации, для этого спутник передаёт в ЦУП компании снимки Земли разрешением 640 × 480. Аппарат заряжается от панелей солнечных батарей, которые компания самостоятельно разработала для наноспутника. Срок активного существования спутника — до пяти лет, после чего инженеры попытаются свести аппарат на более низкую орбиту с помощью ДУ, чтобы он быстрее сгорел в атмосфере, не оставив космического мусора. Далее ГК «Геоскан» намерена запустить в космос усовершенствованную спутниковую платформу, способную совершать полноценные орбитальные маневры.

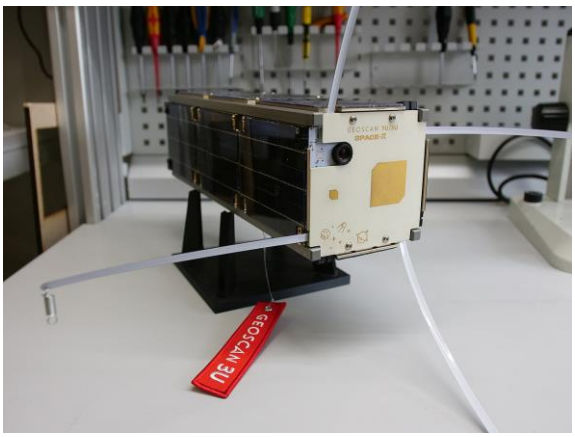


Рис. 14 Наноспутник «Геоскан-Эдельвейс» в лаборатории

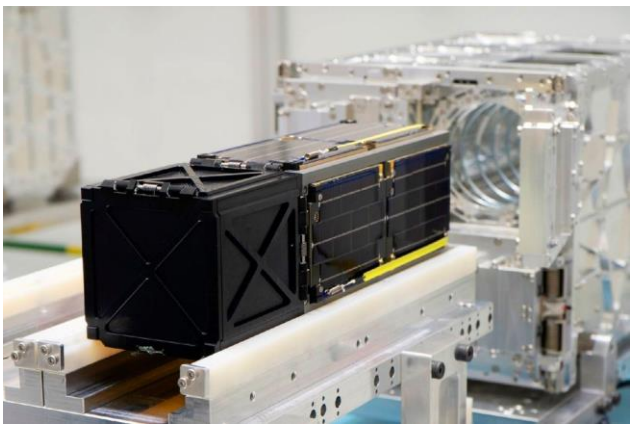


Рис. 15 КА «СтратоСат ТК-1» на сборочном стапеле [29]

На базе укороченной платформы «Геоскан-3U» ООО «Стратонавтика» был создан наноаппарат-носитель пикоспутников «СтратоСат-ТК1». Он служит для доставки на орбиту шести пикоспутников TinySat. Запуск состоялся 27.06.23 с космодрома «Восточный» [30]. Один из трёх юнитов представляет собой транспортный контейнер для доставки на околоземную орбиту 6 космических аппаратов пико-класса формата TinySat. Они сделаны компанией Малые Космические Системы и предназначены для проведения образовательных программ. Отделение наноспутников было успешно произведено 11 июля 2023 г. [31].

3.5 АО «ИСС»

К сегменту малых КА среди разработок АО «ИСС» относятся аппараты низкоорбитальной системы связи «Гонец» и перспективная группировка интернета вещей «Марафон-IoT».

«Гонец» — российская многофункциональная система персональной спутниковой связи (МСПСС), построенная на базе низкоорбитальных космических аппаратов. На начало 2023 года группировка насчитывала 18 космических аппаратов. Основным назначением системы «Гонец» является обеспечение связью зон вне покрытия наземными сетями GSM, предоставление связной среды для российской системы координатно-временного обеспечения

ГЛОНАСС и связь со стационарными и мобильными абонентами, находящимися в труднодоступных регионах.

Абонент системы «Гонец-Д1М» имеет возможность отправлять и получать текстовые сообщения неограниченного объёма, используя абонентский терминал «Гонец». Оборудование и программное обеспечение космических аппаратов и абонентских терминалов спроектировано таким образом, что для работы системы не требуется непрерывное нахождение абонентов в зоне радиовидимости КА. При отсутствии радиовидимости сообщение буферизуется и передаётся при пролёте одного из КА системы над абонентом. Поддержка голосовой связи была декларирована как перспективная [32], но так и не была реализована.

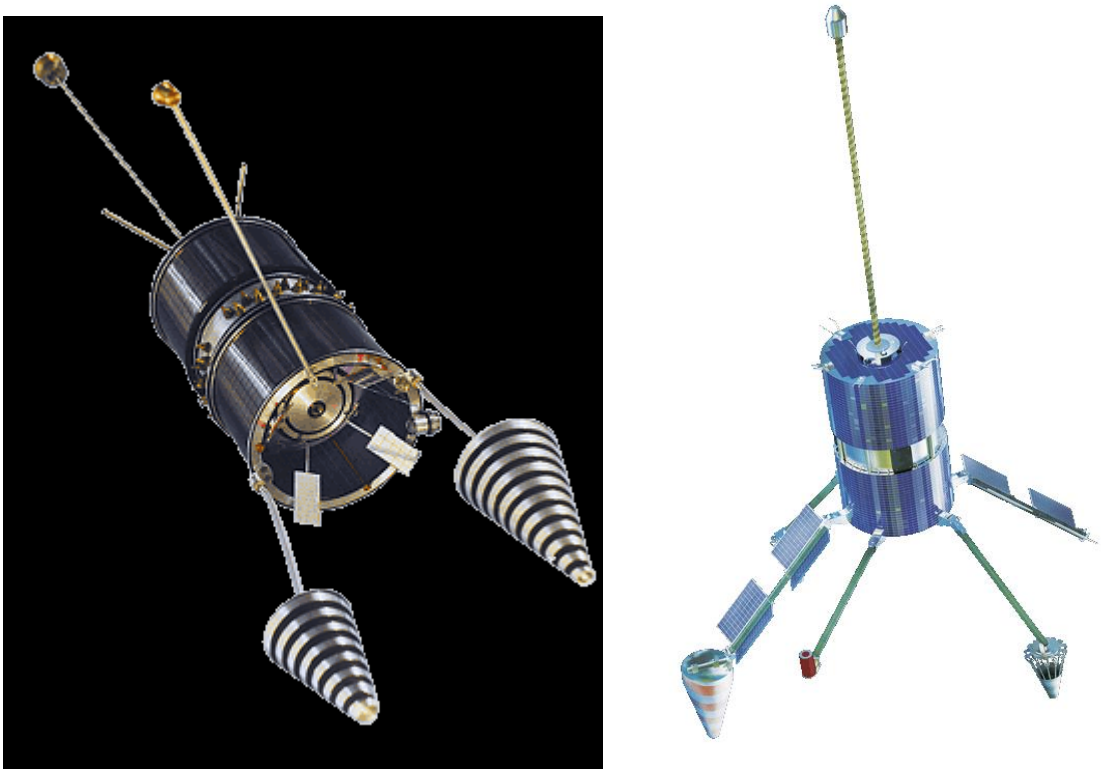


Рис. 16 Внешний вид КА «Гонец» первого («Д1») и второго («М») поколения

Табл. 5 Технические характеристики КА системы «Гонец»

	«Гонец-Д1»	«Гонец-М»
Вес, кг	240	280
Количество каналов на аппарате, Земля — борт / борт — Земля	1/1	14/2
Объём бортового ЗУ, МБ	1,5	8
Мощность системы электропитания, Вт	120	200
Срок активного существования, лет	1,5	5—7
Коррекция орбиты	нет	есть
Число спутников общее, шт. (плоскостей * спутников на плоскости)	6 (2x3)	12 (3x4)
Максимальное/среднее время ожидания сеанса связи, ч	2,5/1,5	1,3/0,8
Скорость передачи информации, кбит/с	2,4	до 9,6 «вверх»; до 64 «вниз»
Диапазон частот, МГц	259,5—265,2	300—400
Вероятность ошибки на символ	10^{-4}	10^{-5}
Пропускная способность системы, Мбит/сут	10^{2}	10^{3}
Точность определения местоположения GPS/ГЛОНАСС/автономно, м	100/-/-	10/10/800

Высота орбиты - 1400 км, наклонение 82,5°. Диаметр зоны покрытия одного спутника – 5000 км.

На основе задела, полученного при работе над системой «Гонец», АО «ИСС» в настоящее время разрабатывает группировку интернета вещей «Марафон-IoT». Её проектирование ещё не завершено, поэтому технические данные в различных источниках разнятся. По доступным данным [33], в ее состав должно войти более 250 аппаратов весом не более 50 кг каждый. Они будут размещаться в 12 орбитальных плоскостях на высоте около 750 км.

Однако текущий контракт предусматривает создание только 132 штатных аппаратов и пяти экспериментальных [34]. Организация дополнительного финансирования для полномасштабного развертывания группировки в составе 264 КА планируется только после отработки технологии серийного производства аппаратов и абонентских устройств. Однако это означает, что до момента полного развертывания группировка будет не полностью функциональна, что может снизить её конкурентоспособность.

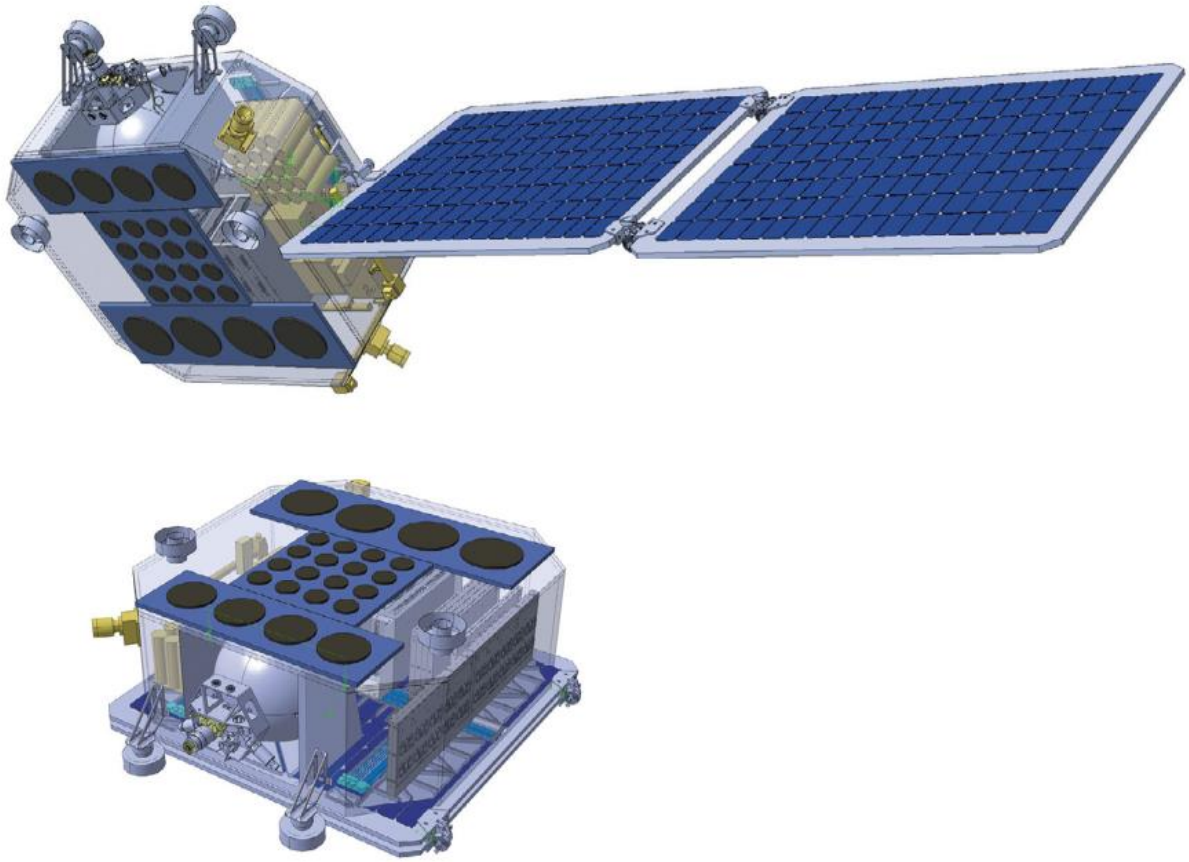


Рис. 17 Спутник «Марафон» в рабочем и транспортном положениях

3.6 АО «ГКС»

Основные орбитальные активы компании относятся к тяжёлым геостационарным спутникам связи. В сегменте МКА АО «ГКС» давно вынашивает проект группировки ДЗЗ «Смотр» [35], однако до настоящего времени ни один аппарат не выведен на орбиту. Тем не менее, опубликованы технические данные отдельных аппаратов планируемой группировки. Так, на сайте упомянуты «Смотр-В» [36] и «Смотр-Р» [37].

«Смотр-В» – спутник ДЗЗ с комбинированной ПН, в которую будут входить ОЭА мультиспектральной и панхроматической съемки, а также спутниковый газоанализатор. Планируемый год изготовления – 2025, САС – 10 лет. Аппарат должен выводиться на ССО высотой 500 км и иметь на ней пространственное разрешение камеры 0,5 м.

Рис. 18 Внешний вид КА «Смотр-В»

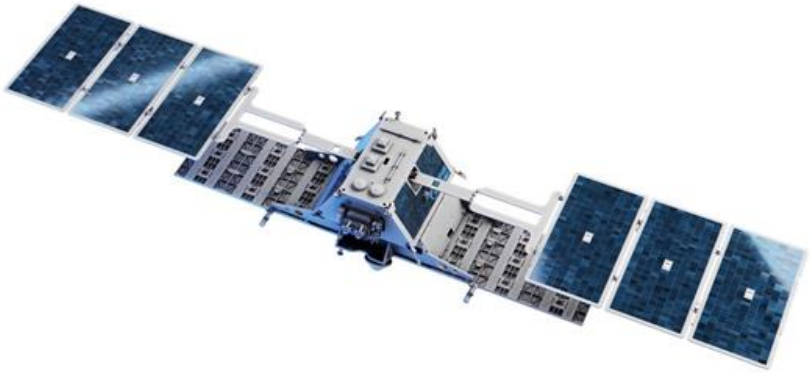


Рис. 19 Внешний вид КА «Смотр-Р»

«Смотр-Р» - спутник ДЗЗ с радиолокационной ПН, работающей в X-диапазоне (9300 - 9900 МГц). Планируемый год изготовления – 2025-й, САС – 7 лет. Аппарат должен иметь массу не более 650 кг, габариты не более 1300x600x600 мм и выводиться на ССО.

3.7 УниверСат

УниверСат — российская программа запуска малых космических аппаратов, которая реализуется совместно с рядом технических вузов России. Запускаемые в рамках программы спутники несут аппаратуру не только для учебных, но и для научных целей. В рамках этой программы российские вузы получили возможность осуществить бесплатно запуск космических аппаратов на этой платформе, созданных студентами на базе университетских мощностей. Программа в основном использует готовые наноспутниковые платформы более развитых отечественных разработчиков. Поэтому она не имеет самостоятельного экономического значения, позволяя, тем не менее, отработать технические решения для будущих нано-группировок.

По программе «УниверСат» спутники отправляются в космос кластерными пусками с разных космодромов:

- Блок аппаратов «УниверСат-2019»: «Сократ» (НИИЯФ МГУ), «ВДНХ-80» (НИИЯФ МГУ) и «АмурСат» (АмГУ-1) (запущен 05.07.2019 с космодрома «Восточный»);

- Блок аппаратов «УниверСат-2020»: «ДЕКАРТ» (НИИЯФ МГУ), «Норби» (НГУ), «Ярило №1» и «Ярило №2» (МГТУ им. Н. Э. Баумана) (запущен 28.09.2020 с космодрома Плесецк);

- Блок аппаратов «УниверСат-2023»: «Авион» (НИИЯФ МГУ), «Норби-2» (Новосибирский национальный исследовательский университет), «Импульс-1» (НИТУ МИСиС), «Сатурн» (КубГТУ), SamSat-ION (Самарский университет) (запущен 27.06.2023 с космодрома «Восточный»)

Рис. 20 Состав кластеров 2019 и 2020 годов [38]

Рис. 21 Состав кластера 2023 года [39]

4. Особенности условий работы спутников-«низколётов»

Сверхнизкой (VLEO) считается низкая околоземная орбита высотой менее определённой величины. Предельная высота области сверхнизких орбит определяется различными источниками по-разному: от 200 [40] до 450 [41] км.

4.1 Окружающая атмосфера

Область полёта аппарата — это ионосфера, верхний слой атмосферы с высокой концентрацией свободных ионов и электронов, ионизированный ультрафиолетовым и рентгеновским облучением, а также космическими лучами, состоящий из смеси газа (в основном азота N_2 и атомарного кислорода) и квазинейтральной плазмы. Плотность верхних слоев атмосферы зависит от широты и долготы, времени суток и активности Солнца на протяжении 11-летнего цикла. Соответственно, направление набегающего потока может меняться в результате вращения атмосферы и термосферных ветров. В сочетании с геометрией и конфигурацией спутника это может создавать возмущения и крутящие моменты, которые сильно влияют на устойчивость полета.

Ионосфера «дышит», ее пик с максимальной плотностью заряженных частиц варьируется между высотой 250-350 км. «Низколёты» (в зарубежной терминологии skimsats или скимсаты (от skim, «скользить» и «едва касаться») могут работать ниже пика ионосферы. Поэтому радиосигналы будут испытывать значительно меньшее затухание и иметь лучшее распространение, чем у стандартных КА на НОО. Это улучшит соотношение «сигнал-шум» и точность для радиолокационной полезной нагрузки, позволив использовать частоты менее 10 МГц (КВ), отражаемые ионосферой.

На VLEO значимо сопротивление атмосферы, поэтому для его постоянной компенсации низколётам требуются двигатели и обтекаемая аэродинамическая форма. Однако, несмотря на разреженность верхних слоев атмосферы, пролет на первой космической скорости через них требует специальных устойчивых к окислению материалов, особенно из-за химически агрессивного атомарного кислорода.

4.2 Космическая радиация

На низких орбитах значительно ниже радиационная дозовая нагрузка. Хотя на полярных орбитах поглощённые дозы обычно выше за счёт воздействия заряженных частиц в приполярных районах, где меньше интенсивность магнитного поля Земли, они быстро снижаются с высотой орбиты. На орбите высотой около 300 км поглощённые дозы меньше, чем на орбите МКС. Радиационное воздействие оказывается представленным только тяжёлыми заряженными частицами, преодолевающими защиту магнитного поля Земли, и одиночными эффектами от них.

Для солнечно-синхронных орбит различной высоты были проведены расчёты накапливаемой за 1 год полёта радиационной дозы в программном комплексе OMERE. Для солнечно-синхронной орбиты высотой 300 км суммарная поглощенная доза и её компоненты по видам излучения приведены в табл.6

Табл. 6 Дозовая нагрузка за 1 год нахождения на ССО высотой 300 км

Толщина радиационной защиты (Al), мм	Доза от захваченных электронов, рад	Доза от захваченных протонов, рад	Доза от солнечных протонов, рад	Доза от гамма-лучей, рад	Полная доза, рад
1.000e-2	1.429e+5	2.836e+3	3.430e+4	1.729e+2	1.802e+5
1.000e-1	3.360e+4	2.673e+2	4.858e+3	7.271e+1	3.879e+4
2.000e-1	1.713e+4	1.247e+2	2.264e+3	4.334e+1	1.956e+4
3.000e-1	1.084e+4	8.034e+1	1.421e+3	3.029e+1	1.237e+4
4.000e-1	7.693e+3	5.967e+1	1.020e+3	2.311e+1	8.797e+3
5.000e-1	5.840e+3	4.796e+1	7.868e+2	1.871e+1	6.694e+3
6.000e-1	4.638e+3	4.061e+1	6.305e+2	1.576e+1	5.325e+3
7.000e-1	3.804e+3	3.602e+1	5.258e+2	1.367e+1	4.379e+3
8.000e-1	3.196e+3	3.268e+1	4.442e+2	1.211e+1	3.685e+3
9.000e-1	2.736e+3	3.033e+1	3.857e+2	1.085e+1	3.163e+3
1.000e+0	2.377e+3	2.830e+1	3.344e+2	9.819e+0	2.749e+3
2.000e+0	8.427e+2	1.979e+1	1.371e+2	4.978e+0	1.005e+3
3.000e+0	3.515e+2	1.691e+1	7.949e+1	3.194e+0	4.511e+2
5.000e+0	6.320e+1	1.437e+1	3.898e+1	1.839e+0	1.184e+2
1.000e+1	3.032e-1	1.103e+1	1.396e+1	9.747e-1	2.627e+1

Обращает на себя внимание, что при малой толщине противорадиационной защиты подавляющая часть полученной дозы приходится на захваченные

магнитным полем Земли электроны. При этом их средняя энергия невелика и находится на уровне, значительно меньшем 1 МэВ (Рис. 22).

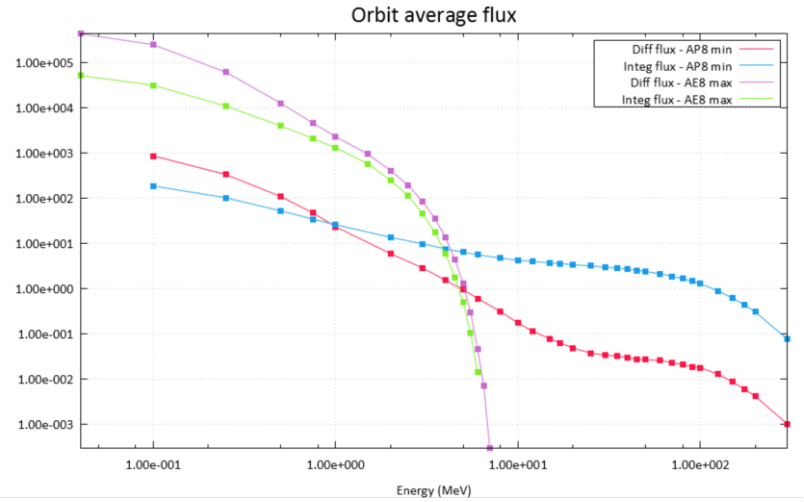


Рис. 22 Поток заряженных частиц на ССО высотой 300 км в зависимости от их энергии

Такое распределение позволяет дополнительно уменьшить накопленную дозу установкой элекромагнитной защиты, которая в силу незначительной энергии отражаемых частиц будет иметь сравнительно простую конструкцию и малую массу. Также бо́льшую часть дозовой нагрузки КА будет получать в приполярных районах, особенно во время солнечных вспышек и магнитных бурь. Поэтому отключение бортовой аппаратуры на время их прохождения с сохранением только ограниченной функциональности служебного борта может существенно продлить срок службы аппарата.

Приведём сравнение радиационной обстановки на исследуемой орбите и ССО других высот, а также орбите МКС (Табл. 7).

Табл. 7 Сравнение дозовой нагрузки за 1 год на ССО и орбите МКС

Толщина радиационной защиты (Al), мм	Полная доза, рад				
	ССО 300 км	МКС	ССО 400 км	ССО 600 км	ССО 800 км
1.000e-2	1.802e+5	3.912e+5	3.053e+5	7.596e+5	1.571e+6

1.000e-1	3.879e+4	7.946e+4	6.678e+4	1.763e+5	4.010e+5
2.000e-1	1.956e+4	3.131e+4	3.203e+4	7.806e+4	1.694e+5
3.000e-1	1.237e+4	1.602e+4	1.938e+4	4.360e+4	8.884e+4
4.000e-1	8.797e+3	9.701e+3	1.335e+4	2.822e+4	5.436e+4
5.000e-1	6.694e+3	6.577e+3	9.947e+3	2.012e+4	3.715e+4
6.000e-1	5.325e+3	4.826e+3	7.803e+3	1.532e+4	2.743e+4
7.000e-1	4.379e+3	3.748e+3	6.355e+3	1.222e+4	2.141e+4
8.000e-1	3.685e+3	3.036e+3	5.313e+3	1.008e+4	1.739e+4
9.000e-1	3.163e+3	2.539e+3	4.538e+3	8.529e+3	1.455e+4
1.000e+0	2.749e+3	2.175e+3	3.933e+3	7.348e+3	1.245e+4
2.000e+0	1.005e+3	7.966e+2	1.422e+3	2.639e+3	4.457e+3
3.000e+0	4.511e+2	3.665e+2	6.389e+2	1.226e+3	2.161e+3
5.000e+0	1.184e+2	9.227e+1	1.726e+2	3.908e+2	7.988e+2
7.000e+0	4.724e+1	3.631e+1	7.532e+1	2.158e+2	5.089e+2
1.000e+1	2.627e+1	2.427e+1	4.756e+1	1.609e+2	4.072e+2

Из таблицы видно, что радиационная обстановка на ССО высотой 300 км в целом соответствует наблюдающейся на орбите МКС. В отличие от этого, на обычно используемых орбитах высотой 600-800 км достижение такого же САС потребует экрана толщиной 2-3 мм или 3-4 мм соответственно.

4.3 Космический мусор

Также значительно меньшее воздействие на спутники, размещённые на малых высотах, будет оказывать космический мусор. На высоте 300 км количество и суммарная масса орбитальных объектов более чем на порядок меньше, чем на обычных для размещения космических аппаратов высотах 400-600 км. Это в первую очередь вызвано тем, что не имеющие двигательной установки объекты, попавшие на эти высоты, быстро теряют скорость из-за сопротивления атмосферы и сгорают в её нижних слоях.

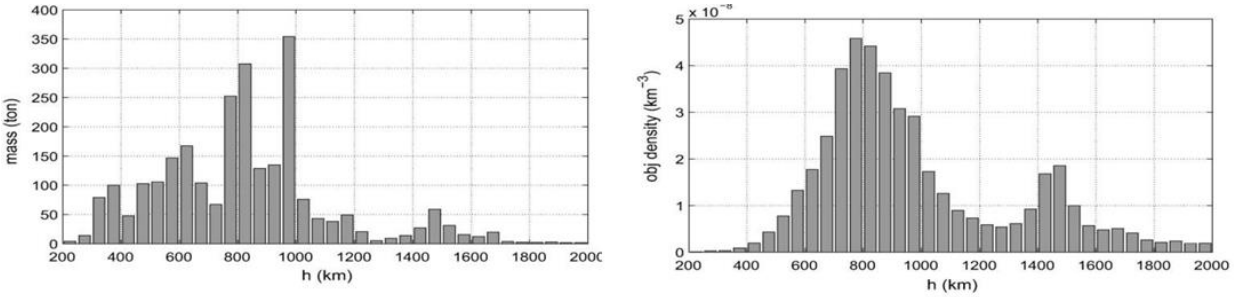


Рис. 23 Количество и суммарная масса космического мусора в зависимости от высоты орбиты [42]

Таким образом, рост количества космического мусора практически не угрожает спутникам, размещённым на «сверхнизких» орбитах. На орбитах высотой 300-350 км будут практически полностью отсутствовать необнаружимые фрагменты космического мусора. Баллистическое моделирование показывает, что на высоте 350 км баллистический срок существования куска алюминия сантиметрового диаметра составляет меньше месяца, миллиметрового – 5 дней. Более плотные материалы, как правило, редко встречаются в техногенном мусоре. На высоте же 300 км эти сроки уменьшатся ещё в несколько раз. При этом, по данным ЕКА, в настоящее время частота столкновений КА с космическим мусором на наиболее «населённых» им высотах составляет в расчёте на один аппарат примерно 1 раз в 10 лет при отсутствии маневров уклонения. Соответственно, для низколётов эта частота снижается до одного раза в несколько столетий.

Это позволяет рассчитывать на сохранение низкоорбитальной инфраструктуры даже при возникновении синдрома Кесслера. Даже при столкновении низколётов не генерируется долгоживущего и опасного мусора. Даже обломки, получившие в столкновении дополнительное ускорение и перешедшие на эллиптическую орбиту, сохранят перигей на малой высоте и будут иметь малый срок баллистического существования. Так, миллиметровая частица алюминия с орбитой 350*1500 км проживёт 204 дня, сантиметровая - 3,4 года (1,6 года при высоте начальной орбиты 300 км). Учитывая же, что низколёты априорно не остаются на рабочей орбите после завершения службы, и предполагая ограничение полярными орбитами, можно предположить, что подобные объекты не будут создаваться в столкновениях, т.к. относительная скорость для этого будет слишком малой или слишком большой.

Поток космического мусора, приходящийся на 1 $м^2$ площади КА за годовой срок полёта, приведена на рисунках ниже. Расчёты проводились по

модели ЕКА Master 2.0.8 по текущему состоянию засорения околоземного космического пространства.

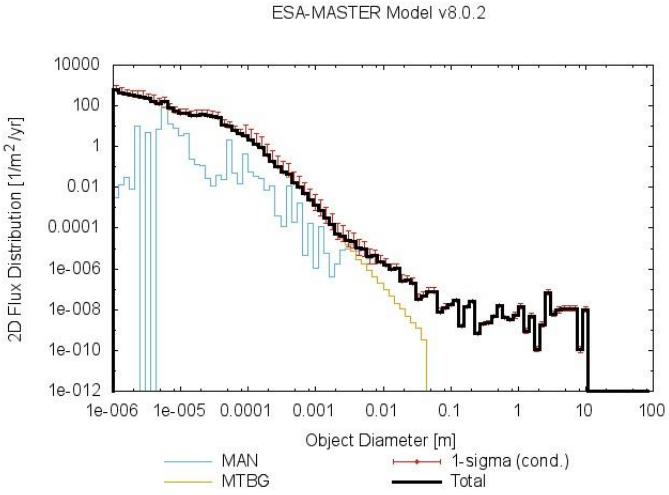


Рис. 24 Поток космического мусора на ССО высотой 300 км

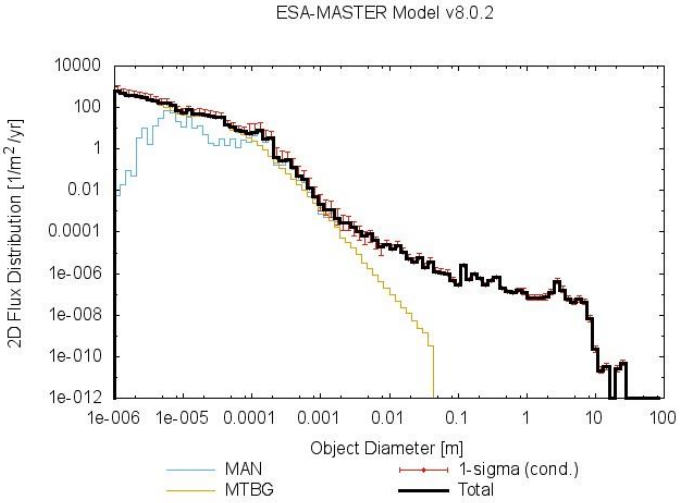


Рис. 25 Поток космического мусора на ССО высотой 600 км

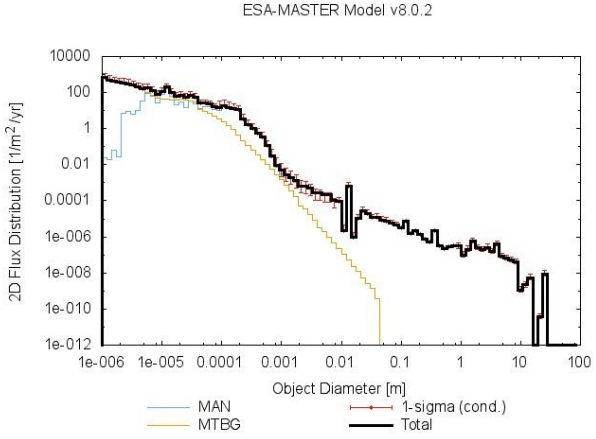


Рис. 26 Поток космического мусора на ССО высотой 800 км

Обращает на себя внимание, что для обнаружимых наземными средствами размеров мусора (от нескольких сантиметров) даже по этой модели поток равен фактически нулю. Срок существования субмиллиметровых частиц на высоте 300 км будет меньше периода одного витка. Даже если подобные потоки будут полностью состоять из неорбитальных или высокоэллиптических частиц, сторона КА, обращённая к Земле, будет полностью защищена от их воздействия. Таким образом, для низколётов можно ожидать существенно более низкую микрометеоритную эрозию, чем для аппаратов на обычно используемых орбитах.

4.4 Атмосферное торможение

По мере снижения высоты рабочей орбиты всё более тяжёлыми становятся условия работы двигательной установки по её поддержанию. Рассмотрим наихудший случай баллистической ситуации, при которой всё время полёта солнечная активность максимальна, что приводит к высокой плотности атмосферы. Поскольку тормозящее усилие зависит от площади лобового сечения, целесообразно придавать КА максимально вытянутую форму и ориентировать её по потоку. Для КА с размерами и массой Dove фирмы PlanetLabs на орбите высотой 300 км расчёт максимальных затрат характеристической скорости по отечественным методикам показывает максимальный потребный запас величиной 300 м/с.

По результатам моделирования в System Toolkit реальные потери характеристической скорости составляют только около 35 м/с/год, что существенно меньше, чем в предельном случае. Если сопротивление атмосферы значительно возрастёт, аппарат может быть уведён на более высокую орбиту с некоторой потерей качества работы полезной нагрузки, но с сохранением полного срока его работы. Так, на 350 км изделие той же конфигурации теряет уже только 6,5 м/с/год, так что парирующее повышенное сопротивление атмосферы увеличение высоты орбиты скорее всего составит

несколько десятков километров. При некотором увеличении высоты орбиты возможно ослабление требований к компоновке изделия.

5. Основные отечественные и зарубежные проекты «низколётов»

5.1 История вопроса

Опыт работы космических аппаратов на орбитах такой высоты уже существует. С 2009 г. по 2013 г. на орбите высотой 260 км работал аппарат GOCE Европейского космического агентства, предназначенный для изучения гравитационного поля Земли.

Стрелообразная форма спутника со стабилизаторами уменьшала его торможение в верхней атмосфере. Для компенсации атмосферного торможения и других негравитационных воздействий использовался непрерывно работавший ионный двигатель.

Запуски на сверхнизкие орбиты производились и в Советском Союзе. В 1967 и 1970 гг. были выведены два спутника типа ДС-МО на орбиты высотой 240-342 км. Они предназначались для исследования физических процессов в атмосфере и не оснащались двигателями, срок их существования на таких орбитах составлял несколько суток. Это были первые в мире искусственные спутники Земли с системой аэродинамической ориентации и аэрогироскопической стабилизации.

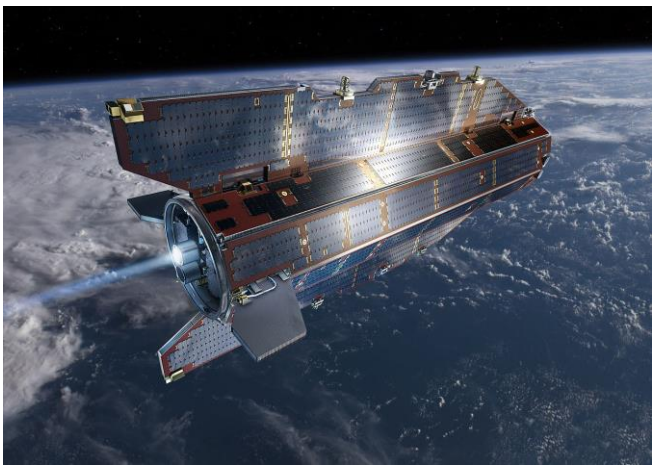


Рис. 27 GOCE на орбите

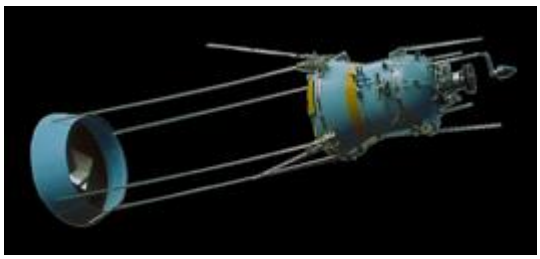


Рис. 28 Внешний вид спутника типа ДС-МО [43]

5.2 Текущие проекты низколётов в США

В последние 2-3 года VLEO стали активно заниматься стартапы в США, рассматривая сверхнизкую орбиту как возможность достичь сверхвысокого разрешения камер ДЗЗ. В частности, этим занимаются Albedo [44], Earth Observant [45] и Skeyeon [46]. Ключевым заказчиком для себя они видят военных.

Albedo планирует создание созвездия спутников ДЗЗ на сверхнизкой орбите. В декабре 2021 Albedo получил первую в США лицензию на спутниковые снимки разрешением 10 см, что сравнимо с БПЛА. Это достигается за счет низкой орбиты 250 км. Компания планирует начать запускать такие VLEO спутники размером с холодильник с 2025 г., получив дополнительное финансирование уже в этом году [47].

По программе SBIR финансируется и работа другого стартапа EOI Space (ранее Earth Observant). Он планирует создание созвездия из 60 КА с орбитой высотой 250 км для получения снимков разрешением 15 см. Первый экспериментальный аппарат Stingray массой 330 кг, оснащенный двигателем Холла собственной разработки, планируется вывести в марте 2024 г. [48] И, наконец, еще одним стартапом по ДЗЗ на VLEO является Skeyeon, компания планирует развернуть созвездие из 100 КА с камерами разрешением 1 м.

5.3 Текущие проекты низколётов в Европе

ESA в 2017-2022 гг. финансировало проект Discoverer консорциума из ведущих европейских вузов [49]. По нему в июне 2021 г. с МКС был запущен кубсат SOAR формата 3U, который в целом подтвердил возможность удержания высоты, маневрирования аппарата и купирования порывов ветра в термосфере с помощью аэродинамических плоскостей.

Также был разработан экспериментальный прямоточный ЭРД геликонового типа (RF helicon-based plasma thruster, IPT), испытанный в наземных условиях. Он состоит из двух частей — воздухозаборника для забора остающихся атмосферных частиц и их компрессии для подачи в ЭРД для ионизации, ускорения радиоволнами и электромагнитным полем. Средняя мощность двигателя составила чуть более 100 Вт (в пике до 300 Вт), импульс ожидается до 1500 с.

ESA финансирует еще один проект AETHER (с 2020 г.) по созданию АВЕР на основе холловского двигателя мощностью 5 кВт, работающего на смеси атомарного азота и кислорода ($1.27N_2 + O_2$) с диффузным воздухозаборником [50]. Задача AETHER — создать на основе имеющегося задела работающий наземный прототип.

Основная сложность АВЕР— высокая химическая агрессивность атомарного кислорода. Электроды, подверженные непосредственному воздействию разряда атмосферной плазмы, очень быстро окисляются, теряя проводящие свойства, что приводит к выходу двигателя из строя.

5.4 Текущие проекты низколётов в Китае

22 июля 2023 г. частная китайская компания C-Space вывела демонстрационный спутник Qiankun-1 для VLEO. На борту камера (гиперспектр/видимый) и процессор для обработки изображений. Масса 200 кг, стандартный ЭРД для работы на высоте 300 км [51].

В июле 2023 г. китайская госкорпорация CASIC анонсировала развертывание многозадачного созвездия на VLEO из 300 КА для коммуникаций и ДЗЗ

(пространственное разрешение камер 0,5 м) [52]. Предусмотрена межспутниковая связь, первичная обработка данных на борту и прямая передача критической информации пользователям на Земле, включая подвижные объекты и носимые терминалы.

В Национальном университете оборонных технологий (NADT) был разработан проект двигателя ABEP для летной отработки на кубсате 3U (воздухозаборник занимает 1U, сам ЭРД - 2U) [53]. Потребляемая мощность двигателя составит 70 Вт, что по расчетам должно хватить для компенсации атмосферного сопротивления на высоте 210 км. Правда, для этого нужно довести эффективность воздухозаборника до 75%. Пока в лабораторных условиях удалось получить 63,5% при уровне компрессии 160-180 для высоты от 180 до 250 км. Для противодействия коррозии для воздухозаборника используются полимеры, армированные углеродным волокном или сплавы MgO/MgF.

5.5 Положение дел в России

Исследования возможности создания газовых ЭРД проводились в СССР с 1960-х годов. В 1966-1972 гг. разработанные в ЦАГИ плазменные ионные двигатели, работающие на атмосферных газах (аргон, азот или воздух), прошли летную отработку по программе «Янтарь» [54]. В 2014-2017 гг. в рамках ФЦП (№ проекта 14.577.21.0101) [55] выполнялись совместные исследования МАИ и ЦАГИ, направленные на разработку ключевых технологий прямоточного воздушного электрореактивного двигателя (ПВЭРД) нового поколения. Был разработан лабораторный образец, доказана возможность создания силы тяги до 1 мН при работе на азоте.

Отдельно в компании ЭКИПО были созданы ионные ловушки открытого типа, на базе которых, как утверждают разработчики, можно создать электроразрядное устройство для эффективного поддержания горения плазмы в условиях разреженной атмосферы. Доработка таких ловушек и интеграция в существующие плазменные ракетные двигатели теоретически позволяет достичь тяги от нескольких до нескольких сотен мН. В ЭКИПО создали ионный

двигатель открытого типа для МКА, использующий в качестве рабочего тела остаточные газы верхней атмосферы. В мае 2023 года при участии ОКБ «Факел» (входит в ГК «Роскосмос») были проведены успешные эксперименты.

Экспериментально была показана возможность поддержания плазмы в условиях вакуума с параметрами, близкими к атмосфере на высотах от 150 до 200 км. По расчетам энергопотребление двигателя составит 0,2-3 Вт на высоте 160 - 200 км и до 20 Вт на высоте 150 - 160 км.

6. Анализ преимуществ и недостатков «низколётов» при решении перспективных задач

6.1 Преимущества низколётов

- *затраты на запуск*

Затраты на запуск низколётов меньше, чем на выведение спутников на обычные орбиты, поскольку РН не нужно подниматься так же высоко, чтобы вывести ПН на орбиту. Это означает бо́льшую возможную массу КА или меньшую плату за выведение при переходе к запуску попутным выведением.

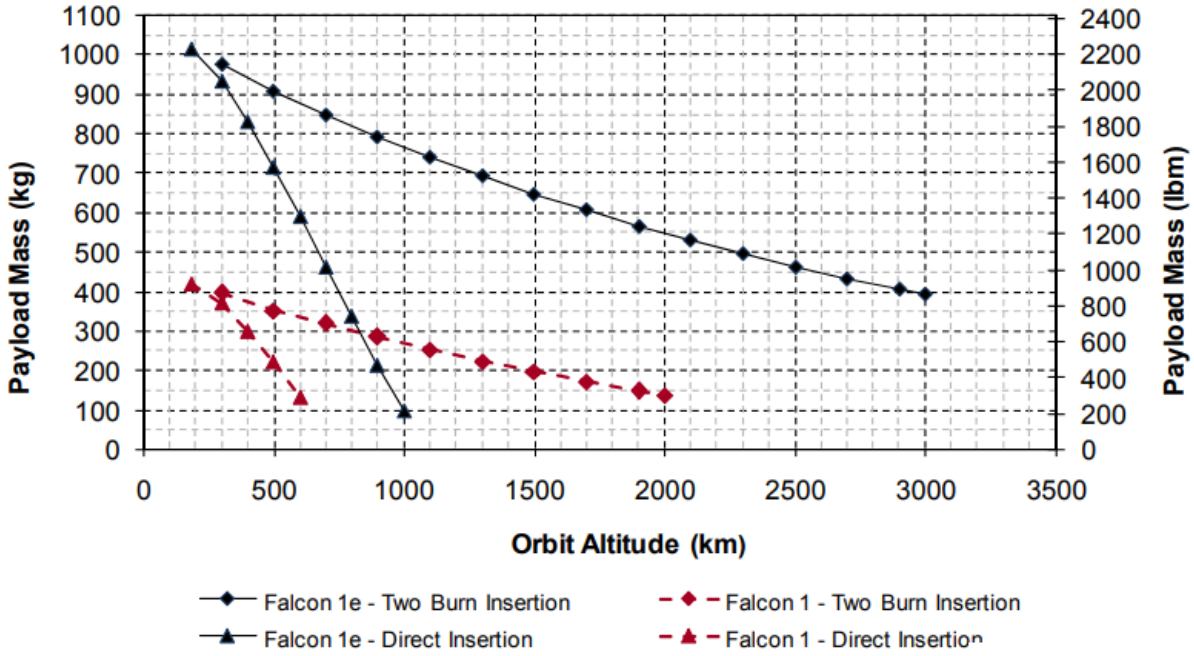


Рис. 29 Энергетические характеристики РН Falcon-1 [56]

Из Рис. 29 Энергетические характеристики РН Falcon-1 видно, что переход к орбите выведения высотой 250-300 км способен увеличить выводимую РН массу до 20%. Кроме того, выведение на такую орбиту не требует повторного включения двигателя верхней ступени, что дополнительно позволяет упростить и удешевить РН.

Стоимость КА в значительной степени обусловлена ограниченной грузоподъемностью и ограниченным объемом ПН, доступными на ракетах. Эти ограничения вынуждают разработчиков КА разрабатывать сложные конструкции, в которых используются дорогие, легкие материалы, высокая плотность упаковки и сложные конфигурации, включающие многочисленные развертываемые придатки. Полученные в результате конструкции требуют больших затрат на создание и требуют значительного объема анализа и испытаний для проверки их конструкции.

Исследования, изучающие потенциальные преимущества увеличения веса для стоимости спутников, были проведены RAND Corporation (1969), Lockheed (1971), Boeing (1988) и Hughes Aircraft Company (1988). Каждое исследование пришло к выводу, что некоторое снижение стоимости КА произойдет, если вес увеличится. Сумма экономии средств, прогнозируемая различными исследованиями, различалась; например, в отчете Боинга подсчитано, что стоимость КА может быть снижена вдвое, если вес будет увеличен на 30 процентов.

- *уменьшение потребной энергетики радиолиний*

Снижение высоты также снижает уровень потерь радиосигнала (link budget), что может быть использовано для снижения энергопотребления и/или уменьшения размера антенн приемопередатчиков/пользовательских терминалов на Земле или КА. Поскольку плотность мощности радиоволн уменьшается пропорционально квадрату расстояния между передатчиком и приемником, в

первую очередь за счет распространения электромагнитной энергии в пространстве по закону обратных квадратов, чем ближе спутник к Земле, тем меньше энергии требуется для передачи сигнала на Землю или спутник.

- *меньшее воздействие космической радиации и космического мусора*

На рабочих орбитах низколётов существенно ниже радиационно-дозовые нагрузки, чем на обычно используемых низких околоземных орбитах. На солнечно-синхронной орбите высотой 300 км накопленная доза радиации практически соответствует орбите МКС, поток тяжёлых заряженных частиц меньше на порядок, а поток космического мусора обнаружимых наземными средствами размеров (от сантиметра) равен фактически нулю.

- *самоочистка рабочих орбит*

Орбиты низколётов, по сути, самоочищаются, решая серьезную проблему космического мусора. Поскольку сопротивление атмосферы на них больше, чем на более высоких орбитах, спутники останутся на них, только пока их ДУ работает. Как только поддержание орбиты прекратится, КА войдут в атмосферу, не требуя специальной системы сведения с орбиты.

6.2 Недостатки низколётов

- *высокое сопротивление атмосферы*

На орбитах низколётов существует остаточная атмосфера, создающая значительное сопротивление спутникам, планирующим оставаться на орбите. Это предъявляет серьёзные требования к двигательным установкам КА. Как правило, при работе корректирующей ДУ возмущения достаточно велики, что вынуждает на это время прерывать работу основной ПН, что также может потребоваться из-за ограниченной общей мощности электроснабжения.

В то же время сопротивление остаточной атмосферы также требует улучшения обтекаемости спутника. Существующие конструкции «большого кубика» с прикрепленными к нему огромными солнечными панелями, характерные для многих спутниках, не будут работать на низких орбитах.

- *воздействие атомарного кислорода*

Низколёты подвергаются воздействию очень высоких уровней атомарного кислорода [57], которая быстро разъедает большинство веществ [58]. Это требует использования специальных покрытий для защиты объектов и оборудования на этой орбите. По оценкам, на низких орбитах до 96% атмосферы составляет атомарный кислород [59]. Общее количество атомов кислорода растет экспоненциально с уменьшением высоты и на порядки больше, чем то, с которым сталкивается МКС на высоте 400 км.

- *сложность в контроле космического пространства и передаче данных*

Низколеты мало заметны для средств контроля космического пространства, что может усложнить управление группировками и предотвращение столкновений. В то же время для систем двойного назначения этот фактор является преимуществом. Космическими средствами контроля они будут наблюдаться на фоне Земли, а наземными - с большой относительной угловой скоростью. Кроме того, их постоянные маневры по парированию аэродинамического сопротивления приводят к постоянной смене орбиты, затрудняя идентификацию наблюдаемых объектов. Однако при этом сами они наблюдают все космические объекты на фоне звездного неба.

Высокая угловая скорость низколётов относительно наземных пунктов уменьшает продолжительность сеансов связи и увеличивает интервал времени между ними. Кроме того, терминалы связи, использующие направленные антенны, должны с высокой динамикой и точностью производить перенацеливание и отслеживание взаимных перемещений.

7. Отработанные и перспективные технические решения «низколётов»: основные технологии, применяемые на рынке, обзор ключевых научных разработок

Несмотря на активные исследования, опыт лётной эксплуатации спутников-низколётов пока ещё невелик. Поэтому большая часть предлагаемых для них решений ещё не отработана на практике. В основном предложения по техническому облику низколётов связаны с особенностями их эксплуатации, поэтому они чётко разделяются на группы, связанные со способами преодоления сформулированных выше недостатков и использования.

7.1 Решения для борьбы с аэродинамическим сопротивлением

В настоящее время для поддержания сверхнизких орбит, как и для более высоких, используются высокоэффективные электрореактивные двигатели (ЭРД), а продолжительность полёта КА на сверхнизкой орбите ограничивается запасом топлива. Во всем мире ведутся лабораторные исследования прямоточных воздушных электрореактивных двигателей (Atmosphere Breathing Electric Propulsion, ABEP или ПВЭРД), которые смогут использовать для работы газы остаточной атмосферы (N_2/O). ABEP использует остаточное содержание кислорода и азота в верхних слоях атмосферы. Такие двигатели могут работать в очень узком коридоре высот, где с одной стороны сохраняется минимально допустимая концентрация молекул воздуха для работы двигателя, с другой стороны — сопротивление атмосферы все еще позволяет аппарату сохранять высоту орбиты.

Как показал опыт миссий ESA GOCE и JAXA SLATS, тяга современных ЭРД от десятков до сотен мН вполне достаточна для компенсации сопротивления атмосферы на высоте 200 км. При этом требуется импульс в диапазоне 1000-3000 с. Но летная отработка прямоточных ЭРД с достижением таких параметров еще не проведена. Более того, в воздухозаборниках наземных испытаний установок ABEP от Busek и Sitael был достигнут коэффициент сжатия

около 125, что на порядок меньше необходимого для работы на VLEO. В России достигли коэффициента ~500, что можно считать лучшим мировым показателем, однако необходимо его дальнейшее повышение. Реально работающий прямоточный ЭРД пока не продемонстрирован даже в лабораторных условиях и перспективы его появления пока непонятны, что является ключевым технологическим препятствием.

Для использования как прямоточных, так и классических ЭРД с высоким удельным импульсом необходима большая мощность электропитания. Для условий применения низколётов она может быть обеспечена только солнечными батареями. Однако, чтобы не увеличивать площадь миделева сечения аппарата, выставляемую в сравнительно плотный набегающий поток, батареи могут размещаться только вдоль потока. В условиях переменного угла направления на Солнце и необходимости размещения на борту большой ёмкости аккумуляторов для парирования непостоянства энергоприхода это существенно снижает удельные характеристики бортовых энергоустановок для всех орбит, кроме солнечно-синхронных.

Кроме того, выступающие плоскости солнечных батарей в этих условиях одновременно неизбежно играют роль аэродинамических стабилизаторов, что требует повышения жёсткости их конструкции и также увеличивает массу.

Для орбит высотой 300-350 км ранее приведенная расчётная оценка для КА типа Dove показывает применимость простейших испарительных либо абляционных двигателей. Наряду с повышением характеристик ДУ для поддержания орбиты значительный эффект может дать перекомпоновка спутника, направленная на повышение баллистического качества изделия, т.е. отношения массы к площади его поперечного сечения. При этом априорно б*о*льшим значением этого показателя будут обладать более тяжёлые аппараты, т.е. уже для микроспутников возможности поддержания орбиты будут лучше, чем у кубсата в приведённом выше расчёте.

7.2 Решения для борьбы с воздействием атомарного кислорода

Несмотря на разреженность верхних слоев атмосферы, пролет на первой космической скорости через них требует специальных устойчивых к окислению материалов, особенно из-за химически агрессивного атомарного кислорода.

Разработаны материалы [60], обеспечивающие одновременно защиту от повреждений атомарным кислородом и атомно-гладкую внешнюю поверхность, которая упруго рассеивает его атомы. Это приводит к вдвое меньшему сопротивлению по сравнению с традиционными материалами, которые способствуют диффузному рассеянию падающего кислорода и других атомов. Такие материалы могут продлить срок службы спутника VLEO за счет уменьшения коррозии и снижения сопротивления.

Тем не менее, их разработка в России пока не налажена. Да и за рубежом их производство встречает трудности. Так, в [61] авторы синтезировали олигомер трисиланол-фенил-полиэдрический силсе-сквиоксан, который добавляли в алифатическую эпоксидную смолу в соотношении 1:1. Подобные материалы считаются наиболее перспективными для защиты от окисления, и были получены хорошие результаты по снижению воздействия кислорода. Однако представленный синтез оказался достаточно сложным для промышленной реализации.

Наиболее надёжным средством защиты от атомарного кислорода остаётся умеренное увеличение высоты орбиты в диапазоне сверхнизких высот. Проведенные на орбитальной станции «Салют-6» эксперименты [62] показали, что на высоте орбиты 300 км воздействие собственной остаточной атмосферы станции (включающая атомы и молекулы O, O_2, N_2 , He, H, Ar) сопоставимо по воздействию на материалы с набегающим потоком атомарного кислорода (за год до 10^{20} $см^{-2}$ с энергией 5…10 эВ). Полученные результаты позволяют прогнозировать эксплуатационную стабильность на этой высоте покрытий из металлов и сплавов в условиях открытого космического пространства.

7.3 Решения для борьбы со сложностью передачи данных

В целом, в большинстве предложений по группировкам низколётов эта проблема игнорируется, и решения калькируются из опыта более высокоорбитальных проектов. Так, ряд китайских разработчиков объявил о наличии на борту их будущих низколётов лазерных терминалов межспутниковой связи. Однако их нацеливание будет крайне затруднено из-за влияния атмосферы, а из-за малой высоты КА над горизонтом сигнал на пути к шлюзу должен будет пройти несколько релейных ретрансляций.

Представляется, что более эффективной в этих условиях является схема системы «Гонец», предусматривающая сеансную организацию передачи данных с накоплением данных на борту спутников. Для аппаратов ДЗЗ возможна непосредственная передача данных с камеры находящемуся в пределах радиовидимости потребителю, для спутников связи – релейная передача данных между наземными потребителями или на другой КА. В целом, данная проблема пока не решена и также выглядит более острой для низколётов, находящихся на высоте около 200 км, чем для верхней границы диапазона сверхнизких орбит.

7.4 Решения для использования низкой радиационной нагрузки

Как отмечалось выше, радиационная дозовая нагрузка на орбитах низколётов сравнительно невелика, что делает определяющим фактором радиационного воздействия одиночные эффекты от воздействия тяжёлых заряженных частиц. Основным из одиночных эффектов является тиристорный, вызываемый такими частицами при замыкании p-n переходов в полупроводниках. Повреждение электроники при этом происходит в основном по механизму короткого замыкания. Это позволяет использовать в спутниках обычные промышленные микросхемы с защитой автоматическим отключением питания при резком возрастании энергопотребления [63].

Это также позволяет обоснованно использовать обычную промышленную электронику с типовой радиационной стойкостью не более 5

крад без проведения дополнительных испытаний. При использовании экрана двухмиллиметровой толщины САС аппарата на такой элементной базе без отключения в приполярных районах может составить 5 лет, миллиметровой – два года. Использование же отключения в приполярных районах и/или электромагнитной защиты может позволить эксплуатацию промышленной элементной базы с минимальной толщиной экрана.

Также из анализа следует, что уменьшение высоты орбиты менее 300 км, исходя из критерия обеспечения радиационной стойкости, нерационально, поскольку поглощённая доза в среднем уменьшается вдвое при уменьшении высоты на 200 км, а плотность атмосферы возрастает экспоненциально. Соответственно, выигрыш в массе противорадиационного экрана будет меньше, чем проигрыш в массе, а тем более стоимости, электрореактивной двигательной установки.

7.5 Решения для использования низкой плотности космического мусора

Низкий риск столкновения с мусором даст возможность использовать герметичные космические аппараты, от которых ранее отказались именно по причине малого срока службы, обусловленного быстрым пробоем гермоконтейнера. Это, в свою очередь, позволит использовать в таких спутниках наземное оборудование практически без дополнительных адаптаций и испытаний на воздействие факторов космической среды, радикально снижая стоимость создания космических аппаратов.

Это позволяет рассчитывать на практически полное отсутствие микрометеоритной эрозии внешних поверхностей КА, а также ничтожную вероятность пробоя кожуха герметичного отсека. От объектов же размера, обнаружимого наземными средствами слежения, можно будет уходить как заблаговременно, так и практически в последний момент, используя бо́льшую тягу ДУ.

Аппаратура, размещённая в таких корпусах, не будет, в итоге, испытывать значимого воздействия радиации, вакуума, температурных перепадов, микрометеоритов, а влияние атомарного кислорода будет ограничено внешним корпусом. Таким образом, состав испытаний, сроки и стоимость проектирования и производства таких космических аппаратов радикально сокращаются и приближаются к принятым для наземной и авиационной аппаратуры. Также исчезает зависимость от импортной радиационно-стойкой элементной базы.

Анализ потока малоразмерных частиц показывает, что применение герметичных корпусов приемлемой толщины возможно уже на высотах 350 км и менее. Для кумулятивных боеприпасов, где также происходит гидродинамическое взаимодействие сплошных сред, существует эмпирическая закономерность, показывающая, что толщина пробиваемой брони практически равна калибру боеприпаса. Если пользоваться ею, можно оценить, что на высоте 300 км для сохранения герметичности кубсатом 3U в течение 10 лет полёта потребуется защита толщиной всего 0,1 мм (и массой 50 грамм при изготовлении из алюминия), тогда как для высот 600-800 км эта толщина возрастает до 1 мм (масса 0,5 кг).

8. Идентификация рациональных технических решений при создании перспективных «низколётов»

Выбор рациональных решений во многом, если не полностью, определяется критериями качества, выбранными при проектировании. Задача выбора проектных параметров низколёта демонстрирует чёткое разделение на три подзадачи.

Первая из них связана с проектированием спутника, обеспечивающего максимальные характеристики целевой аппаратуры. Высота рабочей орбиты такого аппарата должна быть минимально возможной и на современном

уровне техники находиться на уровне около 200 км над уровнем моря. Подобный КА должен оснащаться прямоточным электрореактивным двигателем, нести защитное покрытие и иметь строго оптимальную для обтекания форму с большой площадью разворачиваемых солнечных батарей (в настоящее время их конструкция с необходимыми показателями едва отработана на лабораторном уровне).

Все эти компоненты должны иметь высочайшую надёжность, так как прекращение работы ДУ на несколько часов уже приведёт к необратимому сходу аппарата с орбиты. Работа двигателя должна быть едва ли не постоянной для компенсации атмосферного сопротивления, что ограничивает время работы ПН на витке цифрами до 5% его продолжительности. Аппарат испытывает влияние потоков плазмы в верхней атмосфере, что может привести к появлению возмущающих моментов и требует развитой и высокодинамичной системы стабилизации. Стоимость такого спутника будет сравнительно существенно более высокой, чем находящегося на типовой орбите, а возможность его создания подвержена значимым техническим рискам.

Вторая связана с возможностью обеспечить более высокие характеристики ПН при использовании имеющегося задела в построении служебного борта. Такой аппарат должен использовать высоты около 250-300 км и применять отработанную электрореактивную двигательную установку. Он может ограничиться базовыми мерами по защите от окисления внешних поверхностей и приданию конструкции обтекаемой формы – скорее всего, будет достаточно оксидного покрытия и удлинённой формы. ДУ будет работать несколько минут на витке и к потере аппарата приведёт только её сбой на сутки и более. Стоимость такого спутника будет находиться на одном уровне с типовыми конструкциями (так как, по сути, он и будет типовой конструкцией), его ПН получит выигрыш в эффективности по сравнению с базовым вариантом, а технические риски при создании будут минимальны.

Наконец, третья подзадача заключается в создании спутника-низколёта минимальной стоимости при сохранении эффективности ПН на уровне, достигнутом на типовых орбитах. Подобный спутник должен работать на высоте 300-350 км и поддерживать высоту полёта с помощью однокомпонентного химического или электронагревного двигателя. Ему не потребуется в рамках типового САС защита от воздействия атомарного кислорода, а нужная степень аэродинамического профилирования должна определяться в связи с желаемой степенью экономии на характеристиках ДУ. Потеря высоты при отказе двигателя будет происходить в течение одной или нескольких недель, что даст достаточное время для аварийных мер. Возможно использование герметичного корпуса для приведения условий работы электронной аппаратуры к максимально близким к земным. Стоимость такого спутника будет существенно ниже типовых конструкций, однако технические риски при его создании будут достаточно высоки в начале работ в связи с отсутствием задела.

9. Определение перспектив применения «низколётов» при создании космических аппаратов коммерческого назначения

Размещение на низких орбитах повышает характеристики целевого оборудования спутников. Так, при уменьшении высоты орбиты с 600 км до 300 км вдвое улучшается геометрическое разрешение камер оптического диапазона и в 16 раз(!) снижается энергопотребление радиолокационной аппаратуры, поскольку энергия сигнала уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния от источника. Для радиолокаторов б*о*льший эффект, чем для оптических камер достигается из-за того, что земная поверхность, согласно принципу Гюйгенса-Френеля, представляет собой вторичный переизлучатель, мощность которого прямо пропорциональна падающему на него излучению радара.

Это означает, что камеры, предназначенные для кубсатов, смогут обеспечить субметровое разрешение [64]. Относительно эффекта для радиолокационных спутников может быть проведена следующая оценка. Lacrosse, американский разведывательный спутник, имеет массу порядка 16 тонн, энергопотребление 10-20 кВт и находится на орбитах с высотами до 750 км [65]. Если рассматривать для радарного спутника орбиту высотой 250 км, энергопотребление его радара уменьшится ориентировочно до 200 Вт. Пропорционально снизится и масса спутника, т.е. он сможет быть реализован в микро-классе.

Для спутников связи эффект будет пропорционален второй степени расстояния из-за рассеивания сигнала. Соответственно, рассматривая в качестве типового отечественный КА «Гонец-М» [66], имеющий высоту орбиты 1500 км, максимальную потребляемую радиокомплексом мощность 200 Вт и массу 300 кг, можно заключить, что при переходе на орбиту высотой 300 км потребная максимальная мощность снизится до 8 Вт. Считая, что энерговооруженность аппарата при этом не изменится, массу такого низкоорбитального спутника можно оценить в 12 кг, что соответствует нано-классу.

Следует отметить существование подходов, позволяющих получить из обработки сигналов низкоорбитальной связной группировки навигационную информацию [67]. При этом сигнал такой системы может передаваться на более высоких частотах, чем у существующих высокоорбитальных систем, что позволяет получить его большую мощность и, соответственно, компактные помехоустойчивые приёмные терминалы.

Таким образом, использование сверхнизких орбит потенциально позволяет решить в нано- и микроклассе космических аппаратов все типовые задачи современной информационной космонавтики: дистанционное зондирование Земли, связь и навигацию. При этом на сверхнизких орбитах можно обеспечить уникальные эксплуатационные условия для полезной нагрузки и служебного борта.

При размещении в герметичных корпусах аппаратура спутников не будет испытывать значимого воздействия радиации, вакуума, температурных перепадов, микрометеоритов, а влияние атомарного кислорода будет ограничено внешним корпусом. Таким образом, состав испытаний, сроки и стоимость проектирования и производства таких КА радикально сокращаются и приближаются к принятым для наземной и авиационной аппаратуры. Также исчезает зависимость от радиационно-стойкой элементной базы.

Дополнительно, рост количества космического мусора практически не угрожает спутникам, размещённым на орбитах высотой 300-350 км, и позволяет рассчитывать на сохранение низкоорбитальной инфраструктуры даже при возникновении синдрома Кесслера, т.е. неконтролируемого размножения космического мусора в столкновениях его между собой и с действующими аппаратами. Соответственно, развитие таких аппаратов представляется потенциально рентабельной инвестицией в отличие от планово убыточных и технически нереальных планов по тотальной уборке космического мусора.

10. Требования к перспективным российским аппаратам – «низколётам», их платформам и полезным нагрузкам

Перспективные российские проекты микроспутниковых группировок различного назначения продемонстрировали потенциальную возможность достижения технических характеристик, не уступающих зарубежным аналогам. Однако в то же время все они испытывают сложности в поисках финансирования для развёртывания группировки в полном составе, а также с комплектованием импортной элементной базой космического класса.

Это указывает, что целесообразным является развитие российских микроспутников – низколётов по третьему варианту – наибольшая экономия при создании изделий с сохранением целевых характеристик, так как российская орбитальная группировка в настоящее время критически недоукомплектована. Однако известные проекты данного направления следуют второму варианту и

предпринимаются усилия для лоббирования разворачивания работ по первому, что в целом может стать опасным для будущности направления.

Учитывая низкую доступность для российских разработчиков микроминиатюрной электроники, следует закладывать для перспективных российских низколётов коммерческого назначения формат не менее Cubesat 3U снизу и не более 200-300 кг сверху, что в основном соответствует существующим платформам. В качестве первого этапа работ следует рассмотреть возможность адаптации существующих платформ к низким орбитам при оснащении их ДУ с соответствующими характеристиками (второй вариант) с одновременной подготовкой лётных экспериментов по отработке, специализированной для снижения затрат платформы (третий вариант).

Для адаптации платформы к предлагаемому диапазону высот сверхнизких орбит предлагается рассмотреть оснащение одним из типов малобюджетных ракетных двигателей, по которым в нашей стране имеется наибольший задел: химическим однокомпонентным, электронагревным или абляционно-импульсным плазменным. Также должны быть изменены характеристики комплекса полезной нагрузки, позволяющие работать с большей угловой скоростью подспутниковой точки: увеличена частота съема данных, повышена максимальная угловая скорость стабилизации и т.д. После лётной квалификации доработанной платформы станет возможным второй этап - разворачивание малобюджетных низколётных группировок.

Проведение первого этапа работ позволит повысить целевые характеристики российских микроспутников, улучшив их позиции в конкуренции с зарубежными аналогами. Полезные нагрузки этого этапа будут представлять собой аналоги существующих блоков целевой аппаратуры, адаптированные к меньшей высоте орбиты.

ПН второго этапа будут представлять собой наземную (авиационную) аппаратуру, проектные условия работы которой будут обеспечиваться плат-

формой спутника-низколёта. Опыт «Спутникса» по унификации радиолокационного и оптического КА на платформе «Паллада» показывает возможность широкой унификации спутников различного целевого назначения на единой низколётной платформе.

Такая платформа должна будет использовать:

- высоту орбиты не более 350 км;

- промышленную электронно-компонентную базу с токовой защитой от единичных радиационных эффектов;

- герметичный корпус (по выбору разработчика) с возможностью использования его внутренней среды как рабочего тела для двигателя поддержания орбиты;

- химический однокомпонентный, электронагревный или абляционно-импульсный плазменный двигатель для поддержания орбиты;

- адаптированную к условиям применения в низколёте полезную нагрузку, разработанную на основе задела для наземной или авиационной аппаратуры: модули оптико-электронного либо радиолокационного наблюдения земной поверхности, транспондеров систем связи и IoT, и т.п.

- универсальный интерфейс полезной нагрузки для установки по выбору, требующий минимальной адаптации платформы под конкретную ПН.

Стартовая масса такой платформы с установленным модулем ПН не должна превосходить 300 кг. Предельный габарит КА-низколёта должен быть не больше 1,5 м, что позволит обеспечить развертывание группировок кластерными пусками на ракетах лёгкого класса и их восполнение перспективными РН сверхлёгкого класса.

Группировки КА- низколётов на перспективных платформах должны проектироваться как наращиваемые, численность аппаратов в которых может изменяться сообразно спросу на предоставляемые услуги. Ими должны по минимуму использоваться мощные наземные станции-шлюзы, а основной объём

информационного обмена производиться через пользовательские терминалы, что соответствует идеологии «Гонца».

Разработка платформы низколёта второго этапа может вестись параллельно с работами по первому этапу развития использования низколётов в России. Целесообразно проведение конкурса на проекты в данном направлении, поддержанного НТИ и фондами развития. Второй этап обеспечит существенное снижение затрат на создание КА и позволит быстро нарастить российскую орбитальную группировку со сравнительно небольшими расходами.

Таким образом, переориентирование работ над спутниками-низколётами в Российской Федерации с предложенного Президенту пути инвестирования в исследовательские работы над предельными по характеристикам платформам на сравнительно простой и технологичный вариант без использования предельно низких высот полёта способно решить ряд технико-экономических задач, стоящих перед нашей страной.

11. Анализ емкости и основных сегментов рынка пусковых услуг как потребителя российских ракет-носителей и ЖРД

11.1 Рынок пусковых услуг и его сегменты

Современные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) являются результатом высоких технологий (здесь и далее речь идёт о так называемых ЖРД большой тяги, более 2 тс). Их проектирование, экспериментальная отработка и серийное производство до недавнего времени было доступно лишь крупным специализированным корпорациям нескольких государств: СССР/Россия/Украина, США, Франция, Германия, Япония, КНР.

В целом, каждая страна-участница космической деятельности, стремившаяся обладать собственными РН, в основном ориентировалась на создание максимально эффективных ЖРД в пределах располагаемых ресурсов. Это вполне соответствовало состоянию рынка, который был преимущественно

ограничен взаимодействием государственного заказчика и небольшого количества поставщиков РН и спутников. Как правило, государство заказывало у компаний разработку РН и КА, затем в рамках национальной космической программы приобретало необходимое количество изделий и самостоятельно осуществляло запуски.

Соответственно, рынок ЖРД также был специфическим. ЖРД не продавались свободно, а разрабатывались специализированными компаниями по заказу фирм-разработчиков РН либо государства. При этом конкуренция была слабой (либо отсутствовала вовсе) из-за специализаций поставщиков ЖРД на двигателях определённого назначения: для нижних или верхних ступеней РН, для разгонных блоков или космических аппаратов.

Лишь с середины 1970-х гг. на рынок начали выходить коммерческие игроки, преимущественно, операторы телекоммуникационных спутников. Однако это не сильно изменило ситуацию, поскольку им пришлось пользоваться теми же средствами выведения, что и государственным заказчикам.

С середины 1960-х гг. и вплоть до начала 1990-х гг. ежегодное количество космических запусков превышало 100, причём значительную (а зачастую и большую) запусков выполнял СССР/Россия. В основном эта ситуация объяснялась небольшим сроком активного существования КА (особенно в СССР). Однако развитие элементной базы привело к резкому – с 1-2-х до 5-15 лет – росту срока службы различных КА, их масса и функционал непрерывно росли, а частота запусков, напротив, падала (не превышая 100 пусков вплоть до второго десятилетия 21 века).

В целом, к началу XXI века сложился следующий облик рынка космических запусков. На нём доминировали большие КА массой до нескольких тонн и несколько типов ракет-носителей, нескольких операторов: «Дельта-2» (McDonnel-Douglas/Boeing), «Атлас-2» (Lockheed Martin), «Ариан-4»/»Ариан-5» (Arianespace), «Протон-М» (ILS), «Зенит-3SL» (Sea Launch) со стоимостью пуска порядка 50-100 млн. долл. Стоимость спутников в среднем превышала

стоимость РН. Основным заказчиком, по-прежнему, было государство, заказывающее КА фото- и радиолокационной разведки, метеоспутники, спутники связи и пилотируемые КА, а также экспериментальные технологические, научные и навигационные КА и межпланетные зонды. Коммерческий рынок в основном ограничивался телекоммуникационными (непосредственное телевещание, интернет, телефония) спутниками и КА ДЗЗ.

Однако ситуация начала меняться в середине 2000-х гг. и сейчас мы имеем совершенно новый рынок космических запусков, полностью переформатированный, с новыми игроками, новой сегментацией и новыми тенденциями.

Рис. 30. Основные ракеты-носители рынка коммерческих геостационарных запусков (2000-2010 гг.): «Зенит-3SL», «Протон-М», Ariane-5

Сильнейшее влияние на современный рынок средств выведения оказали работы американской компании SpaceX, образованной Илоном Маском в 2002 г. Он был не первым частным предпринимателем, занявшимся ракетостроением, но первым, реализовавшим коммерчески успешные проекты в области средств выведения.

Пример SpaceX - благоприятная предпринимательская среда, а также наличие большого количества венчурных капиталистов в США позволили

компании SpaceX быстро раскрыть свой потенциал и стать лидером коммерческих программNASA (COTS, CRS, CCDev, CCP). Более того, подтвердив надёжность, относительную дешевизну и функциональность своих носителей Falcon 9 (*Рис. 31*) и Falcon Heavy (Рис. 32), SpaceX смогла прорваться на сегмент рынка правительственных запусков, до того практически монополизированный ULA.

Рис. 31 PH Falcon 9

Рис. 32 PH Falcon Heavy

Во втором десятилетии 21 века структура и тенденции рынка кардинально поменялись. С начала второго десятилетия 21 века пусковая активность игроков рынка начала заметно возрастать после многих лет стагнации. Количество космических пусков в мире растёт экспоненциально (Рис. 33) [68].

Обеспечен этот рекорд резким ростом американских и китайских запусков, снижение количества запусков России приостановилось и вышло в последние годы на приблизительно постоянные показатели. США в 2022 году обошли Китай (после 4-х лет отставания) (Рис. 34) [69] Достигнуто это в основном за счёт запусков Falcon.

Все 20 российских запусков РН были успешными, в то время как у Китая и США зарегистрированы аварийные и частично неудачные пуски. Тем не менее, скользящее среднее % неудачных запусков за последние 10 лет у России остаётся всё ещё выше, чем у США (а у Китая - ещё выше) (Рис. 35) [70]

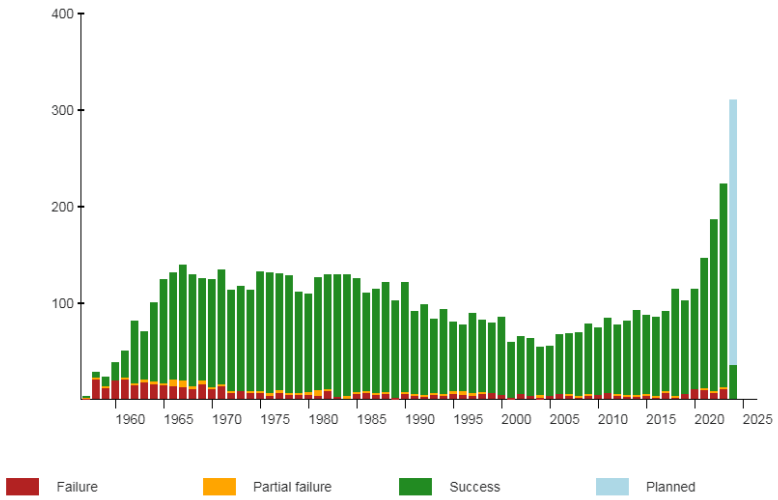


Рис. 33 Динамика космических запусков по годам

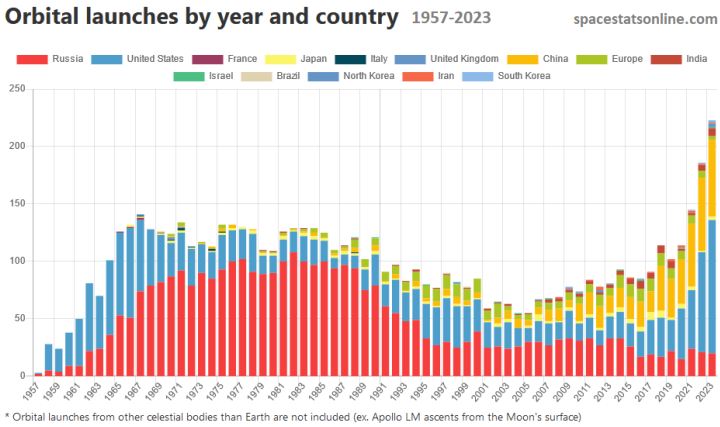


Рис. 34 Динамика космических запусков по странам

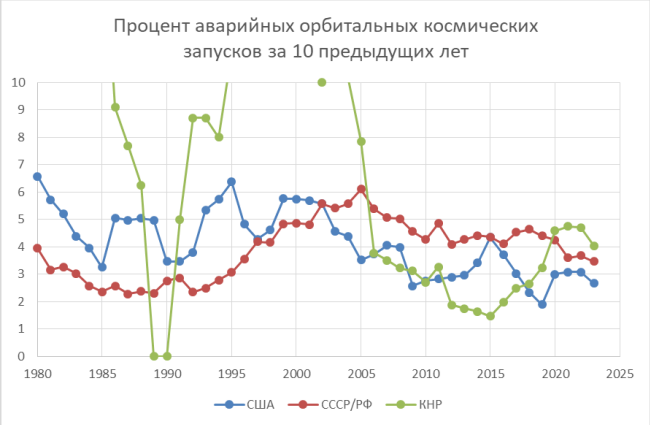


Рис. 35 Динамика доли аварийных космических запусков по странам

11.2 Сегменты рынка и его текущее состояние

Сегментирование по назначению запуска

Основным коммерчески значимым сегментом запускаемых космических аппаратов (КА) в последнее время стали большие группировки малых спутников. Они предлагаются в большом количестве, и большинство из проектов должно быть реализовано в ближайшее десятилетие. Как проектное количество малых КА во вновь разворачиваемых группировках, так и фактически выводимое их число демонстрируют экспоненциальный рост: количество выведенных в 2020 году спутников составило 1271, в 2021 – 1810, в 2022 – 2477, в 2023 – 2911 [71].

К малым условно относятся КА начальной массой не более 1000 кг. Они классифицируются по начальной массе следующим образом: лёгкие (или собственно малые КА) – от 500 до 1000 кг, мини –от 100 до 500 кг, микро – от 10 до 100 кг. Быстрое развитие МКА в последние два десятилетия было обеспечено прогрессом в области микроминиатюрных элекромеханических устройств, электронной компонентной базы коммерческого класса, снижением массы целевой нагрузки.

В меньшей степени тенденция снижения массы и стоимости затронула геостационарные спутники связи, поскольку их масса определяется, прежде

всего, массой, количеством и энергопотреблением транспондеров. Тем не менее, средняя масса таких КА практически перестала расти благодаря появлению так называемых «электросатов», спутников, у которых химические двигательные установки заменены электрореактивными. Применение электрореактивной ДУ снижает массу спутника за счёт уменьшения количества топлива, необходимого для довыведения с геопереходной орбиты. Также на снижение массы геостационарных аппаратов повлияло активное распространение многолучевых систем, позволяющих увеличить пропускную способность при той же массе за счёт более эффективного использования частотного ресурса.

Тем временем на низких орбитах происходит рост пусковой активности, количества запускаемых спутников, снижение их стоимости и формирование больших спутниковых группировок, таких как StarLink (SpaceX), OneWeb, предназначенных для оказания услуг широкополосного интернета, доступного практически во всех уголках Земли. При этом стоимость развёртывания первой из них оценивается примерно в 10 млрд долл. Речь идёт о группировке из 12-42 тысяч МКА массой не более 260 кг. Иными словами, вся группировка может стоить не более 50 современных «больших» геостационарных спутников. Такие масштабы производства планируется обеспечить конвейерной сборкой спутников с использованием роботов. Практически речь идёт о полной смене парадигмы производства КА – переход от штучного к крупносерийному выпуску, сравнимому с объёмом выпуска самолётов.

Изменения в спутниковом сегменте космического рынка влечёт за собой масштабные перемены как на рынке космических запусков, так и в ракетной индустрии, а значит и в индустрии ЖРД:

1) Возможен коллапс сегмента гражданских геостационарных спутников. Многоспутниковые низкоорбитальные группировки с КА в различных областях обеспечат более дешёвые, быстрые и качественные услуги связи, в том числе из-за уменьшения времени задержки передачи сигнала. На геостационаре могут остаться только правительственные КА военной связи системы

предупреждения о ракетном нападении и т.п. Соответственно, сократится и доля сегмента геостационарных запусков (Рис. 36).

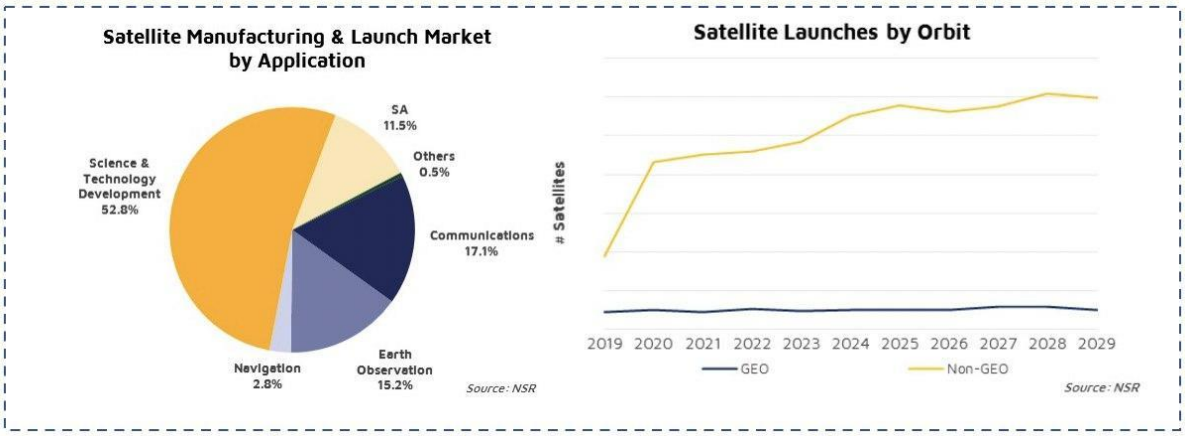


Рис. 36 Сегментация КА по задачам и типам орбит

(GEO- геосинхронные орбиты, Non-GEO – прочие орбиты)

2) Резкий рост количества запускаемых спутников, формирование многоспутниковых низкоорбитальных группировок и необходимость их систематического восполнения влечёт за собой изменение требований к структуре и составу национальных парков РН космических держав. Во-первых, оказывается востребован класс РН сверхлёгкого класса (грузоподъёмность до 500 кг на солнечно-синхронной орбите). Во-вторых, увеличение потребной частоты запусков делает целесообразным применение многоразовых РН. В-третьих, появляется окно возможностей для внедрения сверхтяжелых многоразовых носителей.

Указанные обстоятельства привели к тому, что на рынок космических запусков устремились многочисленные ракетные стартапы, которых в средствах массовой информации и профессиональной среде часто называют представителями New Space (Space 2.0). Приняв следующие минимальные критерии «активной» разработки:

- соответствие размерному классу;
- проработка ракетного комплекса целиком, а не отдельных элементов;
- наличие публикаций и сообщений в СМИ за последние два года;

- отсутствие сообщений о закрытии проекта;

- заявление о будущей коммерческой доступности разработки;

- публикации подробностей работы,

можно выделить на 2022 год 47 активных проектов лёгких и сверлёгких ракет.

Оценивая проекты согласно этим критериям, можно сделать вывод, что в 2015 году в разработке находилось только 20 лёгких и сверхлёгких ракет-носителей (с массой полезной нагрузки до 1 тонны на низкой околоземной орбите).

Эксплуатировалось в 2015 году всего две системы данного класса- Pegasus XL и Minotaur I. В 2023 году количество эксплуатируемых ракет данного класса достигло 20, причём к США и Китаю в качестве стран-владельцев СЛРН добавились Корея и Индия [72].

По предлагаемым проектам невозможно выделить чёткие критерии стоимости пусковой услуги, однако при выводимой массе в районе 250 кг на ССО средняя заявленная стоимость пуска составляет 5-7 млн.долл. Также обращают на себя внимание высокая заявляемая потенциальная частота пусков. Например, компания Rocket Lab объявила о намерении производить запуск ракет Electron каждую неделю, что потенциально закрывает чуть ли не всю мировую потребность в подобных запусках. Однако схожие показатели наблюдаются и у большинства их конкурентов.

Таким образом, налицо явное перенасыщение мирового рынка пусковых услуг предложениями сверхлёгких РН, большинство из которых не обеспечено финансированием. Ведущие эксперты считают, что рынку запусков МКА достаточно трёх-четырёх провайдеров. Подавляющее большинство проектов РН СЛК и ЛК не будут доведены до конца из-за отсутствия финансирования, технических провалов и отсутствия рынка. Вероятнее всего, большинство из них через некоторое время разорятся.

Несмотря на возможное «схлопывание» геостационарного сегмента спутникового рынка, можно прогнозировать сохранение всех классов ракетносителей. Даже тяжёлые (и сверхтяжёлые) РН могут быть эффективно использованы для формирования низкоорбитальных спутниковых группировок, а в ряде случаев, и для их восполнения. При этом в обозримом будущем основными игроками на коммерческом пусковом рынке останутся всё те же компании и страны, а именно: Китай (с конгломератом государственных и связанных с ними частных компаний), США (ULA, SpaceX, RocketLab), Европа (Arianespace), Япония (MHI), Россия (Роскосмос). Northrop-Grumman Innovation Systems (NGIS, ракеты-носители Antares 230, Taurus, Minotaur, Pegasus), вероятно, продолжит играть второстепенную роль на правительственном и коммерческом рынке, и при успехе некоторых стартапов может быть вообще вытеснена с пускового рынка.

Развитие многоразовых систем, обеспечивающих высокую частоту запусков, привело к фактической стагнации западного рынка сверхмалых носителей. Стоимость услуги Ride Share на РН Falcon 9 от SpaceX составляет около 6500 долл. за 1 кг [73], а полёты на типовую ССО выполняются каждые 4 месяца, что снимает недостатки групповых запусков по схеме «автобуса». По этой причине вероятность создания нового жизнеспособного пускового бизнеса на основе РН СЛК на западе стремится к нулю (входящий денежный поток от ограниченного количества запусков не покрывает расходы на содержание команды, производственной и пусковой инфраструктуры).

Подтверждением этой тенденции стал ряд последних событий. Virgin Orbit, после череды успешных пусков подавшая на банкротство после единственной неудачи, окончательно прекратила деятельность, распродав активы. Компания Launcher Space решила отказаться от развития РН, сосредоточившись на создании двигателей, разгонных блоков и других компонентов. Ком-

пания RocketLab ввела в свой портфель новую среднюю ракету-носитель Neutron. Одновременно компания Relativity Space отказалась от развития своей РН ЛК Terran 1 в пользу проекта Terran R.

Вероятно, на рынок запусков МКА в итоге смогут выйти со своими РН СЛК компании Astra Space, до сих пор не добившаяся необходимой надёжности своей ракеты и Blue Origin, которая эксплуатирует одноступенчатую многоразовую суборбитальную систему New Shepard (и к середине 2020-х гг. планирует вывести на рынок тяжёлую частично многоразовую систему тяжёлого класса New Glenn с массой ПН порядка 45 т [74].

а б) в) г)

Рис. 37 Перспективные РН: а) Rocket 4.0, б) LauncherOne, в) New Shepard, г) New Glenn

Такие космические державы как Израиль, Иран, Южная и Северная Кореи в силу ограниченности ресурсов и интересов по-прежнему будут сосредоточены на национальных маломасштабных программах. Индия со своим парком носителей будет занимать некоторую нишу за счёт низкой стоимости выведения своих носителей PSLV и GSLV

Многоразовые ракеты-носители и их двигатели

В настоящее время основным трендом пускового рынка считается внедрение многоразовых (или частично многоразовых) ракет-носителей, чему в значительной степени способствовали успехи компании SpaceX. Между тем экономическая эффективность многоразовых средств выведения не является пока очевидной.

Ключевыми факторами, влияющими на экономическую эффективность многоразовых систем, являются стоимость разработки и производства, количество и частота запусков, стоимость межполётного обслуживания. Чем больший ресурс (количество пусков) закладывается в РН, тем дороже её разработка и производство, что объясняется следующими обстоятельствами. Для обеспечения многократного использования блоки РН должны оснащаться средствами возвращения, спасения и посадки, теплозащитой, системами управления, обладать повышенными запасами прочности с учётом цикличности нагружений и т.п., что ведёт к утяжелению, усложнению и удорожанию конструкции, стоимости её отработки на разных режимах. Чем выше ресурс, тем ниже серийность выпуска, и за счёт условно-постоянных затрат растёт себестоимость производства.

По некоторым данным [75] (без учёта разработки ЖРД), стоимость разработки многоразовой крылатой ступени вдвое выше, чем такой же по массе конструкции одноразовой ступени, стоимость разработки многоразовой баллистической ступени (типа первой ступени РН Falcon 9) на 30-100% выше, чем

такой же по массе конструкции одноразовой ступени, а стоимость производства многоразовой крылатой ступени от 2 до 10 раз выше, чем аналогичной по массе одноразовой ступени.

Вероятно, стоимость изготовления многоразовой баллистической ступени может быть близка к стоимости производства аналогичной по массе одноразовой, но лишь при равной серийности.

Стоимость межполётного обслуживания связана с совершенно новым видом затрат, нехарактерным для одноразовой ракетной техники:

— Необходимость оборудования мест посадки многоразовых ступеней (аэродромы, площадки для вертикальной посадки);

— Необходимость проведения эвакуационных работ для возвращения ступени к месту проведения ремонтно-восстановительных работ, что требует создания соответствующих транспортных, грузоподъёмных и иных средств, а также обученного персонала. В случае возвращения ступени к месту старта задача упрощается, однако только в том случае, если ремонтно-восстановительные работы проводятся на космодроме;

— Необходимость организации производства и хранения запчастей и создания наземной инфраструктуры для проведения послеполётной диагностики и ремонтно-восстановительных работ.

Стоимость межполётного обслуживания первой в мире многоразовой системы Space Shuttle оказалась сопоставимой с постройкой новой орбитальной ступени. В 2017 году в рамках миссии CRS-11 грузовой корабль Dragon был впервые использован повторно (после миссии CRS-4 2014 года). По словам Маска [76], подготовка к миссии CRS-11, согласно внутренним подсчетам компании, обошлась почти в ту же сумму, в которую обошлось бы использование нового корабля. Более того, он отметил, что, вероятно, не все факторы были учтены аналитиками, и реальная стоимость повторного использования корабля даже слегка превысила стоимость создания нового аппарата.

Хотя Маск обещал снизить стоимость полёта повторно используемого корабля на 50% по сравнению с одноразовым изделием уже со второго полёта, недавнее продление контракта на осуществление пилотируемых миссий с использованием многоразовых капсул было проведено без снижения стоимости места в корабле [77]. Если снижение себестоимости и произошло, оно повлияло только на прибыль SpaceX.

С учётом уменьшения весовой отдачи, а также роста затрат на производство и разработку, окупаемость в разумные сроки (3-5 лет) многоразовых РН может быть обеспечена при высокой частоте запусков, стабильном грузопотоке и низких затратах на межполётное обслуживание. Пока никаких надёжных сведений о фактической количественной величине этих факторов нет. В этих условиях, к примеру, неясно, нужны ли Европейскому космическому агентству многоразовые носители, если объединённая Европа осуществляет в год 5-7 пусков РН, из которых половину совершает лёгкая РН Vega.

Практически однозначно многоразовые системы могут быть востребованы в таких программах, как развёртывание спутниковых группировок, состоящих из тысяч или десятков тысяч КА. Например, РН Falcon 9 в одном запуске может вывести 60 спутников StarLink, и для развёртывания 42 000 аппаратов (максимальная конфигурация системы) потребуется 700 запусков. Соответственно, ту же задачу полностью многоразовая система Super Heavy-Star-Ship (Рис. 38) решит примерно за 70…100 запусков. Количество изделий, которое необходимо будет изготовить в обоих случаях, будет зависеть от реально достигнутой кратности использования.

Многоразовость также может быть востребована не только для снижения стоимости выведения, но и для исключения больших капитальных затрат, например, на создание новых производственных мощностей при росте спроса на пусковые услуги. В частности Питер Бек, основатель и руководитель компании RocketLab, ещё несколько лет назад говорил об отсутствии экономической целесообразности повторного использования РН сверхмалого класса, но

с 2019 года экспериментирует со спасением первой ступени РН Electron (Рис. 39) с использованием метода вертолётного подхвата. Это позволит повысить частоту запусков без строительства нового ракетного завода.

Пока совершенно неисследованным остаётся вопрос о целесообразности применения многоразовых систем при очень малом количестве пусков (менее 1-2 раза в год). При таком темпе содержать постоянно действующую производственную линию неоправданно, а персонал может утратить навыки, что приведёт к ухудшению воспроизводимости технологических процессов и к снижению качества и надёжности изделия. В таких случаях, возможно, выгоднее сразу изготовить партию многоразовых ракет, закрыв производственную линию.

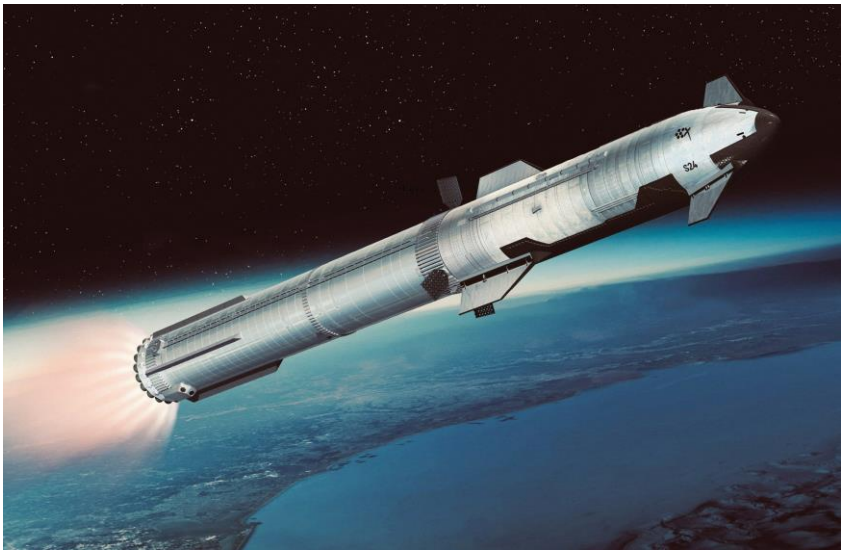


Рис. 38 Многоразовая сверхтяжёлая система Super Heavy/StarShip

Рис. 39 Ракета-носитель Electron

В ближайшее время (3-5 лет) маловероятно, что частично многоразовые системы позволят снизить стоимость запуска более чем на 10-15%. Полная стоимость космических миссий состоит из трёх – примерно равнозначных по стоимости – составляющих: стоимость КА, стоимость запуска, затраты на управление миссией. Поэтому даже снижение стоимости до нуля, в пределе, обеспечит снижение стоимости космических миссий примерно на треть.

В настоящее время многократное использование ЖРД обусловлено, в основном, двумя факторами: востребованностью рынком многоразовых средств выведения и необходимостью обеспечения высокой надёжности за счёт повышения технического ресурса.

Возможны две концепции многоразовых ЖРД с точки зрения восстановления ресурса для повторного использования. Первая концепция заключается в применении неремонтируемого максимально простого ЖРД, рассчитанного на длительную работу. Вторая концепция – ремонтопригодного ЖРД – допускает использование как умеренных, так и «напряжённых» параметров рабочего цикла. Однако двигатель выполняется разборным, с использованием резьбовых соединений, его агрегаты допускают быструю замену.

На текущий момент наиболее приемлемыми компонентами для многоразовых ЖРД считаются водород и метан (сжиженный природный газ, СПГ) в паре с жидким кислородом. Водород, в отличие от керосина гарантируют отсутствие сажеобразования в трактах ЖРД, а метан значительно его снижает, что имеет решающее значение для снижения стоимости межполётного обслуживания. Жидкий водород, обеспечивая высокую энергетику, дорог в производстве и хранении, а кроме того, вызывает наводораживание компонентов ЖРД и падение их механических характеристик. В этой связи наибольшие перспективы для применения в многоразовых ЖРД имеет метан.

Перспективы использования российских ЖРД в инициативных проектах

В силу монополизации и стагнации сегмента госзаказа на отечественном рынке пусковых услуг пока наиболее перспективным рынком для продвижения существующих двигателей представляется их применение в инициативных проектах, в т.ч. на зарубежном рынке. Наиболее перспективными при этом являются двигатели РД-107А/108А, НК-31/39 и НК-33/43, как наиболее отработанные и имеющие при этом сравнительно низкую удельную стоимость тяги. Их продвижение рассматривается либо через участие в существующих

ракетных программах субъектов рынка, либо через финансирование новых ракетных проектов.

Как уже указывалось выше, в отечественной программе развития средств выведения практически не представлен сегмент сверхлёгких ракет, а полезная нагрузка разрабатываемых изделий ограничена снизу величиной около 600 кг («Крыло-СВ»). Двигатели, формально пригодные для первых ступеней РН СЛК со стартовой массой около 20 т (обеспечивающей на солнечно-синхронной орбите массу ПН около 250 кг) должны иметь тягу 40 тс и меньше, не использовать токсичные топливные компоненты и находиться в серийном производстве.

Этим требованиям удовлетворяют РД-0110/0124, РД-0146 и 11Д58. Все они разработаны для верхних ступеней существующих ракет среднего и тяжелого класса и разгонных блоков. Это потребует создания и отработки специальной модификации таких двигателей с укороченным соплом для обеспечения возможности применения в атмосфере. В противном случае, как показывают расчёты, возможно возникновение отрывного течения и неустойчивая работа двигателя, сопровождаемая механическими колебаниями при перестройке течения.

Такие модификации будут обеспечивать меньшую тягу и удельный импульс, чем оригинальные двигатели. Кроме того, изменятся гидравлические потери в рубашке охлаждения и температура охлаждающего компонента на выходе из неё, что приведет к необходимости дополнительной отработки двигателя в изменившемся режиме работы.

Результаты расчёта тяги и удельного импульса оригинальных и модифицированных двигателей сведены в Табл. 8.

Табл. 8 Расчётные параметры существующих ЖРД в сравнении с их возможной модификацией с атмосферным соплом (выходное давление 1 бар)

Двигатель	Удельный импульс у Земли, сек	Удельный импульс в вакууме, сек	Тяга у Земли, тс	Тяга в вакууме, тс
(оригинал/модификация)				

РД-0124	200/303,9	359/331,1	16,7/28	30/30,6
РД-0110	254/280	326/304	23,4/25,8	30/28
РД-0146	195,8/371,8	460,5/402,7	4,25/8,1	10/8,7
11Д58	137,9/280,6	350/304	3,3/6,8	8,5/7,4

При этом РД-0146 использует в качестве горючего водород, который потребует дополнительного оснащения стартовой площадки РН СЛК в силу быстрого испарения, а его метановая версия не готова к серийному производству, как и метановое оборудование на космодромах – к эксплуатации.

Альтернативой РД-0124 с атмосферным соплом для первой ступени РН СЛК является двигатель РД-107А/РД-108А, имеющий тягу на уровне моря/в вакууме на уровне (80,8…85,6)/(101…102) тс без потребности в модификации сопла и находящийся в серийном производстве. Это позволяет (и требует) повысить стартовую массу РН до 50-65 тонн, поскольку для 20-тонной ракеты его использование приводит к неприемлемым перегрузкам. В этом сегменте рынка, однако, изделие начинает конкурировать на российском рынке с проектами, разрабатываемыми в рамках госпрограммы.

Баллистические расчёты для РН СЛК показывают соотношение тяг второй и 1-й ступеней 10…20 для повторного включения и 20…40 – для непрерывного выведения. Для проектируемых и реально эксплуатируемых РН более тяжёлого класса это соотношение составляет 5…9, в т.ч. в целях унификации ЖРД, используемых на обеих ступенях. Поэтому образом, для комплектации второй ступени РН СЛК фактически могут быть использованы только модификации 11Д58.

Таким образом, при использовании существующих двигателей, находящихся в серийном производстве, выполнение технического задания по массе ПН на зачётной орбите возможно только при существенном превышении стартовой массы над заданной. При этом получаемая величина ПН значительно выше требуемой, и фактически разрабатываемая ракета переходит в другой класс.

Перечень возможных проектных решений значительно расширяется, если рассматривать также двигатели, не находящиеся в производстве, но по которым имеется разного рода задел: устаревшие снятые с производства двигатели, стендовые макеты, заимствованные компоненты более мощных двигателей и т.д. В этом случае для первой ступени может быть использован перспективный двигатель разработки КБХА РД-0124МС, тяга которого вдвое выше, чем у базового РД-0124 и составляет у земли около 50 тонн.

На второй ступени появляется возможность использования ЖРД на основе рулевой камеры двигателя РД-108А либо самостоятельно изготовленного двигателя с вытеснительной подачей. Также возможно использование РД-0109 разработки КБХА со схожими характеристиками, производство которого было прекращено в 1960-х годах.

При этом необходимо отметить, что применение на таком двигателе электронасосного агрегата, использование которых широко распространено в частных проектах данного класса за рубежом, скорее всего, будет неприемлемо в российских условиях. Большая часть критичных компонентов этого агрегата (в основном, высокомощные аккумуляторные батареи) относится к подсанкционному импорту и не имеет перспектив импортозамещения в ближайшем будущем. Поэтому выбор производится только между турбонасосным агрегатом и вытеснительной подачей.

Итого, для комплектации сверхлёгкой РН могут быть использованы на первой ступени двигатели РД-108А, НК-31/39, РД-0124 и РД-0124МС, на второй: РД-0109 (или схожий с ним по характеристикам двигатель на основе рулевой камеры РД-108А), 11Д58М либо новый двигатель собственной разработки с вытеснительной подачей.

Для проектно-баллистического расчёта использовались следующие исходные данные:

— отношение заправленной массы ступени РН с насосной подачей к сухой 12,3 (среднее значение для ракетных блоков А РН «Союз-2.1б»);

— для вариантов с насосной подачей РН принималась двухступенчатой, масса и тяговооруженность ступеней определялась как оптимальная по величине ПН без учёта полей падения, на второй ступени реализовано повторное включение, если оно возможно для используемого двигателя.

В результате расчёта определялись значения массы полезной нагрузки РН на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км. Результаты расчёта сведены в Табл. 9. Использование доработанного на атмосферное сопло двигателя открытого цикла РД-0110 приводит к значениям ПН, не удовлетворяющим требованиям ТЗ, поэтому в таблице они не приводятся.

Также не рассматривался вариант с несколькими доработанными на атмосферное сопло 11Д58 на первой ступени, т.к. по удельному импульсу на уровне моря такая модификация не превосходит доработанный РД-0110, будучи при этом тяжелее него. Однако при использовании более лёгких двигателей на основе рулевых камер РД-108А это возможно, поэтому подобный вариант был проработан в исполнении с 9 двигателями. Для него не рассматривалась верхняя ступень с вытеснительной подачей, т.к. он не имеет резерва грузоподъёмности, а также с 11Д58М, неоптимальным по тяге – только однотипная камера с вакуумным соплом.

Табл. 9 Оценочные величины ПН для РН с доступными вариантами ДУ

Двигатель первой ступени	Двигатель второй ступени	Полезная нагрузка, кг
РД-108А	РД-0109	900
	ЖРД на основе РК РД-108А	900
	11Д58М	1280
	ЖРД с вытеснительной подачей	740
РД-0124МС	РД-0109	864
	ЖРД на основе РК РД-108А	837
	11Д58М	946
	ЖРД с вытеснительной подачей	557
РД-0124 («земной»)	РД-0109	289
	ЖРД на основе РК РД-108А	365
	11Д58М	93
	ЖРД с вытеснительной подачей	300
НК-31/39 («земной»)	РД-0109	238
	ЖРД на основе РК РД-108А	303

Двигатель первой ступени	Двигатель второй ступени	Полезная нагрузка, кг
	11Д58М	90
	ЖРД с вытеснительной подачей	217
9*РК РД-108А	РК РД-108А	277

Из таблицы 9 видно, что полезная нагрузка вариантов РН, отличающихся использованием доработанных НК-31/39 или РД-0124 на первой ступени, а также РД-0109 или ЖРД на основе РК РД-108А, различается меньше, чем погрешность использованной при анализе методики. Поэтому рационально объединить их в единые варианты, а выбор конкретного двигателя производить из конъюнктурных соображений, если подобный вариант окажется рациональным по технико-экономическим критериям.

Не существует однозначно приемлемой методики определения стоимости РН при предпроектных расчётах. Обычно используется два подхода к оценке стоимости ракет [78]. В первом стоимость ракеты пропорциональна количеству используемых в ней деталей, во втором – сухой массе. Чтобы учесть роль двигателей в формировании стоимости РН, можно рассмотреть их ценообразование и характеристики отдельно.

Тогда по первой теории стоимость РН определится как сумма константы, определяемой стоимостью прочих конструктивных элементов, помимо двигателей (поскольку количество деталей не изменяется при масштабировании конструкции с изменением характеристик двигателя), с суммарной стоимостью применяемых двигателей $C_{дв}$. Удельная стоимость выведения, соответственно, определится как отношение этой величины к массе ПН $M_{пн}$:

$$\overline{C_1} = \frac{C_{дв} + C_1}{M_{ПН}}$$

Значение константы C_1 показывает стоимость прочего оборудования РН. Оно может быть оценено через среднюю стоимость ракетного блока РН «Союз-2.1б», поскольку данная теория ценообразования предполагает, что с изменением массы ракетного блока его цена не должна измениться, т.к. состав деталей останется тем же самым.

По второй теории стоимость РН определится как сумма константы удельной стоимости прочего оборудования РН C_2, умноженной на её сухую массу $M_{РН.с}$ за вычетом массы двигателей $m_{дв}$, и суммарной стоимости применяемых двигателей.

$$\overline{C_2} = \frac{C_{дв} + C_2(M_{РН.с} - m_{дв})}{M_{ПН}}$$

Здесь стоимость двигателя определяется для типичных представителей их типов (вытеснительная подача, насосная подача по открытой схеме, насосная подача по замкнутой схеме) пересчётом через величину тяги $R_{дв}$ из стоимости прототипов $C_{пр}$, т.е.

$$C_{дв} = C_{пр}\frac{R_{дв}}{R_{пр}}$$

Масса ПН определяется из проектно-баллистического расчёта, в котором используются типовые значения характеристик двигателя для каждого варианта подачи. Значение константы C_2, т.е. стоимости килограмма сухой массы конструкции РН, можно определить по известным параметрам для РН «Союз-2.1б», так как в проекте предполагается использование тех же технологий.

Реальная стоимость изделий, скорее всего, будет находиться внутри диапазона, предсказываемого двумя описанными теориями ценообразования. Это даёт возможность провести следующие экономические расчёты.

По стоимости большинства находящихся в производстве двигателей из числа проанализированных выше существуют опубликованные данные по контрактам различной давности [79]. Считая, что механизм ценообразования с тех пор не изменился, можно пересчитать цены на современные с учётом общероссийских показателей инфляции.

Стоимость двигателей, для которых таких показателей нет, пересчитывалась из данных по тем ЖРД, для которых она доступна, с помощью Advanced Misson Cost Model [80]. По ней определялось значение стоимости базового

двигателя и анализируемого соответствующей массы, затем на их соотношение домножалась стоимость базового двигателя. В качестве базового для двигателя РД-0124МС принимался РД-0124, для РД-0109 – РД-108А. Следует отметить, что опубликованные стоимости российских двигателей отражают ценообразование для федеральных пусков, т.е., фактически, себестоимость. Для частных заказчиков цена может вырасти.

Для двигателя с вытеснительной подачей была взята стоимость одного из прототипов – двигателя Liberty американской компании Microcosm тягой около 2 тс [81]. Для пересчёта на современную стоимость использовалась, соответственно, инфляция в США и курс доллара на конец 2023 г. Итоговое значение было скорректировано на отношение ВВП РФ по ППС к номинальному ВВП 0,42, чтобы отразить меньшую стоимость российского оборудования по сравнению с американским.

Значения стоимости двигателей сведены в Табл. 10

Табл. 10 Оценочная стоимость отечественных и зарубежных двигателей с возможностью использования в проекте.

Двигатель	Цена, млн. руб.	Дата контракта	Цена на конец 2023 г., млн.руб.	Удельная стоимость тяги, тыс.руб./кгс
РД-108А	30	2011-01-01	71,5	0,84
РД-0124	82	2011-01-01	195,5	7,0
11Д58М	63,5	2011-01-01	151,4	17,8
РК РД-108А	-	-	14,3	2,6
РД-0124МС	-	-	310,9	6,2
ЖРД с вытеснительной подачей	12 тыс.долл. =0,06414 млн.руб.	16.09.1996	0,88	0,45

Определим константы C_1 и C_2 для расчёта стоимости РН СЛК. Стоимость производства РН «Союз-2.1б» составляла в 2011 году 898,2 млн.руб. [13] В её состав входят пять двигателей РД-107/108 стоимостью 30 млн.руб. каждый (на ту же дату) и один двигатель РД-0124 стоимостью 82 млн.руб. Таким образом, суммарная стоимость двигателей составила 232 млн.руб. или 25,8% от стоимости РН.

Сухая масса РН составила приблизительно 24 т или за вычетом масс двигателей около 18 т. То есть стоимость килограмма конструкции РН составила 37 тыс.руб. 2011 года или, с пересчётом по инфляции на конец 2023 года, C_2=88,2 тыс.руб.

При этом РН «Союз-2.1б» состоит из шести ракетных блоков. Средняя стоимость одного ракетного блока без двигателя составит на конец 2023 года 264,5 млн.руб. Т.е. С1=264,5 млн.руб*N, где N –число ракетных блоков в рассматриваемой РН.

Теперь для рассматриваемых вариантов РН СЛК можно оценить стоимость по обоим теориям ценообразования. Результаты расчётов сведены в Табл. 11.

Табл. 11 Результаты оценки стоимости РН СЛК на основе существующих и перспективных двигателей

Вариант РН	Стоимость по 1-й теории, млн.руб.	Стоимость по 2-й теории, млн.руб.	Удельная стоимость по 1-й теории, млн.руб./кг	Удельная стоимость по 2-й теории, млн.руб./кг
Вытеснительная подача, алюминиевый корпус	804,5	741,4	2,9	2,7
Вытеснительная подача, композитный корпус	>706,5	>230,5	>2,6	>0,84
РД-108А+ РК РД-108А	614,5	455,4	0,68	0,51
РД-108А+11Д58М	751,9	592,5	0,58	0,46
РД-108А+вытеснительная ступень	>601,0	>479	>0,81	>0,65
РД-0124МС+ РК РД-108А	853,9	505,0	0,99	0,58
РД-0124МС+11Д58М	991,3	686,2	1,18	0,82
РД-0124МС+ вытеснительная ступень	>840,4	>564,9	1,51	1,01
РД-0124(з)+ РК РД-108А	738,8	323,3	3,1	1,35
РД-0124(з)+ вытеснительная ступень	>725	>312,4	2,4	1,04
9*РК РД-108А+ РК РД-108А	672	260	2,4	0,93

Из анализа Табл. 11 можно сделать следующие выводы. Вытеснительная подача при использовании металлических корпусов приводит к существенному росту стоимости выведения и бесперспективна. Композитный корпус потенциально способен обеспечить конкурентоспособность РН с вытеснительной подачей, однако его себестоимость не может быть оценена по аналогии с металлическим и требует уточнения.

Без учёта вариантов с вытеснительной подачей минимальную стоимость РН обеспечивают ДУ на основе задела РД-108. В зависимости от применяемой теории ценообразования, она обеспечивается конфигурацией РД-108А+ РК РД-108А либо 9*РК РД-108А+ РК РД-108А. Минимальная удельная стоимость обеспечивается конфигурацией РД-108А+11Д58М, однако в основном за счёт грузоподъёмности более тонны на целевой орбите, что позволяет отнести такую РН уже к другому, лёгкому классу. К тому же установка дополнительного соплового насадка на РК РД-108А или РД-0109 способна повысить величину ПН на целевой орбите без существенного увеличения стоимости, что выводит её в лидеры по удельной грузоподъёмности без потери лидерства по абсолютной стоимости РН по 1-й теории ценообразования.

Применение замкнутой схемы подачи экономически нецелесообразно для РН СЛК. Конфигурации на основе таких двигателей не имеют экономического выигрыша по сравнению с основанными на открытой схеме, при этом усложняя конструкцию РН и снижая её надёжность.

Итого, в эскизном проектировании необходимо рассмотреть следующие варианты РН СЛК: несколько двигателей на основе РК РД-108А (или РД-0109) на первой ступени и один такой двигатель с вакуумным соплом на второй ступени, РД-108А на первой ступени и один или два двигателя на основе РК РД-108А с вакуумным соплом (или РД-0109) на второй ступени, а также РД-108А на первой ступени и вторая ступень с вытеснительной подачей и композитным корпусом как запасной вариант на случай невозможности создания ТНА для

РК РД-108А (или РД-0109) или завышения производителем стоимости поставки такого двигателя.

В рамках аванпроекта РН «Сибирь», выполненного ООО «Лин Индастриал» [82], была показана возможность использования на второй ступени ЖРД на основе рулевой камеры двигателя РД-108А либо самостоятельно изготовленной камеры сгорания. Расчётная тяга такого двигателя составляла 3,5-4 тс, удельный импульс – 305…317 с. Предложенная концепция позволяет получить на ССО 500 км массу ПН 676 км при стоимости ракеты на уровне 500 млн.руб.

Энергетические характеристики такой РКН представлены на Рис. 40.

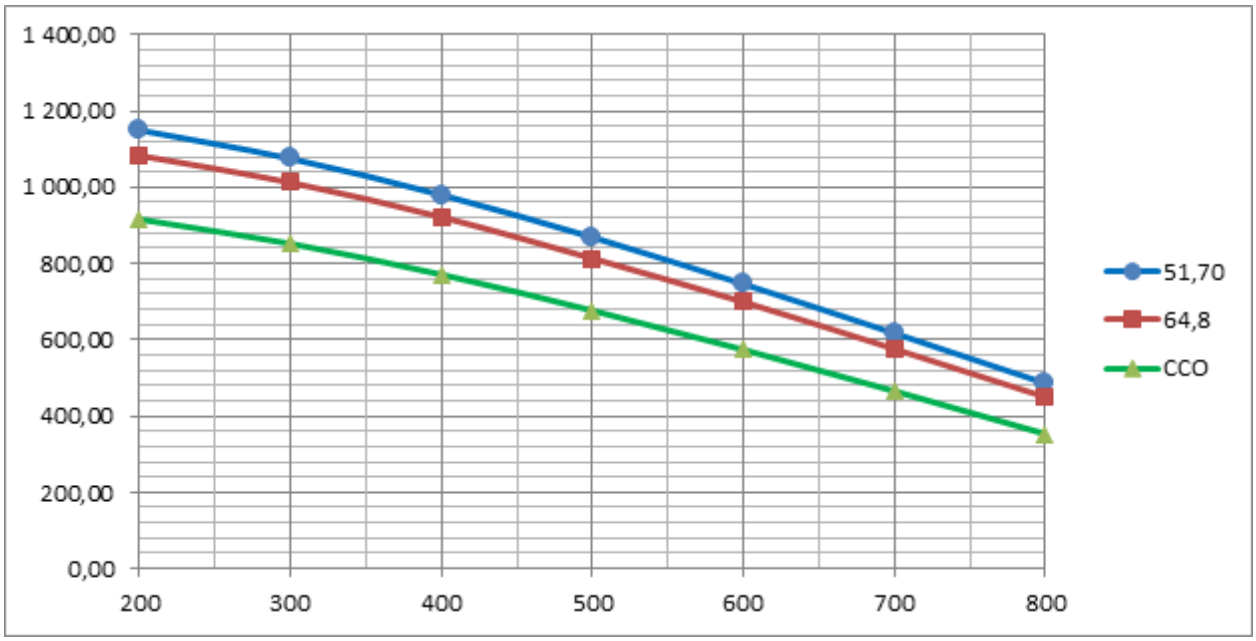


Рис. 40 Энергетические характеристики РН «Сибирь» на основе двигателя РД-108А

Рассматривались также альтернативные варианты подобных носителей. Так, вариант с двигателем второй ступени на основе одной из камер РД-108А с вытеснительной подачей приводит к снижению массы ПН на ССО 500 км до 420 кг, при этом стоимость ракеты снижается до 470 млн.руб. Проработанный вариант на основе 11Д58М обеспечивает эту величину на уровне 569 кг при прямом выведении и 893 кг – при многократном включении второй ступени, что обеспечивается используемым двигателем.

Таким образом, для инициативных проектов остаётся относительно свободным только сегмент рынка РН СЛК с массой ПН на опорной орбите 500 кг и менее. Для него вышеприведённый анализ показывает невозможность компоновки экономически эффективной РН с существующими двигателями, находящимися в серийном производстве.

Перечень возможных проектных решений значительно расширяется, если рассматривать также двигатели, не находящиеся в производстве, но по которым имеется разного рода задел: устаревшие снятые с производства двигатели, стендовые макеты, заимствованные компоненты более мощных двигателей и т.д. Так, тем же ООО «Лин Индастриал» была проработана РН СЛК «Анива» на основе метанового ЖРД С5.86.1000-0 КБХМ им. Исаева [83]. При стартовой массе 7,3 т проектная грузоподъёмность РН составляла 90 кг на НОО. Однако до настоящего времени базовый двигатель изделия не вышел из состояния стендового демонстратора.

Таким образом, технические и организационные риски при использовании подобного задела сравнимы с разработкой новых ЖРД, дополнительно диктуя неоптимальные решения для создаваемых РН, адаптированных к нему. Это заставляет разрабатывать для целевого сегмента РН СЛК новые двигатели. При этом успешная разработка в данном классе РН впоследствии может быть развита в изделие с большей грузоподъемностью, т.к. не будет нести ограничений, связанных с использованием задельных двигателей.

Разработка для РН СЛК новых двигателей и требования к ним

Минимальной стоимостью в расчёте на единицу сухой массы и максимальной реализуемостью обладают РН с вытеснительной подачей. Подобный подход опирается на максимальное упрощение применяемых технологий. Для снижения стоимости разработки и производства составных частей подобной РН возможно использование, например, вытеснительной подачи с минимально эффективным давлением (около 15 бар в баках), металлических баков,

горячего наддува и двигателей с абляционно-завесным охлаждением. Данные решения нацелены на минимизацию затрат на разработку проекта и снижение удельной стоимости выведения для конкуренции с РН более высокой грузоподъёмности. Обоснование технической реализуемости предложенных решений и имеющегося задела представлено в [84].

В качестве топливной пары для подобной РН наиболее эффективно использование жидкого кислорода и керосина. На всех трех ступенях возможно использование двигателя тягой около 2 тс у земли, имеющего высотные модификации с увеличенным сопловым насадком и унифицированную камеру сгорания [85]. Такой двигатель может иметь абляционное охлаждение камеры сгорания, выполненной из наполненных фенольных смол, с дополнительной завесой в районе критического сечения. В смесительной головке целесообразно использование двухкомпонентных центробежных форсунок, спроектированных на минимальный перепад давлений. Управление вектором тяги осуществляется впрыском горючего в закритическую часть сопла. Расчётный удельный импульс двигателя первой ступени при давлении в камере сгорания 10 бар составляет 196 сек у земли и 275 сек в вакууме, второй ступени – 313 сек, третьей ступени – 327 сек. Проектное отношение тяги к массе у двигателя первой ступени составляет 75:1.

Аналогом и прототипом данного двигателя является прошедший лётные испытания Kestrel со второй ступени РН Falcon 1, продемонстрировавший при схожей тяге удельный импульс 327 с и время работы более 400 с [56], что сопоставимо с двигателем третьей ступени РН «Союз» РД-0110. Однако данный двигатель значительно уступает РД-107А, используемому на первой ступени РН «Союз», обеспечивая удельный импульс на уровне Земли не более 200 с против 263 с [86]. Тем не менее, по мере подъема ракеты в менее плотные слои атмосферы этот разрыв быстро сокращается.

Наиболее существенным для реализуемости концепции является массовое совершенство ступеней. Рассмотренный выше двигатель с вытеснительной подачей требует повышения давления подачи до 15 бар. РД-107А нуждается в давлении подачи 5-6 бар для разных компонентов [87]. Поскольку давление наддува в РН «Союз» было подобрано так, чтобы компенсировать сжимающие напряжения в баках, следует ожидать, что сухая масса топливных баков вырастет пропорционально давлению в них.

Получить оценку относительной сухой массы топливного отсека для РН с вытеснительной подачей тогда можно из следующих соображений. Для первой ступени РН «Союз» сухая масса одного ускорителя первой ступени составляет 3,784 т при заправке 39,16 т [88]. Отнимая из сухой массы ускорителя сухую массу РД-107А (1,19 т), получаем относительную сухую массу топливного отсека на уровне 6,6%. Соответственно, при вытеснительной подаче этот показатель может составить до 16,5%. Массу сухих отсеков в данном оценочном расчёте можно принять пропорциональной массе топливных.

Также пропорционально вырастет и масса газа наддува. Для РД-107 расход жидкого азота составляет 0,55% от расхода основных компонентов. Соответственно, для повышенного давления при вытеснительной подаче его потребное количество около 1,4%. Следует отметить, что при таком расходе азота необходимое для работы двигателя минимальное давление в баках он может обеспечивать, только находясь в них при средней температуре около -38ºС. Это указывает на б*о*льшую эффективность системы горячего наддува для криогенных компонентов, чем была продемонстрирована для высококипящих в экспериментах [89]. Массой бака для хранения жидкого азота можно пренебречь по сравнению с прочими погрешностями принятой оценочной методики.

Таким образом, без принятия дополнительных технических решений отношение сухой массой ступени (за исключением двигателей) к массе топлива может составить до 18% (!). Это согласуется со статистическими данными для

РН с вытеснительной подачей, приведёнными [78]. Соответствующая доля ПН для трёхступенчатой РН, удовлетворяющей условиям ТЗ, составляет 0,00527, а её стартовая масса 47,4 т. Это заставляет рассматривать различные меры по повышению конструктивного совершенства ступеней с вытеснительной подачей.

Основным направлением повышения массового совершенства ступеней РН с вытеснительной подачей является использование композитных конструкций. Для второй ступени американской РН Falcon-1, использующей вытеснительную подачу, сухая масса составляет 510 кг (из которых 52 кг весит двигатель Kestrel) при массе топлива 4028 кг, что приводит к относительной сухой массе топливного отсека на уровне 11,4%.

Применение гелиевой газобалонной системы наддува с подогревом вместо наддува тёплым азотом может дополнительно повысить массовое совершенство топливных отсеков. Сохраняя температуру гелия на том же уровне, что и у азота в системе наддува баков РН «Союз», можно снизить его расход, отнесенный к расходу основных компонентов, до 0,2% применительно к РН с вытеснительной подачей.

Итого, использование композитных баков и наддува гелием по сравнению с уровнем технологий, использованных в РН «Союз», позволяет снизить относительную сухую массу ракетного блока (за исключением двигателей) с 18% до 11,6%. Соответствующее повышение доли полезной нагрузки составляет 0,0109, а стартовая масса РН снижается до 23 т.

Проработанный облик РН с вытеснительной подачей имеет существенно меньшую долю ПН, чем обычно используемые РН с турбонасосной подачей. Это требует проведения оптимизационных расчётов для выбора применяемого типа двигателей.

В большинстве РН суммарная характеристическая скорость с учётом потерь составляет около 9,5 км/с, распределение бюджета характеристической

скорости между ступенями приблизительно равное, а стартовая перегрузка составляет 1,3-1,5 g. Это даёт возможность оценить изменение массы полезной нагрузки первой ступени в зависимости от рабочего давления двигателя при различных типах используемой подачи. Для второй (и третьей, при наличии) ступени данная зависимость гораздо слабее, что уравнивает варианты подачи по доле полезной нагрузки.

По результатам собственных проработок ООО «Лин Индастриал», удельная мощность ЭНА составляет на современном уровне около 1,7 кВт/кг, удельная мощность ТНА по данным НПО «Энергомаш» - более 25 кВт/кг, что делает его массу несущественной для данного анализа. Основной проблемой ЭНА в современных российских условиях может явиться недоступность электронных компонентов из-за ограничения возможности импорта. Расчёт сведен в Табл. 12.

Табл. 12 Оценка влияния типа подачи топлива и давления в камере двигателя 1-й ступени на полезную нагрузку РН

Количество ступеней	Давление в камере, бар	Удельный импульс, сек	Доля ПН 1-й ступени	Мощность насосов, кВт	Масса ЭНА, кг	Приведённая доля ПН 1-й ступени (кроме насоса)		
						Вытесн	ЭНА	ТНА
2	200	316	0,22	1756,3	1033	-	0,166	0,22
	60	282	0,18	478,8	281	-	0,165	0,18
	15(выт)	232	0,12	-	-	0,12	-	-
3	200	316	0,36	1756,3	1033	-	0,31	0,36
	60	282	0,32	478,8	281	-	0,305	0,32
	15(выт)	232	0,25	-	-	0,25		

Из таблицы 12 видно, что для трёхступенчатой РН использование вытеснительной подачи снижает полезную нагрузку примерно на 15-20%. Поскольку стоимость ТНА составляет более 60% в стоимости РН (данные Atlas-V), с экономической точки зрения такое решение можно считать оправданным.

В то же время для двухступенчатых ракет использование ТНА приведёт к увеличению ПН на треть в сравнении с ЭНА. При этом технически ТНА может быть выполнен в данной размерности, что подтверждает его успешное использование в двигателях разгонных блоков. Поэтому вопрос в основном заключается в стоимости его разработки и производства.

С этой точки зрения, возможно, перспективным является ТНА безгенераторного цикла, в котором для привода турбины используется давление пара топлива, испаряемого в рубашке охлаждения двигателя. Данная схема успешно используется в двигателях тягой до 20 тс и является простейшим и надежнейшим вариантом ТНА, так как работает на холодном газе и без потерь на сбрасывание генераторного газа. Для испарения топлива при использовании короткого атмосферного сопла может потребоваться дополнительный теплообменник.

Таким образом, для первой ступени РН СЛК вновь разрабатываемые двигатели принципиально могут создаваться на основе любого из типов подачи и при этом быть практически равноценными по обеспечиваемым технико-экономическим показателям. При этом технический риск и стоимость разработки минимальны для вытеснительной подачи, максимальны при использовании ТНА, а ЭНА является компромиссом.

По результатам первых двух этапов конкурса НТИ «Аэронет» оба проекта, рекомендованные к дальнейшей проработке, основываются на использовании унифицированной камеры сгорания ЖРД для всех ступеней. Это приводит к применению на первой ступени многодвигательной ДУ с атмосферными соплами на унифицированных камерах сгорания, в то время как на последней ступени используется один двигатель с вакуумным соплом.

11.3 Мировой рынок ЖРД и его сегменты

Мировой рынок ЖРД, как сфера сводного обмена товаров, практически отсутствует. Свободная продажа ЖРД не велась и не ведётся, как в силу международного режима контроля над распространением ракетных технологий, так и, до недавнего времени, ограниченного количества продавцов и покупателей. Известными примерами продажи ЖРД на международном рынке являются:

1) Продажа СНТК им. Кузнецова двигателей НК-33 (11Д111) и НК-43 (11Д112) и лицензии на их производство компании Aerojet Genreral в средине 1990-х гг. для проектов Kistler K-1 и Antares.

2) Продажа Центром Хруничева в конце 1990-х - начале 2000-х гг. в Индию криогенных разгонных блоков 12КРБ с двигателями КВД-1 (модификация 11Д56). Первоначально поставка предусматривала продажу лицензии на изготовлении в Индии криогенных ЖРД, но под давлением США сделка была переориентирована на поставку готового продукта.

3) Продажа НПО «Энергомаш» двигателей РД-180 для РН Atlas в середине 1990-х гг. вместе с лицензией на производство. Контракт завершён под давлением Конгресса США. Объединённый пусковой альянс ULA заменил РД-180 на двигатель Blue Origin BE-4.

4) Продажа в 2014 г. НПО «Энергомаш» двигателей РД-181 для РН Antares взамен НК-33 (AJ-26-62).

5) Продажа в начале 2010-х гг. КБ «Южное» (Украина) документации на двигатель РД-801 и инжиниринговых услуг по его испытаниям и доводке в КНР, результатом чего стало появление ЖРД YF-100 (тяга на уровне моря около 120 тс). Двигатель находится в серийном производстве и эксплуатируется в составе носителей CZ-5/6/7 и планируется к использованию на РН CZ-8 и РН тяжёлого класса для пилотируемой лунной программы (Рис. 41)

Рис. 41 Китайская РН тяжёлого класса CZ-10

6) Продажа в 2010-х гг. КБ «Южное» (Украина) документации на двигатель РД-810 и инжиниринговых услуг по его испытаниям и доводке в Индии, результатом чего стало появление ЖРД SCE-200 (тяга на уровне моря около 200 тс).

Известны также случаи продажи в 1970-х гг. лицензий США на производство ракет-носителей Deta II и двигателей к ним Японии (лицензионное производство носителей N-1/2). Кроме того, предполагается, что КНДР нелегально продала в Иран технологии производства ЖРД для баллистических ракет.

Современные тенденции развития рынка ЖРД не дают оснований полагать, что он станет более обширным, свободным и активным. Рассмотрим их:

1) Кластеризация рынка ЖРД. Рынки ЖРД практически замыкаются в национальных аэрокосмических кластерах. Всеобщей становится тенденция «импортозамещения», когда из соображений национальной безопасности, престижа и политических соображений предпочтение отдаётся национальным

проектам. Яркими примерами служат планы США по замене ЖРД РД-180 на ракетах-носителях Atlas. На тендер ULA были представлены проекты метанового ЖРД BE-4 (Рис. 42) и кислородно-керосинового AR1 компании Aerojet General (на основе технических решений и технологий двигателей НК-33 и РД-180) (Рис. 43).

Рис. 42 ЖРД BE-4 тягой около 250 тс

Рис. 43 ЖРД AR1 тягой около 500 тс

Объединённый пусковой альянс ULA выбрал в 2018 г. двигатель BE-4. Двигатель AR1 с 2019 г. предлагается компании Firefly Aerospace для проекта РН среднего класса Beta (Рис. 44) в качестве альтернативы связке из пяти ЖРД Reaver 2. Однако в 2022 году проект Beta был переформатирован в новый – «Средняя ракета-носитель» MLV (Medium-Lift Vehicle) с новыми ЖРД Miranda и Miranda Vacuum, поэтому судьба двигателей Reaver 2 пока не определена.

Рис. 44 РН компании Firefly Aerospace (Beta- слева, MLV-справа)

2) Замыкание технологических цепочек внутри компаний-изготовителей ракетной техники. Это относительно новая тенденция, характерная для ракетных стартапов New Space. Практически все они, идя по пути SpaceX, разрабатывают ЖРД для себя самостоятельно, однако китайские и индийские частники зачастую ориентируются на технологии РДТТ, полученные от государства. Примеры приведены на рисунках ниже.

Рис. 45 ЖРД Rutherford для РН СЛК Electron (Rocket Lab)

Рис. 46 ЖРД Newton Three РН СЛК Launcher One (Virgin Orbit)

Рис. 47 ЖРД Reaver-1 компании Firefly Aerospace для РН Alpha

Рис. 48 ЖРД Aeon компании Relativity Space для собственной РН Terran

В техническом плане важнейшими являются тенденции:

— Доступность технических знаний и коммерческих технологий (3D-печать), позволяющих быстро изготавливать ЖРД без применения дорогостоящей оснастки;

— Создание малоразмерных ЖРД (тягой 2…30 тс) для РН СЛК;

— Применение для ЖРД тягой 2-4 тс электронасосных агрегатов (ЭНА) подачи топлива;

— Приоритет низкой массы и высокой надёжности ЖРД перед высоким удельным импульсом;

— Многократное использование матчасти;

— Внедрение сжиженного природного газа (жидкого метана) в качестве перспективного горючего.

Проведенные баллистические расчёты подтверждают, что ЖРД с более низким удельным импульсом, но более низкой удельной массой, дают практически тот же результат, что и ЖРД с более высоким давлением в камере сгорания и немного более высоким удельным импульсом тяги. При этом очевидно, что двигатель равной тяги, но с меньшим давлением в камере сгорания, будет дешевле, как при разработке, так и в производстве.

Рассмотрим это на примере двух РН среднего класса со стартовой массой 250 т. На вторых ступенях установлен одинаковый ЖРД – РД0124 с тягой 30 тс и удельным импульсом в пустоте 359 с. Отличие состоит в разных ЖРД первой ступени: на первом варианте два НК-33 в карданном подвесе с удельной массой 0,014 (включая дополнительные агрегаты, систему аварийной защиты и т.п.); на втором – один ЖРД с удельными параметрами РД-180 (удельный импульс 301/338 с, удельная масса 0,017). Результаты приведены в Табл. 13.

Табл. 13 Сравнение РН с разными двигателями 1 ступени

Параметр	РН с НК-33	РН с аналогом РД-180
Стартовая масса, т	250	250
Масса полезной нагрузки, т	8,18	8,28
Относительная масса полезной нагрузки, %	3,27	3,31
Трудоёмкость производства, человеко-лет	639	653

Таким образом, высокое давление в камере сгорания на современном этапе развития двигателестроения не представляет высокой ценности. Предпочтение должно быть отдано максимально простым, дешёвым и надёжным ЖРД с умеренными параметрами термодинамического цикла.

Российское двигателестроение, представленное изделиями предприятий Рокосмоса, не отвечает современным тенденциям мирового рынка. ЖРД по-прежнему ориентированы на высокое давление в камере сгорания и применение замкнутых схем с дожиганием окислительного газа. В настоящее время

перспективные разработки Роскосмоса в области ЖРД учитывают только потребности государственных ракетно-космических программ. Речь идёт о создании кислородно-керосиновых ЖРД, продолжающих линию двигателей с высоким давлением в камере сгорания и дожиганием окислительного газа: РД-171МВ и РД-0124МС. На внешний рынок предлагаются двигатели НПО «Энергомаш» РД-120МС и РД-182, создаваемые на базе Р-120 (11Д123) второй ступени РН «Зенит».

В отличие от ЖРД, созданных в кооперации Роскосмоса, модельный ряд двигателей ОДК (РД-107А/108А, НК-33/43, НК-31/39) гораздо больше соответствует требованиям рынка, отличаясь умеренными параметрами (температура и давление) газового тракта. Руководители двигателестроительных конструкторских бюро Роскосмоса начинают осознавать тупиковость старых подходов. Руководитель НПО «Энергомаш» И. Арбузов в 2018 г. заявлял [90], что современному рынку требуются недорогие, а также «максимально простые и надежные решения».

Государственная программа развития ракетного двигателестроения является частью Федеральной космической программы. В её утвержденном проекте на 2016-2025 гг. предусматривалось создание параметрических рядов двигательных установок, средств выведения и КА на экологичном топливе. Однако в 2022 г. Роскосмос сделал заявление о пересмотре программы в интересах орбитальной группировки гражданского и двойного назначения [91]. Только после достижения этой цели можно будет заняться разработкой новых двигателей и ракет. Таким образом, государственную программу развития ракетного двигателестроения можно считать фактически приостановленной.

12. Анализ модельного ряда и бизнеса существующих производителей ракет-носителей и ЖРД в России, применительно к «низколетам»

Российские национальные игроки жидкостного двигателестроения

В 2019 году наблюдательный совет «Роскосмоса» принял решение о создании на базе НПО «Энергомаш» холдинга ракетного двигателестроения – ИСРД (интегрированная структура ракетного двигателестроения). В состав этой структуры вошли также ПАО «Протон-ПМ» (Пермский край), АО КБХА и Воронежский механический завод (ВМЗ) (Воронежская область), АО «НИИМаш» (Свердловская область), АО «КБХМ» (Московская область) и АО «ОКБ «Факел» (Калининградская область). Акции указанных предприятий были переданы в доверительное управление НПО «Энергомаш». Формирование холдинга завершилось в 2021 году [92].

Таким образом, в рамках интегрированной структуры объединены все ключевые предприятия, производящие жидкостные ракетные двигатели на территории России. Целью проведенной реформы формально являлось создание эффективной кооперации между предприятиями, сокращение затрат на создание производственных мощностей и распределение нагрузки при сохранении автономности конструкторских бюро. Однако фактически был создан отраслевой монополист, кооперация между предприятиями которого так и не стартовала, а прибыль участников холдинга изымается в пользу головного предприятия.

В силу монопольного характера оценка бизнес-моделей отечественного рынка ЖРД затруднена, т.к. информация о них является внутренней для непубличных организаций. Доступная информация поступает только из случайных пресс-релизов по поводу корпоративных новостей и интервью.

Так, известно, что внутренняя кооперация ИСРД идёт по пути создания центров компетенций. Проведён анализ всех незагруженных мощностей ИСРД по разным видам переделов, которые есть на всех предприятиях. Например, по литейному производству принято решение по созданию центра компетенций в Перми. Аналогичная ситуация по целому ряду других переделов: кузнечному, инструментальному производствам, по изготовлению сильфонов. Основной це-

лью холдинга является сокращение «избыточных» производственных мощностей, активов и территории предприятий и в конечном итоге – затрат на поддержание текущей деятельности [93].

Перспективы развития российских государственных средств выведения

Система средств выведения формируется не на основе заранее поставленных обоснованных долгосрочных целей и задач, а в зависимости от экономических и технологических возможностей, политической конъюнктуры, интересов отдельных корпораций и ведомств.

В частности, проект РН «Ангара» был инициирован в 1992 году для замены РН «Протон-К» и перевода запусков из Байконура (Казахстан) на российский Плесецк с целью обеспечения независимого доступа России в космос.

К середине 2000-х годов, когда проект «Ангара» начал стабильно финансироваться, оказалось, что вместо обещанного удешевления, стоимость разработки выросла, стоимость производства оказалась заметно выше, чем у РН «Протон-М», серийное производство на ПО «Полёт» (Омск) до конца не освоено. Для улучшения энергетических характеристик Центр Хруничева вынужден разрабатывать новую тяжёлую ракету «Ангара-А5М».

Пока создание «Ангары» затягивалось, МО РФ, которому всё же требовался лёгкий носитель, частично профинансировал инициативную разработку РКЦ «Прогресс» - РН «Союз-2.1в» (*Рис. 49*) на основе двигателей НК-33, РД-0110Р и РД-0124. Данный носитель – практически полный аналог РН «Ангара-1.2».

Рис. 49 РН «Союз-2.1в» разработки РКЦ «Прогресс»

Рис. 50 РН «Иртыш» («Союз-5»)

С 2018 года финансируется ОКР по созданию РН среднего класса «Союз-5»/«Иртыш» (

Рис. 50). Последнее по времени сообщение о сроках начала лётных испытаний «Союза-5» сделано Дмитрием Рогозиным более чем два года назад [94]. В нём они отнесены на середину 2023 года, но пока о них непосредственно не объявлялось.

«Союз-5» предлагался также в качестве коммерческого в российско-казахстанский проект «Байтерек» (реконструированный КРК «Зенит»), а также в «Морской Старт». Кроме того, первая ступень РН «Союз-5» должна использоваться в качестве бокового блока РН СТК «Енисей» (Рис. 51). Однако, инфраструктура «Морского Старта» непригодна для использования «Союза-5»,

требует реконструкции и дорогостоящего ремонта (общие затраты оцениваются в 30-80 млрд. руб). Для второй ступени РН «Союз-5» разрабатывается практически новый блочный двигатель РД-0124МС тягой 60 тс.

Грузоподъёмность «Союза-5» - 17…18 т на низкую и до 2,5 т на геостационарную орбиту – позволяет использовать носитель для доставки на геопереходные и геостационарные орбиты сравнительно редких лёгких и средних спутников. Кроме того, возможно применение «Союза-5» для кластерных запусков малых КА низкоорбитальных телекоммуникационных группировок.

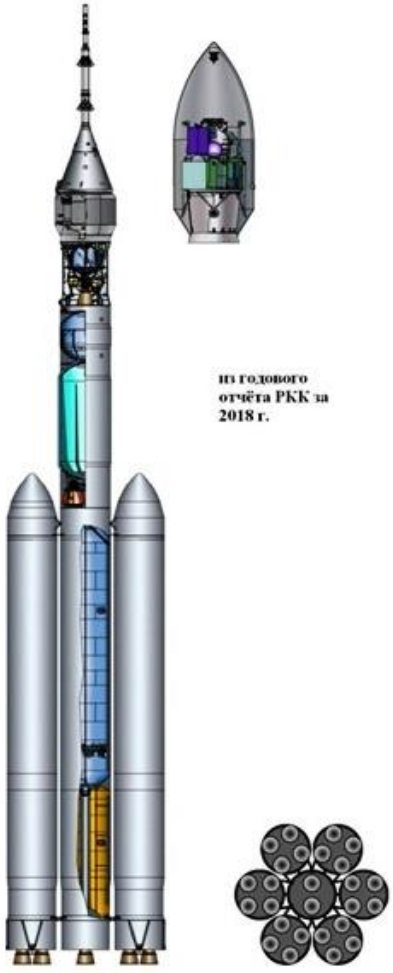


Рис. 51 РН СТК «Енисей» (вариант 2018 г.)

Проект РН СТК «Енисей» пока прошёл стадию эскизного проектирования, и по полученным замечаниям РКК «Энергия» с кооперацией приступили к подготовке технического проекта (заключен госконтракт стоимостью 1,5 млрд. руб.). В 2019 году было завершено эскизное проектирование, в 2021 году

техническое проектирование было приостановлено по финансовым причинам. 3 апреля 2023 года глава Роскосмоса Юрий Борисов заявил СМИ, что работы по проектированию ракеты сверхтяжелого класса должны возобновиться в 2024 году, так как есть соответствующее поручение президента [95]. Её создание займет 8-10 лет.

При этом сверхтяжелая ракета в целях удешевления пусковых услуг планируется многоразовой, а при ее создании могут быть использованы наработки по многоразовой ракете среднего класса «Амур-СПГ» [96]. Очевидно, что подобные требования удорожат проект и дополнительно задержат его реализацию.

Две предыдущие попытки создания сверхтяжёлого носителя, предпринятые в СССР (проекты Н-1 и «Энергия-Буран»), не закончились передачей ракетного комплекса в серийную эксплуатацию. Вероятно, и третья попытка приведет к тому же результату, поскольку:

— Создание РН СТК не обеспечено разумными (т.е. достижимыми, выполнимыми и обеспеченными ресурсами) целями;

— Задачи, возлагаемые на РН СТК, могут быть в той или иной степени решены носителями меньшей размерности;

— Отсутствуют ресурсы на создание РН СТК без ущерба для других космических программ.

Интересным проектом является РН «Амур-СПГ», на заделе которого планируется теперь основывать работу над РН СТК. Начавшийся в 2013 году как инициативная разработка РКЦ «Прогресс», он дошёл до эскизного проектирования только в 2020 году из-за недостатка у Роскосмоса средств на разработку новых метановых двигателей, используемых этой ракетой. Эскизное проектирование было завершено уже в начале 2023 года. Было начато техническое проектирование, которое предполагается завершить в 2024 году, ко времени готовности лётного варианта её двигателей. Однако 12 апреля 2022

года Дмитрий Рогозин сообщил СМИ, что «Амур-СПГ» не появится раньше завершения эксплуатации «Союза-2».

«Амур-СПГ» - двухступенчатая ракета среднего класса. На первой ступени устанавливается 5 однокамерных метановых двигателей РД-0169А с тягой 100 тс, на второй – один однокамерный метановый двигатель РД-0169В1 с тягой 110 тс [97]. В «Амур-СПГ» будут применяться передовые композитные материалы и современные технологии вроде 3D-печати. Многоразовая первая ступень ракеты-носителя будет совершать посадку на наземные спец.площадки, расположенные в районе стартового комплекса или по ходу трассы полета, причем кратность её использования должна составить 50-100 раз. Предполагается, что при стартовой массе 360 тонн полезная нагрузка на низкую орбиту с космодрома Восточный составит 12 тонн в одноразовом и 10 тонн в многоразовом варианте, т.е. заложен рост доли полезной нагрузки показателей по сравнению с «Союзом-2». Стоимость ракеты предполагается сократить с 1280 млн.руб. для «Союза-2» до 900 млн.руб. При этом на стадии технического проектирования необходимо будет рассмотреть возможность использования ракеты для выведения на орбиту пилотируемых кораблей.

Таким образом, разрабатываемая ракета, техническое проектирование которой только начато после трехлетнего эскизного, должна:

— Отработать: новые компоненты топлива, материалы и технологии конструкции, элементы стартовых сооружений и компоненты системы управления, двухступенчатое выведение в среднем классе;

— Стать многоразовой и пилотируемой;

— Достичь надёжности 0,99 с начала эксплуатации при высокой кратности использования первой ступени;

— Послужить «донором» технологий или даже готовой ступенью для РН СТК;

— Выйти на лётные испытания уже в 2026 году;

— И при всём этом ещё и подешеветь на треть по сравнению с «Союзом-2».

Сомнительно, что все эти требования удастся реализовать, тем более в современной ситуации.

Весь ряд носителей, представленных Роскосмосом в качестве перспективы, в целом относится к размерным классам от лёгкого до сверхтяжёлого. Минимальной по массе ПН государственной разработкой является многоразовый крылатый ракетный блок в рамках ОКР «Крыло-СВ» (ОКБ имени Бартини в ЦНИИМаш), который должен будет выводить на низкую орбиту около 600 кг [98]. Его разработка движется с отставанием от графика и только в конце прошлого года были начаты аэродинамические испытания модели лётного демонстратора.

Таким образом, среди перспективных средств выведения отсутствуют РН СЛК с грузоподъёмностью 150…500 кг на солнечно-синхронной орбите, необходимые для запуска перспективных микроспутников ДЗЗ, а также для восполнения спутниковых группировок единичными запусками. Эти РН за рубежом разрабатываются в основном частными компаниями при государственной поддержке.

Перспективы развития российских частных средств выведения

В России в разное время несколько частных компаний предлагали проекты РН СЛК грузоподъёмностью до 1000 кг на низкой орбите: ООО «Космокурс» (г. Москва) – прекратила существование, ООО «НСТР» (г. Белгород) – в процессе ликвидации, группа компаний S7 - ракетное подразделение компании закрыто. Формально работу продолжает ООО «Лин Индастриал» (г.Москва), выполнившее с 2014 г. аванпроекты на несколько РН СЛК серии «Таймыр» (Рис. 52) и «Сибирь» (Рис. 53) (на двигателях РД-108А производства ПАО «ОДК-Кузнецов»). Однако последние новости о работе компании относятся к 2021 году.

Созданное Олегом Мансуровым в июле 2020 г. АО «Успешные ракеты» (г. Москва) регулярно сообщает о том, что проектирует сверхлёгкий носитель, причем на основе различных технологий, однако никаких расчётов и прочих доказательств проведения реальных работ пока не опубликовано. Неизвестно, является ли это политикой PR-подразделения компании или свидетельством её действительных проблем.

Рис. 52 Семейство модульных РН «Таймыр» грузоподъёмностью 10…150 кг

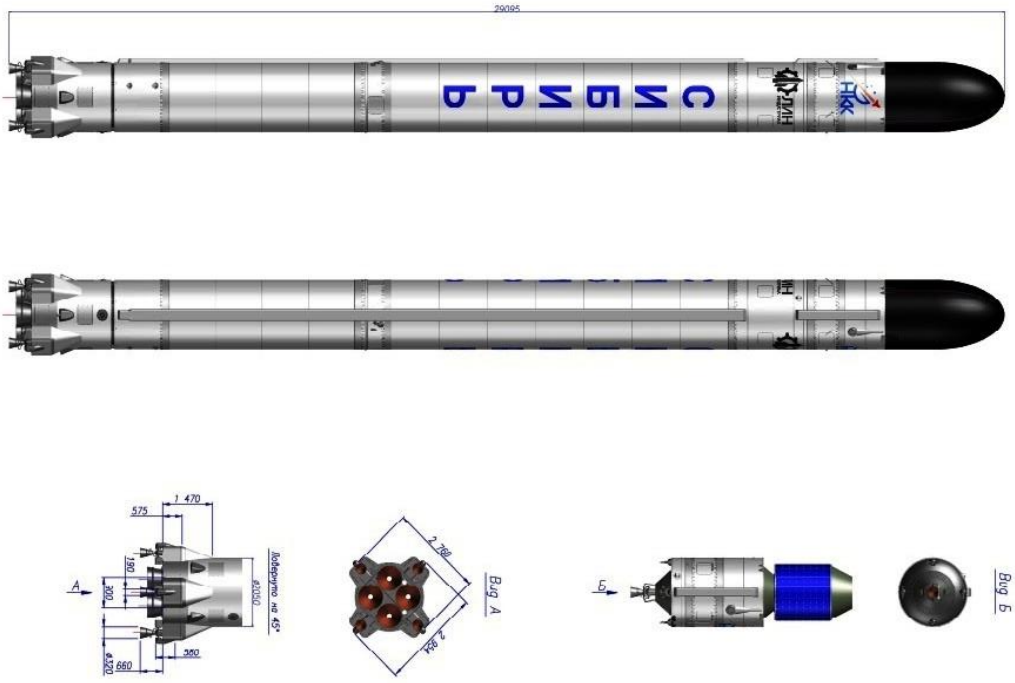


Рис. 53 РН «Сибирь» грузоподъёмностью 1000 кг

Наиболее значимый задел в области проектирования частных СЛРН и двигателей для них в России за последнее время был создан в рамках конкурса проектов «Ракета-носитель сверхлегкого класса (РН СЛК) и разгонный блок (РБ), позволяющие выводить на целевые орбиты малые космические аппараты (один или несколько) совокупной массой до 250 кг.», организованного и проведенного Инфраструктурным центром Аэронет НТИ [100]. В двух этапах конкурса был пройден путь до аванпроекта СЛРН с грузоподъёмностью 250 кг и более на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км.

В конкурсе концепций приняло участие шесть команд:

— ООО «ВНХ-Энерго» – БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (г. Санкт-Петербург) с проектом «Paragon/Hybris»;

— ООО НПП «ИнтерПолярис» (г. Воронеж) с проектом «BERIK»;

— МГТУ им. Н.Э. Баумана (г. Москва);

— ООО «ОКБ «Кулон» (г. Санкт-Петербург) с проектом ракеты предельных параметров «2B&P»;

— ООО «РДС ЛАБ» – БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (г. Санкт-Петербург) с проектом «Levatron»;

— АО «Центр Аддитивных Технологий» (г. Воронеж) с проектом «ВОРОНЕЖ».

В рамках второго этапа – конкурса аванпроектов положительное заключение экспертного совета конкурса и АО «ЦНИИМаш» получили два проекта:

— Paragon (ООО «ВНХ-Энерго» – БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова);

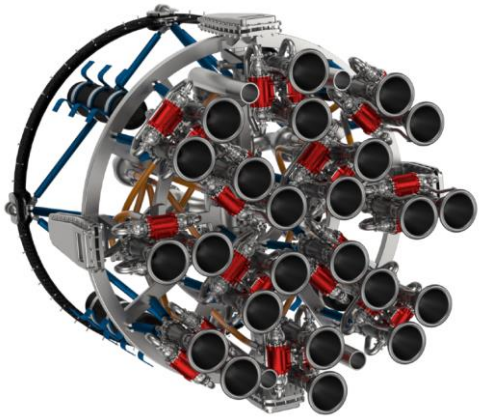
— «Воронеж» (АО «Центр Аддитивных Технологий»).

В настоящее время финансирование дальнейшей работы по этим проектам – эскизного проектирования, ведется Фондом «Восход».

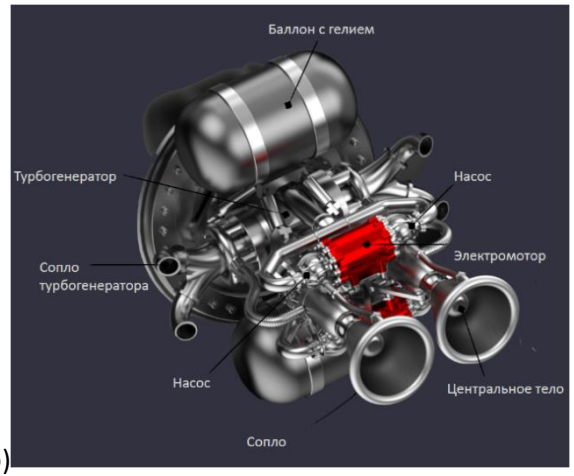
Ракета Paragon (Рис. 54) представляет собой дальнейшее развитие концепции двухступенчатой СЛРН с композитными баками и электронасосными

двигателями (Рис. 55), впервые использованной на РН Electron. В ней предполагается использовать электроснабжение от турбогенератора, сложные газодинамические формы сопел двигателей и ацетам или метан в качестве горючего. За счёт этого ожидается существенное повышение доли полезной нагрузки в сравнении с РН Electron.

Рис. 54 Компоновка РН СЛК Paragon/Hybris в метановом варианте



а)



б)

Рис. 55 Компоновка блока двигателей РН СЛК Paragon/Hybris первой (а) и второй (б) ступени

Ракета «Воронеж» (Рис. 56) использует металлические баки и элементы конструкции, а также двигатели с вытеснительной подачей, рассчитанные на абляционно-завесное охлаждение. Низкое массовое совершенство заставляет использовать три ступени, что позволяет получить итоговую долю полезной нагрузки на уровне РН Electron при меньшей стоимости разработки и изготовления.

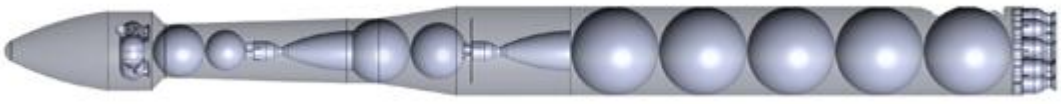


Рис. 56 Компоновочная схема РН «Воронеж» с малым разгонным блоком «БОТ» разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана

13. Идентификация перспективных технических решений при создании и модернизации РН и ЖРД для выведения малогабаритных низкоорбитальных КА на основе анализа отраслевых технологий и перспективных проектов

Основные тенденции развития ЖРД с 1940-х по начало 2000-х гг. характеризовалось ростом давления в камере сгорания с целью увеличения удельного импульса. В некоторых случаях эта тенденция, направленная на рост эффективности ракетных систем, шла в ущерб надёжности и почти всегда сопровождалась увеличением стоимости. В условиях доминирования на рынке государственных заказчиков, требовавших максимальной эффективности при второстепенности стоимости, эта тенденция была оправдана.

Не во всех странах развитие ЖРД шло равномерно и прямолинейно. Так, в СССР, а затем и в России и Украине, основное развитие получили ЖРД замкнутой схемы с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ) на компонентах «АТ-НДМГ» (Рис. 57) и «ЖК-керосин» (Рис. 58). Непрерывный рост удельного импульса тяги позволял отечественным конструкторам уделять гораздо меньшее внимание весовому совершенству РН, а также использовать недорогие и доступные конструкционные материалы. В значительной степени предвзятое отношение к жидкому водороду привело к тому, что, несмотря на создание выдающихся образцов водородных ЖРД (Рис. 59), их внедрение так и не состоялось.

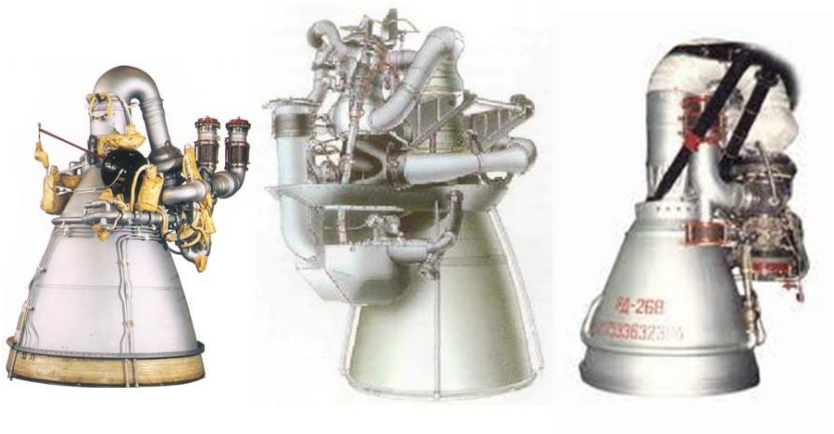


Рис. 57 Советские «гептильные» ЖРД с ДОГГ слева направо: РД0208/209, РД-253/275, РД-268

Рис. 58 Советские «керосиновые» ЖРД с ДОГГ слева направо: НК-31, НК-33, РД-170

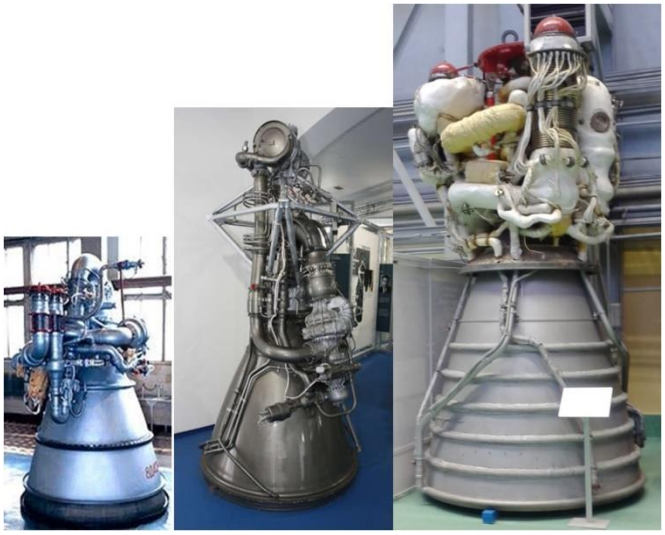


Рис. 59 Советские «водородные» ЖРД замкнутой схемы слева направо: КВД-1 (11Д56У), 11Д57М, 11Д122 (РД0120)

В США развитие керосиновых ЖРД надолго остановилось после появления двигателей F-1 (1956-1973 гг.). Во многом это было обусловлено несколькими факторами. Во-первых, в США предпочитали добиваться высокой эффективности путём совершенствования конструкции РН, тогда как от ЖРД требовались большая тяга, высокая надёжность и низкая масса. Во-вторых, американцы сочли схему с ДОГГ слишком рискованной и неоправданно дорогой. В-третьих, американцы вообще предпочитали минимизировать риски и стоимость разработки, а развитие керосиновых ЖРД было чревато проблемами высоко- и низкочастотной неустойчивости. Поэтому в США получили огромное развитие РДТТ большой тяги, а также кислородно-водородные ЖРД, менее проблемные, с точки зрения устойчивости процессов в камерах сгорания. В этом направлении американцы развивали две основных схемы: закрытую безгенераторную (RL-10, Рис. 60), закрытую с восстановительными газогенераторами (RS-25/SSME, Рис. 61) и открытую с восстановительным газогенератором (J-2, Рис. 62)

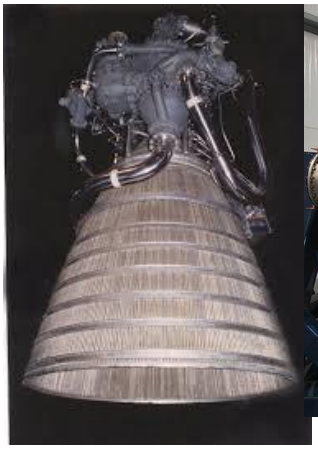


Рис. 60 RL10

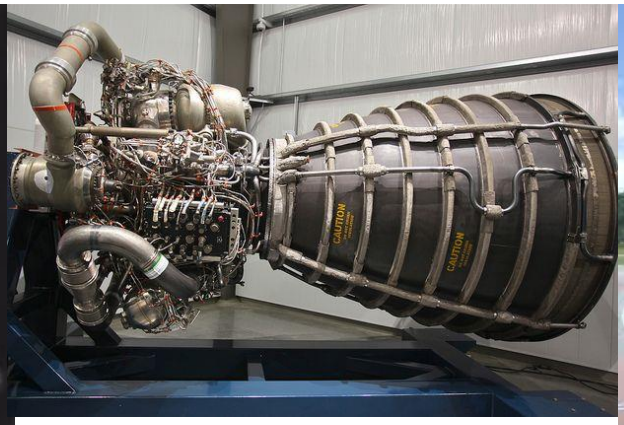


Рис. 61 SSME

Рис. 62 J-2

Ракетное двигателестроение других зарубежных стран, за исключением КНР, в основном ориентировались на США. Ракетное двигателестроение КНР изначально ориентировалось на советскую школу и конкретные образцы ЖРД. В Европе же и Японии также в основном развивали кислородно-водородные

ЖРД различных схем, тогда как керосиновыми двигателями перестали заниматься после 1950-х гг.

В последнее время большое внимание разработчиков привлекают двигатели, использующие в качестве горючего метан. Как уже частично описывалось выше, метан неядовит, коррозионно пассивен. При сгорании в кислороде при оптимальном соотношении окислитель/горючее дает экологически чистые газообразные продукты, состоящие из водяного пара и моно- и двуокиси углерода. По плотности метан в два раза легче керосина, но в шесть раз плотнее водорода. Энергетическая ценность его несколько выше, чем у керосина, но значительно ниже, чем у водорода.

Из-за высокого достигнутого совершенства кислород-керосиновых двигателей большая часть интересных и перспективных разработок ЖРД в России и за рубежом в том или ином виде связаны с освоением криогенных горючих. Наиболее активно идут работы по отработке метановых двигателей. Среди основных зарубежных разработок стоит упомянуть такие двигатели, как BE-4 (Blue Origin, США) и Raptor (SpaceX, США).

Освоение водорода как горючего для ЖРД первых ступеней РН развивается неактивно как в России, так и за рубежом. В силу его низкой плотности он плохо подходит для обеспечения высокой стартовой тяги, поэтому рассматривается для этой роли только в перспективных одноступенчатых системах, например, Skylon и российская РН «Корона», однако в обоих проектах соответствующие двигатели ещё не доведены до огневых испытаний.

Для двигателей верхних ступеней и разгонных блоков Россия имеет несколько медленно развиваемых перспективных проектов, призванных нагнать её отставание в этом вопросе. Так, в конце 2021 года успешно проведено испытание кислородно-водородного ракетного двигателя РД-0146Д1 для разгонного блока РН «Ангара» [99].

13 Рекомендации по выбору решений по применению в средствах выведения малогабаритных низкоорбитальных КА существующих и вновь разрабатываемых российских ЖРД

На основании проведенного выше анализа можно рекомендовать для использование сравнительно недорогих существующих российских двигателей. При этом наибольшей экономической эффективностью обладают РД-107А/108А, НК-31/39 и НК-33/43, как наиболее отработанные и имеющие при этом сравнительно низкую удельную стоимость тяги.

Конструкции ракет-носителей на их основе, в т.ч. многоразовых, могут быть конкурентоспособными как на внутреннем, так и на мировом рынке. Обеспечение потребностей подобных ракет может потребовать некоторых доработок и модернизаций серийных двигателей, однако суммарный рост эффективности носителей должен окупить затраты на них. При этом успешное создание и эксплуатация таких ракетных систем могут существенно повысить спрос и обороты на рынке отечественных ЖРД.

Для СЛРН готовые двигатели практически отсутствуют, как и для перспективной сверхтяжёлой ракеты. Но хотя пока для сверхтяжёлого носителя ещё нет полезных нагрузок, СЛРН уже становятся актуальными и формируют собственный сегмент рынка пусковых услуг. При этом использование доступных двигателей, несмотря на их техническое совершенство, делает ракеты с их использованием экономически неэффективными. Это заставляет рассматривать специальную разработку малобюджетных двигателей под них.

По результатам вышеприведенного анализа, современные подходы к созданию РН требуют от двигателей минимальной стоимости и массы при меньшем внимании к величине удельного импульса. Это укладывается в рамки традиционного американского подхода, в отличие от советского. Востребованными могут оказаться в т.ч. ЖРД открытой схемы, от которых ранее планировалось полностью отказаться. При этом в целом для ракет лёгкого, среднего и

тяжёлого класса уже создан необходимый задел и вопрос стоит только в выборе из него нужных решений и необходимых для конкретных проектов РН модификаций.

Для выбора пути развития двигателей сверхлёгких ракет-носителей формируются два подхода. Согласно первому, двигатели, как и ракета в целом, должны обеспечивать максимально возможные энергетические характеристики, чтобы скомпенсировать меньшую долю ПН, выводимую СЛРН из-за влияния масштабного фактора. Соответственно, необходимо повышение давления в камере сгорания, внедрение новых геометрических форм соплового тракта и перспективных материалов и технологий. Масса ракеты должна быть минимальной, чтобы обеспечить выведение необходимой полезной нагрузки при использовании минимума дорогостоящих компонентов.

Согласно второму подходу, дорогостоящие технические решения ЖРД на СЛРН не будут оправданы ввиду малой массы полезной нагрузки и, соответственно, выручки при той же частоте пусков. Поэтому двигатели должны в первую очередь обеспечивать минимальную стоимость при допускаемом росте массы конструкции и топлива ракеты, так как их удельная стоимость невелика. Это приводит к использованию максимально простых решений, ориентированных на низкую стоимость производства. Минимальной должна быть общая стоимость разработки и производства ракеты при разумном ограничении сверху на стартовую массу.

Одновременное развитие обоих направлений не представляется возможным ввиду ограниченности ресурсов на разработку и рынка конечных изделий. Поэтому на данном этапе можно рекомендовать их параллельное развитие с выбором варианта дальнейшего развития после накопления опыта проектирования и испытаний макетов двигателей, созданных в соответствии с требованиями обоих подходов.

Заключение

Основные выводы по данному отчёту могут быть сформулированы следующим образом.

Раздел 1: мировой космический рынок растёт более чем на 8% в год и должен превысить триллион долларов к концу десятилетия, на ближайшие годы можно прогнозировать количества малых радиолокационных и оптоэлектронных спутников высокого и сверхвысокого разрешения, отказ от многофункциональных КА в связи с их дороговизной, формирование нового сегмента на рынке спутниковой связи - промышленных системы интернета вещей (IoT).

Раздел 2: в области малых спутниковых радиолокационных систем мировыми лидерами являются компания Iceye и Capella Space of California, в направлении оптического ДЗЗ уровень техники задаёт компания Planet Labs. Все эти компании обеспечивают метровое и субметровое разршение съёмки с использованием КА микро- и наноклассов. Основными низкоорбитальными группировками связи являются Starlink и OneWeb на основе малых КА, перешедшие к коммерческой эксплуатации. Схожими по назначению с группировками связи являются группировки интернета вещей - Kepler и Astrocast, построенные на спутниках в формате Cubesat

Раздел 3: основные российские разработчики нано- и микроспутников («Спутникс», Бюро 1440, НПК «БАРЛ», ГК «Геоскан», АО «ИСС», АО «Газпром космические системы») имеют проекты, не уступающие мировому уровню в сегменте МКА, однако темп производства спутников уступает зарубежному, а технический уровень и функциональность находящихся в производстве систем хуже. Существует программа УниверСат по запуску учебных наноспутников.

Раздел 4:сверхнизкой (VLEO) считается низкая околоземная орбита высотой ниже 200 - 450 км, характеризующаяся особенностями: значимое сопро-

тивление атмосферы, требующее наличия двигателя и обтекаемой аэродинамической формы, потребность в специальных устойчивых к окислению материалов из-за химически агрессивного атомарного кислорода, ниже радиационная дозовая нагрузка, меньшее воздействие на спутники космического мусора, лучше условия работы ПН ДЗЗ и связи из-за близости к поверхности Земли.

Раздел 5: опыт работы КА на сверхнизких орбитах уже существует, в последние 2-3 года VLEO стали активно заниматься стартапы и госпроекты в США, Европе и Китае, рассматривая сверхнизкую орбиту как возможность достичь сверхвысокого разрешения камер ДЗЗ. В России ведутся экспериментальные работы, КА подобного типа пока не запущено.

Раздел 6: Преимущества КА на сверхнизких орбитах: меньшие затраты на запуск, уменьшение потребной энергетики радиолиний, меньшее воздействие космической радиации и космического мусора, самоочистка рабочих орбит. Недостатки КА на сверхнизких орбитах: высокое сопротивление атмосферы, воздействие атомарного кислорода, сложность в контроле космического пространства и передаче данных.

Разделы 7 и 8: Для борьбы с атмосферным сопротивлением используются электрореактивные двигатели и ведется разработка принципиально новых прямоточных воздушных электрореактивных двигателей, которые, однако, пока технологически не готовы к лётной эксплуатации. Разработаны материалы для защиты от повреждений атомарным кислородом и снижения сопротивления атмосферы, но они пока крайне сложны и дороги. Для связи предложена сеансная организация передачи данных с накоплением данных на борту спутников или непосредственная передача данных с камеры находящемуся в пределах радиовидимости потребителю. Условия сверхнизких орбит позволяют использовать обычную промышленную электронику и герметичные корпуса, приближая условия эксплуатации ПН к наземным. Задача выбора проектных параметров низколёта демонстрирует чёткое разделение на три подзадачи: дорогой спутник с максимальной эффективностью ПН, повышение

характеристик ПН при сохранении стоимости КА и спутника минимальной стоимости при сохранении эффективности ПН.

Разделы 9 и 10: использование сверхнизких орбит потенциально позволяет решить в нано- и микроклассе КА все типовые задачи современной информационной космонавтики: дистанционное зондирование Земли, связь и навигацию. Состав испытаний, сроки и стоимость проектирования и производства таких КА радикально сокращаются и приближаются к принятым для наземной и авиационной аппаратуры, также исчезает зависимость от радиационно-стойкой элементной базы. Рост количества космического мусора практически не угрожает низколётам. Целесообразным является развитие российских «низколётов» по второму или третьему варианту из вышеописанных, с использованием задела имеющихся платформ.

Раздел 11: экспоненциальный рост количества космических пусков и выводимых космических аппаратов в мире при стагнации в России, ориентация пусковых услуг на большие группировки малых спутников, в т.ч. кубсаты. Средний вес геостационарных спутников перестал расти, выводимая масса перераспределяется в пользу низкоорбитальных группировок малых аппаратов. Изменение структуры запусков делает потенциально востребованными сверхлёгкие, многоразовые и сверхтяжёлые ракеты. В мире резко выросло количество разрабатываемых и эксплуатируемых сверхлёгких ракет, однако их рынок за рубежом снижается в пользу многоразовых ракет более тяжелого класса. Экономическая эффективность многоразовых РН неоднозначна и критично зависит от их технического совершенства и количества пусков: при малом количестве пусков (ЕС и Россия) их целесообразность не доказана.

Пригодные для РН СЛК существующие двигатели дают её неэффективную конструкцию. Технические и организационные риски при использовании задела сравнимы с разработкой новых ЖРД, дополнительно диктуя неоптимальные решения для создаваемых РН, адаптированных к нему. Это застав-

ляет разрабатывать для РН СЛК новые двигатели. При этом успешная разработка в данном классе РН впоследствии может быть развита в изделие с большей грузоподъемностью. Вновь разрабатываемые двигатели для РН СЛК должны создаваться на основе существующего задела по двигателям, имеющим наименьшую цену тяги (РД-107/108, НК-33, НК-31/39, НК-43).

Основные технологические тенденции: доступность технических знаний и коммерческих технологий для изготовления ЖРД, создание малоразмерных ЖРД для РН СЛК, применение для ЖРД тягой 2-4 тс электронасосных агрегатов (ЭНА) подачи топлива, приоритет низкой массы и высокой надёжности ЖРД перед высоким удельным импульсом, многократное использование матчасти, внедрение сжиженного природного газа (жидкого метана) в качестве перспективного горючего. При этом - научно-технический задел отечественных двигателестроителей ограничен рамками принятого в Советском Союзе подхода, ориентированного на высоконапряженные кислород-керосиновые двигатели, а государственную программу развития ракетного двигателестроения можно считать фактически приостановленной из-за пересмотра ФКП в пользу развития спутниковой группировки.

Раздел 12: в рамках холдинга на базе НПО «Энергомаш» объединены все ключевые предприятия, производящие жидкостные ракетные двигатели на территории России. Основной целью холдинга является сокращение «избыточных» производственных мощностей, активов и территорий предприятий и в конечном итоге – затрат на поддержание текущей деятельности.

Основные тенденции развития ЖРД характеризуются ростом давления в камере сгорания с целью увеличения удельного импульса. В России основное развитие получили ЖРД замкнутой схемы с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ), в США - РДТТ большой тяги, а также кислородно-водородные ЖРД. В последнее время большое внимание разработчиков привлекают двигатели, использующие в качестве горючего метан.

Система российских государственных средств выведения формируется в зависимости от экономических, организационных и технологических возможностей, РН не оптимизированы под конкретные задачи и во многом дублируют возможности друг друга, ряд проектов не имеет чётких планов работ, а требования к перспективной метановой РН «Амур-СПГ» явно завышены. Тем не менее, эксплуатируемые и разрабатываемые российские РН перекрывают весь диапазон масс полезной нагрузки, кроме сверхлёгкого класса.

Перспективные российские РН СЛК имеют конкурентные преимущества по сравнению с более тяжелыми и многоразовыми ракетами ввиду меньшего размера национального рынка и более слабого развития многоразовых систем. Частными российскими компаниями предложен ряд проектов РН СЛК, столкнувшихся с технологическими и финансовыми барьерами.

Раздел 13: можно рекомендовать для выведения низколётов сравнительно недорогие существующие российские двигатели РД-107А/108А, НК-31/39 и НК-33/43, а также новые разработки на их основе. В перспективе возможна их модернизация под многоразовое использование и создание на основе этих модернизаций многоразовых РН. Современные подходы к созданию РН требуют от двигателей минимальной стоимости и массы при меньшем внимании к величине удельного импульса, а для двигателей РН СЛК необходимо сделать выбор между высокотехнологичным и низкотехнологичным подходом после этапа параллельного развития с накоплением опыта.

Список литературы

1. Space Economy Market Size to Touch Around US$ 1,110.84 Billion 2030, Recording a CAGR of 8.9% [Электронный ресурс] URL: https://finance.yahoo.com/news/space-economy-market-size-touch-180300624.html

2. Value of Space Economy reaches $464 billion in 2022 despite new unforeseen investment concerns [Электронный ресурс] URL: https://www.euroconsult-ec.com/press-release/value-of-space-economy-reaches-424-billion-in-2022-despite-new-unforeseen-investment-concerns-2/

3. Space Investment Quarterly Report [Электронный ресурс] URL: https://www.spacecapital.com/space-iq

4. ICEYE SAR [Электронный ресурс] URL: https://innoter.com/sputniki/iceye-sar/

5. Новые радиолокационные космические группировки CAPELLA и ICEYE [Электронный ресурс] URL: https://racurs.ru/upload/iblock/f03/uqwp9px0tzilhx935de9re5yqcvw2kp0/GEOPROFI_3_2021_39_42.pdf

6. ICEYE X4,., X35 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x4.htm

7. Capella 2,., 10 (Sequoia, Whitney) [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/capella-2.htm

8. Capella 11,., TBD (Acadia) [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/capella-11.htm

9. Capella’s Earth-imaging satellites are deorbiting faster than expected [Электронный ресурс] URL: https://techcrunch.com/2023/08/04/capellas-earth-imaging-satellites-are-deorbiting-faster-than-expected/

10. Flock-1 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/flock-1.htm

11. SkySat 3,., 21 (SkySat C1,., 19) [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/skysat-3.htm

12. Starlink Block v1.0 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/starlink-v1-0.htm

13. Starlink satellites: Starlink satellites: Facts, tracking and impact on astronomy [Электронный ресурс] URL: https://www.space.com/spacex-starlink-satellites.html

14. OneWeb 1,., 900 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/oneweb.htm

15. Kepler 4,., 21 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kepler-4.htm

16. Aether 1, 2 [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/aether-1.htm

17. Astrocast 0101,., TBD [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/astrocast-0101.htm

18. Astrocast [Электронный ресурс] URL: https://www.newspace.im/constellations/astrocast

19. ЗОРКИЙ-2М [Электронный ресурс] URL: https://sputnix.ru/ru/sputniki/na-orbite/zorkij-2m

20. МКА на платформе «Паллада» [Электронный ресурс] URL: https://sputnix.ru/ru/platformyi/mka-na-platforme-pallada/

21. Малый спутник ДЗЗ сверхвысокого разрешения [Электронный ресурс] URL: https://sputnix.ru/tpl/docs/Kinosputnik%20datasheet%20rus%20version.pdf

22. Спутникс: продукты и проекты [Электронный ресурс] URL: https://sputnix.ru/tpl/docs/amateurs/%D0%A1%D0%9F%D0%A3%D0%A2%D0

%9D%D0%98%D0%9A%D0%A1%20%D0%BE%20%D0%BA%D0%BE%D0%BC%D0%BF%D0%B0%D0%BD%D0%B8%D0%B8.pdf

23. «Ситроникс» планирует развернуть ДЗЗ-группировку из 157 спутников [Электронный ресурс] URL: https://3dnews.ru/1067509/sitroniks-planiruet-razvernut-dzzgruppirovku-iz-157-sputnikov

24. Бюро 1440 [Электронный ресурс] URL: https://x-holding.ru/projects/buro-1440/

25. Три спутника бывшего «Мегафон 1440» вышли на орбиту – URL: https://www.comnews.ru/content/227075/2023-06-28/2023-w26/tri-sputnika-byvshego-megafon-1440-vyshli-orbitu [Электронный ресурс]

26. БАРЛ. Доступные космические технологии [Электронный ресурс] URL: https://www.barl.ru/

27. Технические характеристики Geoscan 1U и 3U [Электронный ресурс] URL: https://geoscan.space/assets/CubeSats_Geoscan_1U-3U_ru.pdf

28. Российские разработчики успешно испытали газовый двигатель для малых спутников – URL: https://nauka.tass.ru/nauka/18518631 [Электронный ресурс]

29. СтратоСат ТК-1 [Электронный ресурс] URL: https://spacepi.space/wiki/article/strato-sat-tk-1/

30. Космический аппарат «СтратоСат-ТК1» [Электронный ресурс] URL: https://stratonautica.ru/stratosat-tk1

31. В России впервые вывели спутники на орбиту из кубсата [Электронный ресурс] URL: https://www.geoscan.aero/ru/blog/v-rossii-vpervye-vyveli-sputniki-na-orbitu-iz-kubsata

32. «Гонец» и Минобороны могут обменяться частотами [Электронный ресурс] URL: https://iz.ru/news/573107

33. Предприятие Роскосмоса заключило госконтракт на производство 132 спутников «Марафон-IoT»– URL: https://tass.ru/kosmos/18675961 [Электронный ресурс]

34. Полумарафон: «Роскосмос» нашел деньги на половину группировки «Марафон IoT» – URL: https://www.comnews.ru/content/228713/2023-09-08/2023-w36/1007/polumarafon-roskosmos-nashel-dengi-polovinu-gruppirovki-marafon-iot [Электронный ресурс]

35. Спутник системы «СМОТР» будет следить за выбросами парниковых газов– URL: https://www.roscosmos.ru/29283/ [Электронный ресурс]

36. Космический аппарат СМОТР-В [Электронный ресурс] URL: https://www.gazprom-spka.ru/ru/projects/apparaty-dzz/smotr-v/

37. Космический аппарат СМОТР-Р [Электронный ресурс] URL: https://www.gazprom-spka.ru/ru/projects/apparaty-dzz/smotr-r/

38. Программа запуска малых космических аппаратов «УниверСат» [Электронный ресурс] URL: https://www.roscosmos.ru/23836/

39. Выведен кластер малых космических аппаратов «УниверСат-2023» – URL: https://www.roscosmos.ru/39444/ [Электронный ресурс]

40. Spire Wins DARPA Contract to Design ‘Ouija’ Satellite [Электронный ресурс] URL: https://www.satellitetoday.com/government-military/2022/11/01/spire-wins-darpa-contract-to-design-ouija-satellite/

41. How low can satellites go? VLEO entrepreneurs plan to find out [Электронный ресурс] URL: https://spacenews.com/how-low-can-satellites-go-vleo-entrepreneurs-plan-to-find-out/

42. Murtaza A.&.P.J.&.X.T.&.L.J. IEEE Access. // Orbital Debris Threat for Space Sustainability and Way Forward. 2020. pp. PP. 1-1. 10.1109/ACCESS.2020.2979505.

43. КБ «Южное». Космические аппараты поискового этапа работ – URL: https://www.yuzhnoye.com/company/history/exploratory-development-spacecraft.html [Электронный ресурс]

44. Albedo catches Space Force eyes with ultra-high fidelity imagery from very low satellites [Электронный ресурс] URL: https:// breakingdefense.com/2023/04/albedo-catches-space-force-eyes-with-ultra-high-fidelity-imagery-from-very-low-satellites/

45. Earth Observant Receives US Air Force Contract for VLEO Payload [Электронный ресурс] URL: https://www.satellitetoday.com/imagery-and-sensing/2020/08/07/earth-observant-receives-us-air-force-contract-for-vleo-payload/

46. Skeyeon. Technology [Электронный ресурс] URL: https:// skeyeon.com/technology/

47. Albedo raises $35 million for commercial very low Earth orbit constellation [Электронный ресурс] URL: https://spacenews.com/albedo-raises-35-million-for-commercial-very-low-earth-orbit-constellation/

48. EOI Space Signs Multi-Launch Extension with SpaceX [Электронный ресурс] URL: https://web.archive.org/web/20230610120734/ https://eoi.space/eoi-space-signs-multi-launch-extension-with-spacex/

49. Discoverer [Электронный ресурс] URL: https://discoverer.space/

50. Air-breathing Electric THrustER [Электронный ресурс] URL: https:/ /cordis.europa.eu/project/id/870436

51. Galactic Energy registers sixth consecutive successful launch [Электронный ресурс] URL: https://spacenews.com/galactic-energy-registers-sixth-consecutive-successful-launch/

52. China’s CASIC to begin launching VLEO satellites in December [Электронный ресурс] URL: https://spacenews.com/chinas-casic-to-begin-launching-vleo-satellites-in-december/

53. The ‘air breathing’ tech that China hopes can fuel a new generation of satellites – URL: https://www.scmp.com/news/china/science/article/3148040/air-breathing-tech-china-hopes-can-fuel-new-generation [Электронный ресурс]

54. XLVI академические чтения по космонавтике. Сборник тезисов [Электронный ресурс] URL: https://bmstu.press/catalog/item/7554/download/

55. Федеральная целевая программа «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014—2020 годы» – URL: https://fcpir.ru/upload/iblock/2f3/corebofs000080000khb21rlqfnfuff0_presentation.pdf [Электронный ресурс]

56. Falcon 1 Launch Vehicle Payload User’s Guide [Электронный ресурс] URL: http://www.georing.biz/usefull/Falcon1UsersGuide.pdf

57. Property changes in materials due to atomic oxygen in the low Earth orbit [Электронный ресурс] URL: https://link.springer.com/article/10.1007/s12567-021-00376-2

58. Atomic oxygen [Электронный ресурс] URL: https://www.reading.ac.uk/infrared/Technical%20library/space%20environment/Atomic%20oxygen

59. Out of Thin Air [Электронный ресурс] URL: https://www.nasa.gov/topics/technology/features/atomic_oxygen.html

60. On the Utility of Coated POSS-Polyimides for Vehicles in Very Low Earth Orbit [Электронный ресурс] URL: https://pubmed.ncbi.nlm.nih.gov/34672189/

61. Liang K..T.H..P.J..C.U. Synthesis, Morphology and Viscoelastic Properties of Epoxy/Polyhedral Oligomeric Silsesquioxane (POSS) and Epoxy/Cyanate Ester/POSS Nanocomposites // Journal of Inorganic and Organometallic Polymers and Materials, Vol. 21, No. 1, 2011. pp. 128-142.

62. Шепилов Д. А., Малыхин С. В. НТУ «ХПИ» Влияние условий космического пространства на формирование структуры и стабильность пленок и покрытий – URL: https://core.ac.uk/download/pdf/50589852.pdf.

63. В.Коняхин, Р.Фёдоров Микросхема защиты от тиристорного эффекта – URL: https://www.nanoindustry.su/journal/article/5728.

64. CubeSat cameras and optical payloads for small satellites on the global marketplace – URL: https://blog.satsearch.co/2020-03-25-optical-payloads-for-small-satellites-a-sector-overview.

65. Onyx 1, 2, 3, 4, 5 (Lacrosse 1, 2, 3, 4, 5) [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/onyx.htm

66. Многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М»: состояние и перспективы развития [Электронный ресурс] URL: http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/mnogofunktsionalnaya-sistema-personalnoy-sputnikovoy-svyazi-gonets-d1m-sostoyanie-i-perspektivy-razvitiya.-multifunctional-system-for-personal-satellite-communication-gonets-d1m-current-state-and-prospects

67. Peter A. Iannucci, Todd E. Humphreys Fused Low-Earth-Orbit GNSS [Электронный ресурс] URL: https://arxiv.org/abs/2009.12334

68. Timeline of spaceflight [Электронный ресурс] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Timeline_of_spaceflight

69. Orbital launches by year and country [Электронный ресурс] URL: https://spacestatsonline.com/launches/country/

70. Число орбитальных космических запусков по странам, в 2023-м и в предыдущие годы [Электронный ресурс] URL: https://dzen.ru/a/ZZzyEPee-G3BA_t0

71. Jonathan McDowell. Space Activities in 2023 [Электронный ресурс] URL: https://planet4589.org/space/papers/space23.pdf

72. Erik Kulu Small Launchers - 2023 Industry Survey and Market Analysis [Электронный ресурс] URL: https://www.newspace.im/assets/Small-Launchers-2023_Erik-Kulu_IAC2023.pdf

73. SpaceX Smallsat Rideshare Program [Электронный ресурс] URL: https://www.spacex.com/rideshare/

74. New Glenn Payload User’s Guide [Электронный ресурс] URL: https://yellowdragonblogdotcom.files.wordpress.com/2019/01/new_glenn_payload_users_guide_rev_c.pdf

75. Астронавтика и ракетодинамика. Экспресс-информация, №12, 1986.

76. Главное из выступления Илона Маска на конференции ISS R&D - URL: https://kosmolenta.com/index.php/1085-2017-07-20-sad-musk.

77. NASA and SpaceX finalize extension of commercial crew contract [Электронный ресурс] URL: https://spacenews.com/nasa-and-spacex-finalize-extension-of-commercial-crew-contract/

78. LEO On The Cheap: Methods for Achieving Drastic Reductions in Launch Costs. U.S. Air Force Research Report No. AU-ARI-93-8 (1994) by John R. London III, Lt.

79. Техника. Двигательные установки [Электронный ресурс] URL: https://web.archive.org/web/20180319082526/http://ecoruspace.me/%D0%94%D

0%B2%D0%B8%D0%B3%D0%B0%D1%82%D0%B5%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D1%8B%D0%B5%20%D1%83%D1%81%D1%82%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%D0%BA%D0%B8.html

80. Advanced Misson Cost Model [Электронный ресурс] URL: https://www.globalsecurity.org/military/intro/reference/calc/AMCM.htm

81. Thomas P. Bauer et al. Status of the Scorpius Low Cost Launch Services Program URL: https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smallsat

82. Создание ракетно-космического комплекса «Сибирь». Пояснительная записка. Часть первая. Назначение, область применения, основные проектные параметры и технические характеристики, 2020.

83. Сверхлегкая ракета «Анива» [Электронный ресурс] URL: https://spacelin.ru/proekty/sverkhlegkaya-raketa-aniva/

84. Бечаснов П.М. и др. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 5. URL: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271

85. Бечаснов П.М. и др. Малобюджетный низконапорный жидкостной ракетный двигатель с абляционно-завесным охлаждением URL: :https://drive.google.com/uc?export=download&id=1_SqSUIppk_s48FpZu7_6UJ2rfHCyxIqI

86. Д.Г. Кравченко и др. Устройство двигателя РД-107: учебное пособие. СПб: Балт. гос. техн. ун-т, 2018. 27 pp.

87. Гахун Г.Г., Алексеев И.Г., Березанская Е.Л., Гутковский Э.Л., Хованский О.М. Под общей редакцией проф. Гахуна Г.Г. — М.: МАИ, 1969. — 142+68 с.

88. Soyuz User Manual // Arianespace. URL: https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf

89. Системы наддува топливных баков ракет / Беляев Н. М. ; ред. Ковтуненко В. М. - М. : Машиностроение, 1976. - 334 с. : ил.

90. Энергохлам. Россия тратит миллиарды на ракетные двигатели. Они устарели и никому не нужны [Электронный ресурс] URL: https://lenta.ru/articles/2018/07/09/energomash/

91. Роскосмос пересматривает космическую программу [Электронный ресурс] URL: https://ria.ru/20220615/roskosmos-1795342359.html

92. В России завершилось формирование холдинга ракетного двигателестроения [Электронный ресурс] URL: https://tass.ru/ekonomika/10777601

93. Ракетное двигателестроение россии: как создается холдинг [Электронный ресурс] URL: https://up-pro.ru/library/strategi/restructuring/raketnoye-dvigatelestroyeniye-rossii/

94. Рогозин назвал сроки начала лётных испытаний ракеты «Союз-5» - URL: https://regnum.ru/news/3184364.

95. Борисов рассказал о планах по проектированию ракеты сверхтяжелого класса - URL: https://ria.ru/20230413/raketa-1864949227.html.

96. Новая российская сверхтяжелая ракета будет многоразовой, заявил Борисов - URL: https://ria.ru/20230426/raketa-1867929049.html.

97. Безотказная, как автомат Калашникова. Роскосмос о метановой ракете «Амур» - URL: https://tass.ru/kosmos/9627165.

98. Крыло-СВ Многоразовая ракетно-космическая система [Электронный ресурс] URL: https://fpi.gov.ru/projects/fiziko-tekhnicheskie-issledovaniya/krylo-sv/

99. Успешно проведено испытание кислородно-водородного ракетного двигателя РД-0146Д1 [Электронный ресурс] URL: https:// sdelanounas.ru/blogs/145190/

100. АЭРОНЕТ ПОДВОДИТ ИТОГИ ПЕРВОГО КОНКУРСА ПО КИП КОСМОС 2.0 [Электронный ресурс] URL: https://nti-aeronet.ru/blog/2020/12/29/ajeronet-podvodit-itogi-pervogo-konkursa-kosmos-2-0/, https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleny-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozdanie-rakety-nositelja-sverhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka/