«Технологические барьеры при создании конкурентоспособной ракеты-носителя с полезной нагрузкой до 200 кг и пути преодоления этих барьеров»

Научно-технический отчет

Составил Александр Ильин по заказу рабочей группы «Аэронет» Национальной Технологической Инициативы

Оглавление

1. Вве	едение	3
2. Бар	ьеры на пути создания эффективной РН СЛК	8
2.1.	Технологический барьер	8
2.2.	Финансовый барьер	11
2.3.	Организационный барьер	12
3. Пре	еодоление организационного и финансового барьера	14
4. Пре	еодоление технологических барьеров	14
4.1.	Определение оптимальной размерности РН СЛК	15
4.2.	Повторное использование	18
4.3.	Использование композиционных материалов	19
4.4.	Аддитивные технологии	21
4.5.	Применение электронасосных агрегатов	23
4.6.	Применение промышленной электроники	30
5.	Облик идеальной ракеты-носителя сверхлегкого класса	39
5.1.	Выбор схемы, количества ступеней и компонентов топлива	39
5.2.	Оценка аэродинамики	44
5.3.	Проектно-баллистический анализ	49
5.4.	Опциональные верхние ступени	54
5.5.	Компоновочное решение РН СЛК	55
6. Дор	оожная карта создания РН СЛК	57
6.1.	Предварительный этап	57
6.2.	Первый этап	59
6.3.	Второй этап	59
6.4.	Третий этап	63
6.5.	Четвертый этап	63
6.6.	Пятый этап	63
6.7.	Шестой этап	64
Источн	ики	67

1. Введение

Электронные компоненты становятся все меньше, что приводит к постоянному совершенствованию электронных устройств. Сейчас у каждого из нас в кармане лежит смартфон с вычислительной мощностью, многократно превосходящей компьютеры 1950-60-х гг. (рис. 1).



Рис. 1. БЭСМ.

Инновации в области микроэлектроники широко внедряются в аэрокосмической отрасли. Например, спутник дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Ресурс-ФЗ» (1980-е гг.) весил шесть тонн [1]. Сейчас его функции могут успешно выполнять спутники нано класса серии Flock (созданные фирмой Planet) массой всего 5 килограммов (рис. 2) [2]!



Puc. 2. Спутники серии Flock.

И если эволюция космических аппаратов очевидна, то средства выведения практически не меняются вот уже полсотни лет. Спутники микро и нано класса выводят как попутный груз вместе с большими аппаратами. Это приводит к тому, что маленькие аппараты доставляются не туда куда нужно, а куда получилось - ведь никто не станет менять параметры полета ракеты ради пары кубсатов! Такое выведение можно сравнить с *автобусом* — малые спутники как пассажиры переполненного автобуса едут по маршруту и выходят только на заранее заданных остановках.

«Поездка на автобусе» - обычно дешевле, но она подходит далеко не всем. При попутном запуске орбиту выбирает не заказчик, а владелец основного груза. Некоторым аппаратам орбита критически важна. Так, для съемки поверхности Земли обычно выбирают солнечно-синхронную орбиту (ССО). И если, к примеру, на эту орбиту нет ни одной основной нагрузки, то спутникам-попутчикам придется довольно долго (месяцы) ожидать рейса «кластерного автобуса». Кроме того, может потребоваться выведение аппарата в максимально короткие сроки, к примеру, для формирования спутниковых группировок дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) или связи: отсутствие одного элемента группировки приводит к некачественной работе всего «созвездия».

Таким образом, имеются предпосылки для перехода от концепции «автобуса» к концепции «такси», т.е. РКН, которая в кратчайшие сроки будет доставлять малые спутники на требуемую орбиту.

Актуальность создания РКН сверхмалого класса подтверждается динамичным ростом рынка малых космических аппаратов. Развитие мини- (100-500 кг), микро- (10-100кг) и наноспутниковых (1-10 кг) платформ наблюдаются по всему миру. В создании аппаратов подобных классов участвуют как частные и государственные компании, так и учебные заведения. В России микро- и наноспутники создают частные фирмы Dauria Aerospace и «Спутникс», а также учебные заведения СГАУ им. С.П.Королёва (в кооперации с РКЦ «Прогресс»), Академия Можайского, МГУ, УГАТУ и МАИ и ряд других организаций и предприятий.

С высокой степенью вероятности можно предполагать, что количество создаваемых в России нано- и микроспутников продолжит расти. В частности, СГАУ им. С.П.Королёва и РКЦ «Прогресс» создали в Самаре производственный кластер по изготовлению микроспутников на платформах «Аист» и «Аист-2Д».

На графике (рис. 3) отражена статистика запусков аппаратов массой менее 100 кг и прогноз консалтинговых агентств [6, 7, 8, 9, 10]:

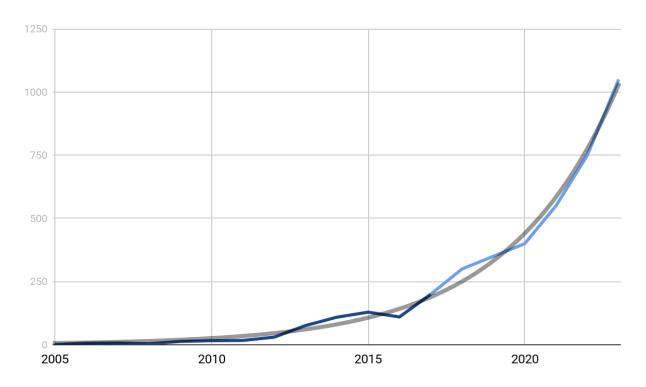
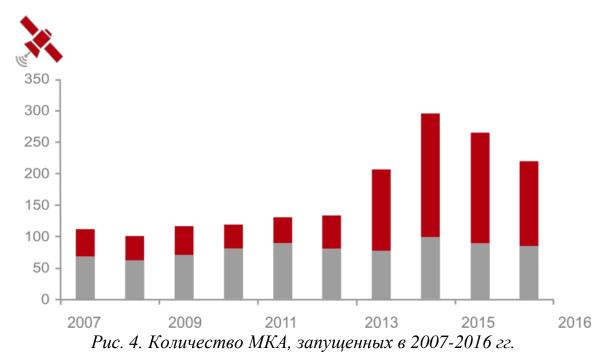


Рис. 3. Количество запусков малых КА массой менее 100 кг.

По данным заместителя генерального конструктора АО «РКЦ «Прогресс» по научной работе Е.В. Космодемьянского [14], доля КА массой менее 500 кг имеет тенденцию к росту (рис. 4). Распределение спутников по массе показано на Рис. 5.



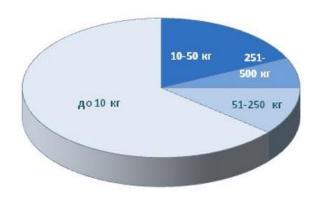


Рис. 5. Распределение МКА, запущенных в 2016 году, по массе.

Космические аппараты класса нано, в основном, используются для решения образовательных задач и для отработки некоторых технологий. Коммерческая их привлекательность сравнительно невелика из-за ограниченного функционала, малого срока службы (недели и месяцы) и низкой стоимости.

Коммерчески привлекательным сегментом в настоящее время и в ближайшей перспективе (10-15 лет) будут космические аппараты класса микро (от 10 до 100 кг), позволяющие решать серьезные научные и прикладные задачи, имеющие срок службы от 1 до 5 лет и выше, а также имеющие стоимость от нескольких сотен тысяч до нескольких млн. долларов. Последнее обстоятельство повышает экономическую целесообразность РКН-«такси».

Основными аппаратами класса микро являются спутники ДЗЗ. Рост потребности в них обусловлен актуальностью видовой информации в интересах обороны, сельского и лесного хозяйства, градостроительства, мониторинга чрезвычайных ситуаций и катастроф как природного, так и техногенного происхождения. Динамика роста рынка спутников ДЗЗ отражена в табл. 1 [4].

Показатель	Реализованные миссии (1999– 2008)	Перспективные миссии (2009– 2018)	Динамика
Число запущенных спутников ДЗЗ	106	206	Рост
Число стран, эксплуатирующих спутники ДЗЗ	24	34	Рост
Средняя масса запущенного КА	1268	694	Падение
Расчетный общий доход, млн \$	16,7	19,3	Рост
Средняя стоимость спутника, млн \$	165	93,7	Падение

Табл. 1. Динамика рынка ДЗЗ (по данным Euroconsult).

При этом только в 2009–11 гг. было запущено 20 спутников ДЗЗ, которые можно отнести к классам «микро» и ниже. Тенденция падения массы спутников

ДЗЗ связана с техническими факторами. Микроминиатюризация электронных и электромеханических систем, совершенствование оптики и освоение новых материалов позволяют снижать массу спутников ДЗЗ при сохранении высоких технических характеристик.

По данным Euroconsult, более 3600 МКА массой до 500 кг будет запущено в 2017-2025 гг., что на 76% больше, чем за период 2006-2016 гг.

По оценкам ряда экспертов тенденция снижения массы КА ДЗЗ сохранится. По мнению специалистов Берлинского технического университета ТUВ (Technical University Berlin), уже в ближайшем будущем, сохраняя массогабаритные характеристики, МКА класса «микро» обеспечат пространственное разрешение 2,5 м, а для специализированных спутников массой порядка 100 кг оно достигнет 1 м. По мнению президента компании, SSTL Мартина Свитинга (Martin Sweeting), предел для спутников массой до 200 кг с обычной оптикой возможно составляет 0,5 м, что уже сопоставимо с параметрами больших разведывательных аппаратов.

На VI Конференции по космосу в Израиле была представлена информация по проекту недорогого «тактического» микроспутника LiteSat (разработчик — компания RAFAEL) массой 85 кг, сроком существования семь лет и новой оптико-электронной системой, способной делать снимки с разрешением лучше 1 м.

Профессор Казуя Есида (Kazuya Yoshida), глава лаборатории космической робототехники кафедры аэрокосмической техники Университета Тохоку (Япония), и профессор Юкихиро Такахаси (Yukihiro Takahashi) с кафедры космических наук Университета Хоккайдо, считают, что спутники массой около 50 кг имеют большой потенциал для фундаментальных научных наблюдений и миссий ДЗЗ, в то время как кубсаты в основном полезны для технологических демонстраций и в сфере образования.

«Сегодня быстрее всех растут коммерческие и государственные рынки малых спутников массой от 100 до 300 кг. "В этой области некоторые новаторские компании, такие как SSTL, уже имеют успех", — говорит Есида. — Япония имеет возможность развить успех на рынке еще меньших КА, максимальной массой до 50 кг. Этот рынок пока еще недостаточно хорошо коммерциализирован». [4]

Проявляют интерес к МКА ДЗЗ и военные. Так, минобороны США рассматривает программу разведывательного спутника Kestrel Eye (разработчик — IntelliTech Microsystems Inc) массой 8 кг, способного получать изображения с пространственным разрешением 1,5 м [5].

Наряду со снижением массы будет снижаться и стоимость коммерческих КА, в первую очередь за счет коммерчески доступных электронных компонентов. Их невысокая радиационная стойкость отчасти компенсируется невысокими требованиями к сроку активного существования (от 1 до 3 лет против 5–7 для традиционных спутников ДЗЗ). Анализ рынка малых космических аппаратов показал, что в ближайшей перспективе коммерчески востребованными космическими аппаратами класса «микро» станут спутники дистанционного зондирования Земли массой около 50...60 кг, выводимые на солнечно-синхронные орбиты высотой 400-700 км.

Таким образом, к настоящему времени сформировалась потребность в ракетах-носителях сверхмалого класса — РН СЛК (в западной терминологии — «нано — или микролончеры») грузоподъемностью до 200 кг. Признаком этого являются десятки проектов сверхмалых РН, прорабатываемых с середины 2000-х гг. Часть из них уже реализована, а часть готовится к лётно-конструкторских испытаний. Ниже приведены данные по РН ЛК высокой степени готовности.

На пути к созданию экономически эффективной РН СЛК стоят ряд барьеров. Ниже приведено описание этих барьеров и способов их преодоления на основе практического опыта ООО «Лин Индастриал».

2. Барьеры на пути создания эффективной РН СЛК

На пути создания эффективного носителя сверхлегкого класса стоят несколько барьеров. Их состав и «высота» сильно зависят от общего уровня развития техники и технологии, а также от конкретной национальной политики в области поддержки инноваций.

К основным барьерам следует отнести:

- технологический;
- финансовый;
- организационный.

Эти барьеры тесно связаны между собой. Рассмотрим их более подробно.

2.1. Технологический барьер

Из всех барьеров, технологический носит наиболее объективный характер. Его природа кроется как в общетехнических трудностях создания ракет-носителей малой размерности, так и в конкретном уровне технологического развития страны.

Общетехнические проблемы заключаются в масштабном факторе, проявляющемся в нескольких моментах. Во-первых, невозможно уменьшать

толщины и сечения силовых листов пропорционально снижению стартовой массы. Например, сортамент листового проката предусматривает вполне конкретные толщины листов. Их можно уменьшить химическим травлением, но это удорожает производство и порождает проблему эксплуатационной (тонкий надежности лист легко повреждается резьбового случайно). Применение крепежа даже менее М8 резко повышает риск срыва резьбы при недостаточной квалификации персонала и его оснащенности инструментом (моментные ключи).

Другой пример. Бортовой компьютер массой 4 кг составляет лишь 0,0009% от стартовой масса 450 т (РН «Зенит-2») и 0,08% для «нанолончера» стартовой массой 5 т. Электронику и измерительные приборы крайне затруднительно уменьшить в размерах и массе сверх некоторых значений.

Масштабный фактор также сказывается на величине аэродинамических потерь характеристической скорости. Это связано с влиянием закона «квадратакуба»: при уменьшении линейных размеров объем и масса снижаются пропорционально их кубу, а площадь поперечного сечения – пропорционально квадрату. В результате нагрузка на мидель уменьшается и аэродинамические потери (обратно пропорциональные нагрузке на мидель) – растут. В некоторых случаях, аэродинамические потери характеристической скорости могут быть сопоставимы с гравитационными или даже превосходить их. Кроме того, уменьшение линейных размеров ракеты ведет к росту числа Рейнольдса (Re), а значит и к увеличению лобового сопротивления, по крайней мере, в дозвуковом диапазоне скоростей полета.

Итогом действия масштабного фактора являются:

- Снижение конструктивного совершенства (рост отношения массы конструкции к массе топлива) по сравнению с РН легкого, среднего и тяжелого классов.
- Уменьшение массовой отдачи (отношение массы полезного груза к стартовой массе РН).
- Увеличение удельной стоимости выведения.
- Усложнение и относительное удорожание производства.

Масштабный фактор является объективным и действует в любой стране. Уровень технологического развития в конкретной стране также можно отнести к объективным факторам. Он проявляется, прежде всего, в недоступности некоторых технологий и инструментов, отсутствии определенного опыта и навыков у персонала, пониженной технологической и производственной дисциплине.

РН СЛК	Страна/фирма	ПН, кг	Стартовая масса, т	Стоимость пуска, млн \$	Стадия проекта	Примечание
Electron	CIIIA/RocketLab	225 – HOO 150 - CCO	12,5	4,9-6,5	Коммерческая эксплуатация	Базовая РН - двухступенчатая Может оснащаться 3-й опциональной ступенью «Кюри»
Vector-R	США/ Vector Space	61 – HOO 26- CCO	5,0	1,5 (2,0-3,0 – по другим данным)	Суборбитальные пуски прототипов	Вытеснительная система подачи компонентов – жидкий кислород-пропилен
Astra	CIIIA/ Astra Space	100 - HOO	н/д	н/д	Начало летных испытаний	На 1-й ступени 5 ЖРД с ЭНА.
LauncherOne	США/Virgin Orbit	500-HOO 300 - CCO	н/д	10-15	Завершение наземной отработки, подготовка к ЛКИ	Воздушный старт
CZ-11	KHP/CALT	700 – HOO 350 - CCO	58	н/д	Эксплуатация	Твердотопливная РН на основе технологий БРСД и МБР
KZ-1	KHP/ CASIC	300 - HOO 200 - CCO	30-32	6 (оценка по удельной стоимости выведении 20000 \$/кг))	Эксплуатация	Твердотопливная РН на основе технологий БРСД и МБР
SS-520-4	Япония/ ІНІ Aerospace Co. Ltd.	4 - HOO	2.6	н/д	ЛКИ	Твердотопливная РН созданная на основе зондирующей ракеты

Табл. 2 РН СЛК ближайшей перспективы.

Например, в России некоторое время назад были недоступны такие технологии, как 3D-печать металлических изделий, сварка трением перемешиванием (СТП). Сейчас снизилась, в силу санкционных ограничений, доступность высококачественной электронной компонентной базы класса space. Эти факторы затрудняют как проектирование и производство в целом, так и достижение высокой эффективности конечного изделия.

2.2. Финансовый барьер

Финансовый барьер определяется как объективными, так и субъективными причинами. Основой финансового барьера являются сравнительно высокая стоимость разработки и производства ракетной техники. Основные причины:

- Высокие требования к надежности в условиях действия больших нагрузок (механических, тепловых). Требуется применять более прочные и легкие, а значит, и дорогие материалы, компактную, легкую и достаточно дорогую электронику.
- Для экспериментальной отработки приходится создавать развитую испытательную базу, оснащенную дорогостоящим оборудованием.
- Необходимо содержать квалифицированный персонал, который трудно загрузить постоянно.
- Невысокая серийность производства, вызванная объективно низкой потребностью общества в космических запусках.

Для РН СЛК эти факторы усугубляются тем, что стоимость разработки и производства, как и масса конструкции, не могут уменьшаться прямо пропорционально стартовой массе РН. Например, разработка ракеты-носителя Falcon-9 грузоподъемностью на НОО 22,8 т обощлась примерно в 1 млрд \$. Разработка РН Еlectron обощлась примерно в 150 млн \$ при максимальной грузоподъемности на НОО 225 кг. То есть, при снижении грузоподъемности в 100 раз стоимость разработки сократилась всего лишь всемеро! Стоимость пуска Falcon-9 составляет 60 млн \$, а Electron — минимум 4,9 млн \$, т.е. всего лишь в 12 раз меньше. Следствием является рост удельной стоимости выведения. Если у РН среднего и тяжелого классов она составляет 2-10 тыс \$/кг, то у РН СЛК — 20-40 тыс \$/кг. Учитывая, что удельная стоимость запуска при кластерном выведении составляет 30-50 тыс \$/кг [13] и имеет тенденцию к

-

¹ Под стоимостью разработки понимается стоимость следующих этапов: предварительное и эскизное проектирование, выпуск рабочей конструкторской документации, технологическая подготовка производства, наземные и лётно-конструкторские испытания

некоторому сокращению, обеспечить конкурентоспособность отдельного запуска космического аппарата на РН СЛК достаточно сложно.

К финансовому барьеру следует отнести и доступность финансовых ресурсов. На западе, особенно в США существует достаточно развитый рынок венчурных инвесторов, а также богатых инвесторов, готовых вкладываться в космические проекты. Некоторое финансирование на частные разработки можно получить в виде грантов от государства или частных инвесторов, в т.ч. в рамках различных конкурсов, стимулирующих инновации в сфере ракетно-космической техники. В КНР программы разработки сверхмалых носителей финансируются либо частным порядком, либо за счет собственных ресурсов крупных госкорпораций, либо в рамках частно-государственных партнёрств. Ничего подобного в России (как, впрочем, пока и в других космических державах) нет.

По опыту «Лин Индастриал» в России существует возможность найти финансирование ракетного проекта в размере нескольких миллионов рублей. Однако этих средств обычно хватает лишь на «бумажную» стадию проектирования и некоторые опытно-конструкторские работы (проведение экспериментов, изготовление модельных или экспериментальных образцов конструкции). Как только дело доходит до изготовления «железа» и полномасштабных испытаний (например, огневых стендовых испытаний ЖРД), масштаб затрат вырастает на порядок и выше, и инвестор отходит в сторону. По оценкам «Лин Индастриал», минимальный уровень инвестиций, достаточный для выполнения проектирования, изготовления, отработки и первых летных испытаний РН СЛК составляет не менее 15-20 млн \$. С учетом развертывания серийного производства объем необходимых инвестиций может составить до 100-150 млн \$.

2.3.Организационный барьер

Данный барьер рассматривается применительно к России.

В первую очередь, организационный барьер связан с традициями и методами проектирования и создания ракетно-космической техники в России.

Традиционно этот процесс сконцентрирован в нескольких крупных опытно-конструкторских бюро. Процесс проектирования строго регламентирован руководящими документами (РК-11), а также отраслевыми и общегосударственными программами. Он предусматривает последовательное прохождение нескольких этапов: разработка ТЗ в рамках отраслевых НИР, техническое предложение (аванпроект), эскизное проектирования, техническое проектирование, выпуск рабочей конструкторской документации, наземная и

летная экспериментальная отработка. На каждом этапе задача проектирования декомпозируется на небольшие составные части (вплоть до подетального проектирования), что обуславливает высокую численность конструкторских коллективов.

Формирование цены готового изделия ведется от затрат (себестоимость + нормированная рентабельность). При этом значительная часть компонентов относятся к покупным изделиям – по кооперации. Поскольку для предприятий ракетно-космической отрасли характерны очень высокие накладные расходы, то головной создатель техники вынужден оплачивать и накладные расходы поставщиков. Ситуация усугубляется требованиями сертифицированных компонентов – их стоимость иногда на порядки выше, чем у аналогичных изделий общепромышленного назначения. В итоге в отрасли сформировалась ситуация, когда предприятия заинтересованы в росте затрат (что и понятно – чем больше затраты, тем выше масса прибыли). В этих условиях создание недорогой конкурентоспособной РН СЛК невозможно и неинтересно для предприятий. Оборотной стороной ситуации является невозможность получения недорогого компонента (двигателя, управления, клапана и т.п.) или услуги со стороны предприятий Роскосмоса – на эти продукты будут неизбежно накручены чудовищные накладные расходы, делающие невозможным их использование малыми частными компаниями.

Кстати, указанные особенности характерны и для крупных западных корпораций, в которых дух новаторства был подавлен гарантированным госзаказом и бюрократическими процедурами. Невозможность иметь с ними дело привела к тому, что, к примеру, компания SpaceX сосредоточила у себя производство всех основных компонентов (конструкция, двигатели, часть арматуры, система управления, теплозащитные покрытия). Это противоречит современной концепции аутсорсинга, но позволяет почти полностью контролировать себестоимость изделия и не оплачивать накладные расходы поставщиков. Такая постановка задачи привлекательна, но требует привлечения квалифицированного персонала различных, в т.ч. узких, специальностей. Но в современной России найти квалифицированного специалиста очень непросто.

Сложным фактором является высокий барьер вхождения в отрасль, связанный с обязательным лицензированием космической деятельности.

Организационный барьер тесно связан с финансовым, поскольку создает высокие риски и неблагоприятную бизнес-среду, отпугивающую инвесторов.

Несмотря на наличие разнообразных барьеров их преодоление вполне возможно, хотя и с различным успехом.

3. Преодоление организационного и финансового барьера

В силу ограниченности возможностей ракетных стартапов и даже целых сообществ в части преодоления финансового и организационного барьера, рекомендации данного раздела носят достаточно декларативный характер.

По нашему мнению, для увеличения космической активности в целом, и по ракетному направлению в частности, необходимо проведение следующих мероприятий:

- 1) Облегчение получения лицензии на космическую деятельности или отмена лицензирования вовсе (с сохранением контроля с точки зрения нераспространения ракетных технологий). Предоставление частникам права разрабатывать технику по собственным регламентам.
- 2) Снижение налогового бремени для ракетных стартапов и их инвесторов на определенный срок (например, в течение 5 лет с момента регистрации).
- 3) Формирование федеральной целевой программы по развитию частной инициативы в ракетно-космической отрасли.
- 4) Проведение федеральных конкурсов по конкретным направлениям, связанным с ракетной техникой.
- 5) Обеспечение доступа стартапов к экспериментальной базе отрасли на льготных условиях, либо централизованное создание такой базы.
- 6) Обеспечение доступа стартапов к отраслевой базе знаний: технологиям, программным продуктам, техническим решениям.

Опыт компаний RocketLab, SpaceX и Blue Origin, а также ряда других ракетных стартапов показал, что на начальном этапе с проектирование и созданием опытного образца вполне справляется команда численностью несколько десятков человек. Однако успех приходит только в случае поддержки со стороны государства (RocketLab, SpaceX), либо крупного частного инвестора (Blue Origin).

4. Преодоление технологических барьеров

Преодоление технологических барьеров рассматривается как совокупность технических и технологических решений, позволяющих достичь поставленной цели в реалиях технологического уровня России.

4.1.Определение оптимальной размерности РН СЛК

оптимальной размерности² PH СЛК Сложность определения проиллюстрируем следующим примером. Согласно принятой в России классификации к РН легкого класса относятся носители с грузоподъемностью на НОО до 5000 кг, в которых подкласс РН СЛК занимает нишу от 0,1 до 500 кг. Отношение максимальной грузоподъемности к минимальной составляет 5000. Для сравнения данное соотношение составляет для: РН среднего 5000 класса (ot ДО 20000 кг) 4, ДЛЯ PH тяжелого класса (ot 20000 80000 кг) 4, PH до для сверхтяжелого класса (от 80000 до 160000 кг) - 2! Таким образом, создать некую оптимальную РН СЛК для выведения всех типов МКА невозможно.

При формировании концепции РН «Таймыр-100» в 2016-17 гг. ООО «Лин Индастриал» исходила из следующих соображений:

- Создание РН для одиночного запуска КА классов фемто, пико и нано нецелесообразно. Во-первых, при удельной стоимости выведения МКА, указанной выше, конкурентоспособная стоимость пуска РН для запуска, например, тройного кубсата массой 3 кг не должна превышать 180 тыс \$. Обеспечить такую стоимость физически проблематично, а экономически нецелесообразно из-за мизерной прибыли. Во-вторых, пока спутники указанных классов в основном используются в учебных и технологических целях, что не требует выведения на орбиты с жестко заданными параметрами.
- Жесткие требования к параметрам орбит или отлетных траекторий предъявляются к спутникам ДЗЗ, связным КА, некоторым научным аппаратам и межпланетным зондам. В силу своего целевого назначения, они, как правило, относятся к МКА классов микро и мини, т.е. в диапазоне 10-500 кг.
- По прогнозу российской компании «Спутникс» МКА ДЗЗ имеют две разнонаправленные тенденции: мини- и микроспутники постепенно уменьшаются в массе, а наноспутники увеличиваются. Эти две тенденции должны пересечься в районе 50 кг. В т.ч. ориентируясь на эту цифру, «Спутникс» начала разработку платформы «ТаблетСат».
- МКА прикладного назначения массой 50-100 кг имеют стоимость 2-3 млн \$, что позволяет их владельцам ориентироваться на стоимость

_

 $^{^2}$ Под размерностью в данном случае будем понимать некоторое конкретное значение грузоподъемности РН на целевой орбите

пуска того же порядка при сохранении удельной стоимости выведения на уровне кластерного запуска. Соответственно, стоимость пуска в 2-3 млн \$ обеспечивает приемлемую доходность, позволяющую развивать бизнес даже при умеренной частоте запусков (10-20 в год).

В этой связи интересен прогноз рынка МКА [14] на 2017-25 гг. (Рис. 6).

Соответственно, для ракет серии «Таймыр-100» в качестве ориентира была выбрана масса КА ДЗЗ 50 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 400-500 км. С учетом выполненных наработок по ЖРД базовой была определена грузоподъемность в 65-75 кг на данной орбите, что обеспечивало некоторый резерв по энергетике. Для НОО высотой 200 км и наклонением 51,7 град грузоподъемность составила 130 кг. Таким образом, параметры РН СЛК «Таймыр-100» позволяли зарабатывать в обоих сегментах рынка МКА.



Рис. 6. Прогноз рынка МКА на 2017-25 гг.

Данные соображения и выбранная размерность могла бы считаться оптимальной в случае беспрепятственного выхода на внешние рынки и сохранения тенденций по прогнозам «Спутникс». Однако к настоящему времени ситуация поменялась. Выход РН «Таймыр» на пусковой рынок возможен не ранее чем через 6-7 лет (при условии начала достаточного финансирования «прямо сейчас»). К этому времени РН «Электрон», а возможно, и ряд других носителей уже поделят рынок, и «Таймыру», в основном, придется запускать отечественные микроспутники, масса которых будет определяться российской компонентной базой.

Соответственно, оптимум грузоподъемности может сместиться выше. В частности, по мнению Е.В. Космодемьянского, РН СЛК должна

ориентироваться на массу в 300 кг при выведении МКА на солнечносинхронную орбиту. С учетом того, что современная платформа «Аист-2Д» РКЦ «Прогресс» обеспечивает создание спутников ДЗЗ массой свыше 500 кг, можно полагать, что в ближайшее время появление серийных российских МКА массой менее 200 кг маловероятно. Проект «ТаблетСат», на который «Таймыр-100» был изначально ориентирован, в настоящее время, вероятно, заморожен. В любом случае, необходимо ориентироваться на более высокие значения грузоподъемности.

Изменившаяся ситуация требует создания РН СЛК с расширенным диапазоном грузоподъемности от 150 до 250 кг на НОО и от 50 до 150 кг на ССО. Задача может быть решена несколькими способами. Одним из них является концепция модульного построения семейства РН. По данному принципу сформировано семейство РН «Ангара», а также, отчасти, «Атлас-5» и «Дельта-4». Такой же принцип был использован в 2014-16 гг. при проектировании первого варианта «Таймыра». Однако дальнейшие проработки выявили его несостоятельность применительно к созданию РН СЛК:

- Потери в массе ПГ, а значит, и в удельной стоимости выведения, из-за неоптимальности проектных параметров.
- Неоправданное усложнение конструкции и ее динамики, ведущее к росту стоимости разработки и производства.
- Необходимость усложнения и удорожание стартового комплекса из-за универсализации под различные варианты.

Более перспективным решением представляется использование опциональных верхних ступеней небольшой размерности, позволяющей сохранить стоимость пуска в конкурентоспособном диапазоне.

В настоящее время отсутствуют надежные методики, позволяющие точно оценить стоимость пуска РН СЛК на начальной стадии проектирования. В этой ситуации необходимо ориентироваться на некоторые целевые значения, позволяющие обеспечить конкурентоспособность с уже существующими и перспективными образцами РН СЛК. Исходя из конкурентоспособного значения удельной стоимости выведения в 20 000 \$/кг и ориентируясь на выбранный диапазон грузоподъемности, стоимость пуска российской РН СЛК не должна превышать 3-5 млн \$ (большее значение относится к запуску с опциональной верхней ступенью). Целевая себестоимость пуска не должна превышать 2-3 млн \$.

4.2. Повторное использование

Многократное использование ракетных блоков является в настоящее время «модной» тенденцией, возрожденной к жизни успехами компании SpaceX. Между тем, эти успехи пока лишь подтвердили техническую возможность спасения ступеней жидкостных ракет-носителей, но ни на доллар не снизили стоимость запуска. Снижения стоимости запуска можно ожидать при:

- Увеличении количества и частоты запусков космических аппаратов РН одного типа до величин порядка нескольких десятков в год;
- сокращении объемов и стоимости межполетного обслуживания до уровня не более нескольких процентов стоимости нового изделия.

Вероятно, для ракет-носителей среднего и тяжелого классов такие сложиться, учитывая условия МОГУТ ожидаемое развертывание низкоорбитальных группировок (OneWeb, Starlink), состоящих из многих тысяч космических аппаратов. Тем не менее, какого-то фантастического экономического эффекта от внедрения многоразовости при решении традиционных задач выведения КА ожидать не стоит. Затраты на современную космическую миссию складываются из трех компонентов: стоимость пуска (сюда входят стоимость изготовления РН, расходных материалов, услуг космодрома и логистические затраты), стоимость КА, стоимость управления миссии. Грубо можно считать, что все три составных компонента вносят одинаковый вклад в стоимость миссии – по 33%. В этом случае, даже при снижении стоимости пуска до нуля, общие затраты на космическую деятельность снизятся не более чем на треть. В реальности это снижение будет еще меньше - от 5 до 20%.

Применительно к РН СЛК повторное использование вообще может дать обратный эффект по следующим причинам:

- Относительные потери грузоподъемности будут выше, чем для более совершенных в весовом отношении «больших» ракет.
- Затраты на проведение комплекса мероприятий по спасению и восстановлению ступеней снижаются не пропорционально размерам РН, а зависят от числа операций (дезактивация опасных энергий, эвакуация ступени с места посадки, ее доставка к месту проведения ремонтно-восстановительных работ, диагностика, замена или ремонт изношенных или поврежденных компонентов, испытания). В результате, относительные затраты на эти работы могут оказаться заметно вышек, чем для «больших» ракет.

Подтверждением данных предположений служит тот факт, что ни один из ракетных стартапов, вышедших на финишные прямые создания РН СЛК (Rocket Lab, Virgin Orbit, Vector Space), не рассматривает возможность внедрения многоразовости в ближайшей перспективе. Повторное использование не рассматривается (по словам Питера Бека, из-за экономической нецелесообразности) даже для РН Electron, которую планируется запускать до 100 раз в год.

Тем не менее, РН СЛК можно рассматривать как бюджетную платформу для отработки технологий повторного использования: систем и алгоритмов управления, посадочных устройств, конструкционных материалов и теплозащитных покрытий. В случае положительного результата, а также при снижении по мере прогресса в области конструкционных материалов массы и стоимости решений, обеспечивающих повторное использование, многоразовость можно будет внедрить и в РН СЛК.

4.3.Использование композиционных материалов

Композиционные полимерные материалы на основе стекловолокна, углеродных, органических и базальтовых волокон нашли широкое применение в технике вообще и в аэрокосмической отрасли в частности. Например, ракетаноситель Electron практически полностью, включая криогенные баки жидкого кислорода, выполнена из углепластика. Твердотопливные ускорители, а также твердотопливные ракеты в целом также изготавливаются из угле- или органопластов.

B России накоплен значительный опыт проектировании композиционных материалов, освоено их производство, а также ведется практическое изготовление композитных изделий. Речь идет о корпусах двигателей, консолях твердотопливных крыла И панелях пассажирских и военных самолетов. Еще в СССР в рамках ОКР «Холод» был изготовлен и успешно испытан бак жидкого водорода для одноступенчатого воздушно-космического самолета Ту-2000.

Как уже говорилось выше, масса конструкции РН СЛК зачастую определяется не уровнем действующих нагрузок, а технологическими ограничениями. В этих условиях выгодно использовать материалы не с большей удельной прочностью, а с меньшей плотностью. В этом отношении угле- и органопластики с плотностью 1200-1700 кг/м³, являются крайне удачными материалами, сочетающими и низкую плотность, и высокую прочность. Кроме того, несмотря на относительную дороговизну композитов, конечные изделия,

изготовленные из них, могут быть дешевле металлических. Причина – меньшее количество деталей, сборочных единиц, соответственно, сборочных операций.

К сожалению, в России технология герметичных композитных оболочек, способных удерживать компоненты ракетного топлива не относится к числу коммерчески доступных. В частности, известно о научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах, проведенных в Центре имени М.В. Хруничева в середине 2000-х гг. по применению углепластика для изготовления топливных баков. Была предложена конструкция бака, состоящего из трехслойных композитных обечаек, соединяемых между собой болтовыми соединениями с использованием герметизирующих прокладок. Для РН СЛК такая технология не годится. С точки зрения минимальной массы и стоимости необходимо использовать однослойные конструкции. Для обеспечения герметичности необходимо применять герметизирующий лейнер. Лейнер из алюминиевого сплава сводит на нет все весовое преимущество применения углепластиков.

Попытка использования полимерного тонкостенного лейнера была предпринята ООО «Лин Индастриал» в 2015-16 гг. Был изготовлен и испытан прототип композитного топливного бака с полимерным лейнером (Рис. 7). Испытания показали недостаточную готовность данной технологии: бак разрушился при эксплуатационном, а не при расчетном давлении. Оказалось, что в условиях коммерчески доступного производства невозможно обеспечить одновременно низкую массу, высокую герметичность и стабильность параметров³.



Рис. 7. Углекомпозитный бак с полимерным лейнером.

³ Механические свойства полимеров зависят от строгого соблюдения технологического процесса гораздо сильнее, чем металлы и сплавы. Поэтому, в частности, при расчете на прочность для композитных материалов вводится дополнительный коэффициент безопасности f=1.25, учитывающий разброс параметров.

В итоге было решено вернуться к использованию алюминиевых сплавов. С точки зрения технологичности и стоимости предпочтителен сплав серии АМг-6. Он отличается невысокой плотностью, высокой пластичностью и хорошей свариваемостью при небольшой цене. Однако, обладая невысоким пределом текучести, он слабо подходит для применения в многоразовых конструкциях или конструкциях, подверженных нагреву. Поэтому, исходя из предполагаемого применения РН СЛК для отработки технологий повторного использования предпочтительнее оказываются алюминиевые сплавы серии 01460 (алюминиево-литиевые), 01570С или P-1580 (алюминиевые сплавы со скандием). Особенно интересен последний материал. По плотности, свариваемости и пластичности P-1580 аналогичен АМг-6, но имеет более высокий предел прочности и текучести, а также повышенный предел усталостной прочности. При этом p-1580 по цене заметно дешевле сплавов 01570С из-за пониженного содержания скандия.

Использование алюминиевых сплавов позволяет использовать отработанные методы сварки, в т.ч. аргонодуговую и сварку трением с перемешиванием. При небольших габаритах баков их обечайки и днища можно изготавливать в виде одной детали методом ротационной вытяжки. Последняя относится К числу коммерчески доступных технологий. Например, изготовление оболочек методом ротационной вытяжки предлагает компания «Моспресс» (http://mospres.ru/). Баки, изготовленные по такому способу, будут иметь только кольцевые сварные швы, менее нагруженные в силовом отношении, чем продольные, что повысит надежность топливных емкостей.

Из композитных материалов предлагается на первом этапе изготавливать головные обтекатели, переходные отсеки, адаптеры полезной нагрузки, шаробаллоны высокого давления, а также несиловые детали типа обтекателей и люков. Тем не менее, учитывая, что применение композитов позволяет уменьшить массу баков на 20% и более, их применение надо закладывать на перспективу. Для этого требуется целенаправленное проведение опытно-конструкторских работ, направленных на обеспечение герметичности баков при минимальной массе.

4.4. Аддитивные технологии

3D-печать позволяет внести в процесс производства революционные изменения. Несмотря на пока еще высокую стоимость оборудования и расходных материалов для изготовления металлических изделий, аддитивные технологии позволяют:

• Резко снизить трудоемкость изготовления изделий.

- Уменьшить общее количество деталей и сборочных единиц в изделии.
- Автоматизировать процесс изготовления, практически исключив человеческий фактор.

Применительно к ракетостроению, речь, в первую очередь, идет об изготовлении камер и форсуночных головок ЖРД, корпусов насосных агрегатов, колес турбин и центробежных насосов. Применение 3D-печать позволяет изготавливать все эти изделия на ограниченном числе рабочих мест с минимальным присутствием операторов. Практически возможно исключить заготовительные цеха и большие склады материалов и комплектующих, что является крайне важным для небольших частных компаний, ограниченных в ресурсах.

Опыт применения 3D-печати для изготовления экспериментальной камеры ЖРД тягой около 100 кгс для огневых стендовых испытаний имеется в ООО «Лин Индастриал» (Рис. 8).



Рис. 8. Камера экспериментального ЖРД для стендовой отработки перекисного охлаждения.

Данный двигатель-прототип разработан в рамках проекта суборбитальной ракеты и необходим для проверки выбранных технологических и конструкторских решений. Выращенная посредством аддитивных технологий

камера имеет рубашку регенеративного охлаждения со сложной геометрией внутренних каналов.

Для «выращивания» камер ЖРД, вероятно, потребуют применения принтеров с высотой рабочей зоны до 500 мм или более.

4.5. Применение электронасосных агрегатов

Одним из важнейших при создании РН СЛК является выбор схемы подачи компонентов топлива: вытеснительной или насосной. От этого выбора зависит техническая и экономическая эффективность всего проекта.

Вытеснительная подача (ВП) является наиболее простой, но и наименее совершенной в весовом отношении: масса вытесняющего газа и стенок баков, нагруженных избыточным давлением превышающем давление в камере сгорания двигателя, получаются относительно большими. Со времен создания практического жидкостного ракетостроения считалось, что применение ВП является уделом небольших баллистических ракет сравнительно малой (20-200 км) с небольшим суммарным импульсом. В космической технике ВП находит широкое применение в небольших разгонных блоках и двигателях КА, а иногда и на верхних ступенях поскольку для этих аппаратов характерны умеренные или незначительные (от нескольких десятков до нескольких тысяч м/с) приращения характеристической скорости. Кроме того, недостатки ВСП в значительной степени нивелируются возможностью получения высоких удельных импульсов не за счет роста давления в камере сгорания ЖРД, а за счет увеличения степени расширения сопла.

Простота ВП служит основанием для рассмотрения ее в качестве основной при создании частных РН СЛК. Однако ее применение может иметь положительный эффект лишь при сочетании двух факторов:

Использование топливных пар, дающих повышенный удельный импульс (жидкий кислород - сжиженный природный газ (метан), жидкий кислород — жидкий водород, жидкий кислород — пропилен и т.п.).

Использование высокопрочных материалов, в т.ч. композитов, для изготовления баков.

В противном случае, проект будет неэффективным. В частности, это показал опыт проектирования первых вариантов РН «Таймыр», в которых модульная конструкция сочеталась с вытеснительной подачей. Однако при выбранных компонентах (высококонцентрированная перекись водорода – керосин) с низким удельным импульсом проект попал в замкнутый круг: попытка повысить давление наддува для увеличения удельного импульса

приводило к росту массы конструкции и вытеснительного газа, что нивелировало весь прирост полезного груза.

Тем не менее, применение ВП не только возможно, но и целесообразно в небольших верхних ступенях РН СЛК, где данное решение может обеспечить даже выигрыш в массе конструкции при более низкой стоимости, чем у насосной подачи.

Насосная подача (НП) обеспечивает высокое давление в камере сгорания при низком давлении в баках, что и обеспечивает высокое весовое совершенство данной схемы при относительно крупных (с заправкой от нескольких тонн и выше) ракетных ступенях. В больших ракетах наибольшее распространение получила НП с турбонасосным агрегатом (ТНА). Но применительно к РН СЛК использование ТНА сталкивается с определенными трудностями технологического и финансового плана. В частности, для двигателей тягой менее 2 тс насосы и турбины получаются настолько миниатюрными, что их точное изготовление становится проблематичным на доступном оборудовании. Отработка «горячей» части ТНА, а именно, газогенератора и турбины представляет значительную сложность частников, поскольку требует наличия соответствующей стендовой базы и трудоёмкости. КПД миниатюрной турбины, вероятно, будет ниже, чем для крупного ТНА. Кроме того, на российском рынке труда крайне сложно найти квалифицированных специалистов по ТНА, а услуги профильных предприятий отрасли, как указывалось выше, стоят огромных денег.

Для ухода от этих проблем, ООО «Лин Индастриал» в 2014-16 гг. проработало несколько вариантов НП. В частности, рассматривались пневмонасосы (проект РН СЛК «Алдан»). В порядке обсуждения также рассматривался привод насосов от небольшого двигателя внутреннего сгорания. Но этот вариант требовал проектирования, изготовления и отработки ДВС и с точки зрения затрат финансов и времени он был ничуть не лучше ТНА. Также обсуждалась схема с предварительной раскруткой супераховика, который передавал бы свою энергию насосам. Но эта схема характерна монотонным падением давления в КС, а значит и деградацией удельного импульса.

В конечном итоге компания «Лин Индастриал» пришла к тому же выводу, что и фирма RocketLab: оптимальным решением для РН СЛК, рассчитанной на грузоподъемность 50-200 кг, может считаться электронасосный агрегат (ЭНА). Оно обеспечивает следующие преимущества:

• Наличие на рынке труда специалистов по электродвигателям.

- Коммерческая доступность двигателей и источников питания.
- Сокращение финансовых и временных затрат на отработку горячей части.
- Отсутствие сложных уплотнений между насосами и электродвигателем.
- Возможность более простого регулирования тяги за счет изменения оборотов электродвигателя.

Недостатком ЖРД с ЭНА считается высокая удельная масса из-за наличия относительно тяжелых электромоторов и аккумуляторных батарей. Однако прогресс в области источников питания и двигателей позволил существенно улучшить ситуацию. «Вентильные» (бесколлекторные) электродвигатели отличаются высокими массогабаритными характеристиками, благодаря чему они нашли применение в различных беспилотных аппаратах на легких самолетах и транспортных средствах иного применения. Например, даже небольшие двигатели российского производства мощностью 1-4 кВт имеют удельную массу порядка 0,33-0,35 кг/кВт, что втрое лучше, чем у четырехтактных двигателей близкой размерности. У двигателей мощностью до 100 кВт удельные параметры могут быть еще лучше.

Литий-полимерные батареи уже сегодня обладают плотностью энергии 150-240 Вт*ч/кг, а появившиеся недавно графеновые батареи — до 1000 Вт*ч/кг. В итоге в диапазоне тяг 500-3000 кгс двигатель с ЭНА может иметь сопоставимые или лучшие параметры, чем ЖРД с ТНА (см. Таблицу 3).

П	Тип ЖРД				
Параметр	РД-0109	Rutherford	C5.92		
Агрегат подачи	THA	ЭНА	THA		
Компоненты топлива	ЖК-керосин	ЖК-керосин	АТ-НДМГ		
Тяга, кгс	5560	1833	2000		
Масса сухого, кг	121	35 (без АКБ)	75		
Удельный импульс, с	-/323,5	303	-/327		
Удельная масса, кг/кгс	0,0218	0,019/0,030,04*	0,0375		

^{*-}в числителе – удельная масса без, а в знаменателе с АКБ

Табл. 3. Сравнение ЖРД с ТНА и ЭНА.

Таким образом, даже с учетом того, что ЖРД с ТНА указаны в высотном исполнении, можно утверждать: для малых значений тяги ЭНА обеспечивает

достаточно высокие удельные параметры. В перспективе, удельную массу двигательной установки с ЭНА можно довести до 0,02...0,025. По заказу «Лин Индастриал» разработка ЭНА для двигателей проекта «Таймыр» ведется российской компанией «Мотохром» (http://motochrome.net/).

Ниже приведены выдержки из внутреннего отчета ООО «Лин Индастриал» по ЖРД с ЭНА, выводы которого в целом подтверждают правильность принятых решений, а также намечены пути их совершенствования.

Преимуществом применения ЭНА является значительное упрощение пневмогидравлической системы двигателя, что положительно сказывается на его надежности и потенциале к многократной эксплуатации. Однако нужно отметить, что удельная масса турбонасосного агрегата уменьшается с увеличением размерности двигательной установки, чего нельзя сказать об используемых в электронасосном агрегате электромоторе и аккумуляторных батареях. Согласно собственным оценкам использование электронасосного агрегата оправдано для единичного двигателя тягой не более 2,5-3,5 тс.

Зависимость удельной массы ЖРД от тяги

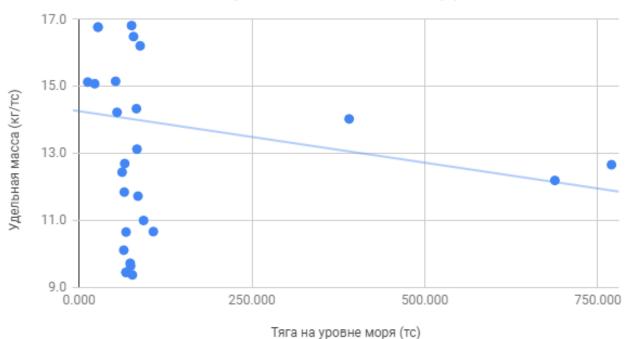


Рис. 9. Зависимость удельной массы ЖРД от его тяги (на основании статистических данных).

Согласно оценкам, проводившимся для PH «Таймыр-3-100» командой «Лин Индастриал» совместно с инженерами из «Мотохром» удельная масса двигателя с электронасосным агрегатом, использующим доступные на рынке технологии, составит порядка 65 кг/тс. Наиболее тяжелыми частями двигателя, ожидаемо, являются аккумуляторы и электромоторы. Таким

образом, именно данные узлы требуют конструктивной оптимизации. Стоит отметить, что в данную оценку заложены наиболее прогрессивные из массово используемых технологий — литий-полимерные аккумуляторные батареи и BLDC электромоторы на основе редкоземельных постоянных магнитов.

Одной из самых перспективных технологий в области химических накопителей энергии являют аккумуляторные батареи на основе графена. Ведущие мировые корпорации по производству потребительской электроники и электрифицированных транспортных средств регулярно инвестируют в разработку графеновых аккумуляторов сотни миллионов долларов. Уже существуют прошедшие сертификационные испытания образцы, готовые к серийному производству. Так компания Grabat Graphenano Energy заявила о начале строительства (https://www.graphenano.com/en/la-primera-planta-de-baterias-de-grafeno-del-mundo-en-espana/) в Испании первой линии серийного производства графеновых аккумуляторных батарей с удельной емкостью 1000 Вт*ч/кг, что по крайней мере в четыре раза выше удельной емкости самых лучших литий-полимерных батарей. Таким образом, применив технологию графеновых аккумуляторов возможно снизить их массу в ракетном двигателе с электронасосным агрегатом на 75%.

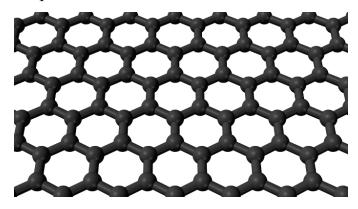


Рис. 10. Кристаллическая решетка графена.

Для снижения же массы электромоторов следует обратиться к широко эффекту сверхпроводимости используемому свойству некоторых материалов обладать нулевым электрическим сопротивление при низких (криогеннных) температурах. Использование сверхпроводников электромагнитах моторов электронасосного агрегата позволит снизить его массу, по крайней мере, вдвое за счет того, что сверхпроводящие электромагниты имеют более высокое максимальное значение магнитного поля. В качестве наглядного примера использования данной технологии можно привести тридцати шести мегаваттный электромотор фирмы AMSC, разработанный для использования на авианосце ВМС США, который в два с половиной раза легче электромотора, произведенного по традиционным

технологиям (рис. 3). Данный электромотор был изготовлен и успешно эксплуатируется (https://www.nextbigfuture.com/2009/01/365-megawatt-superconducting-motor.html).

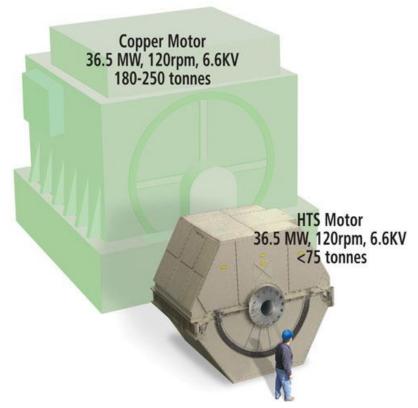


Рис. 11. Электромотор со сверхпроводниковыми магнитами, используемый на авианосце ВМС США.

Взяв на вооружение данные технологии и воспользовавшись имеющимися данными по массовому совершенству единственного в мире серийного жидкостного ракетного двигателя с электронасосным агрегатом Rutherford (Рис. 12) мы можем провести оценку массовых характеристик перспективного жидкостного ракетного двигателя. Macca Rutherford, составляет 35 аккумуляторов, кг, при этом суммарная мощность электромоторов порядка 37 кВт. Ожидаемо, что масса подобных электромоторов, выполненных по традиционной технологии составит около 8 килограмм. При этом масса литий-полимерных аккумуляторов для двигателя, работающего 200 секунд будет составлять около 12.5 кг. Таким образом суммарная удельная масса двигателя Rutherford при стартовой тяге в 1836 кгс составляет порядка 30 кг/тс. Используя сверхпроводниковые моторы, мы можем исключить из массы двигателя Rutherford по крайней мере 4 килограмма массы электронасосного агрегата. А графеновые аккумуляторы дают нам возможность уменьшить массу двигателя еще как минимум на 9.3 кг. Таким образом, получается очень легкий и технологичный двигатель.



Puc. 12. ЖРД Rutherford.

В приведенной оценке не учтено, что удельная масса остальных частей двигателя также будет меньше за счет большей потребной тяги двигательной установки ракет семейства Таймыр (рис. 1). Кроме этого согласно собственным экспертным оценкам есть и другие пути для уменьшения массы двигателя, например, отказ от неэффективной крепежной плиты в пользу пространственной конструкции. Таким образом можно резюмировать следующие характеристики перспективного двигателя с ЭНА для ракет-носителей сверхлегкого класса:

	0.000
Тяга двигателя	От 2000 кгс
Компоненты топлива	Не учитываются
Давление на срезе сопла	0.4-1 бар
Давление в камере сгорания	До 65 бар
Удельная масса двигателя с графеновыми АКБ	23.5 кг/тс
Удельная масса двигателя с графеновыми АКБ и сверхпроводящим электромотором	21.4 кг/тс

Табл. 4. Характеристики перспективного двигателя с ЭНА для ракетносителей сверхлегкого класса.

На основании проведенных исследований, расчетов и анализа доступных технологий в компании ООО «Лин Индастриал» была сформирована техническая концепция ЖРД «Цандер» (Рис. 13).

Несмотря на принятое решение, ООО «Лин Индастриал» не отказывается в будущем от применения ТНА в двигателях большей размерности. Кроме того, в настоящее время изучается вопрос применения магнитогидродинамических генераторов (МГД-генераторов) в качестве источника питания ЖРД с ЭНА. В случае успеха, данная инновация позволит заметно превзойти по удельным параметрам и надежности как ЖРД с ТНА, так и с ЭНА, что откроет путь к созданию одноступенчатых средств выведения сверхлегкого класса.



Рис. 13. ЖРД «Цандер».

4.6. Применение промышленной электроники

В «традиционной» ракетно-космической отрасли стандартом является применение электроники класса space и military. Она отличается высокой стойкостью к радиации, вибрациям и перепадам температур. Однако из-за ограниченных объемов производства и специфических требований эта электроника получается крайне дорогой и коммерчески недоступной для небольших компаний.

Между тем, ракета-носитель «живет» 10-15 минут, редко больше. Вероятность получить дозу радиации, которая убьёт электронные системы, ничтожна. К тому же есть опыт даже многолетней эксплуатации спутников, созданных с применением коммерчески доступных электронных компонентов класса industry. Быстрый прогресс в таких сферах как

микроэлектромеханические системы MEMS, твердотельные волновые гироскопы позволяют обеспечить в системах управления приемлемую точность при умеренной цене и небольших массогабаритных параметрах. Что еще важнее данные компоненты являются доступными на российском рынке. К примеру, есть компании, которые специализируются на изготовлении и поставках MEMS-инерциальных систем («Гиролаб» - http://www.gyrolab.ru/, «Инерциальные технологии» - http://inertech.ru/ru/about.html).

Недостаточную надежность индустриальной электроники можно устранить многократным резервированием, что не приведет к высоким весовым и стоимостным издержкам.

Точность можно улучшить, если использовать одновременно три датчика измеряемых параметров, усредняя их данные по специальному алгоритму с учетом их возможного отказа.

Суммарная масса одного канала системы управления, содержащего, например, датчик ADIS16445, процессор Cortex M4 (например, STM32F407), вторичные преобразователи питания и механические элементы, не превысит 100 г. Поэтому можно добавить дополнительные каналы для избыточности (надежности) или увеличения точности. В целом, инерциальный блок системы управления может иметь массу в пределах килограмма.

Даже при трехкратном резервировании масса системы управления на базе MEMS-датчиков будет меньше массы датчиков на основе волоконнооптических лазерных гироскопов (ВОГ) или других датчиков угловых скоростей с лучшими параметрами точности. Аналогично, цена СУ на базе МЕМS будет заметно ниже цены СУ на базе ВОГ. МЕМS-гироскопы сейчас применяются очень широко, и стоимость самых дешёвых составляет единицы долларов. Датчики низшей ценовой категории недостаточно точны для большинства применений в системах управления. Однако, несколько более дорогие датчики, с ценой порядка 100 \$ за ось, имеют гораздо лучшие характеристики точности и стабильности, что позволяет, по крайней мере, попытаться построить на них СУ космической ракеты.

Несмотря на видимые преимущества, использование перспективных MEMS технологий вместо традиционных для данной области механических гироскопов и акселерометров, или волоконно-оптических лазерных датчиков угловой скорости требует специального исследования, ввиду более сильного влияния на новые датчики факторов ракетного полёта. Проведенные в ООО «Лин Индастриал» (2015-16гг.) расчеты показали возможность построения системы управления ракеты космического назначения, обеспечивающую выход

на орбиту с перигеем не ниже 225 км и допуском (σ) на высоту перигея не меньше ± 16 км. Величина ошибки по наклонению составит порядка $\pm 0,23^{\circ}$. Величина ошибки высоты апогея будет зависеть от способа управления полным импульсом верхней ступени и способа измерения функционала дальности.

Для компенсации невысокой точности MEMS-гироскопов систему управления РН СЛК предполагалось дополнить солнечными датчиками, сигнал с которых использовался для коррекции траектории. Неочевидность такого подхода была очевидна изначально, поскольку идея работала: а) при видимости Солнца, б) Использование системы было возможно только несколько раз в год⁴. Впрочем, такая система предполагалась на ранних стадиях проекта применительно к использованию лишь на экспериментальных образцах с верхними ступенями на твердотопливных ракетных двигателях без системы управления вектором тяги. Кроме того, данная идея позволяла снизить требования к точности, а значит и стоимости, датчиков.

Для отработки схемы системы управления и определения точностных характеристик была спроектирована и создана модельная установка (блоксхема показана на Рис.14). Обозначения:

- 1) Датчик тангажа ADIS16300
- 2) Датчик рыскания ADIS16251
- 3) Оптический датчик ADNS2051
- 4) Электродвигатель тангажа
- 5) Электродвигатель рыскания
- б) Плата управления
- 7) Аккумулятор питания
- 8) Персональный компьютер

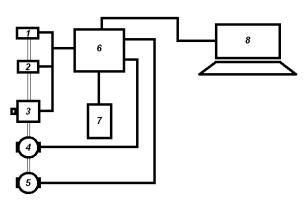


Рис. 14. Блок-схема установки.

⁴ Если подогнать момент запуска к моменту восхода Солнца за несколько дней до весеннего равноденствия или через несколько дней после осеннего, можно по солнечному датчику сориентировать продольную ось ракеты (последних ступеней), и, по определённому закону рассчитав вершину траектории, запустить РДТТ, то спутник выйдет на орбиту.

Установка состоит из головки с датчиками, двукхоординатного качающегося стола с электромеханическими приводами, платы управления, источника питания. К установке для управления подключается персональный компьютер через интерфейс «последовательный порт» (RS-232). На компьютере для приёма данных может использоваться любая терминальная программа.

Одновременно были выполнены испытательные полеты на масштабноподобных моделях ракет для проверки концепции системы управления. Всего было выполнено одиннадцать полетов.

Первая ракета - «летающий стенд» был изготовлен на заказ российской фирмой Real Rockets, а временный стартовый стол — две направляющие из металлических прутков диаметром 5мм.



Рис. 15. Двигатель РД1-300.

На ракете был установлен один маршевый твердотопливный двигатель РД1-300 (Рис. 15) на карамельном топливе⁵. Двигатель также изготовлен ракеты российской фирмой Real Rockets. РД1-300 работает 2 секунды, выдавая тягу в среднем около 12 кг. Полный импульс двигателя — 300 Н·с.

Для управления на «летающем стенде» применялись решетчатые рули (Рис. 16). Рулевые машинки Turnigy TGY-S306G были установлены над двигателем и соединялись с решетчатыми рулями с помощью проволочных тяг.

⁵ Карамельное топливо — твёрдое ракетное топливо, относящееся к смесевым топливам с органической связкой. Базовый состав — 65 % KNO3 и 35 % сорбита (по массе).

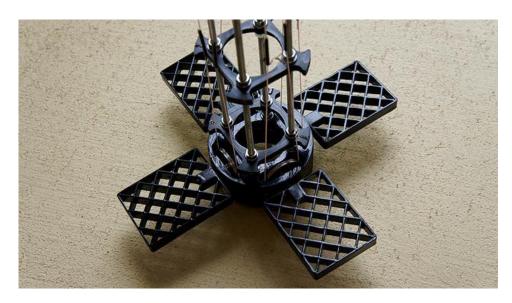


Рис. 16. Хвостовая часть ракеты-«летающего стенда».

Система управления испытательной ракеты — прототип системы управления «Таймыра», построенный на основе MEMS-гироскопов, в составе которого один трехосный MEMS-акселерометр и три MEMS-гироскопа (по одному на каждую ось).

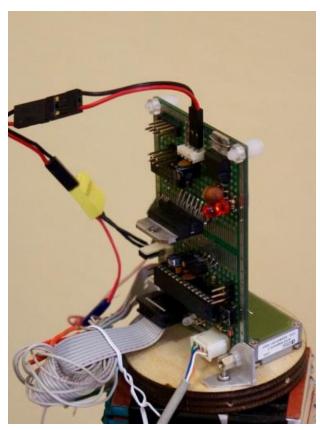


Рис. 17. Макетная плана с прототипом системы управления.

Запись данных с гироскопов во время полета производилась на внутреннюю память системы управления и дублировалась на карточку памяти формата SD. Устройство записи сделано на основе микроконтроллера и модуля связи для платформы Arduino.

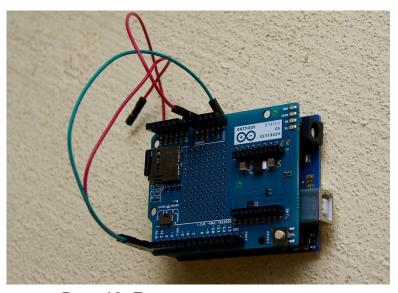


Рис. 18. Блок внутренней памяти.

Парашютной системой управлял полетный контроллер ComFly-030 производства компании Real Rockets. Контролер автономен и определяет старт ракеты как быстрый набор высоты свыше 12 метров по датчику атмосферного давления. Затем он бездействует, пока ракета летит вверх и давление, соответственно, падает. Как только ракета начинает снижаться и давление вырастает, контроллер выдает сигнал поджига на небольшой пороховой заряд, который вышибает парашют из специального отсека.

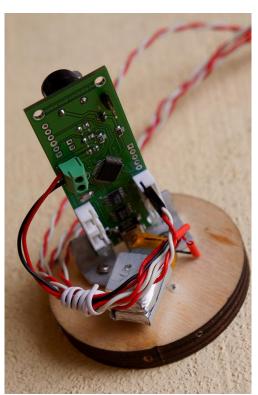


Рис. 19. Полетный контроллер ComFly-030.

В первом полете была достигнута высота 180 м (Рис.20), из-за отказа парашютной системы приземление изделия было жестким.



Рис. 20. Первый полет ракеты-«летающего стенда».

В дальнейшем летающий стенд неоднократно дорабатывался с целью улучшения характеристик. В частности, была освоена 3D-печать решётчатых рулей (Рис. 21).



Рис. 21. Решётчатый руль, напечатанный на 3D-принтере.

По различным причинам, в том числе из-за ошибок программирования, постоянных изменений требований к системе управления и из-за

технологических просчетов, многие полеты были аварийными, и полученных результатов о параметрах работы системы управления было недостаточно. Тем не менее, опытно-конструкторские работы позволили выявить ряд ошибок и наметить дальнейшие пути создания системы управления с использованием MEMS-компонентов. В частности, была разработана новая версия «летающего стенда», которая показала себя более надежной и продемонстрировала успешное руление при вертикальном полете (Рис. 22).



Рис. 22. Старт второй версии ракеты-«летающего стенда».

После серии успешных полетов на второй версии экспериментальной ракеты был разработан сверхзвуковой вариант «летающего стенда» (Рис. 23), который позволял получать данные об управляемости летательных аппаратов с решетчатыми рулями в условиях критического потока. Данная ракета была двухступенчатой и обладала рядом конструктивных особенностей, присущих именно сверхзвуковым летательным аппаратам. Например, на носовом обтекателе ракеты был установлен рассекатель сверхзвукового потока, нержавеющий изготовленный (Рис. 24), ИЗ жаропрочной стали предназначенный для снижения аэродинамических потерь.



Рис. 23. Старт сверхзвуковой экспериментальной ракеты.

Необходимо отметить, что все опытно-экспериментальные и расчетные работы в части системы управления проводились применительно к самому первому варианту РН СЛК «Таймыр». Выпущенный аванпроект, с одной стороны, показал принципиальную реализуемость РН СЛК, а с другой - выявил несостоятельность целого ряда технических решений. В частности, пришлось отказаться от решетчатых рулей. Последние имеют малые шарнирные моменты (небольшая потребная мощность рулевых машин), обладают однако чрезмерным лобовым сопротивлением. Кроме того, аэродинамические рули неэффективны на малых скоростях, где пришлось бы использовать реактивную систему управления на холодном газе. Соответственно, после отказа от этих органов управления, концепция системы управления была коренным образом пересмотрена.



Рис. 24. Рассекатель сверхзвукового потока.

В первую очередь, решено использовать в качестве органов управления камеры ЖРД в шарнирном подвесе — для первой ступени. Для второй ступени, на участке работы которой потребные управляющие моменты малы предполагается обойтись реактивной системой управления на горячем (парогаз) или холодном (сжатый гелий) газе. Полностью решено отказаться от коррекции траектории по Солнцу — в этом уже нет необходимости учитывая растущую точность MEMS-гироскопов.

5. Облик идеальной ракеты-носителя сверхлегкого класса

Идеальным может считаться носитель, обеспечивающий одновременное достижение следующих показателей:

- Оптимальная с точки зрения рыночной потребности и возможностей компании размерность носителя. Обеспечивается выбором грузоподъемности в наиболее востребованном диапазоне масс полезного груза. По вышеприведенному анализу это 50-150 кг на ССО.
- Минимальная стоимость пуска при заданной грузоподъемности. Обеспечивается минимизацией стоимости разработки, изготовления и эксплуатации.
- Высокая надежность не менее 0,99 при доверительной вероятности 0,9. Обеспечивается минимальным количеством систем, агрегатов, ракетных блоков, простотой их схемных решений и поддержанием системы качества в производстве и эксплуатации.
- Минимальное негативное воздействие на окружающую среду и персонал.

Видно, что указанные требования противоречивы. Например, с точки зрения надежности, каждую ступень целесообразно оснащать только одним двигателем. Однако технологические и финансовые возможности небольших стартапов обеспечивают создание двигателей тягой от 0,5 до 3 тс, и двигательные установки, как минимум первой ступени, будут неизбежно многодвигательными. То же самое и со стоимостью – чем меньше двигателей, тем дешевле производство. Однако без учета производственных и испытательных возможностей данное требование бессмысленно.

5.1.Выбор схемы, количества ступеней и компонентов топлива

Выбор количества ступеней неразрывно связан со схемными решениями и применяемыми компонентами топлива.

По нашему мнению, при характерных для РН СЛК массах и габаритах естественным является выбор схемы с последовательным соединением

моноблочных ступеней (схема тандем). Применение полиблочной компоновки, тем более, при использовании унифицированных ракетных модулей, заметно ухудшает силовую схему, весовое совершенство, массовую отдачу и экономическую эффективность РН СЛК. «Тонкая настройка» энергетических характеристик под требования рынка обеспечивается использованием сравнительно небольших опциональных верхних ступеней.

Идеальным носителем с точки зрения простоты и надежности является одноступенчатая РН, использующая нетоксичные долгохранимые компоненты. Она обеспечивает:

- Минимальное количество систем и агрегатов.
- Минимальное количество событий разделения
- Минимальное количество зон отчуждения под поля падения отделяемых частей РН или их полное отсутствие на территории России.
- Минимальные эксплуатационные затраты.

Однако одноступенчатые РН обладают крупными недостатками:

- Высокий технический риск (вероятность невыполнения требований по грузоподъемности), поскольку любое увеличение конечной массы ракетного блока ведет к уменьшению массы полезного груза на идентичную величину.
- Быстрая деградация зависимости массы полезного груза от высоты орбиты.

Следствием необходимость ЭТИХ недостатков является острая высочайшего весового совершенства. Например, проект одноступенчатой Haas 2CA ракеты-носителя (румыно-американская компания ARCA. http://www.arcaspace.com/en/haas2c.htm) предусматривает обеспечение конструктивной характеристики 29,0 (т.е. отношение массы заправленной ступени к ее сухой массе равно 29). Отчасти, это связано с использованием топлива повышенной плотности – высококонцентрированной перекиси водорода и керосина, но в основном – с использованием цельнокомпозитной конструкции. Кроме того, в качестве двигателя использован многомодульный так называемый «линейный аэроспайк» - ЖРД с плоскими камерами сгорания и двумерным клином внешнего расширения (см. Рис. 25).

Соответственно, двигатель должен обладать возможностью очень глубокого дросселирования, чтобы обеспечить возможность выведения КА на более высокие орбиты и ограничить максимальную перегрузку, которая может доходить до 30 единиц.



Рис. 25. Проект одноступенчатой РН СЛК Haas 2CA.

Однако ни одно из этих решений в российских реалиях пока реализовать невозможно (нет даже уверенности, что их можно реализовать в США при текущем техническом уровне и располагаемых ресурсах стартапа).

Что касается компонентов топлива, то компания «Лин Индастриал» сразу отмела пары, содержащие хотя бы один токсичный компонент. Поэтому были отсеяны такие распространенные долгохранимые топлива, как азотная кислота в паре с керосином, а также НДМГ в паре с азотным тетраоксидом и им подобные. Жидкий кислород в паре с жидким водородом тоже отклонены по дороговизны жидкого водорода И необходимости создания причине специальной дорогостоящей инфраструктуры по хранению водорода. Его применение практически исключает мобильный старт, который может являться важным преимуществом для РН СЛК. Примерно по этой же причине применение жидкого кислорода в паре с СПГ (метаном) было отложено на долгосрочную перспективу. Практически для дальнейшего рассмотрения были оставлены две пары: жидкий кислород – керосин Т-1 (или РГ-1) и высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) и керосин Т-1 (или РГ-1).

Первая пара отличается невысокой стоимостью, нетоксичностью широким применением в ракетной технике и (по отдельности) – в народном хозяйстве. При этом она обеспечивает довольно высокие значения удельного импульса. К недостаткам этой пары можно отнести:

- Отсутствие уверенности в совместимости жидкого кислорода с композитной конструкцией баков, которая рассматривалась на ранних стадиях проекта «Таймыр».
- Отсутствие опыта работы с криогенными компонентами.
- Недостаточно высокая плотность компонентов, ведущая к снижению весового совершенства при маленькой размерности РН СЛК.
- Компоненты не являются самовоспламеняющимися.

Вторя пара, обладая удельным импульсом примерно на 10% ниже, чем ЖК-керосин, имеет примерно на четверть более высокую плотность. Оба компонента являюдся жидкостями при нормальных условиях, что позволяет с минимальными затратами массы применять совмещенные днища, что позволяет заметно улучшить весовое совершенство конструкции за счет исключения межбаковых отсеков. При каталитическом разложении ВПВ компоненты самовоспламеняются в камере сгорания.

Кроме того, ВПВ отмечается как приемлемый окислитель для одноступенчатых ракет. В работе [15] отмечается, что при равных размерах носителя, использующего различные топливные пары, применение ВПВ-керосина обеспечивает ту же грузоподъемность, что и применение ЖК-керосина. Поэтому с точки зрения энергетики обе пары примерно равноценны, но ВПВ обладает некоторыми эксплуатационными преимуществами. Учитывая уже имеющийся опыт работы с ВПВ-керосином, ООО «Лин Индастриал» предполагает в своих проектах и далее использовать эту пару.

Указанные соображения диктуют применения на начальном этапе проекта двух маршевых ступеней, соединенных последовательно. Они обеспечивают прямое выведение КА на базовые целевые орбиты (НОО или ССО). Расширение возможностей обеспечивается применением небольших опциональных (дополнительных) ступеней, а также различных схем выведения: с прямым выведением, с довыведением и многократным включением опциональной верхней ступени. По мере накопления опыта, роста технологического уровня и доступности новых материалов и решений предполагается переход К одноступенчатой PH СЛК, оснащаемой опциональной второй ступенью.

Предложенный начальный проект двухступенчатой РН СЛК характеризуется следующими принципиальными решениями (Табл. 5).

Подчеркнем, что данные решения характеризуют лишь первый этап развития проекта, который должен прогрессировать одновременно с развитием доступных технологий и материалов.

Параметр	Решение	Характеристика решения	Ожидаемый эффект
Количество ступеней	Две ступени с последовательной работой и поперечным делением	Простота реализации Высокие энергетические характеристики. Компактность конструкции	Высокая надежность Низкая стоимость разработки и производства Возможность перевозки составных частей РН в автомобильных контейнерах
Тип двигательных установок	Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД)	Имеется опыт работы Доступность компонентов Относительная простота регулирования тяги Повышенная энергетика по сравнению с другими типами химических ракетных двигателей	Снижение стоимости разработки Повышение летных и коммерческих характеристик носителя
Компоненты топлива	Окислитель: высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ); Горючее: авиационный (Т-1) или ракетный (РГ-1) керосин	Имеется опыт работы, доступность компонентов Компоненты могут длительно храниться при нормальных условиях Компоненты самовоспламеняются при высокой температуре	Снижение сроков и стоимости разработки. Повышение надежности
Подача топлива	Электронасосная	Коммерческая доступность компонентов, относительно простая отработка при приемлемых параметрах	Снижение затрат на стендовую отработку
Тяга единичного двигателя	Не более 2,5 тс.	Не выходит за рамки возможностей стендовой базы	Снижение затрат на разработку
Материалы конструкции	Алюминиевые сплавы (АМг6, Р-1580, Д16), ограниченно - углепластики	Применение освоенных технологий	Снижение затрат на производство
Способ старта	Мобильный на автомобильном шасси	Возможность пуска из любых согласованных точек	Снижение стоимости пусковой инфраструктуры
Основное место старта	Космодром Восточный	Хорошее географическое положение. Доступность топливных компонентов (используются в РН «Союз-2») Наличие коммунальной инфраструктуры и технического оснащения, необходимого для пусков	Снижение затрат на пусковые операции

Табл. 5. Характеристика основных решений.

5.2. Оценка аэродинамики

В качестве основы аэродинамической конфигурации принят цилиндрический корпус с конической или оживальной носовой частью. Удлинение 12-13. Проектно-баллистический анализ проводился по аналитическому закону изменения коэффициента лобового сопротивления в зависимости от числа Маха $C_{xa0}(M)$ (получен для МБР «Титан-2»), который в общем виде можно представить, как [16]:

$$\left\{ \begin{array}{l} C_{xa0}(M) = 0.29 \ \text{при} \ 0 \!\! \leq \!\! M \!\! \leq \!\! 0.8; \\ C_{xa0}(M) = M \ \text{--} \ 0.51 \ \text{при} \ 0.8 \!\! < \!\! M \!\! \leq \!\! 1.068; \\ C_{xa0}(M) = 0.091 \ + 0.5 \!\! * \! M \!\! - \!\! 1 \ \text{при} \ M \!\! > \!\! 1.068. \end{array} \right.$$

В качестве проверочных данных для аналитического закона приняты результаты продувок, выполненные в 2015 г. в АО «РКК «Энергия» по договору с ООО «Лин Индастриал».

В ходе виртуальных продувок были получены аэродинамические коэффициенты тел вращения (Рис. 26) аналогичной формы диаметрами 500, 700 и 900 мм с удлинениями от 10 до 26. При этом коэффициенты были рассчитаны как для ракеты с четырьмя решетчатыми рулями (индекс_full), так и без них (индекс_rocket). Основные результаты продувок представлены ниже (Табл. 6-11). Примеры полей чисел Маха и давления показаны на Рис. 27-30.

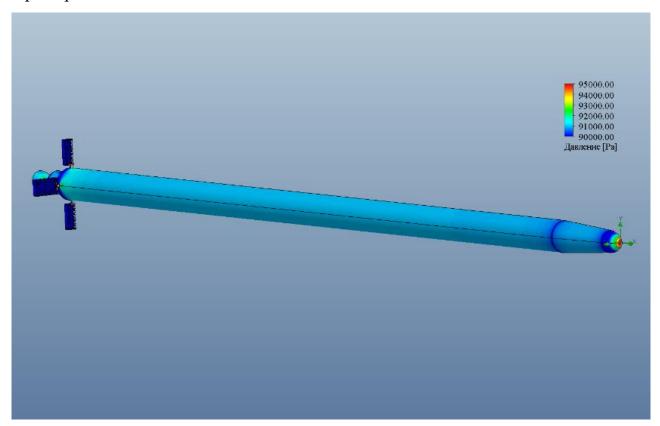


Рис. 26. Типовая конфигурация для виртуальной продувки

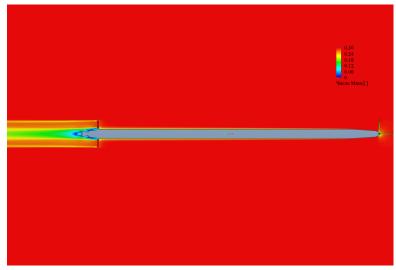


Рис. 27. Пример визуализации поля чисел Маха. $M=0,3,\ \alpha=0.0^{\circ}$.

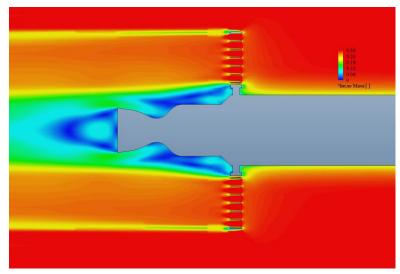
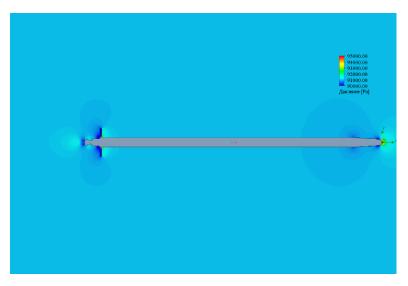


Рис. 28. Пример визуализации поля чисел Маха у решеток. M=0,3, $\alpha=0.0^{\circ}$.



Puc. 29. Пример визуализации поля давления. M=0,3, α = 0.0°.

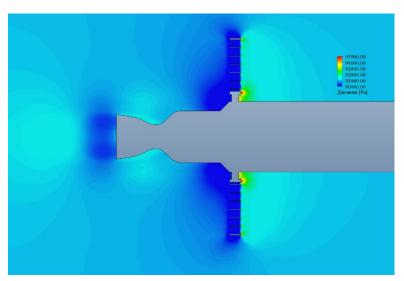


Рис. 30. Пример визуализации поля давления у решеток. $M=0,3,\ \alpha=0.0^{\circ}$.

Н, м	q , Па	Р, Па	T, K	M∞	C _{x_full}	C _{y_full}	$m_{z_{-}full}$	C _{x_rocket}	Cy_rocket	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,92	0	0	0,43	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,95	0	0	0,43	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	1,1	0	0	0,48	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	1,18	0	0	0,54	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	1,2	0	0	0,64	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	1,17	0	0	0,62	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	1,13	0	0	0,59	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,87	0	0	0,4	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,81	0	0	0,35	0	0

Табл. 6. Диаметр 500 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha=0^\circ$.

Н, м	q , Па	Р, Па	T, K	\mathbf{M}_{∞}	C_{x_full}	C_{y_full}	$m_{z_{-}full}$	C _{x_rocket}	C _{y_rocket}	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,97	0,51	-0,33	0,48	0,22	-0,05
2700	18300	72834	271	0,6	0,99	0,5	-0,32	0,47	0,23	-0,06
4798	31396	55518	257	0,9	1,13	0,52	-0,34	0,51	0,26	-0,09
5595	35382	49893	252	1,0	1,22	0,54	-0,36	0,58	0,27	-0,1
6300	38300	45310	247	1,1	1,26	0,58	-0,38	0,69	0,3	-0,12
9100	47100	30345	229	1,5	1,24	0,53	-0,33	0,66	0,31	-0,11
12525	50682	17863	217	2,0	1,17	0,53	-0,32	0,61	0,3	-0,1
24935	29055	2575	221	4,0	0,97	0,61	-0,39	0,41	0,31	-0,1
38700	8600	343	247	6,0	0,94	0,56	-0,33	0,36	0,35	-0,14

Табл. 7. Диаметр 500 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha=4^\circ$.

Н, м	q, Па	Р, Па	T, K	\mathbf{M}_{∞}	C_{x_full}	C_{y_full}	$m_{z_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{$	C _{x_rocket}	C _{y_rocket}	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,5	0	0	0,28	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,54	0	0	0,3	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	0,67	0	0	0,37	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	0,74	0	0	0,43	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	0,78	0	0	0,47	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	0,69	0	0	0,4	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	0,61	0	0	0,34	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,44	0	0	0,2	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,38	0	0	0,17	0	0

Табл. 8. Диаметр 700 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha=0^\circ$.

Н, м	q, Па	Р, Па	T, K	\mathbf{M}_{∞}	C _{x_full}	C_{y_full}	$m_{z_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{$	C _{x_rocket}	C _{y_rocket}	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,51	0,34	-0,19	0,28	0,18	-0,04
2700	18300	72834	271	0,6	0,55	0,33	-0,19	0,3	0,18	-0,05
4798	31396	55518	257	0,9	0,68	0,32	-0,18	0,38	0,19	-0,06
5595	35382	49893	252	1,0	0,76	0,35	-0,2	0,44	0,2	-0,07
6300	38300	45310	247	1,1	0,81	0,39	-0,21	0,48	0,24	-0,08
9100	47100	30345	229	1,5	0,72	0,33	-0,16	0,42	0,21	-0,05
12525	50682	17863	217	2,0	0,63	0,33	-0,16	0,35	0,21	-0,05
24935	29055	2575	221	4,0	0,47	0,36	-0,19	0,21	0,22	-0,06
38700	8600	343	247	6,0	0,43	0,33	-0,18	0,18	0,24	-0,1

Табл. 9. Диаметр 700 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha=4^\circ$.

Н, м	q, Πa	Р, Па	T, K	\mathbf{M}_{∞}	C _{x_full}	C_{y_full}	m _{z_full}	C _{x_rocket}	Cy_rocket	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,35	0	0	0,23	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,38	0	0	0,24	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	0,48	0	0	0,31	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	0,57	0	0	0,39	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	0,6	0	0	0,41	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	0,54	0	0	0,36	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	0,46	0	0	0,29	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,3	0	0	0,15	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,24	0	0	0,12	0	0

Табл. 10. Диаметр 900 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha=0^\circ$.

Н, м	q, Па	Р, Па	T, K	\mathbf{M}_{∞}	C _{x_full}	C _{y_full}	$m_{z_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{_{$	C _{x_rocket}	Cy_rocket	m _{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,38	0,25	-0,15	0,25	0,14	-0,05
2700	18300	72834	271	0,6	0,4	0,27	-0,15	0,26	0,18	-0,07
4798	31396	55518	257	0,9	0,49	0,27	-0,15	0,32	0,19	-0,07
5595	35382	49893	252	1,0	0,57	0,29	-0,16	0,39	0,19	-0,07
6300	38300	45310	247	1,1	0,61	0,28	-0,15	0,42	0,18	-0,06
9100	47100	30345	229	1,5	0,56	0,25	-0,12	0,37	0,17	-0,05
12525	50682	17863	217	2,0	0,48	0,26	-0,12	0,3	0,18	-0,05
24935	29055	2575	221	4,0	0,31	0,29	-0,16	0,16	0,2	-0,08
38700	8600	343	247	6,0	0,26	0,25	-0,14	0,13	0,19	-0,08

Табл. 11. Диаметр 900 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки $\alpha = 4^{\circ}$.

Сравнение коэффициентов лобового сопротивления при нулевом угле атаки Cx_0 (в зависимости от числа Маха M) для каждой из трех конфигураций с аналитическим законом представлено на графике (Рис. 31).

Видно, что аналитический закон дает прекрасное соответствие с результатами продувки ракеты диаметром 700 мм (с примерно таким же удлинением, как и у предлагаемой РН СЛК) с некоторым запасом. Это дает основание применять более удобный аналитический закон при проектных расчетах моноблочных ракет.

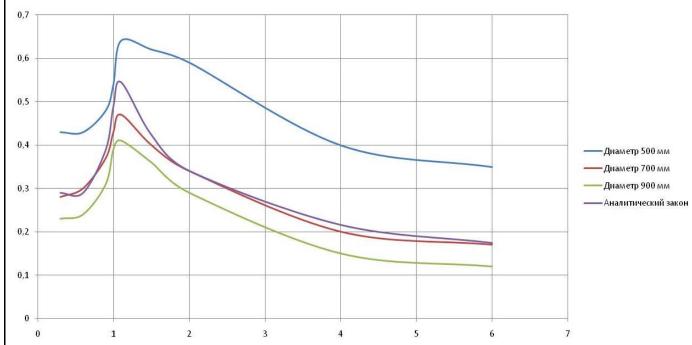


Рис. 31. Зависимости Сх0 (М) по результатам виртуальных продувок и по аналитическому закону.

5.3. Проектно-баллистический анализ

Проектно-баллистический анализ выполнен, исходя из применения самых передовых показателей ЖРД с электронасосной подачей с источниками питания в виде графеновых батарей с плотностью энергии 1000 Вт*ч/кг, алюминиевого сплава Р-1580 для баков и композитов для сухих отсеков.

Расчет велся, исходя из применения на первой ступени восьми ЖРД тягой по 2,5 тс у земли. На второй ступени предложен ЖРД тягой 0,650 тс в вакууме, который предполагается создать на основе разрабатываемого двигателя полутонной тяги для суборбитальной ракеты.

В качестве целевой выбрана солнечно-синхронная орбита высотой 400 км (наклонение 97°). Данная орбита выбрана из следующих соображений. Она обеспечивает срок баллистического существования порядка 2 лет для простых недорогих КА, лишенных двигательных установок коррекции орбиты, и более значительный срок — для КА с двигательными установками. Данная орбита также обеспечивает естественное (за счет аэродинамического торможения) сведение КА в течение примерно 2 лет после выхода из строя. Кроме того, для аппаратов ДЗЗ, оснащенных относительно легкими оптическими системами, обеспечивается заметно лучшее пространственное разрешение, чем с орбит большей высоты.

В качестве основных проектных параметров РН СЛК приняты [17]:

- Стартовая (начальная) масса РКН ${\bf M}_0$, кг.
- Относительные конечные массы ступеней $\mu_{\kappa i}$ отношение конечной массы ступени к начальной, определяющее массу РЗТ ступеней.
- Начальные тяговооруженности ступеней \mathbf{n}_{0i} отношение начальной тяги ДУ ступени к весу соответствующей ступени.
- Коэффициенты топливных отсеков блоков $\mathbf{a}_{\text{тоі}}$ отношение конечной массы топливного отсека к массе РЗТ. В конечную массу топливного отсека включаются массы ГЗТ, невырабатываемых остатков компонентов ракетного топлива и масса газов наддува. На основании предварительного расчета и экспертных оценок приняты следующие значения: $\mathbf{a}_{\text{тоі}} = 0.03$; $\mathbf{a}_{\text{то2}} = 0.04$.
- Коэффициенты прочих отсеков **a**_{оі} отношение массы прочих отсеков блока к начальной массе блока. К прочим отсекам отнесены: приборы и элементы БКУ и телеметрии, БКС, хвостовые, переходные и межбаковые отсеки, головной обтекатель (включается при расчете в конечную массу блока первой ступени). На основании

предварительных расчетов приняты следующие значения: $\mathbf{a}_{\sigma 1} = 0.02$; $\mathbf{a}_{\sigma 2} = 0.04$.

• Параметры программы изменения угла тангажа (угол тангажа — угол между продольной осью РКН и горизонтом точки старта, программное изменение тангажа обеспечивает достижение заданных параметров опорной орбиты): максимальный угол атаки αтах на участке аэродинамического разворота первой ступени, начальный φ0 и конечный фк углы тангажа на участке второй ступени. Изменение угла тангажа φ (t) по времени на активном участке второй ступени задается законом [18]:

$$tg\phi(t) = tg \phi_0 + (tg \phi_{\kappa} - tg \phi_0)*t/t_{\kappa},$$

где \mathbf{t}_{κ} — длительность активного участка второй ступени,

 ϕ_0 — начальное значение угла тангажа,

 ϕ_{κ} — конечное значение угла тангажа

Связь между массой полезной нагрузки и проектными параметрами двухступенчатой РКН тандемной схемы описывается следующими соотношениями:

$$\mathbf{M}_{\Pi H} = \mathbf{M}_0 * \mu_{\Pi H 1} * \mu_{\Pi H 2},$$

где M_0 — начальная масса первой ступени (стартовая масса РКН), $\mu_{\text{пнi}}$ — относительная масса полезной нагрузки і-ой ступени

$$\mu_{\text{пнi}} = (\mu_{\text{кi}} - \alpha_{\text{i}} - \beta_{\text{i}} * n_{0\text{i}})/(1 - \alpha_{\text{i}}),$$
 где $\alpha_{\text{i}} = (a_{\text{тоi}} + a_{\text{σi}})/(1 + a_{\text{тоi}})$

$$\beta_i = \gamma_i/(1 + a_{\tau o i})$$

Начальная масса второй ступени рассчитывается по формуле:

$$M_{02} = M_0 * \mu_{\Pi H 1}$$

Масса топлива ступеней рассчитывается по формуле:

$$M_{\tau i} = (1\text{-}\mu_{\kappa i})*M_{0i}$$

Конечная масса ракетного блока і-ой ступени рассчитывается как:

Целевой функцией принята масса полезного груза Мпг на ССО высотой 400 км при заданной тяге двигателей. Исходя из ранее выполненных исследований, выбрана стартовая масса 14000 кг, обеспечивающая запас тяговооруженности для установки опциональной верхней ступени.

Получены следующие результаты проектно-баллистического расчета:

Параметры РН						
Стартовая масса, т						
Масса полезной нагрузки на ССО высотой 400 км, кг	14	47				
Диаметр, м	1,16-1,20 (уточняется при оптимизации конструкции)					
Общая длина, м	≈1	5,0				
Параметры ступеней	1	2				
Диаметр, м	1,16.	1,20				
Масса, т	12 770,57	1047,32				
Начальная тяговооруженность	1,43	0,54				
Масса рабочего запаса топлива, т	11698,50	929,26				
Число и тип двигателей	8хЖРД	1хЖРД				
Тяга у земли/ в пустоте, тс	20/22	-/0,65				
Время работы, сек	156	448				
Удельный импульс у земли/в пустоте, с	264/290	-/312				

Табл. 12. Основные параметры РН СЛК согласно проектно-баллистическому расчету.

Основные летные характеристики РН СЛК представлены на графиках (Рис.32-37).

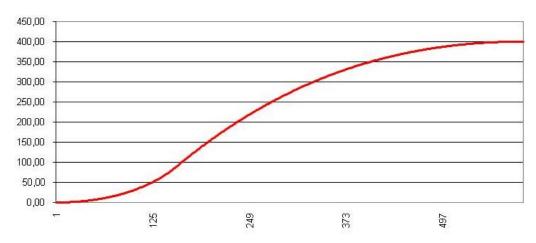


Рис. 32. График высоты полета (ось Ү, км) от времени (ось Х, сек).

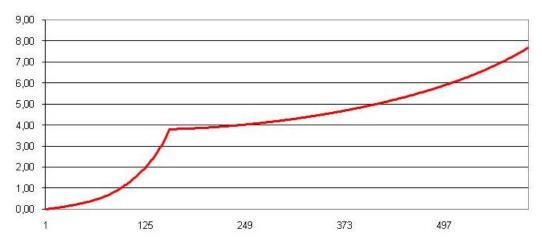


Рис. 33. График относительной скорости (ось Y, км/с) от времени (ось X, сек).

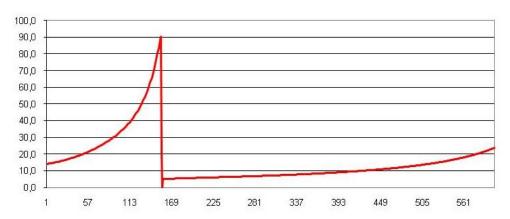


Рис. 34. График осевого ускорения (ось Y, M/c^2) от времени (ось X, сек).

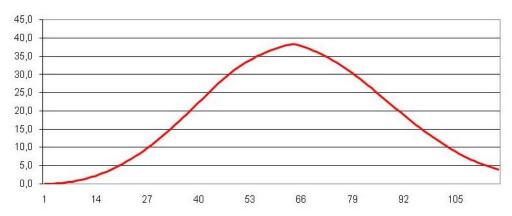


Рис. 35. График скоростного напора (ось Y, к Π а) от времени (ось X, сек).

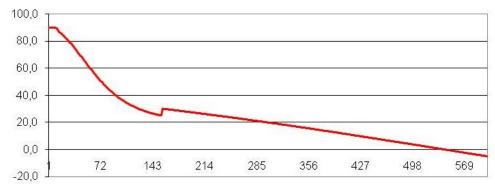


Рис. 36. Программный угол тангажа (ось Ү, град) от времени (ось Х, сек).

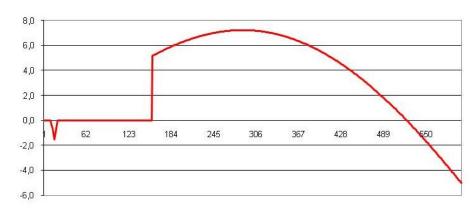


Рис. 37. Программный угол атаки (ось Ү, град) от времени (ось Х, сек).

В целом лётные характеристики находятся в допустимых пределах. Некоторое сомнение вызывает продольная перегрузка в 9 единиц. Однако ее можно ограничить либо плавным дросселированием, либо отключением двух из восьми двигателей. Приемлемой можно считать перегрузку 6-7 единиц. Уменьшение тяги приведет к некоторому снижению грузоподъемности. Однако выбранные параметры и размерность носителя таковы, что даже снижение массы полезного груза вдвое оставляет носитель в пределах востребованной грузоподъемности.

Энергетические характеристики (зависимость массы полезного груза от высоты и наклонения орбиты) базового двухступенчатого варианта РН СЛК показаны на графике (Рис. 38).

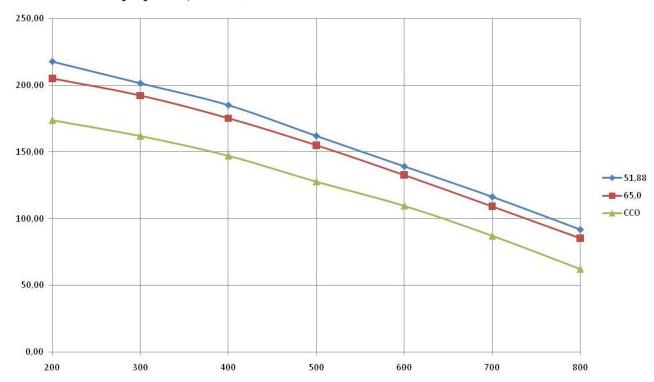


Рис. 38. Энергетические характеристики РН СЛК: график зависимости массы полезного груза (ось Y, кг) от высоты орбиты (ось X, км) при ее различных наклонениях.

В целом, решения, заложенные в концепцию РН СЛК учитывают, как имеющийся, так и перспективный технологический уровень России. Выбранная размерность и основные проектные параметры ракеты, кроме прочего, создают высокий модернизационный потенциал. Так, тяговооруженность РН СЛК позволяет увеличить стартовую массу еще примерно на 10-15%, а также позволяет использовать опциональные верхние ступени без ущерба летным характеристикам. Выбранное удлинение ракеты не только обеспечивает минимальную массу конструкции, но и возможность удлинения баков.

Вариативность в части величины полезного груза может быть достигнута и за счет применения укороченных баков, чему способствует их секционная конструкция, состоящая из нескольких обечаек. Многодвигательная установка позволяет в этом случае исключать некоторое количество двигателей. Таким образом, при минимальных затратах на разработку и производства моно получить целую серию унифицированных РН СЛК, подстраиваясь под актуальные потребности рынка.

5.4. Опциональные верхние ступени

Выбранная размерность и основные проектные параметры РН СЛК позволяют использование сравнительно небольших верхних ступеней (начальной массой не более 150-200 кг), которые позволят решать задачи, недостижимые базовым вариантом РН СЛК. Например, речь может идти об отправке к Луне или к другим небесным телам малых межпланетных зондов. Небольшой размер верхних ступеней обуславливает их невысокую стоимость, а также возможность использования доступных решений.

В частности, возможно применение простейших апогейных ступеней на основе малых твердотопливных двигателей. Ступени с расширенными возможностями (многократное включение, в том числе после длительного пассивного полета) предполагаю применение ЖРД малой тяги, например, двигателей вытеснительной подачей на тех компонентах же высококонцентрированная перекись водорода-керосин. Не исключено и использование электрореактивных двигателей. В дальнейшем тема верхних ступеней может вырасти в отдельное самостоятельное направление по созданию на заказ малых и сверхмалых космических разгонных блоков, межпланетных посадочных аппаратов («лэндеров»), а также двигательныъх установок для малых КА.

Конкретный облик верхних ступеней, а также их проектные параметры определяются на этапе детального проектирования.

5.5. Компоновочное решение РН СЛК

Композиционное решение РН СЛК предполагает взаимное расположение основных отсеков, их форму и размеры, которые обеспечивают:

- Максимально высокую плотность компоновки, но не в ущерб доступности узлов, агрегатов и систем при их монтаже и предстартовых проверках.
- Равномерную передачу силовых потоков по кратчайшим путям для обеспечения минимальной массы силовых элементов.
- Аэродинамически выгодную форму всего изделия в целом.

Общие виды двухступенчатой РН СЛК полученные в ходе компоновочных работ приведены на Рис. 39-40. Нужно отметить, что габаритные размеры на Рис. 39 являются крайне предварительными и служат исключительно для общего понимания пропорция и размеров ракеты-носителя.



Рис. 39. Общий вид РН СЛК.



Рис. 40. Общий вил РН СЛК.

6. Дорожная карта создания РН СЛК

Проект создания и развития РН СЛК предусматривает последовательное использование на каждом этапе опыта, наработок и технических решений, полученных на предыдущем этапе, в первую очередь по двигательным установкам. Последовательность выполнения проекта должна исключать резкие перепады в расходах, инвестиции в проект должны быть пропорциональны сложности и объему работ каждого этапа. Основная идея предлагаемой дорожной карты — получение в конце каждого этапа, продукта с потенциалом для коммерциализации. А именно — жидкостных ракетных двигателей, суборбитальных ракет, систем управления, алгоритмов и т.д.

Предлагается следующая дорожная карта реализации и развития проекта РН СЛК.

6.1. Предварительный этап

В ходе предварительного этапа будет осуществлена разработка необходимых аванпроектов ракетно-космических систем И уточнение параметров. Планируется создать стенд для тестового ракетного двигателя (тяга 20-100 кгс) и провести испытания экспериментального ЖРД. Также будет использован уже существующий технический задел, например, изготовленная методом 3D печати камера жидкостного двигателя (Рис. 8). Огневые испытания позволят получить необходимые данные для проектирования рубашки охлаждения двигателя. Кроме того, на данном этапе будут созданы проекты моторов и носов системы подачи топлива. В качестве коммерческого продукта на выходе – данные испытаний, стенд (Рис. 41) для отработки небольших частных ЖРД, проекты ракетно-космических систем.

Нужно отметить, что достаточно рациональным решением будет использование на данном этапе имеющегося опыта команды ООО «Лин Индастриал» по разработке и эксплуатации жидкостных ракетных двигателей с перекисью водорода выступающей в роли окислителя. Так специалистами данного предприятия был разработан и самостоятельно построен стенд (Рис. 42) для проведения гидравлических и огневых испытаний двигателей тягой до 1000Н. Кроме этого в рамках проекта семейства ракет-носителей «Таймыр» был создан прототип маршевого двигателя третьей ступени. Данный двигательпрототип прошел серию испытаний, включая и огневые (Рис. 43), которые показали принципиальную работоспособность каталитической схемы зажигания с использованием собственного катализатора.

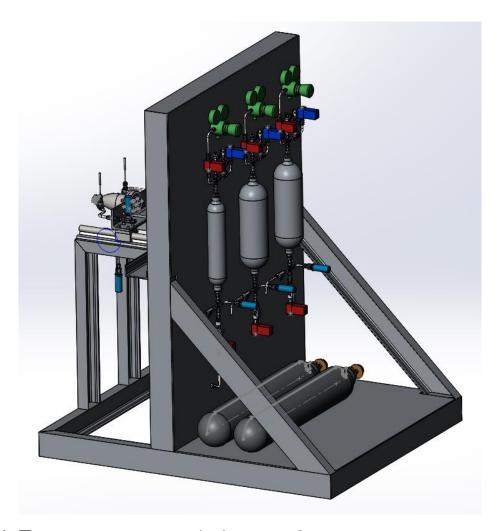


Рис. 41. Проект огневого стенда для отработки перекисного охлаждения.



Рис. 42. Разработанный в ООО «Лин Индастриал» стенд для огневых испытаний.



Рис. 43. Огневые испытания ЖРД.

6.2.Первый этап

В ходе работ первого этапа будет выполнено создание двигателя с электронасосной подачей топливных компонентов и тягой 500 кгс, а также финальное проектирование на основе имеющихся наработок (рис. 39) и строительство стенда для его испытаний. Двигатель будет использоваться в качестве маршевого на суборбитальной ракете, а также позволит отработать электронасосную систему подачи топлива и уточнить расчетные параметры для проектирования двигателей с тягой 2 тс и более. Коммерческие продукты — система подачи топлива, данные испытаний и двигательная установка в сборе. ЖРД подобной размерности может найти применение на различных разгонных блоках. Перевод РБ на экологически безопасные и долгохранимые компоненты — актуальная задача на сегодня. Стенд может быть сдан в аренду для испытаний как частных, так и государственных двигателей размерностью до 1 тс.

6.3.Второй этап

На втором этапе дорожной карты предполагается создание суборбитальной многоразовой ракеты и отработка её многократного применения. Будет создан суборбитальный носитель с маршевым двигателем 500 кгс для научных исследований и экспериментов в космосе (на высоте более 100 км). В ходе полетов суборбитальной ракеты будет отрабатываться реактивная посадка и повторное использование ракетно-космической системы.

В качестве коммерческого продукта — услуга доставки грузов в космос (на высоту 100 и более км). Планируется создать собственную универсальную платформу для исследований — суборбитальный аналог Cubesat. Клиенту платформа будет предлагаться в виде набора для сборки — с возможностью установки различного научного и коммерческого (рекламные цели и т.д.) оборудования. Таким образом, будет решена проблема стандартизации оборудования для суборбитальных исследований, что позволит резко увеличить охват рынка. Алгоритмы посадки и результаты технологических экспериментов (отработка систем в ходе полетов суборбитальной ракеты) могут стать рыночным товаром.

Суборбитальная ракета может использоваться для отработки различных решений (для последующего внедрения на орбитальную ракету) — новых аккумуляторов и генераторов, надувных и парашютных тормозных систем, новых материалов и топливных компонентов.

На данный момент уже сформирован предварительный облик многоразового суборбитального носителя, включающий в себя компоновку и приблизительные характеристики. Общий вид ракеты представлен на Рис. 40. Основные параметры суборбитального носителя приведены в Таблице 13.

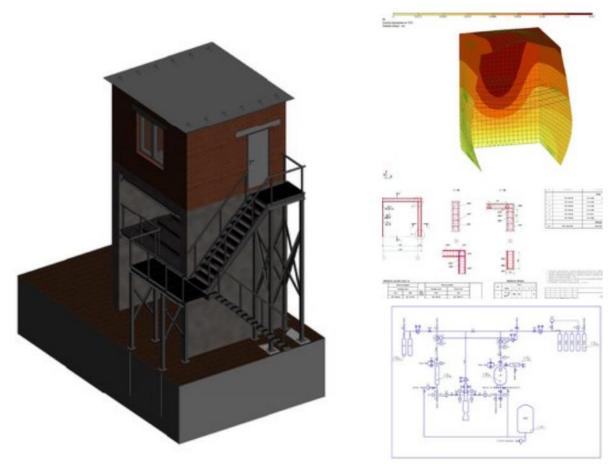


Рис. 44. Проект стенда для испытаний двигателя суборбитальной ракеты.

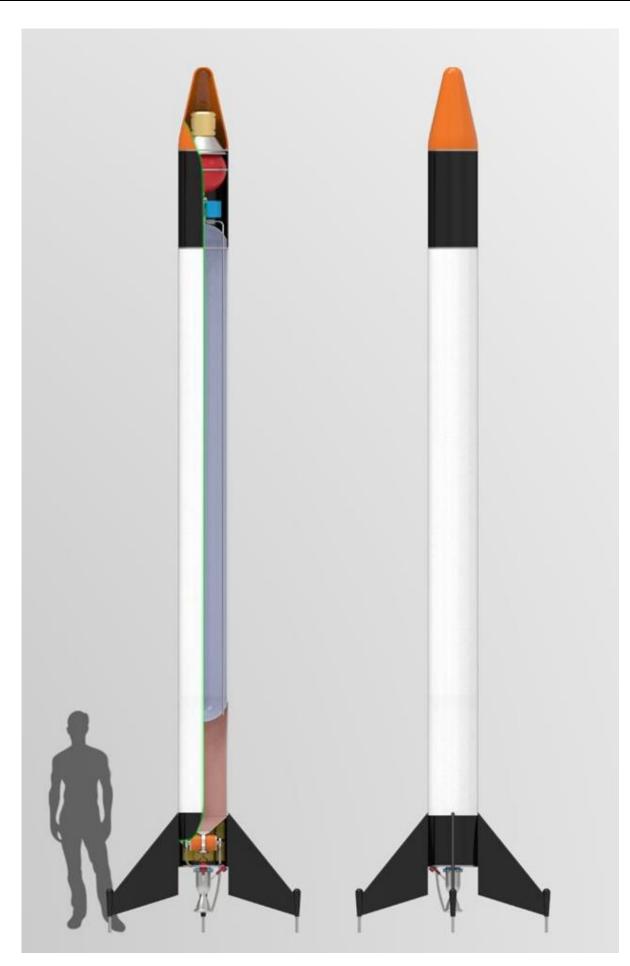


Рис. 45. Общий вид суборбитальной многоразовой ракеты.

	Знач	ение		
Параметр	Одноразовый вариант	Возвращаемый вариант		
Количество ступеней	1	[
Стартовая масса, кг	446	426,6		
Стартовая тяга, кгс	500	500		
Давление в двигателе, бар	70	70		
Давление в баках, бар	10	10		
Система подачи топлива	ЭНА	ЭНА		
Максимальный удельный импульс в вакууме, с	278	278		
Масса рабочего запаса топлива, кг	285	268		
Конечная масса блока, кг	100,6 (без ГО и ПГ)	158,6		
Максимальная высота подъема (без полезного груза), км	267	146 км		
Высота подъема (с максимальным полезным грузом), км	110	110		
Максимальная масса полезного груза (на высоту 110 км), кг	55 кг	19		
Максимальная скорость (с полезным грузом 55 кг), м/с	1109	1099		
Максимальная осевая перегрузка (с полезным грузом)	≤3,5	≤4,0		
Диаметр, мм	300			
Длина, мм	≈5.5	500		

Табл. 13. Характеристики суборбитальной ракеты в различных конфигурациях.

6.4.Третий этап

Третий этап — создание двигателя с тягой более 2 тс и стенда для его испытаний. Стенд будет создаваться с учетом накопленного опыта, вероятно, на основе стенда для 500 кгс. Огневые испытания двигателя с тягой свыше 2 тс откроют путь к созданию оптимального орбитального носителя. Кроме того — двигатель может стать коммерческим продуктом — использоваться на РБ и ступенях как частных, так и государственных ракет. Стенд может сдаваться в аренду для различных огневых испытаний.

Уже имеются некоторые технические наработки по компоновке и конструктивным особенностям двигателя подобной размерности (рис. 13).

6.5. Четвертый этап

На данном этапе будет выполнена окончательная разработка и создание орбитального носителя — с использованием нескольких двигателей 2 тс на первой ступени и 500 кгс на второй. Носитель будет создаваться с учетом опыта, накопленного на втором этапе (суборбитальная ракета послужит прототипом орбитальной).

6.6.Пятый этап

На пятом этапе будет производиться модернизация орбитального носителя. В зависимости от числа заказов и требований клиентов орбитальный носитель будет выбрано направление дальнейшего развития. Если рыночная ситуация потребует подобного, то на основе опыта по суборбитальной ракете, может быть внедрена многоразовость первой, а возможно и второй, ступеней носителя. Будут внедряться новые электромоторы, аккумуляторы и генераторы для ЭНА, также отработанные на суборбитальной системе. Возможна постепенная замена топливных компонентов на более эффективные. При наиболее сохранении В качестве окислителя перекиси водорода, перспективными горючими являются:

- 1,2-бутадиен
- Этилен
- Пропилен
- Циклопропан
- Пропаргиловый спирт

Они характеризуются следующими параметрами:

Горючее	Плотность (при темп., К)	Соотношение компонентов	УИ в вакууме (степень расширения сопла 100)	Относительн ая эффективнос ть ⁶
1,2-бутадиен	645 (298)	6,7	316,3	1,29
Этилен	569 (169)	7	316,0	1,16
Пропилен	611 (225)	7,2	314,6	1,15
Циклопропан	698 (240)	7,1	316,7	1,40
Пропаргиловый спирт	944 (298)	4,1	314,8	1,40

Табл. 14. Перспективные горючие, в том числе для использования в одноступенчатых РН СЛК.

Указанные вещества будут тщательно исследованы на предмет токсичности и эксплуатационных характеристик. В частности, наибольший интерес из этого списка представляет циклопропан. Он слаботоксичен, применяется в медицине, как обезболивающее средство. При давлении 5 бар может переходить в жидкое состояние при температурах 4-20°C. Он также образует эффективную топливную пару с жидким кислородом. Переходит в твердое состояние при -127°C. Для повышения плотности может быть уменьшается разница температурах охлажден, при ЭТОМ В циклопропаном и жидким кислородом что облегчает применение совмещенных днищ баков.

Предполагается активное развитие технологий с использованием графена и высокотемпературных сверхпроводников (см. раздел 4.5). Использование же сверхпроводников возможно и сейчас при наличии криогенного компонента на борту носителя. Стоит отметить, что таким компонентом необязательно должен выступать топливный – им может быть, например, сжиженный газ наддува баков (однако данную возможность следует проверить в ходе исследовательских работ).

6.7.Шестой этап

Шестой этап – на основе опыта и полученных новых данных – создание одноступенчатой РН СЛК. Выше (раздел 5.1) уже отмечались достоинства одноступенчатых РН, делающих эту схему привлекательной.

Однако достоинства могут проявиться лишь при избавлении от присущих одноступенчатым РН недостатков, также отмечавшихся выше. Для обеспечения гарантированного превосходства в эффективности над двухступенчатыми РН,

64

 $^{^6}$ Отношение массы $\Pi\Gamma$ одноступенчатой ракеты, использующей в качестве горючего рассматриваемое вещество, к массе $\Pi\Gamma$ одноступенчатой ракеты, использующей керосин.

одноступенчатые должны обеспечивать близкий уровень весовой отдачи (отношения массы полезного груза к стартовой массе РН). Единственными путями обеспечения такого преимущества является резкое повышение конструктивного совершенства и увеличение удельного импульса двигательных установок.

Предпосылки к росту конструктивного совершенства одноступенчатых РН СЛК имеются. Во-первых, при равных размерах и массе одноступенчатая ракета имеет более низкое отношение массы конструкции к массе топлива, что обусловлено отсутствием как минимум одной системы разделения и межступенчатых адаптеров. Во-вторых, общее совершенствование технологий конструкционных материалов И постепенно конструктивное совершенство любых ракет, а при его увеличении эффект ступенчатости постепенно нивелируется 7 .

Еще два недостатка одноступенчатых РН — высокие осевые перегрузки в конце активного участка траектории и быстрое падение массы полезного груза с высотой орбиты — могут быть исправлены путем отключения в полете некоторого количества двигателей многодвигательной ДУ. При этом уменьшаются потери характеристической скорости на управление, что и ведет к росту весовой отдачи. Применение верхних ступеней (разгонных блоков) также улучшает характеристики одноступенчатой ракеты. Однако платой за эти улучшения должен стать рост стоимости за счет применения более совершенных, а значит и более дорогих, конструкционных материалов, топлив и двигателей. Данное противоречие может быть разрешено в будущем при переходе к многоразовому использованию ракеты, что оправдает применение более дорогих решений.

Последовательность этапов с ориентировочным финансированием (без учета затрат на организацию серийного производства) отражена на Рис. 46.

⁷ Если масса конструкции баков и сухих отсеков будет приближаться к нулю, ракета выродится в одноступенчатую, состоящую только из двигателя, топлива и полезной нагрузки

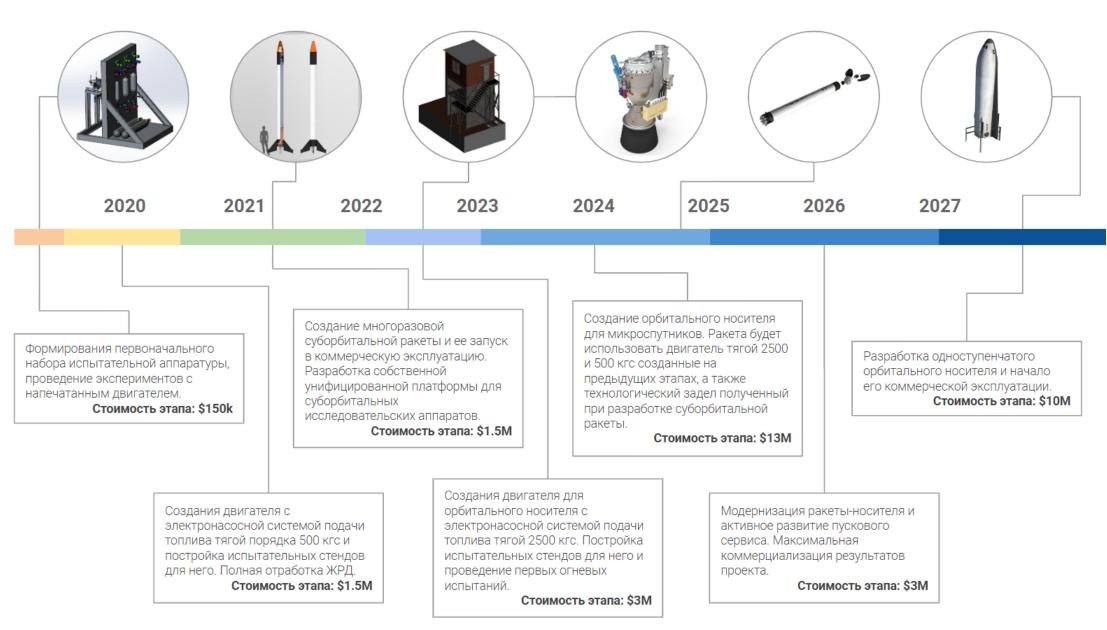


Рис. 46. Последовательность, сроки и финансирование (без учета стоимости подготовки и развертывания серийного производства) этапов создания и развития РН СЛК.

Источники

- 1) https://ru.wikipedia.org/wiki/Pecypc-Φ
- 2) https://en.wikipedia.org/wiki/Flock-1
- 3) https://en.wikipedia.org/wiki/Hubble_Space_Telescope
- 4) Новости космонавтики. Журнал. №5, 2012 г.
- 5) Новости космонавтики. Журнал. №12, 2011 г, с. 54
- 6) O2 Consulting, Jan 2014, Open Data
- 7) PricewaterhouseCoopers, «Micro-launchers: what is the market?», February 2017
- 8) PricewaterhouseCoopers, «US Satellite Market», October 2015
- 9) SpaceWorks, 2017, Open Data
- 10) Новости космонавтики. Журнал. №3, 2017 г.
- 11) https://rocketlabusa.com/
- 12) https://vectorspacesystems.com/
- 13) http://gklaunch.ru/news/prepyatstviya-dlya-rosta-rynka-malyh-ka/
- 14) Космодемьянский Е.В. Презентация Разработка ракетно-космического комплекса сверхлегкого класса «Аквилон» для вывода микро/наноспутников на низкие околоземные орбиты.
- 15) Alternate Propellants for SSTO Launchers, Dr. Bruce Dunn
- 16) А.А.Кузнецов. Оптимизация параметров баллистических ракет по эффективности. М.:Машиностроение, 1986 г.
- 17) Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов/В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985 360 с, илл.
- 18) В.М.Белоконов, В.А.Вьюжанин. Расчет летных характеристик летательных аппаратов. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. Куйбышевский авиационный институт, 1982