

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

ОТЧЕТ

О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

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

по теме:

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ
РОССИЙСКИХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Москва 2023

Реферат

Отчет 136 с., 1 кн., 60 рис., 8 табл., 42 источн.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, ракета-носитель, рынок ракетных двигателей, новые технологии

Объектами исследований являются целевые сегменты рынка:

1. сегмент рынка разработки и производства жидкостных ракетных двигателей, предназначенных для ракет-носителей космического назначения;
2. сегмент рынка транспортных услуг – доставка грузов на орбиту с использованием жидкостных ракетных двигателей.

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

В процессе исследования была собрана и проанализирована информация из открытых источников, а также выборочного опроса участников рынка, включая разработчиков и производителей жидкостных ракетных двигателей и ракет-носителей.

На основании полученных сведений была проведена систематизация сведений о состоянии развития российского и международного рынка жидкостных ракетных двигателей для доставки грузов в космос, включая основные разработки и продукты, кейсы практического использования ЖРД в РН, проведено сопоставление и анализ качественных и количественных показателей проектов разработки, производства и применения ЖРД.

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

Новизна полученных результатов работы состоит в том, что определены основные параметры развития проектов в области доставки грузов в космос с

применением ЖРД и проведен сравнительный анализ основных международных и российских участников в соответствии с установленными параметрами.

Практическая значимость исследования заключается в систематизации и оценке перспективных направлений развития рынка отечественных ЖРД для доставки грузов в космос с целью определения перспективных направлений финансирования НТИ и выявления возможностей для кооперации проектов.

Перечень сокращений и обозначений

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

Введение

Предметом данной научно-исследовательской работы «Анализ современного состояния и перспектив российских жидкостных ракетных двигателей» является улучшение технико-экономических характеристик российских ЖРД различного класса, а также РН космического назначения с их использованием.

Цель работы — поиск перспективных технических решений при создании в России конкурентоспособных ЖРД для РН космического назначения.

Оглавление

Список исполнителей	Ошибка! Закладка не определена.
Реферат	2
Перечень сокращений и обозначений	4
Введение	5
Оглавление	6
1. Анализ рынка	7
1.1 Рынок пусковых услуг как потребитель ЖРД и его сегменты	7
1.2 Емкость и темпы роста сегментов рынка, его текущее состояние	19
<i>Сегментирование по назначению запуска</i>	<i>19</i>
<i>Перспективы развития российских государственных средств выведения ...</i>	<i>28</i>
<i>Потенциал экспорта российских ЖРД</i>	<i>41</i>
<i>Многоразовые ракеты-носители и их двигатели</i>	<i>51</i>
<i>Перспективы использования российских ЖРД в инициативных проектах ...</i>	<i>68</i>
1.3 Мировой рынок ЖРД, факторы и тенденции его развития. Особенности российского рынка ЖРД	89
1.4 Барьеры и риски продаж ЖРД	101
1.5 Национальное и международное нормативно-правовое регулирование рынка, государственные программы развития	103
1.6 Российские национальные игроки жидкостного двигателестроения, сделки слияния и приобретения, кооперация и инвестиции	106
2. Основные технологии, применяемые на рынке	108
3. Обзор перспективных разработок ЖРД в России и мире: участники, планы, инвестиции, причины закрытия неудавшихся проектов	113
4. Обзор ключевых разработок и показателей по компаниям НТИ	119
5. Рекомендации по выбору решений российских ЖРД	122
Заключение	125
Перечень использованных источников	132

1. Анализ рынка

1.1 Рынок пусковых услуг как потребитель ЖРД и его сегменты

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

В целом, каждая страна-участница космической деятельности, стремившаяся обладать собственными РН, в основном ориентировалась на создание максимально эффективных ЖРД в пределах располагаемых ресурсов. Это вполне соответствовало состоянию рынка, который был преимущественно ограничен взаимодействием государственного заказчика и небольшого количества поставщиков РН и спутников. Как правило, государство заказывало у компаний разработку РН и КА, затем в рамках национальной космической программы приобретало необходимое количество изделий и самостоятельно осуществляло запуски.

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

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

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

К началу 21-го века сложился следующий облик рынка космических запусков. На нём доминировали большие КА массой до нескольких тонн и несколько типов ракет-носителей, нескольких операторов: «Дельта-2» (McDonnell-Douglas/Boeing), «Атлас-2» (Lockheed Martin), «Ариан-4»/«Ариан-5» (Arianespace), «Протон-М» (ILS), «Зенит-3SL» (Sea Launch) со стоимостью пуска порядка 50-100 млн. долл. Стоимость спутников в среднем превышала стоимость РН. Основным заказчиком, по-прежнему, было государство, заказывающее КА фото- и радиолокационной разведки, метеоспутники, спутники связи и пилотируемые КА, а также экспериментальные технологические, научные и навигационные КА и межпланетные зонды. Коммерческий рынок в основном ограничивался телекоммуникационными (непосредственное телевидение, интернет, телефония) спутниками и КА ДЗЗ.

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

Компания Starsem – российско-французское СП - осуществляло несколько запусков в год ракет серии «Союз». Нишевый рынок лёгких запусков делили несколько компаний: МКК «Космотрас» (конверсионная РН «Днепр»), Orbital Sciences (РН Pegasus). Такие гиганты как Lockheed Martin и Boeing, в 2006 г. образовавшие Объединённый пусковой альянс ULA,

практически ушли из коммерческого сегмента, сосредоточившись на более прибыльном сегменте правительственных запусков. Количество запусков РН лёгкого класса не превышало 25-30%, остальной рынок принадлежал средним и тяжёлым носителям. Компания SpaceX со своим средним носителем Falcon-9 концентрировалась на участии в программе NASA по коммерческой доставке грузов на МКС (CRS) и только примерялась к коммерческому рынку.

Соответственно требованиям рынка сложился облик ракет-носителей, востребованных на рынке геостационарных коммерческих запусков: грузоподъёмность на геопереходной орбите 6-8 т, на геостационарной – до 3-4 т (рис.1). Исключением являлась РН Ariane-5, которая могла вывести на геопереходную орбиту два спутника общей массой 9-11 т. Ariane-5 могла вывести один «лёгкий» (3-3,5 т) и один «тяжелый» (5,5-6,5 т) КА, что создавало трудности при комплектовании пар в условиях ограниченного спроса на коммерческие запуски.



Рис. 1. Основные ракеты-носители рынка коммерческих геостационарных запусков (2000-2010 гг.): «Зенит-3SL», «Протон-М», Ariane-5

До 2010 г. пусковой рынок развивался так же, как и за два десятилетия до того: его делили несколько игроков, а большую часть прибыли приносили запуски тяжёлых КА на геопереходные и геостационарные орбиты. На

коммерческом рынке по количеству запусков доминировала российско-американская компания ILS (International Launch Services), в лучшие годы запускавшая 10-12 ракет-носителей «Протон-К»/«Протон-М». Компания Arianespace по количеству запусков шла на втором месте с 5-6 парными запусками спутников на ракетах Ariane-5. Компания Sea Launch выполняла ежегодно 2-5 носителя в год до своего банкротства в 2009 г., после этого она выполнила всего 6 запусков с 2010 по 2014 гг.

Сильнейшее влияние на современный рынок средств выведения оказали работы американской компании SpaceX, образованной Илоном Маском в 2002 г. Он был не первым частным предпринимателем, занявшимся ракетостроением, но первым, реализовавшим коммерчески успешные проекты в области средств выведения. В основе его успеха лежат несколько факторов, которые необходимо рассмотреть подробнее, поскольку именно их успешное влияние определил вектор развития всего зарубежного ракетостроения.

1) Илон Маск, в отличие от своих предшественников, полагался не только на собственные финансовые ресурсы (которые оценивались примерно в 300 млн. долл.), но и на поддержку со стороны государства. В рамках программы FALCON (Force Application and Launch from CONtinental United States – Применение силы с континентальной части США) [1] SpaceX получила небольшой заказ DARPA на разработку недорогой ракеты-носителя для доставки гиперзвукового ударного аппарата в любую точку планеты. На эти средства была доведена до успешных полётов лёгкая РН Falcon 1, которая до начала этой программы имела в активе лишь один аварийный пуск.

2) Илон Маск смог воспользоваться наработками как своих предшественников-частников, так и всей ракетной индустрии США. Например, ему достался современный испытательный комплекс в МакГрегоре (Техас), который был построен разорившейся компанией Beal Aerospace. Компания также смогла привлечь ряд ведущих специалистов из индустрии, таких как главный конструктор двигателей SpaceX Том Мюллер, перешедший

из корпорации TRW. Ещё одним важным моментом стала передача ряда технологий из NASA согласно законодательству, допускающему бесплатную передачу государственной интеллектуальной собственности любым американским компаниям доказавшим свое желание и способность работать в области ракетно-космических технологий.

3) SpaceX в своих ракетах реализовывала простейшие схемные решения в сочетании с современными материалами и технологиями (композиты, алюмо-литиевые сплавы, сварка трением с перемешиванием и т.д.). Это стало важным фактором снижения издержек на разработку и производство.

4) Илон Маск отказался от громоздкой кооперации, сосредоточив внутри компании разработку и производство ключевых компонентов изделия: двигатели, система управления, корпусные агрегаты. Внешним поставщикам отданы в производство сравнительно небольшие детали и сборочные единицы. Такое решение позволило SpaceX:

- Сократить издержки на оплату накладных расходов, включаемых поставщиками в цену, и обеспечить почти полный контроль производственных издержек. Результат – снижение себестоимости, контрактных цен и конкурентные преимущества.

- Сократить логистические цепочки поставок и снизить зависимость от поставщиков.

5) Илон Маск в полной мере воспользовался новыми подходами США в области космической деятельности, а именно:

- Привлечение к решению космических задач частного капитала в рамках концепции «Лучше, быстрее, дешевле», провозглашённой в начале 2000-х гг.

- Государство исчерпало свои интересы на низкой околоземной орбите, которую решено отдать частникам для коммерциализации, тогда как NASA должно сосредоточиться на крупных задачах в дальнем космосе.

- Ряд законов США обязывают Пентагон отдавать предпочтение коммерчески доступным ракетно-космическим системам вместо производства специфических «военных».

6) NASA перешло от концепции закупок изделий к концепции приобретения услуг. Ранее, созданные по заказам NASA ракеты-носители и спутники покупались под конкретный запуск и запускались силами пусковых расчётов агентства. Сейчас NASA покупает готовую пусковую услугу. Был также внедрён тип контракта с «фиксированной ценой» вместо контракта «издержки + нормированная прибыль» (причём прибыль нормировалась в процентах от затрат). Новые условия стимулируют поставщиков получать прибыль, не увеличивая издержки, а уменьшая их.

Пример SpaceX, благоприятная бизнес-среда, а также наличие большого количества венчурных капиталистов в США позволили компании SpaceX быстро раскрыть свой потенциал и стать лидером коммерческих программ NASA (COTS, CRS, CCDev, CCP). Более того, подтвердив надёжность, относительную дешевизну и функциональность своих носителей Falcon 9 (рис. 2) и Falcon Heavy (рис. 3), SpaceX смогла прорваться на сегмент рынка правительственных запусков, до того практически монополизированный ULA.



Рис. 2. FH Falcon 9

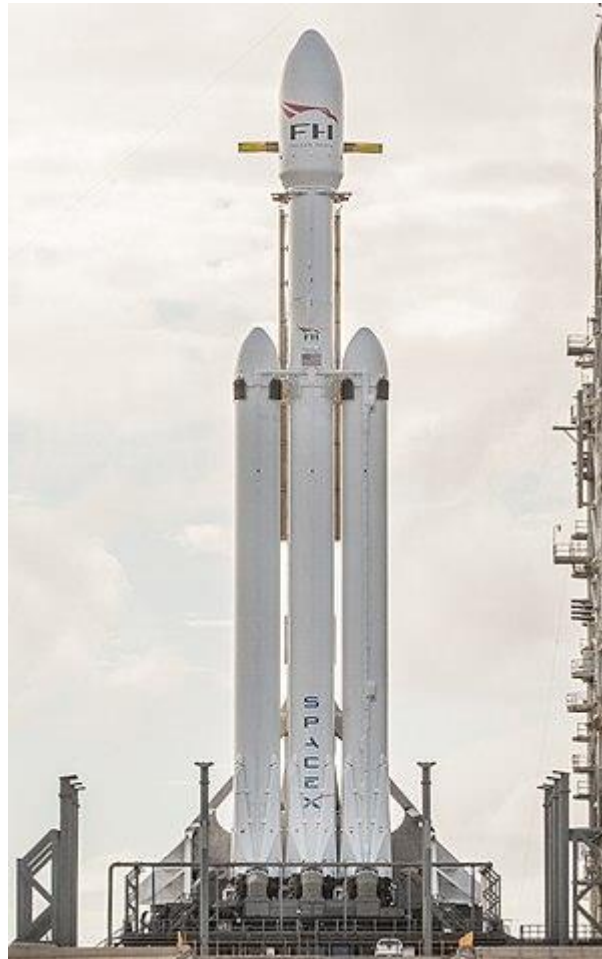


Рис. 3. FH Falcon Heavy

Важнейшей частью технической концепции ракет SpaceX является многократное использование с применением ракетодинамической посадки для спасения нижних ступеней. Эта схема детально прорабатывалась ещё в 1960-х гг., но не нашла применения, поскольку запас топлива на возвращение ступени заметно (на 15-30% и более) снижал массу выводимого полезного груза. Однако топливо – самый дешёвый компонент системы, в отличие от крылатых систем в схеме с возвращением ступени «по-самолётному». Торможение двигателями, кроме прочего, позволяет резко снизить тепловые и механические нагрузки и изготавливать многоразовую ступень по технологиям одноразовой.

Во втором десятилетии 21 века структура и тенденции рынка кардинально поменялись. С начала второго десятилетия 21 века пусковая

активность игроков рынка начала заметно возрастать после многих лет стагнации. Количество космических пусков в мире растёт экспоненциально (рис.4) [2].

Обеспечен этот рекорд резким ростом американских и китайских запусков. Снижение количества запусков России приостановилось и вышло в последние годы на приблизительно постоянные показатели. США в 2022 году обошли Китай после 4-х лет отставания (рис.5)

Достигнуто это в основном за счёт запусков Falcon - 61 (из 78 американских), что почти в 3 раза больше всех российских. 34 из них - запуски спутников системы Starlink.

Из 21 российского запуска РН было 20 успешных и один частично неудачный (произошёл отказ разгонного блока). В то время как у Китая было 2 аварийных запуска, а у США - 2 аварийных и 1 частично неудачный. Тем не менее, скользящее среднее доли неудачных запусков за последние 10 лет у России остаётся всё ещё выше, чем у США (а у Китая она ещё выше) (рис.6)

Кроме того, надо добавить, что все неудачные запуски США в 2022-м относятся к запускам новых ракет частных фирм Astra Space (лёгких и дешёвых). У Китая неудачными были также только пуски ракет частных фирм: LandSpace (2-й пуск) и i-Space (4-й пуск). Таким образом, в моменте надёжность отработанных РН приблизилась к абсолютной.

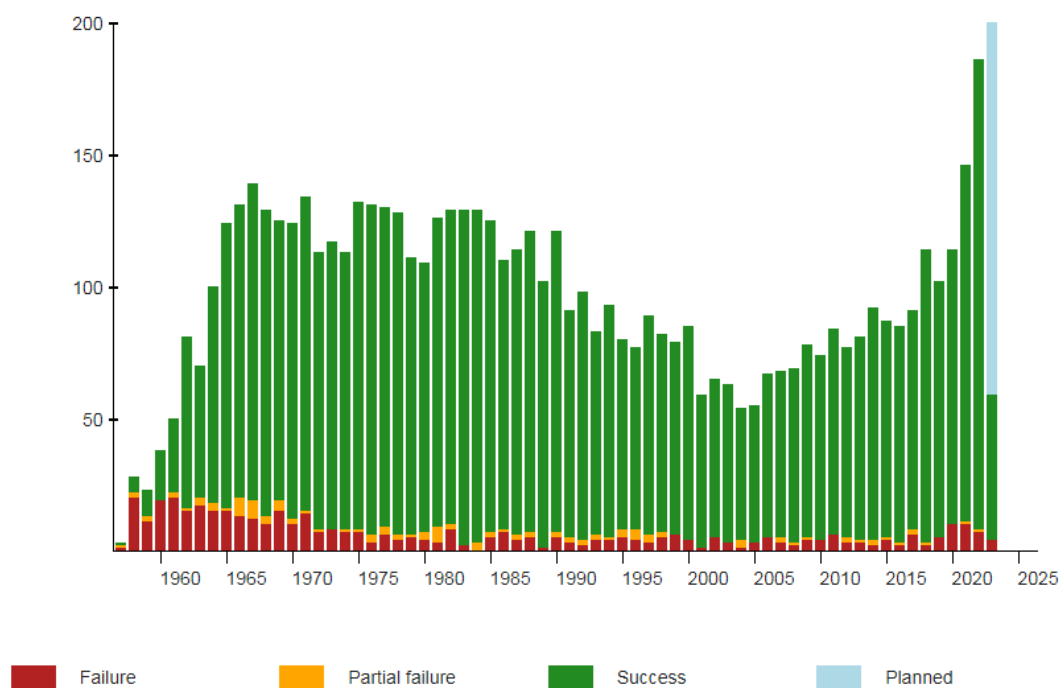


Рис. 4. Динамика космических запусков по годам



Рис.5 Динамика космических запусков по странам

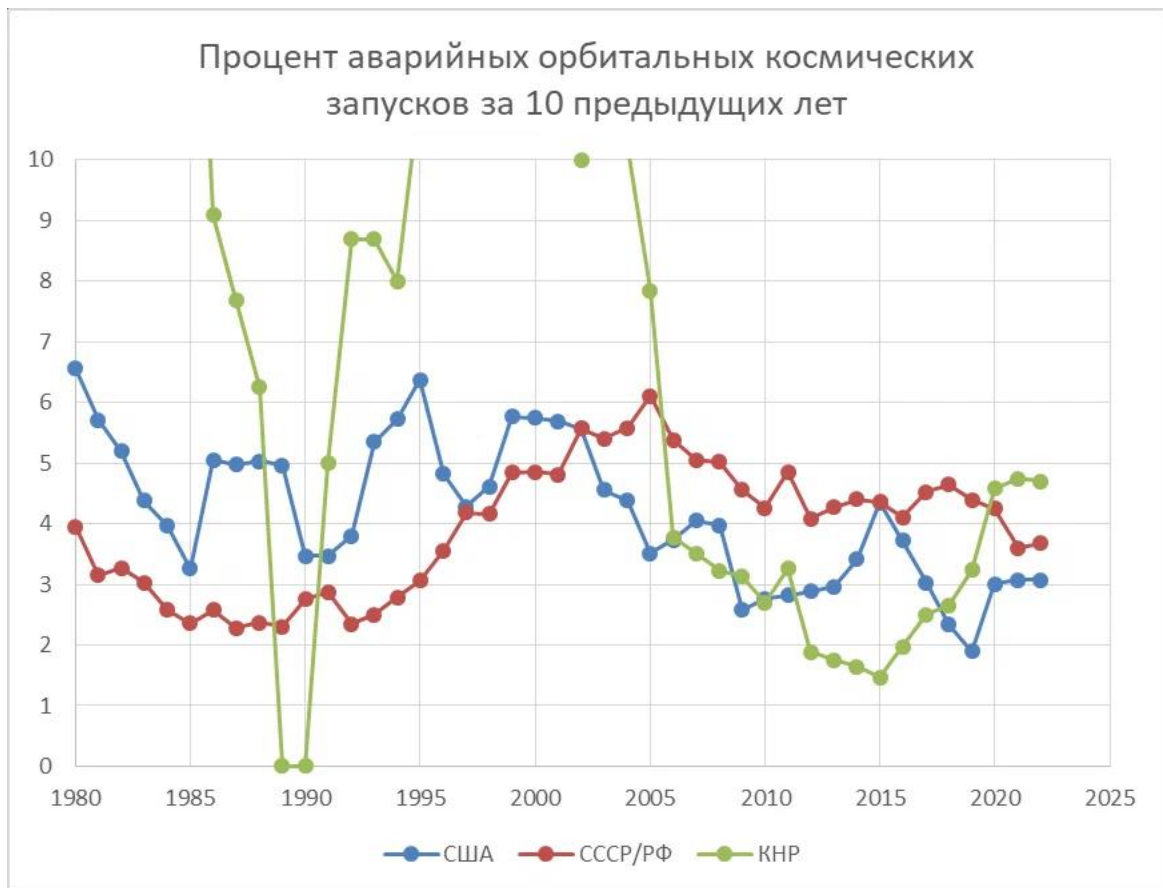


Рис.6 Динамика доли аварийных космических запусков по странам (скользящее среднее)

Современный космический рынок сильно сегментирован по видам деятельности. Имея общий объём в 2022 году более 400 млрд. долл. [3], он делится на:

- Рынок космических услуг – самый ёмкий сегмент
- Рынок космических аппаратов (в т.ч. производство, управление и наземный сегмент)
- Рынок пусковых услуг – самый узкий сегмент, ёмкость которого составила «всего» 10 млрд. долл.

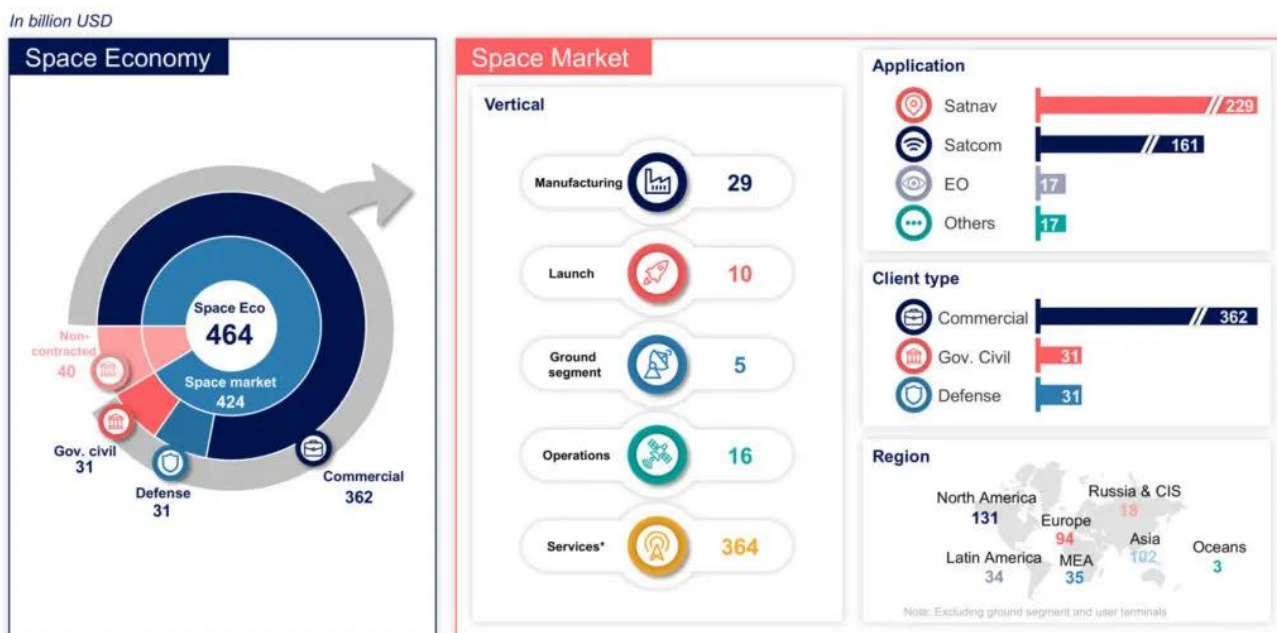


Рис.7. Сегментация мирового космического рынка на 2022 год

Из рис.7 видно, что главный объём рынка, сообразно количеству запусков, приходится на рынки Северной Америки, Европы и Азии, а общий объём рынка России и СНГ составляет только 18 млрд. долл., что заставляет предполагать объём российского рынка пусковых услуг на уровне менее 1 млрд. долл. При этом основными мировыми заказчиками космического рынка сейчас являются коммерческие организации, ориентирующиеся в основном на спутниковую навигацию и связь.

По оценкам Euroconsult, мировой космический рынок вырос на 8% в прошлом году и, как ожидается, достигнет более 737 миллиардов долларов в течение десятилетия. Однако одним из наиболее серьезных последствий проблем на мировых финансовых рынках в прошлом году стало неприятие рисков при инвестировании в космическую экосистему. Количество инвестиционных операций, зарегистрированных в прошлом году, сократилось более чем на 10% по сравнению с 2021 годом.

Отраслевые инвесторы в настоящее время сосредотачиваются на компаниях, генерирующих денежные средства, или ранних стартапах, которые требуют небольшого капитала, а не на более рискованных

инвестициях в предприятия до получения прибыли, которые регулярно происходили в предыдущие годы. Это привело к замедлению притока новых инвестиций в этот сектор и переходу к более ориентированному на результат подходу на рынке, который остается очень конкурентным и гибким. При этом средняя величина инвестиций резко упала в период с 2021 по 2022 год с 71 млн. долларов до 33 млн. долларов, что означает общий спад инвестиций на 58% год к году!

1.2 Емкость и темпы роста сегментов рынка, его текущее состояние

Сегментирование по назначению запуска

Основным коммерчески значимым сегментом запускаемых КА в последнее время стали большие группировки малых спутников. Они предлагаются в большом количестве, и большинство из проектов должно быть реализовано в ближайшее десятилетие. Как проектное количество малых КА во вновь разворачиваемых группировках, так и фактически выводимое их число демонстрируют экспоненциальный рост: количество выведенных в 2020 году спутников составило 1271, в 2021 – 1810, в 2022 – 2477 [4].

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

Особенно быстро прогрессировали спутники ДЗЗ. Например, спутник дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Ресурс-Ф3» (1980-е гг.) весил шесть тонн. Сейчас его функции могут успешно выполнять спутники нано-класса серии Flock (созданные фирмой Planet) массой всего 5 килограммов (рис. 8). Современные технологии позволяют уже сегодня создать спутник дистанционного зондирования массой 20-50 кг с оптикой субметрового разрешения.

Важное значение для прогресса МКА сыграл стандарт CubeSat, созданный в конце 1990-х гг. и позволяющий создавать нано- и микроспутники массой от 1 до 12 кг. Стоимость набора составляет несколько десятков тысяч долларов, что делает кубсат доступным не только для организаций, но и для частных лиц. До недавнего времени спутники форм-фактора кубсат использовались в основном для обучения, а также для отработки некоторых технологий, компонентов и технических решений. Но в

настоящее время, по крайней мере, кубсаты в компоновке 6U и 12U уже обладают прикладным значением и достаточно большим сроком активного существования, позволяя создавать спутники с высоким экономическим эффектом.



Рис. 8. Спутники серии Flock

Считается, что МКА обладают следующими преимуществами перед традиционными большими спутниками:

- Низкая стоимость разработки и производства (от десятков тысяч до нескольких млн. долл. по сравнению с десятками и сотнями млн. долл.);
- Малые сроки разработки и производства (от недель до года против нескольких лет для больших КА);
- Доступность компонентной базы на коммерческом рынке (в отличие от электроники класса space);
- Возможность крупносерийного производства, снижающего цену единичного МКА;
- Возможность формирования крупных орбитальных группировок из сотен, тысяч и даже десятков тысяч МКА при разумной стоимости.

Последнее достоинство позволяет, кроме прочего, создавать группировки с распределённым функционалом. Например, часть МКА отвечает за

выработку и передачу энергии, часть – за связь, а часть – за целевую функцию. Такие группировки могут быть чрезвычайно живучи даже при выходе из строя одного, нескольких и даже десятков аппаратов, например, при боевом воздействии противника на группировку военных спутников.

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

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

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

1) Возможен коллапс сегмента гражданских геостационарных спутников. Многоспутниковые низкоорбитальные группировки с КА в различных областях обеспечат более дешёвые, быстрые и качественные услуги связи, в том числе из-за уменьшения времени задержки передачи сигнала. На геостационаре могут остаться только правительственные КА военной связи системы предупреждения о ракетном нападении и т.п. Соответственно, сократится и доля сегмента геостационарных запусков (рис. 9).

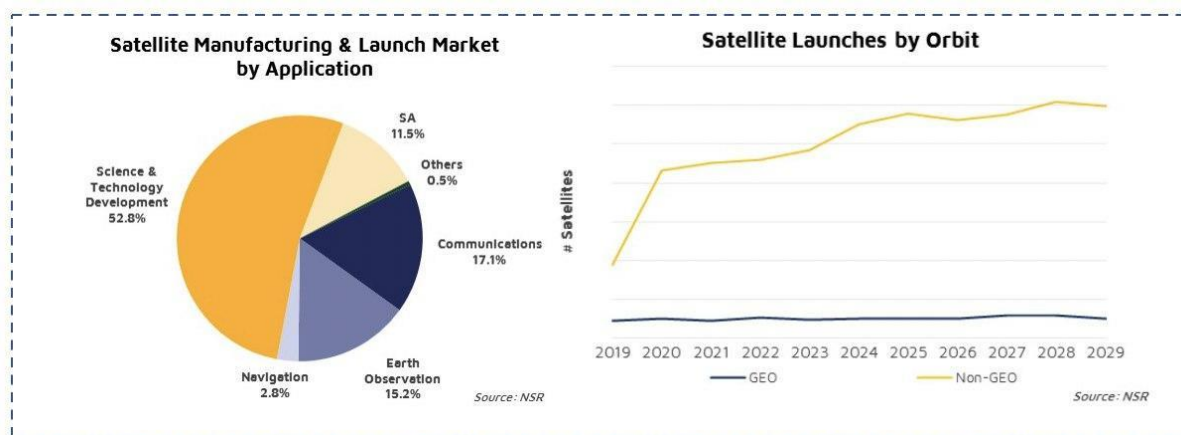


Рис. 9. Сегментация КА по задачам и типам орбит
(GEO- геосинхронные орбиты, Non-GEO – прочие орбиты)

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

многоразовых РН. В-третьих, появляется окно возможностей для внедрения сверхтяжелых многоразовых носителей.

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

- соответствие размерному классу;
- проработка ракетного комплекса целиком, а не отдельных элементов;
- наличие публикаций и сообщений в СМИ за последние два года;
- отсутствие сообщений о закрытии проекта;
- заявление о будущей коммерческой доступности разработки;
- публикации подробностей работы,

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

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

Эксплуатировалось в 2015 году всего две системы данного класса- Pegasus XL и Minotaur I. В 2022 году количество эксплуатируемых ракет данного класса достигло 11, причём все они принадлежат США и Китаю (США – 5 ракет, КНР – 6) [5].

По предлагаемым проектам невозможно выделить чёткие критерии стоимости пусковой услуги, однако при выводимой массе в районе 250 кг на ССО средняя заявленная стоимость пуска составляет 5-7 млн.долл. Также обращает на себя внимание высокая заявляемая потенциальная частота пусков. Например, компания Rocket Lab объявила о намерении производить запуск ракет Electron каждую неделю, что потенциально закрывает чуть ли не

всю мировую потребность в подобных запусках. Однако схожие показатели наблюдаются и у большинства их конкурентов.

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

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

Развитие многоразовых систем, обеспечивающих высокую частоту запусков, привело к фактической стагнации западного рынка сверхмалых носителей. Стоимость услуги Ride Share на РН Falcon 9 от SpaceX составляет около 5500 долл. за 1 кг [6], а полёты на типовую ССО выполняются каждые 4 месяца, что снимает недостатки групповых запусков по схеме «автобуса». По этой причине вероятность создания жизнеспособного пускового бизнеса на основе РН СЛК на западе стремится к нулю (входящий денежный поток от

ограниченного количества запусков не покрывает расходы на содержание команды, производственной и пусковой инфраструктуры).

Подтверждением этой тенденции стал ряд событий последнего года. Virgin Orbit (рис. 11), после череды успешных пусков подавшая на банкротство после единственной неудачи, окончательно прекратила деятельность, распродав активы. Компания Launcher Space решила отказаться от развития РН, сосредоточившись на создании двигателей, разгонных блоков и других компонентов. Компания RocketLab ввела в свой портфель новую среднюю ракету-носитель Neutron. Одновременно компания Relativity Space отказалась от развития своей РН ЛК Terran 1 в пользу проекта Terran R.

Вероятно, в случае успешной в итоге реализации своих проектов, на рынок запусков МКА смогут выйти со своими РН СЛК компании Astra Space (рис. 10), до сих пор не добившаяся необходимой надёжности своей ракеты и Virgin Orbit, после череды успешных пусков подавшая на банкротство после единственной неудачи. Опыт успешного возвращения после банкротства есть, например, у Firefly Aerospace.

Новым – и сильным - игроком может стать компанию Blue Origin, которая в настоящее время с успехом эксплуатирует одноступенчатую многоразовую суборбитальную систему New Shepard (рис. 12) и к середине 2020-х гг. планирует вывести на рынок тяжёлую частично многоразовую систему тяжёлого класса New Glenn с массой полезного груза, выводимого на низкую орбиту, порядка 45 т [7] (рис. 13).



Рис. 10. РН СЛК Rocket 4.0 компании Astra Space



Рис. 11. РН СЛК воздушного старта LauncherOne компании Virgin Orbit



Рис. 12. Многозавая система New Shepard



Рис. 13. Частично многозавая система New Glenn

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

Перспективы развития российских государственных средств выведения

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

В частности, проект РН «Ангара» был инициирован в 1992 году для замены РН «Протон-К» и перевода запусков из Байконура (Казахстан) на российский Плесецк с целью обеспечения независимого доступа России в космос. Первоначальный вариант «Ангара-2» [8] представлял собой двухступенчатую тяжёлую РН грузоподъёмностью около 25 т на основе двигателей РД-171 и РД-0120 (рис. 14).

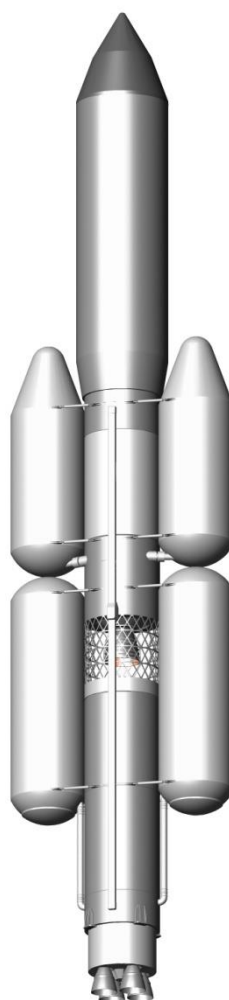


Рис. 14. РН «Ангара-2», проект Центра Хруничева 1994-95 гг.

Однако из-за отсутствия стабильного финансирования и ошибочного представления о перспективах рынка РН лёгкого класса в 1997-98 годах была сформирована концепция модульного построения ряда ракет-носителей. При этом размерность модуля диктовалась стремлением сэкономить на стоимости экспериментальной отработки, а также использовать его для создания лёгкого носителя, способного заменить РН «Циклон-2/3», «Рокот» и «Космос-3М». При этом оказалось невозможным использование имеющихся двигателей, и потребовалось создавать совершенно новый ЖРД РД-191.

К середине 2000-х годов, когда проект «Ангара» начал стабильно финансироваться, оказалось, что:

- ожидавшийся бум лёгких носителей для формирования низкоорбитальных систем связи не состоялся;
- носитель среднего класса «Ангара-А3» не востребован заказчиком (МО РФ);
- из-за модульного принципа, неоптимального размера единичного модуля УРМ-1 и перетяжеления конструкции грузоподъёмность «Ангара-А5» отстаёт от требований коммерческого рынка.

Вместо обещанного удешевления, стоимость разработки выросла, стоимость производства оказалась заметно выше, чем у РН «Протон-М», серийное производство на ПО «Полёт» (Омск) до конца не освоено. Для улучшения энергетических характеристик Центр Хруничева вынужден разрабатывать новую тяжёлую ракету «Ангара-А5М».

Пока создание «Ангара» затягивалось, МО РФ, которому всё же требовался лёгкий носитель, частично профинансировал инициативную разработку РКЦ «Прогресс» - РН «Союз-2.1в» (рис. 15) на основе двигателей НК-33, РД-0110Р и РД-0124. Данный носитель – практически полный аналог РН «Ангара-1.2».



Рис. 15. РН «Союз-2.1в» разработки РКЦ «Прогресс»

С 2018 года финансируется ОКР по созданию РН среднего класса «Союз-5»/«Иртыш» (рис. 16). Последнее по времени сообщение о сроках начала лётных испытаний «Союза-5» сделано Дмитрием Рогозиным более чем два года назад [9]. В нём они отнесены на середину 2023 года, но пока о них непосредственно не объявлялось.



Рис. 16 РН «Иртыш» («Союз-5»)

«Союз-5» предлагался также в качестве коммерческого в российско-казахстанский проект «Байтерек» (реконструированный КРК «Зенит»), а также в «Морской Старт». Кроме того, первая ступень РН «Союз-5» должна использоваться в качестве бокового блока РН СТК «Енисей» (рис. 17). Однако, инфраструктура «Морского Старта» непригодна для использования «Союза-5», требует реконструкции и дорогостоящего ремонта (общие затраты оцениваются в 30-80 млрд. руб.). Для второй ступени РН «Союз-5» разрабатывается практически новый блочный двигатель РД-0124МС тягой 60 тс.

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



Рис. 17. РН СТК «Енисей» (вариант 2018 г.)

Проект РН СТК «Енисей» пока прошёл стадию эскизного проектирования, и по полученным замечаниям РКК «Энергия» с кооперацией приступили к подготовке технического проекта (заключен госконтракт стоимостью 1,5 млрд. руб.). В 2019 году было завершено эскизное проектирование, в 2021 году техническое проектирование было приостановлено по финансовым причинам. 3 апреля 2023 года глава Роскосмоса Юрий Борисов заявил СМИ, что работы по проектированию ракеты сверхтяжелого класса должны возобновиться в 2024 году, так как есть соответствующее поручение президента[10]. Её создание займет 8-10 лет.

При этом сверхтяжелая ракета в целях удешевления пусковых услуг планируется многоразовой, а при ее создании могут быть использованы наработки по многоразовой ракете среднего класса "Амур-СПГ"[11].

Очевидно, что подобные требования удорожат проект и дополнительно задержат его реализацию.

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

- Создание РН СТК не обеспечено разумными (т.е. достижимыми, выполнимыми и обеспеченными ресурсами) целями;
- Задачи, возлагаемые на РН СТК, могут быть в той или иной степени решены носителями меньшей размерности;
- Отсутствуют ресурсы на создание РН СТК без ущерба для других космических программ.

Интересным проектом является РН «Амур-СПГ», на заделе которого планируется теперь основывать работу над РН СТК. Начавшийся в 2013 году как инициативная разработка РКЦ «Прогресс», он дошёл до эскизного проектирования только в 2020 году из-за недостатка у Роскосмоса средств на разработку новых метановых двигателей, используемых этой ракетой. Эскизное проектирование было завершено уже в начале 2023 года. Было начато техническое проектирование, которое предполагается завершить в 2024 году, ко времени готовности лётного варианта её двигателей. Однако 12 апреля 2022 года Дмитрий Рогозин сообщил СМИ, что "Амур-СПГ" не появится раньше завершения эксплуатации «Союза-2».

«Амур-СПГ» - двухступенчатая ракета среднего класса. На первой ступени устанавливается 5 однокамерных метановых двигателей РД-0169А с тягой 100 тс, на второй – один однокамерный метановый двигатель РД-0169В1 с тягой 110 тс[12]. В «Амур-СПГ» будут применяться передовые композитные материалы и современные технологии вроде 3D-печати. Многоразовая первая ступень ракеты-носителя будет совершать посадку на наземные спецплощадки, расположенные в районе стартового комплекса или по ходу

трассы полета, причем кратность её использования должна составить 50-100 раз. Предполагается, что при стартовой массе 360 тонн полезная нагрузка на низкую орбиту с космодрома Восточный составит 12 тонн в одноразовом и 10 тонн в многоразовом варианте, т.е. заложен рост доли полезной нагрузки показателей по сравнению с «Союзом-2». Стоимость ракеты предполагается сократить с 1280 млн. руб. для «Союза-2» до 900 млн. руб. При этом на стадии технического проектирования необходимо будет рассмотреть возможность использования ракеты для выведения на орбиту пилотируемых кораблей.

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

- Оработать: новые компоненты топлива, материалы и технологии конструкции, элементы стартовых сооружений и компоненты системы управления, двухступенчатое выведение в среднем классе;
- Стать многоразовой и пилотируемой;
- Достичь надёжности 0,99 с начала эксплуатации при высокой кратности использования первой ступени;
- Послужить «донором» технологий или даже готовой ступенью для РН СТК;
- Выйти на лётные испытания уже в 2026 году;
- И при всём этом ещё и подешеветь на треть по сравнению с «Союзом-2».

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

Анализ государственной системы перспективных средств выведения подтверждает хаотичность их формирования под воздействием текущей ситуации. Идея создания «метанового» носителя, в принципе, верная, но размерность «Амура-СПГ» спорна: для полезных нагрузок РН «Союз-2» она избыточна, а для запуска даже лёгких геостационарных спутников –

недостаточна. Хотя, не исключено, что избыточность энергетики уменьшится за счёт потерь ПН при запуске в многоразовом исполнении.

Весь ряд носителей, представленных Роскосмосом в качестве перспективы, в целом относится к размерным классам от лёгкого до сверхтяжёлого. Минимальной по массе ПН государственной разработкой является многоразовый крылатый ракетный блок в рамках ОКР «Крыло-СВ» (ОКБ имени Бартини в ЦНИИМаш), который должен будет выводить на низкую орбиту около 600 кг [13]. Его разработка движется с отставанием от графика и только в конце прошлого года были начаты аэродинамические испытания модели лётного демонстратора.

Также на ОКБ имени Бартини возложена разработка лёгкой РН с массой полезной нагрузки, составляющей, по доступным данным, около тонны на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км. Ракета проектируется двухступенчатой, с несколькими унифицированными двигателями на первой ступени и одним, с увеличенным соплом, на второй. Компонентами топлива являются жидкий кислород и сжиженный метан, при производстве двигателя используется трехмерная печать.

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

Если будущее РН СЛК на западе сомнительно, то в России – ситуация обратная. Во-первых, перспективные группировки спутников (например. «Сфера») будут развёртываться в гораздо меньшем количестве (сотни, а не десятки тысяч спутников), и значит, восполнять их потребуются гораздо меньшим количеством пусков РН, что открывает перспективы для РН СЛК.

Во-вторых, в отсутствие доступа к внешним рынкам коммерческих запусков, услуги РН СЛК будут востребованы только отечественными (прежде всего, государственными) заказчиками. И в данном случае, в отсутствие внешней конкуренции, важна не минимально возможная стоимость пуска, а стоимость, которая будет ниже, чем у уже существующих средств выведения. К примеру, запустить микро-спутник ДЗЗ на солнечно-синхронную орбиту с помощью РН СЛК за 10 млн. долл. будет всегда выгоднее, чем с использованием РН «Рокот», запуск которой обойдётся в 30 млн. долл.

В-третьих, в России отсутствуют часто летающие многоразовые РН, которые могут составить конкуренцию РН СЛК.

Всё это открывает возможность создания жизнеспособного пускового бизнеса на основе РН СЛК в России.

В России в разное время несколько частных компаний предлагали проекты РН СЛК грузоподъёмностью до 1000 кг на низкой орбите: ООО «Космокурс» (г. Москва) – прекратила существование, ООО «НСТР» (г. Белгород) – в процессе ликвидации, группа компаний S7 - ракетное подразделение компании закрыто. Формально работу продолжает ООО «Лин Индастриал» (г. Москва), выполнившее с 2014 г. аванпроекты на несколько РН СЛК серии «Таймыр» (рис. 18) и «Сибирь» (рис. 19) (на двигателях РД-108А производства ПАО «ОДК-Кузнецов»). Однако последние новости о работе компании относятся к 2021 году.

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



Рис. 18. Семейство модульных РН «Таймыр» грузоподъёмностью 10...150 кг



Рис. 19. РН «Сибирь» грузоподъёмностью 1000 кг

Наиболее значимый задел в области проектирования частных СЛРН и двигателей для них в России за последнее время был создан в рамках конкурса НТИ «Аэронет». В двух этапах конкурса был пройден путь до аванпроекта СЛРН с грузоподъёмностью 250 кг и более на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км. Указанный задел описан в соответствующем разделе данного отчёта.

Основные проблемы частных компаний связаны [14] с преодолением технологических и финансовых барьеров. В частности, в России отсутствует атмосфера, стимулирующая приток венчурного и иного капитала в ракетные проекты. В России можно найти инвесторов, готовых вложить деньги в проектные работы, однако практически отсутствуют инвесторы, готовые довести дело до серийного производства. В немалой степени такой ситуации способствует монопольная позиция Госкорпорации «Роскосмос», которая одновременно является заказчиком и исполнителем ракетно-космических проектов, а также регулятором космической деятельности. Важнейшими проблемами, наряду с недостатком финансирования, является ограниченный доступ к технологиям и производственным мощностям предприятий ракетно-космической отрасли, а также недостаток на рынке труда квалифицированных специалистов в области ракетной техники.

Потенциал экспорта российских ЖРД

Фактический запрет выведения полезных нагрузок недружественных стран на российских ракетах делает возможность их повторного выхода на международный рынок и конкуренции на нём отодвинутой в сравнительно далёкое будущее. Основные союзники России по БРИКС имеют собственные космические программы и активно практикуют протекционизм (Индия, Китай).

Однако целый ряд стран мира, не являющихся пока полноценными космическими державами, имеют, тем не менее, космические амбиции: Бразилия, Индонезия, Турция, ЮАР, Аргентина, Объединённые Арабские Эмираты (ОАЭ), Пакистан. В той или иной степени данные страны стремятся обзавестись собственными средствами выведения, а значит, являются потенциальными потребителями ЖРД.

1) **Бразилия** начала собственную ракетную программу в середине 1960-х гг. С 1974 г. началась разработка РН лёгкого класса VLS-1 для запуска с

космодрома Алкантара. Первые четыре пуска, проведённые в 1985-1999 гг. окончились аварийно. В 2003 г. при подготовке к пуску ракета взорвалась на стартовом столе, погибли несколько десятков человек. Программа была заморожена. В 2006-2007 гг. ГРЦ Макеева и Центр Хруничева в рамках проекта «Южный Крест» (Cruzeiro do Sul) предложили Бразилии семейства РН лёгкого, среднего и тяжёлого классов: ГРЦ Макеева делал предложение на основе ЖРД НК-33 (рис. 20), а Центр Хруничева – на базе двигателя РД-191 и универсального ракетного модуля УРМ-1 (рис.21)

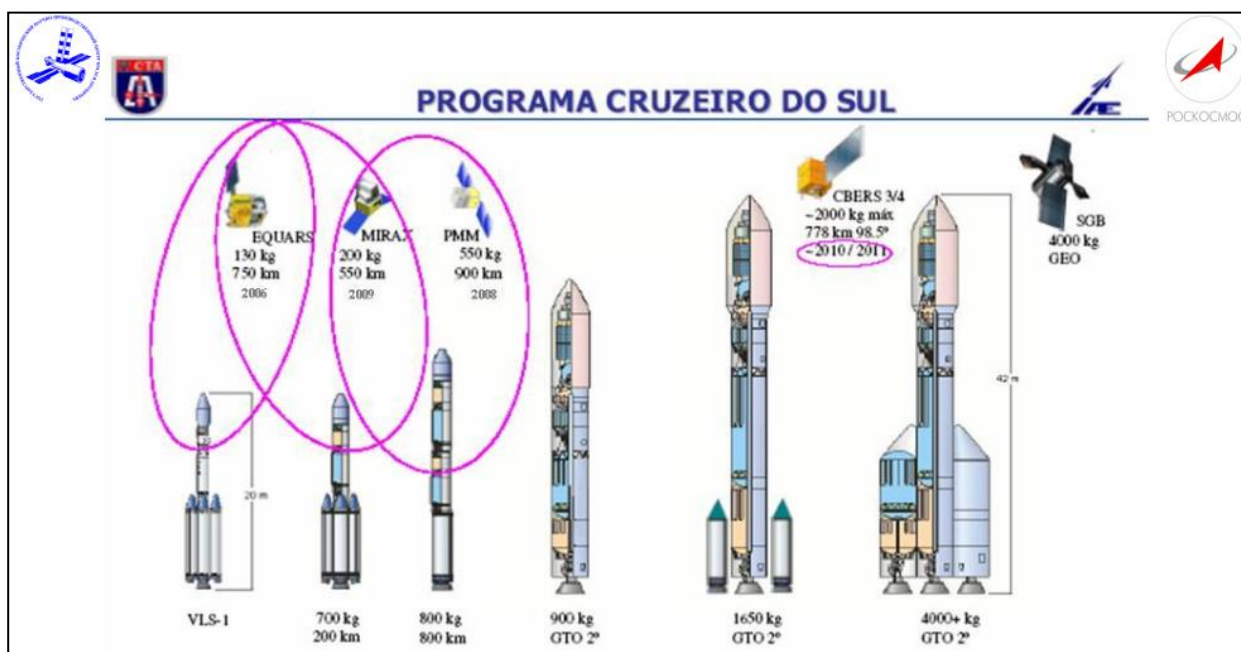


Рис. 20. Предложения ГРЦ Макеева в проект «Южный Крест»

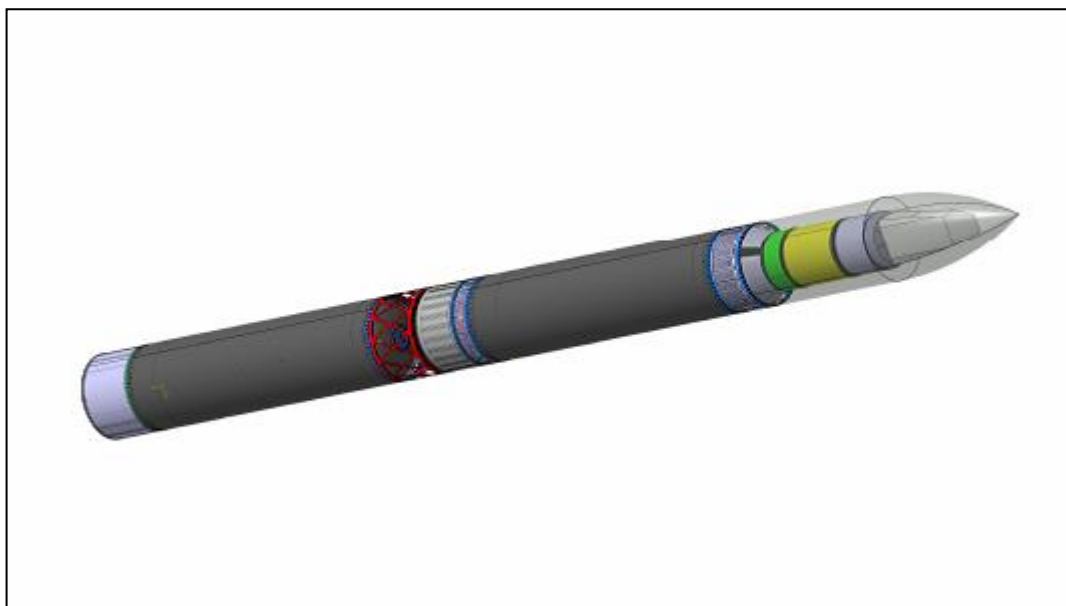


Рис. 22. Эскиз РН VLM

В настоящее время Бразилия пытается реализовать проект РН сверхлёгкого класса VLM для запуска МКА (рис. 22), первый старт был намечен на 2022 г. [16], однако его не произошло. Страна имеет собственное космическое агентство АЕВ (Agência Espacial Brasileira) с ежегодным бюджетом около 50 млн. долл. 21 марта 2023 года с космодрома Алькантара была запущена южнокорейская суборбитальная ракета HANBIT-TLV [17].

2) *Аргентина* с 1960 г. ведёт работы в области ракетной техники. Однако долгое время разработки ограничивались высотными зондирующими ракетами. В 1980-х гг. страна пыталась совместно с Египтом, Ираком и Германией реализовать проект РН Condor лёгкого класса, но под давлением США программа была свёрнута. В стране существует спутниковая индустрия. В настоящее время космическое агентство страны - Национальная комиссия по космической деятельности CONAE (Comisión Nacional de Actividades Espaciales) с годовым бюджетом до 180 млн. долл. - работает над проектом семейства ракет-носителей Tronador (рис. 23). При стартовой массе до 89 т первая жидкостная ступень должна развивать суммарную тягу до 120 тс. В 2018 г. упоминалось о заинтересованности страны в российских ЖРД [18].

Пока перспективы данной ракеты-носителя неясны. Ведутся в Аргентине и работы по сверхмалым РН[19].

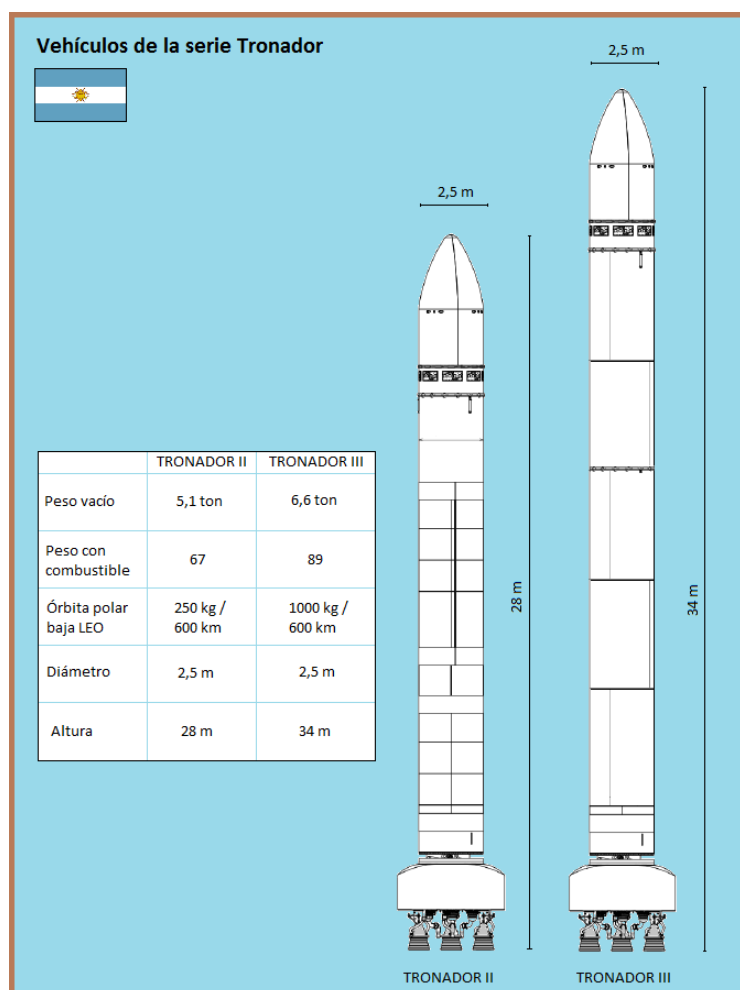


Рис. 23. РН Tronador

3) **Индонезия** – крупное государство в Юго-Восточной Азии. Страна имеет собственное космическое агентство LAPAN (Национальный институт аэронавтики и космоса) и собственную ракетную программу, ориентированную на создание высотных зондирующих ракет и ракет-носителей сверхлёгкого класса RX-520, RPS-02. В частности, в настоящее время прорабатывается проект жидкостной РН СЛК RPS-02, способной выводить на низкую околоземную орбиту спутник массой до 100 кг (рис.24).

В середине 2000-х годов совместно с Россией прорабатывался проект «Воздушный старт»: запуски РН воздушного старта среднего класса с самолёта Ан-124 (рис. 25). Пусковую базу предполагалось создать на острове

Биак. На первой ступени РН по проекту устанавливался модифицированный двигатель НК-33 (в некоторых вариантах – НК 43). По финансовым и организационным причинам проект также был закрыт. Одной из основных причин стала слабая маркетинговая проработка: размерность носителя не соответствует потребностям рынка.



Рис. 24. Проект РН PRS-02



Рис. 25. РН «Полёт»

авиационно-космического комплекса «Воздушный старт»

4) **Турция** является крупной региональной державой с развитой индустрией, в т.ч. и аэрокосмической. В декабре 2018 г. было учреждено Космическое агентство Турции. Основной национальной программой по созданию национальных средств выведения является проект РН лёгкого класса MUFS, создаваемой компанией Rocketsan (рис. 26). В проекте используются как твердотопливные, так и жидкостные ракетные двигатели. Ракета способна доставлять полутонный спутник на солнечно-синхронную орбиту.

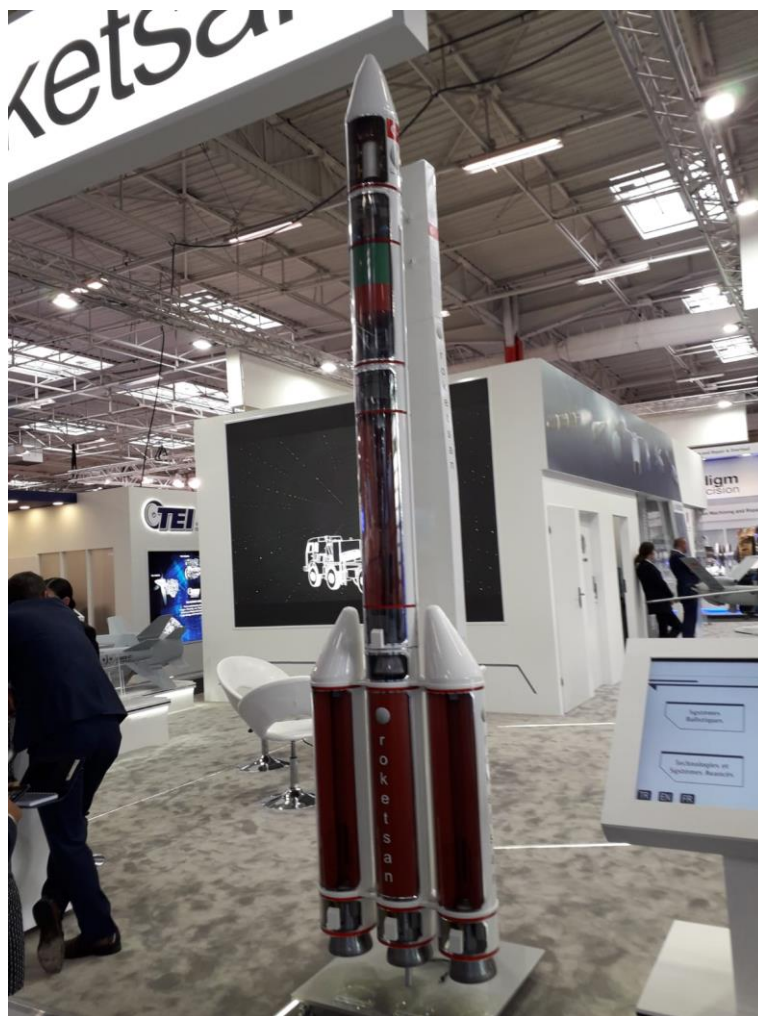


Рис. 26. Модель РН лёгкого класса MUFS

8) **ЮАР** – одна из самых развитых в технологическом отношении стран Африки. В 2010 году в стране создано Космическое агентство с начальным бюджетом в 87 млн. долл. На протяжении ряда лет компания Marcom проектирует семейство ракет-носителей Cheetah лёгкого, среднего классов (рис. 27). В частности речь идёт о носителе Cheetah 5, способном доставить на геостационарную орбиту спутник массой около 2 т. Основу этих ракет составят жидкостные кислородно-керосиновые ЖРД открытой схемы.



Рис. 27. Семейство РН Cheetah слева направо:
Cheetah 1, Cheetah 2-4, Cheetah 5

10) **Пакистан**, находящийся в конфронтации с Индией, является ядерной державой и располагает технологическим потенциалом для создания как баллистических ракет дальнего действия, так и космических ракет-носителей. В разработке находятся лёгкие твердотопливные ракеты, предположительно, создаваемые на основе китайских технологий. Частная компания The Rocket & Satellite Company работает над проектом небольшой РН, но никаких подробностей о ней нет.

11) **ОАЭ** – страна является одной из ведущих нефтедобывающих стран Ближнего Востока, одним из мировых туристических и финансовых центров. Космическое агентство страны - Космический центр имени Мухаммеда бин

Рашида (MBRSC). Он работает в следующих направлениях: исследование космического пространства; разработка и производство спутников; исследование Земли с помощью КА ДЗЗ; обслуживание наземных станций, используемых для поддержки работы спутников. Первый спутник, DubaiSat-1 был запущен 29 июля 2009 года с космодрома Байконур.

25 сентября 2019 года на российском космическом корабле «Союз МС-15» был доставлен на МКС первый космонавт ОАЭ Хаззаа Аль-Мансури. А 19 июля 2020 года с космического центра Танегасима на японской ракете Н-ПА отправился зонд Норе Mars для изучения Марса. На 2024 год запланирована отправка на Луну лунохода «Рашид».

Несмотря на то, что собственных ракетных программ ОАЭ пока не выполняет, амбиции и наличие финансирования позволяет рассматривать ОАЭ в качестве потенциального потребителя российских ЖРД. В 2015 году представители ОАЭ обращались в Госкорпорацию «Роскосмос» с целью проработки концепции ракет-носителей для запуска марсианского зонда. В рамках этой задачи были предложены РН на базе двигателей НК-33 и РД-191 (рис. 28)



Рис. 28. Концепция средств выведения лёгкого и среднего классов для ОАЭ

Несмотря на то, что данная проработка не имела развития, она является показателем намерений ОАЭ инвестировать в высокотехнологичные проекты космического назначения.

В целом разработка РН для выведения космических аппаратов ведётся не менее чем в 25 странах. Тем не менее, как отмечалось выше, большинство проектов не обеспечено финансированием.

Многоразовые ракеты-носители и их двигатели

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

Ключевыми факторами, влияющими на экономическую эффективность многоразовых систем являются:

- Стоимость разработки и производства;
- Количество и частота запусков;
- Стоимость межполётного обслуживания.

Чем больший ресурс (количество пусков) закладывается в РН, тем дороже её разработка и производство, что объясняется следующими обстоятельствами:

- Для обеспечения многократного использования блоки РН должны оснащаться средствами возвращения, спасения и посадки, теплозащитой, системами управления, обладать повышенными запасами прочности с учётом цикличности нагружений и т.п., что ведёт к утяжелению, усложнению и удорожанию конструкции, стоимости её отработки на разных режимах;

- Чем выше ресурс, тем ниже серийность выпуска, и за счёт условно-постоянных затрат растёт себестоимость производства.

По некоторым данным [20] (без учёта разработки ЖРД):

- Стоимость разработки многоразовой крылатой ступени вдвое выше, чем такой же по массе конструкции одноразовой ступени;

- Стоимость разработки многоразовой баллистической ступени (типа первой ступени РН Falcon 9) на 30-100% выше, чем такой же по массе конструкции одноразовой ступени;

- Стоимость производства многоразовой крылатой ступени от 2 до 10 раз выше, чем аналогичной по массе одноразовой ступени.

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

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

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

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

Стоимость межполётного обслуживания первой в мире многоразовой системы Space Shuttle оказалась сопоставимой с постройкой новой орбитальной ступени. В 2017 году в рамках миссии CRS-11 грузовой корабль Dragon был впервые использован повторно (после миссии CRS-4 2014 года). По словам Маска [21], подготовка к миссии CRS-11, согласно внутренним подсчётам компании, обошлась почти в ту же сумму, в которую обошлось бы использование нового корабля. Более того, он отметил, что, вероятно, не все факторы были учтены аналитиками, и реальная стоимость повторного использования корабля даже слегка превысила стоимость создания нового аппарата.

Хотя Маск обещал снизить стоимость полёта повторно используемого корабля на 50% по сравнению с одноразовым изделием уже со второго полёта, недавнее продление контракта на осуществление пилотируемых миссий с использованием многоразовых капсул было проведено без снижения стоимости места в корабле [22]. Если снижение себестоимости и произошло, оно повлияло только на прибыль SpaceX.

С учётом уменьшения весовой отдачи, а также роста затрат на производство и разработку, окупаемость в разумные сроки (3-5 лет) многоразовых РН может быть обеспечена при высокой частоте запусков, стабильном грузопотоке и низких затратах на межполётное обслуживание.

Пока никаких надёжных сведений о фактической количественной величине этих факторов нет. В этих условиях, к примеру, неясно, нужны ли Европейскому космическому агентству многоразовые носители, если объединённая Европа осуществляет в год 5-7 пусков РН, из которых половину совершает лёгкая РН Vega.

Практически однозначно многоразовые системы могут быть востребованы в таких программах, как развёртывание спутниковых группировок, состоящих из тысяч или десятков тысяч КА. Например, РН Falcon 9 в одном запуске может вывести 60 спутников StarLink, и для развёртывания 42 000 аппаратов (максимальная конфигурация системы) потребуется 700 запусков. Соответственно, ту же задачу полностью многоразовая система Super Heavy-StarShip (рис. 29) решит примерно за 70...100 запусков. Количество изделий, которое необходимо будет изготовить в обоих случаях, будет зависеть от реально достигнутой кратности использования.

Многоразовость также может быть востребована не только для снижения стоимости выведения, но и для исключения больших капитальных затрат, например, на создание новых производственных мощностей при росте спроса на пусковые услуги. В частности, Питер Бек, основатель и руководитель компании RocketLab, ещё несколько лет назад говорил об отсутствии экономической целесообразности повторного использования РН сверхмалого класса, но с 2019 года экспериментирует со спасением первой ступени РН Electron (рис. 30) с использованием метода вертолётного подхвата. Это позволит повысить частоту запусков без строительства нового ракетного завода.

Пока совершенно неисследованным остаётся вопрос о целесообразности применения многоразовых систем при очень малом количестве пусков (менее 1-2 раза в год). При таком темпе содержать постоянно действующую производственную линию неоправданно, а персонал может утратить навыки,

что приведёт к ухудшению воспроизводимости технологических процессов и к снижению качества и надёжности изделия. В таких случаях, возможно, выгоднее сразу изготовить партию многоразовых ракет, закрыв производственную линию.



Рис. 29. Многоразовая сверхтяжёлая система Super Heavy/StarShip

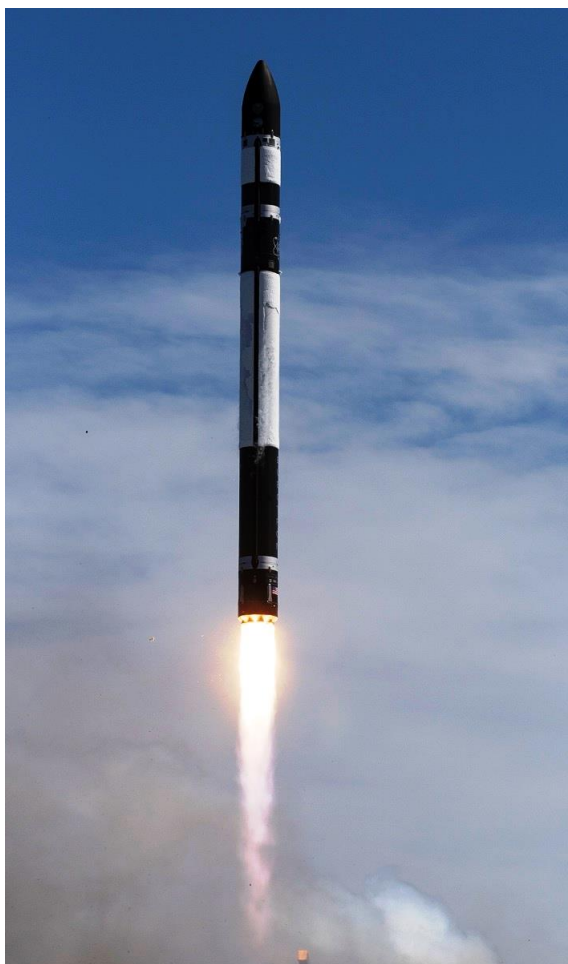


Рис. 30. Ракета-носитель Electron

В ближайшее время (3-5 лет) маловероятно, что частично многоразовые системы позволят снизить стоимость запуска более чем на 10-15%. Полная стоимость космических миссий состоит из трёх – примерно равнозначных по стоимости – составляющих: стоимость КА, стоимость запуска, затраты на управление миссией. Поэтому даже снижение стоимости до нуля, в пределах, обеспечит снижение стоимости космических миссий примерно на треть. Однако в более отдалённой перспективе, с ростом грузопотока «земля-космос», увеличением частоты запусков, внедрением элементов искусственного интеллекта для управления миссиями, картина может измениться более существенно. В этом случае не исключена почти полная, за исключением сегмента РН сверхлёгкого класса, монополизация коммерческого рынка запусков провайдерами многоразовых систем, и на

долю остальных средств выведения останутся только правительственные запуски. В размерности РН сверхлёгкого класса проблематично эффективное использование многоразовых элементов, а более крупные многоразовые РН вряд ли смогут обеспечить такую же стоимость пусковой услуги при запуске спутников класса «мини» и ниже.

Первым реально многоразовым ЖРД стал американский двигатель SSME системы Space Shuttle с техническим ресурсом 8 часов (100 полётов). В значительной степени реализация многократного использования двигателя была обеспечена:

- Использованием двух ТНА с двумя газогенераторами восстановительного газа, что обеспечивало умеренные температуры в газовом тракте и отсутствие в них окислительной среды;
- Применением высоких технологий и материалов для изготовления камеры и ТНА;
- Уникальным хладоресурсом водорода;
- Ремонтопригодностью ЖРД.

На практике двигатели приходилось перебирать практически после каждого полёта, и ни один из построенных ЖРД не отработал сто полётов.

Советские ЖРД РД-170 формально считались многоразовыми (до 10 применений), однако полётного подтверждения многоразовости не было. Более того, в модификациях РД-171М и РД-180 от конструктивных элементов, обеспечивающих многоразовость, отказались с целью удешевления производства и снижения массы.

Двигатель НК-33 можно считать условно многоразовым, поскольку он допускает многократный запуск без съёма со стенда и имеет высокий технический ресурс. В полёте многоразовость НК-33 не подтверждена. Между тем, многократное включение на стенде и ресурс – это необходимые, но недостаточные условия для многоразового использования в полёте. Во время полёта и возвращения на землю ЖРД испытывает динамические нагрузки, в

том числе ударные при посадке, которые нехарактерны для стендовых условий.

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

Возможны две концепции многоразовых ЖРД с точки зрения восстановления ресурса для повторного использования.

Первая концепция заключается в применении неремонтируемого максимально простого ЖРД, рассчитанного на длительную работу, с умеренными параметрами по давлению и температуре. Двигатель оснащён встроенной системой диагностики, которая контролирует такие параметры как герметичность критически важных полостей (камера сгорания, рубашка охлаждения), износ подшипников, герметичность уплотнений ТНА и т.п. Как только один из контролируемых параметров выходит за пределы допуска, ЖРД снимается с ракеты и утилизируется. Предпочтение отдаётся неразъёмным сварным соединениям.

Вторая концепция – ремонтпригодного ЖРД – допускает использование как умеренных, так и «напряжённых» параметров рабочего цикла. Однако двигатель выполняется разборным, с использованием резьбовых соединений, его агрегаты допускают быструю замену. Система диагностики может быть как встроенная, так и наземная или комбинированная. При необходимости более тщательной диагностики и ремонта двигатель снимается с ракеты и поступает в ремонтное подразделение. Ремонт может выполняться на космодроме, но для этого завод-изготовитель должен держать на космодроме своё ремонтное подразделение, укомплектованное станочным парком и разнообразным оборудованием, а также запчастями. Гораздо эффективнее может быть создание на космодроме ремонтного фонда ЖРД, и снятый ЖРД заменяется двигателем из этого фонда. Снятый ЖРД отправляется на завод

изготовитель, где восстанавливается и возвращается в ремонтный фонд космодрома. В данном случае завод загружается работой, а на космодроме нет необходимости держать дорогостоящее подразделение.

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

Метан обладает следующими достоинствами:

- Не оставляет твёрдых отложений в трактах двигателя (в т.ч. потому, что имеет более высокую температуру разложения, чем керосин);
- Имеет отличную охлаждающую способность (по хладоресурсу уступает только водороду);
- Испаряется из полостей двигателя, и не требует специальных мероприятий по очистке полостей двигателя после полёта;
- Температура в жидком состоянии близка к температуре жидкого кислорода, что упрощает конструкцию баков с общим днищем;
- Молекулярная масса невелика, и он может с успехом применяться для наддува метановых баков вместо гелия или азота;
- Сравнительно дешёв;
- Обеспечивает более высокий удельный импульс (примерно на 3-5%) по сравнению с керосином.

Преимущества метана стали основой для ряда проектов. Россия одна из первых стран начала работу по метановому направлению (примерно с

середины-конца 1980-х), но в настоящее время утратила лидерство, уступив его США. В США ведутся, как минимум, два крупных проекта метановых ЖРД. Первый - уже упоминавшийся выше двигатель BE-4, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, с умеренным (порядка 130 атм) давлением в камере сгорания. Двигатель завершает цикл огневых стендовых испытаний и запущен осенью 2020 г. в серийное производство.

Второй проект – двигатель Raptor компании SpaceX для системы Superheavy-Starship. Это первый в мире серийный ЖРД схемы «газ-газ» (рис. 31) тягой около 220 тс (в перспективных модификациях – до 250...300). Давление в камере сгорания около 260 атм (в перспективных модификациях – до 330 атм).



Рис. 31. ЖРД Raptor (с «земным» соплом)

В КНР проходят испытания метановые ЖРД TQ-12 и TQ-11 (рис. 32) тягой соответственно 80 и 10 тс, для ракеты-носителя Zhuque-2 компании

Landspace. Двигатели выполнены по открытой схеме без дожигания восстановительного генераторного газа.



Рис. 32. Китайские ЖРД TQ-12 и TQ-11

Европейское космическое агентство совместно с аэрокосмической промышленностью Европы ведёт работу над многоразовым метановым ЖРД открытой схемы Prometheus (рис. 33) тягой около 100 тс и давлением в камере сгорания около 100 тс. Двигатель предназначен для применения на первой ступени РН Ariane 7, проектирование которой ведётся в настоящее время. Целью разработки метанового ЖРД является снижение цены маршевого двигателя на порядок (с 10 до 1 млн. евро) по сравнению с ЖРД Vulcan 2.

Таким образом, можно сделать вывод, что в ближайшие годы именно метановые двигатели станут главной тенденцией мирового ракетного двигателестроения, в том числе для многоразовых систем.



Рис. 33. Европейский многоразовый ЖРД Prometheus

Принятая предприятиями Роскосмоса размерность метанового многоразового ЖРД РД-0169 (около 100 тс) достаточно хорошо подходит для носителя среднего класса. Однако он слишком мал для тяжёлых ракет-носителей, которые ещё долго будут оставаться основой национальных средств выведения, поскольку обеспечат доступ к геостационару (даже при отмирании коммерческого сегмента) в интересах национальной безопасности. Кроме того, именно тяжёлые носители наиболее эффективно смогут формировать многоспутниковые орбитальные группировки за счёт более высокой грузоподъёмности и, соответственно, более низкой удельной стоимости выведения.

С учётом резерва по массе для России необходим частично многоразовый метановый носитель грузоподъёмностью около 27...30 т на низкой орбите, при условии возвращения ступени к месту старта. При посадке первой ступени по трассе полёта, грузоподъёмность может увеличиться до 30-35 т, а в полностью одноразовом варианте – до 40 т и более, заменяя все тяжёлые варианты «Ангары-5». Такой энергетики вполне достаточно почти для всех

национальных задач страны, включая пилотируемые облётные экспедиции к Луне.

Расчёты, выполненные ООО «Лин Индастриал», показали, что стартовая масса такой ракеты может составить 850-900 т при удельной массе ДУ 12 кг/тс и пустотном удельном импульсе 355-368 сек. В массу ДУ включены ЖРД с карданным подвесом, силовыми приводами, арматурой и трубопроводами, установленными на двигателе, системой аварийной защиты. По расчёту оптимальное соотношение пустотных тяг первой и второй ступени (при возвращении первой ступени к месту старта) составляет около 7 в рассматриваемом диапазоне стартовых масс. При стартовой тяге около 1200 тс в состав первой ступени должны входить семь ЖРД тягой примерно по 170 тс, а в состав второй – один такой же ЖРД, но с высотным соплом и тягой около 190-195 тс. Такие параметры могут быть получены при создании метановой модификации НК-33.

Многоразовый ЖРД, как показывает мировой опыт, может быть выполнен по различным схемам: открытой, с дожиганием окислительного и восстановительного газа, «газ-газ» и др. В [23] отмечается: «Максимальная простота схемы, а соответственно и конструкции, воплощена в цикле без дожигания. Возможности уменьшения потерь удельного импульса в этой схеме (на 5..,6 ед.) связаны с введением охлаждаемых (как в ВРД) лопаток турбин и повышением $T_{гг}$ до 1200...1400°С (осваиваемый в ВРД уровень). Замкнутые циклы менее чувствительны к росту $T_{гг}$ с точки зрения удельного импульса ($\Delta I_y \approx \pm 2...3$ ед.). Среди циклов с восстановительными ГГ эти два - без дожигания и с неполным дожиганием - имеют наибольшие перспективы для использования в ЖРД первых ступеней».

С точки зрения перспективы, вероятно наиболее предпочтительна, с точки зрения сочетания низкой массы, высокой надёжности и низкой стоимости, именно схема без дожигания. Но такой ЖРД пока не имеет

технического задела (за исключением двигателя-демонстратора РД-0110М, не слишком успешно испытывавшегося в конце 1990-х гг.). С точки зрения сочетания надёжности и безопасности интерес может представлять ЖРД с дожиганием восстановительного газа. Однако по условию энергобаланса, его энергетические возможности лимитируются давлением в камере сгорания порядка 160 атм. При таких давлениях и двигатель с дожиганием окислительного газа может быть довольно безопасным.

Исходя из данных соображений, можно предположить, что рациональный путь к многократному ЖРД с большим ресурсом может лежать через создание промежуточного двигателя на базе схемы и конструкции НК-33. Основные требования к двигателю приведены в Таблице 1.

Таблица 1 Основные требования к метановому ЖРД

Параметр	Требование
Условное обозначение	НК-33М – для «земного» ЖРД НК-43М – для «высотного» ЖРД
Схема	Замкнутая, с дожиганием окислительного газа
Тяга на уровне мор тс	170
Тяга в вакууме, тс	190 (190...195 – у двигателя с высотным соплом)
Соотношение компонентов	$3,5 \pm 0,5$
Диапазон регулирования тяг, % номинала	30...105
Давление в КС, атм.	Не более 180
Масса залитого ЖРД, кг	Не более 2050 (для «земного» ЖРД) Не более 2300 (для «высотного» ЖРД)
Удельный импульс	Не менее 317/355 – для «земного» ЖРД; Не менее -/368 с – для «высотного» ЖРД
Вероятность безотказной работы в одном полёте.	Не менее 0,995 – в начале эксплуатации
Ресурс, сек	Не менее 10 000 (25 полётов по 200 сек в каждом с учётом двухкратного запаса) – в начале эксплуатации

Параметр	Требование
Система управления вектором тяги	- карданный подвес для управления по каналам тангажа и рысканья (для первой ступени угол качания $\pm 8^\circ$, для второй $\pm 3^\circ$) - управление по крену - газовыми соплами на генераторном газе. Должна быть предусмотрена модификация с жёстким подвесом и применением рулевого/рулевых ЖРД.
Прочие требования	- оснащение ЖРД встроенной системой диагностики, объединённой с системой аварийной защиты; - коэффициент охвата нештатных ситуаций САЗ – не менее 0,7 в начале эксплуатации; - конструкция должна быть ремонтпригодной в условиях завода-изготовителя
Цена двигателя, млн. долл.	Не более 5,0

Предлагаемая последовательность приведена в табл. 2.

Табл. 2. Последовательность создания многоразового метанового ЖРД первого этапа

№ подэтапа	Наименование	Содержание работ	Ориентировочные сроки	Оценка затрат, млн. долл.
1	Отработка многократного НК-33 на ЖК-керосине	Отработка на стенде цикла (примерно 10 циклов): «запуск-ремонт-запуск»; Создание и отработка встроенной системы диагностики и САЗ.	18 месяцев	50,0
2	Создание прототипа метанового ЖРД на базе НК-33	Проведение проектно-расчётных работ; Доработка насоса горючего и ТНА в целом; Доработка стендов на объекте «Химзавод» (пос. Винтай Самарская обл.)	24 мес.	50
3	Испытания прототипа	Автономные испытания ТНА и форсуночной головки на ЖК-ЖМ; огневые испытания прототипа	12 мес.	50
4	Проектирование метанового многократного ЖРД с учётом результатов испытаний	Выпуск ЭП, выпуск РКД, производство опытных образцов	24 мес.	100
5	Экспериментальная отработка метанового ЖРД	Автономные КДИ, Огневые испытания «шапки» (ТНА, ФГ), Огневые стендовые испытания ЖРД, в т.ч. ресурсные.	24 мес.	200
Итого				450

В случае успеха разработки, метановый ЖРД может быть предложен как для российского, так и для внешнего рынка. На российском рынке шанс попасть в актуальный проект (например, новую версию РН «Амур-СПГ») имеется только в случае опережающей разработки по сравнению с РД-0169,

что маловероятно, поскольку прототипы метанового ЖРД разработки КБХА уже проходят огневые испытания. Поэтому НК-33М/43М должны предлагаться в перспективные проекты, которые пойдут на смену РН семейства «Ангара», например, РН СТК «Енисей». Кроме того, двигатель НК-33М вполне может найти применение в РН лёгкого класса, которые смогут заменить в перспективе ракеты-носители «Союз-2.1в» и «Ангара-1.2».

Экспортные перспективы метанового ЖРД большой тяги связаны, в первую очередь, с ракетными программами Индии и Китая. У этих стран есть амбиции, связанные с внедрением перспективных технологий. Возможно, что и разработку НК-33М следует вести с Китаем и/или Индией совместно. Также метановый ЖРД можно предложить тем же странам и частным компаниям, которым будет предлагаться модельный ряд отечественных двигателей.

Перспективы использования российских ЖРД в инициативных проектах

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

Использование для РН СЛК существующих двигателей

Как уже указывалось выше, в отечественной программе развития средств выведения практически не представлен сегмент сверхлёгких ракет, а полезная нагрузка разрабатываемых изделий ограничена снизу величиной около 600 кг («Крыло-СВ»). Следует отметить, что, в целом, сегмент РН СЛК не является перспективным для использования существующих российских двигателей:

1) Это рискованный сегмент. Частники, работающие над ракетными проектами, как правило, финансируются венчурным капиталом, который при отсутствии быстрого успеха уходит из проекта. Тому примером – обанкротившийся в 2019 г. стартап Vector Space, ещё недавно считавшийся одним из фаворитов сегмента РН СЛК (фирма вышла на стадию лётно-конструкторских испытаний прототипа своей РН).

2) Почти все ракетные стартапы делают двигатели для своих ракет самостоятельно и в существующих ракетных двигателях не нуждаются.

3) большинство ракетных стартапов находятся в американской и европейской юрисдикции, что может затруднить продвижение российских ЖРД из-за санкций и протекционистских мер.

Двигатели, формально пригодные для первых ступеней РН СЛК со стартовой массой около 20 т (обеспечивающей на солнечно-синхронной орбите массу ПН около 250 кг) должны:

- Иметь тягу 40 тс и меньше;
- Не использовать токсичные топливные компоненты;
- Находиться в серийном производстве.

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

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

Результаты расчёта тяги и удельного импульса оригинальных и модифицированных двигателей сведены в табл.3

Таблица 3. Расчётные параметры существующих ЖРД в сравнении с их возможной модификацией с атмосферным соплом (выходное давление 1 бар)

Двигатель	Удельный импульс у Земли, сек	Удельный импульс в вакууме, сек	Тяга у Земли, тс	Тяга в вакууме, тс
(оригинал/модификация)				
РД-0124	200/303,7	359/323	16,7/25,4	30/27
РД-0110	254/280	326/304	23,4/25,8	30/28
РД-0146	195,8/371,8	460,5/402,7	4,25/8,1	10/8,7
11Д58	137,9/280,6	350/304	3,3/6,8	8,5/7,4
НК-31/39	215,4/262,6	353/267	25,3/30,9	41,5/31,4

При этом РД-0146 использует в качестве горючего водород, который потребует дополнительного оснащения стартовой площадки РН СЛК в силу быстрого испарения, а его метановая версия не готова к серийному производству, как и метановое оборудование на космодромах – к эксплуатации. Двигатель же НК-31/39 не находится в производстве даже в отработанном вакуумном исполнении.

Таким образом, для комплектации РН СЛК фактически могут быть использованы только два двигателя: РД-0110/0124 с укороченным соплом на первой ступени и 11Д58 на второй ступени. Стоимость РД-0124 в 2011 г. составляла 82 млн. руб.[24], 11Д58 – 63,8 млн. руб. в 2012-м [25].

С учётом инфляции, можно оценить суммарную стоимость этих двух двигателей в настоящее время в $187+137,2=324$ млн. руб. Для ракет производства ULA (США) стоимость двигательных установок составляет около 60% стоимости первой ступени и 30% - второй[26].

Используя это статистическое соотношение, можно оценить стоимость российской РН СЛК с использованием упомянутых двух двигателей в 770 млн. руб., что совпадает с оценочной стоимостью РН «Союз-2.1в». В свою очередь, при типовой доле полезной нагрузки для ракет данного класса в 2% на опорной орбите (показатель РН Electron) удельная стоимость выведения для такой

ракеты превысит показатель той же РН Electron. Таким образом, подобная ракета не будет конкурентоспособной ни на российском, ни на мировом рынке.

Сравнительно меньшей стоимостью будет обладать РН, использующая вместо РД-0124 двигатель открытого цикла РД-0110, стоимость которого составляла в 2011 году 43 млн. руб., т.е. вдвое меньше [27]. Это даст экономию в стоимости ракеты в 155 млн. руб., т.е. на 20%. Однако соответственно меньший удельный импульс первой ступени предварительно приведёт к пропорциональному снижению массы полезной нагрузки и не улучшит конкурентоспособность.

Следует отметить, что обеспечение минимальной стартовой тяговооруженности РН в 1,3-1,5 ед. при тяге первой ступени 25 тс ограничивает стартовую массу величиной 17-19 т, что означает массу ПН на опорной орбите 340-380 кг, и 230-260 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км. Таким образом, требования конкурса НТИ «Аэронет» оценочно такой гипотетической ракетой не выполняются.

Альтернативой РД-0124 с атмосферным соплом для первой ступени РН СЛК является двигатель РД-107А/РД-108А, имеющий тягу на уровне моря/в вакууме на уровне (80,8...85,6)/(101...102) тс без потребности в модификации сопла и находящийся в серийном производстве. Это позволяет повысить стартовую массу РН до 50-65 тонн и полезную нагрузку до 1 тонны. В этом сегменте рынка, однако, изделие начинает конкурировать на российском рынке с проектами, разрабатываемыми в рамках госпрограммы.

Также существует проблема в выборе двигателя для второй ступени. Баллистические расчёты показывают, что для двухступенчатой РН оптимальная тяга второй ступени должна составлять 1/7-1/9 от тяги первой ступени, т.е. около 11-14 тс в вакууме. Практически единственным вариантом из существующих двигателей является 11Д58.

Оценим стоимость подобного изделия. Товарная стоимость РД-108А в 2011 году составляла 30 млн. руб. [28], что с учетом инфляции означает современную стоимость около 68 млн. руб. Тогда стоимость РН в целом по вышеприведённым эмпирическим зависимостям можно оценить в 113 млн. руб. для первой ступени и 457 млн. руб. – для второй, т.е. 570 млн. руб. суммарно.

Таким образом, более тяжёлая РН на основе РД-108А может оказаться дешевле, чем на основе доработанного РД-0124. При этом запас грузоподъёмности такого изделия, почти выводит его в класс лёгких ракет из сверхлёгких, по некоторым определениям. В сочетании с превалирующей в его стоимости долей второй ступени это делает рациональным рассмотрение для второй ступени вариантов с вновь разрабатываемыми двигателями.

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

Энергетические характеристики такой РКН представлены на рис. 34

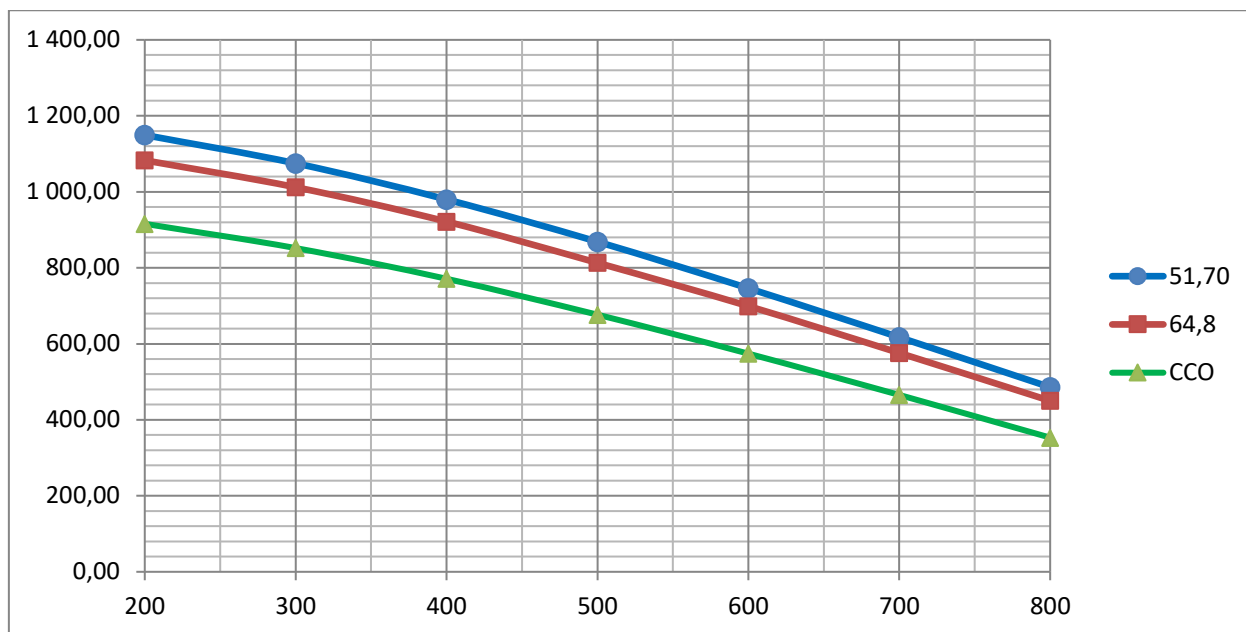


Рис.34. Энергетические характеристики РН «Сибирь»
на основе двигателя РД-108А [29]

Рассматривались также альтернативные варианты подобных носителей. Так, вариант с двигателем второй ступени на основе одной из камер РД-108А с вытеснительной подачей приводит к снижению массы ПН на ССО 500 км до 420 кг, при этом стоимость ракеты снижается до 470 млн. руб. Проработанный [30] вариант на основе 11Д58М обеспечивает эту величину на уровне 569 кг при прямом выведении и 893 кг – при многократном включении второй ступени, что обеспечивается используемым двигателем.

По доступным данным, сейчас именно последний вариант РН СЛК реализуется ГКНПЦ им.М.В.Хруничева совместно с АО «ЦНИИМаш» в рамках эскизного проектирования. Несмотря на некоторую переразмеренность блока Б, оптимизированного для непрерывного выведения на низкую орбиту (высота 200 км, наклонение 51,7°), он обладает в целом более высокими энергетическими характеристиками по сравнению с остальными вариантами. Однако, хотя высокая стоимость двигателя 11Д58М не обеспечивает конкурентоспособности по общей стоимости пуска, выбор

обусловлен требованиями по массе космических аппаратов, планируемых к выведению в рамках программы «Сфера».

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

Перечень возможных проектных решений значительно расширяется, если рассматривать также двигатели, не находящиеся в производстве, но по которым имеется разного рода задел: устаревшие снятые с производства двигатели, стендовые макеты, заимствованные компоненты более мощных двигателей и т.д. Так, тем же ООО «Лин Индастриал» была проработана РН СЛК «Анива» на основе метанового ЖРД С5.86.1000-0 КБХМ им. Исаева [31]. При стартовой массе 7,3 т проектная грузоподъёмность РН составляла 90 кг на НОО. Однако до настоящего времени базовый двигатель изделия не вышел из состояния стендового демонстратора.

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

Разработка для РН СЛК новых двигателей и требования к ним

В большинстве РН суммарная характеристическая скорость с учётом потерь составляет около 9,5 км/с, распределение бюджета характеристической скорости между ступенями приблизительно равное, а стартовая перегрузка

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

По результатам собственных проработок ООО «Лин Индастриал», удельная мощность ЭНА составляет на современном уровне около 1,7 кВт/кг, удельная мощность ТНА по данным НПО «Энергомаш» - более 25 кВт/кг, что делает его массу несущественной для данного анализа. Основной проблемой ЭНА в современных российских условиях может явиться недоступность электронных компонентов из-за ограничения возможности импорта. Расчёт сведен в таблицу 4.

Таблица 4. Оценка влияния типа подачи топлива и давления в камере двигателя 1-й ступени на полезную нагрузку РН

Количество ступеней	Давление в камере, бар	Удельный импульс, сек	Доля ПН 1-й ступени	Мощность насосов, кВт	Масса ЭНА, кг	Приведённая доля ПН 1-й ступени (кроме насоса)		
						Вытесн	ЭНА	ТНА
2	200	316	0,22	1756,3	1033	-	0,166	0,22(+32,5%)
	60	282	0,18	478,8	281	-	0,165	0,18(+9%)
	15(выт)	232	0,12	-	-	0,12 (-37,5%)	-	-
3	200	316	0,36	1756,3	1033	-	0,31	0,36(+16,7%)
	60	282	0,32	478,8	281	-	0,305	0,32(+4,9%)
	15(выт)	232	0,25	-	-	0,25 (-22%)	-	-

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

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

С этой точки зрения, возможно, перспективным является ТНА безгенераторного цикла, в котором для привода турбины используется

давление пара топлива, испаряемого в рубашке охлаждения двигателя. Данная схема успешно используется в двигателях тягой до 20 тс и является простейшим и надежнейшим вариантом ТНА, так как работает на холодном газе и без потерь на сбрасывание генераторного газа. Для испарения топлива при использовании короткого атмосферного сопла может потребоваться дополнительный теплообменник.

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

По результатам первых двух этапов конкурса НТИ «Аэронет» наиболее перспективными были признаны проекты РН СЛК на основе вытеснительной и электронасосной подачи. Проведенные поверочные проектные расчёты для РН СЛК на основе двигателей с турбонасосной подачей, предложенных третьим участником конкурса, показали незначительные преимущества по сравнению с электронасосным вариантом.

Оба проекта, рекомендованные к дальнейшей проработке, основываются на использовании унифицированной камеры сгорания ЖРД для всех ступеней. Это приводит к применению на первой ступени многодвигательной ДУ с атмосферными соплами на унифицированных камерах сгорания, в то время как на последней ступени используется один двигатель с вакуумным соплом.

Поскольку на момент выпуска данного отчёта этап эскизного проектирования ещё не начат, официальные документы по требованиям исполнителей проектов к двигателям на этом этапе отсутствуют. Согласно опубликованным материалам предэскизной проработки двигателя с вытеснительной подачей [32], к нему предъявляются следующие требования:

- Возможность использования одной камеры на трёх ступенях РН с различными сопловыми насадками
 - Удельный импульс не менее 196 с на уровне моря, в вакууме – 275 с для 1 ступени, 313 с для 2-й, 327 с для 3-й (при 10 бар в КС)
 - Номинальный расход топлива 10 кг/с
 - Давление в камере 7-15 бар
 - Отношение тяги к массе не менее 75:1
 - Ресурс по топливу не менее 1,5 тонн (150 сек работы на номинальной тяге)
 - Возможность дросселирования расхода 70-125%
 - Возможность управления вектором тяги (диапазон уточняется дополнительно)
 - Возможность быстрого восстановления двигателя после работы заменой абляционного вкладыша
 - Диаметр по камере сгорания не более 0,35 м, диаметр сопла 1 ступени не более 0,35 м, 2-й – не более 0,8 мм, 3-й – не более 1,6 м
 - Поставочная стоимость серийного двигателя не более 1 млн. руб.
- При этом двигатель характеризуется следующими принятыми в настоящее время техническими решениями:
- Смесительная головка из 330 однокомпонентных форсунок с индивидуальными трубками подвода топлива
 - Пиротехнический поджиг с установкой ТТГГ по центру смесительной головки
 - Абляционный вкладыш из насыщенной графитом фенольной смолы в металлическом кожухе
 - Прикрытие критического сечения завесой из горючего
 - Система подачи топлива на основе покупных шаровых кранов и электроприводов

- Двигатели разных ступеней отличаются соплами. Сопло двигателя 2 ступени – увеличенное сопло 1 ступени, сопло 3 ступени – металлический насадок на сопле 2 ступени
- Инжекторы завесы и управляющего впрыска унифицированы, монтируются на кожухе и проходят через абляционный вкладыш.

Двигатели для РН высокой грузоподъёмности

Рассмотрим возможность применения российских ЖРД для различных классов РН с точки зрения технических характеристик (табл. 5). Разработка и создание двигательной установки для ракет стартовой массой от 50 т и выше заметно дороже, чем для РН СЛК, а технические риски выше. Поэтому в данном сегменте может быть целесообразно заказывать существующие двигатели либо дорабатывать их вместо разработки с нуля.

Таблица 5. Области применения перспективных российских ЖРД

Двигатель	Тяга на уровне моря/в вакууме, тс	Оптимальный класс РН	Комментарий
НК-31/39 (в т.ч. с укороченным соплом)	28/37,5 ...41,5	Для РН лёгкого класса стартовой массой от 70... до 210 т и грузоподъёмностью от 1 до 5 т	Многодвигательные установки 1-й ступени (от 4 до 9 ЖРД) и однодвигательные – 2-й ступени. В том числе для многоразовых РН. Требуется карданная подвеска
		РН среднего и тяжёлого классов с полезной нагрузкой до 7...20 и более т	Для вторых ступеней
НК-33	154/171	Первые ступени РН лёгкого класса стартовой массой от 60 до 150 т и грузоподъёмностью от 1 до 5 т.	Однодвигательная ДУ. Требуется кардан, либо применение посадочно-рулевого ЖРД. Компенсация избыточной тяги обеспечивается многоразовостью 1-й ступени (дополнительное топливо для посадки и возвращения), либо дросселированием тяги до уровня порядка 100 тс.
		РН среднего и тяжёлого классов стартовой массой от 250 до 2800 т и грузоподъёмностью от 7 до 90 т	Многодвигательные установки первой ступени, в т.ч. многоразовые
НК-43	-/178	РН тяжёлого и сверхтяжёлого классов	Вторые и третьи ступени

В первую очередь целесообразно обратить внимание на государственные ракетно-космические программы Китая и Индии, а также потенциальных игроков пускового рынка: Бразилия, Индонезия, Турция, ЮАР, Аргентина, Объединённые Арабские Эмираты (ОАЭ), Пакистан. Все они реализуют государственные и частные космические проекты. В табл. 6 приведен анализ потенциала участия в программах этих стран.

Таблица 6. Потенциал участия в государственных программах зарубежных стран

Страна	Ракетный проект	Предлагаемый двигатель в основную программу	Преимущества, потенциал	Риски
Китай	РН тяжёлого класса для лунной программы	НК-33 взамен YF-100	Увеличение тяги и, соответственно, энергетических возможностей РН	Протекционизм, риски хищения интеллектуальной собственности
Индия	Перспективная модификация РН GSLV MkIII	НК-33 взамен SCE-200	Отработанная конструкция, возможность поставки со склада	Протекционизм
Бразилия	РН СЛК VLM	нет	Экологически чистая РН среднего класса взамен закрытого «Циклон-4»	Нестабильная политическая и финансовая ситуация
Аргентина	Tronador 3	Замена трёх ЖРД одним НК-33	Повышение надёжности и улучшение энергетики	Нехватка финансов для завершения проекта
ЮАР	Cheetah	НК-33 и НК-311/39	Готовое решение, уменьшающее риски; снижение затрат на разработку	Давление со стороны США, нехватка финансовых ресурсов
ОАЭ	нет	Программа с использованием НК-33, НК-31/39	Создание национальных средств выведения, независимый доступ в космос, престиж	Давление со стороны США и соседей
Индонезия	РН СЛК RPS-02	нет	Создание национальной РН лёгкого/среднего классов на основе двигателей НК	Нестабильная политическая и финансовая ситуация
Турция	РН ЛК MUFS	НК-31/39 или НК-33 взамен РДТТ	Повышение энергетики носителя	Политическая нестабильность

Потенциал отечественных ракетных программ исчерпывается только частными компаниями, из них использование существующих двигателей (РД-107А/108А) декларировали только ООО «Лин Индастриал» и Группа компаний S7, которые в настоящее время не проводят работ по ракетному направлению.

Современной тенденцией пускового рынка является предложение услуг «под ключ». Например, компания Rocket Lab, не только производит ракету и оказывает пусковую услугу, но и предлагает спутниковую платформу Proton на основе своей ступени довыведения (рис. 35). В идеале потребитель сможет получать услугу – работающий спутник на орбите – из одних рук.

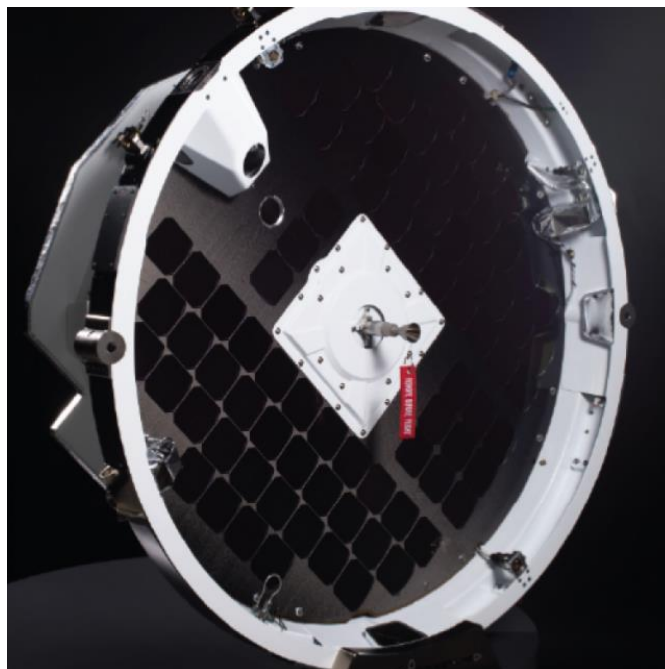


Рис. 35. Спутниковая платформа Proton

Развитием этой тенденции может стать предоставление услуг «под ключ» для ракетных стартапов и других заказчиков. Идея заключается в том, чтобы на основе существующих двигателей разработать и создать ракетную многоразовую ступень. В качестве отправной точки предлагается одноступенчатая многоразовая ракета с вертикальной посадкой на основе двигателя НК-33 (рис. 36 и 37) с рабочим запасом топлива 90 т.

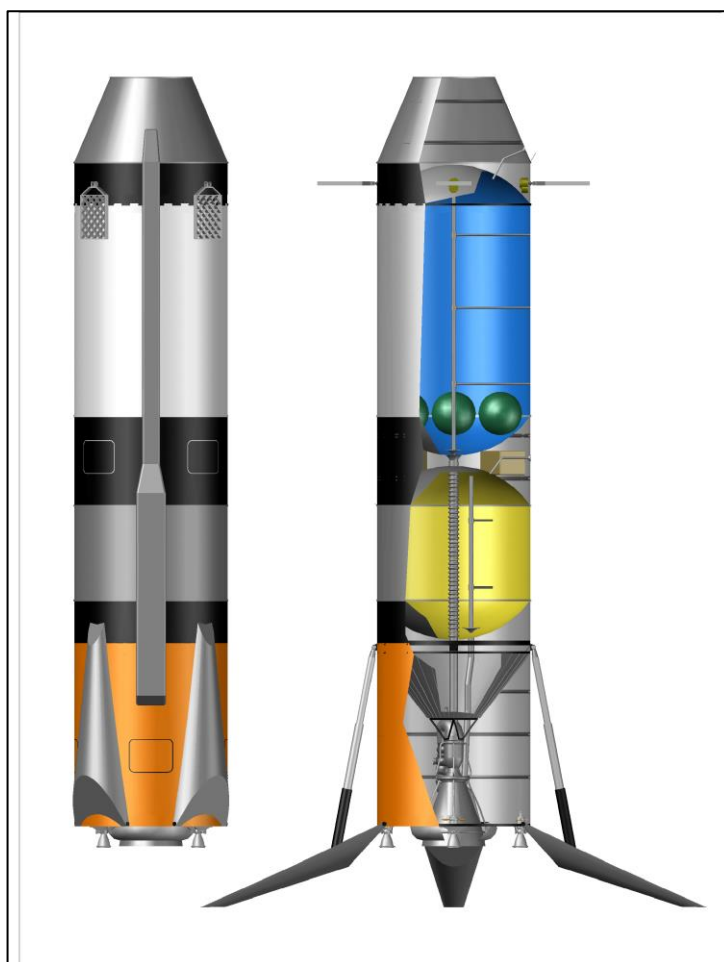


Рис.36. Многоразовая ступень с НК-33.

Общий вид: слева – полётная конфигурация, справа – посадочная

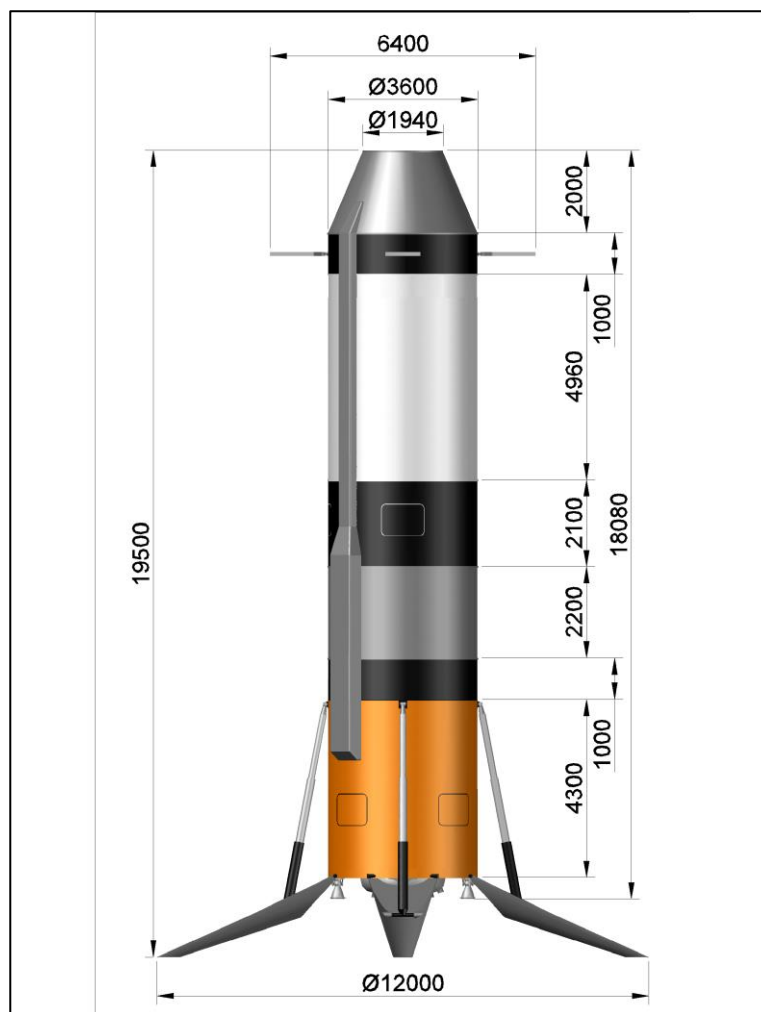


Рис.37. Многоразовая ступень с НК-33. Основные размеры

Ступень предназначена для предоставления следующих услуг:

- Продажа в качестве первых ступеней РН лёгкого класса. Для сохранения начальной тяговооружённости ракет на приемлемом уровне, НК-33 может дросселироваться, что позволит, вероятно, увеличить и ресурс двигателя. Готовое решение позволит ракетным стартапам заметно сократить затраты на разработку, поскольку им необходимо будет создавать только относительно небольшие верхние ступени.
- Сдача в аренду/лизинг ракетным стартапам для запусков собственных верхних ракетных ступеней.
- Решение различных научных и прикладных задач по заказам. Например, ступень может служить разгонным блоком экспериментальных

гиперзвуковых систем для испытаний двигательных установок, проведения экспериментов в области аэродинамики высоких скоростей, для испытания новых конструкционных и теплозащитных материалов.

- Исследование нагрузок, действующих на многоразовые ступени с ракетодинамической посадкой, в интересах государственных и частных заказчиков.

- Отработка эксплуатационных процедур, методов межполётного обслуживания и практическое определение затрат на межполётное обслуживание многоразовых ступеней в интересах государственных и частных заказчиков.

Диаметр ступени (3600 мм) выбран из условия возможности производства в омском ПО «Полёт» с использованием оснастки для изготовления модуля УРМ-2 ракеты-носителя «Ангара-А5». Двигательная установка ступени состоит из штатного НК-33 тягой у земли 154 тс, неподвижно закреплённого в раме. Т.е. двигатель используется без каких-либо доработок. Управление по трём осям, а также реактивная посадка производятся с помощью посадочно-рулевого ЖРД. В качестве такового могут быть использованы двигатели РД-0110Р разработки КБХА, с доработками под многоразовое использование (в первых полётах допускается однократное применение).

Двигатели РД-107А/108А, видимо, должны использоваться в том виде, как они выпускаются сейчас, из-за накопленной статистики лётной эксплуатации. Что касается развития двигателей серии НК, то оно возможно по следующим основным направлениям:

- Расширение диапазона регулирования тяги до уровня от 30...40% до 105...110% номинала без снижения надёжности;
- Создание многоразовых модификаций с обеспечением возможности ремонта;

- Создание модификаций НК-31/39 с «земным» соплом для применения в РН лёгкого и сверхлёгкого классов;
- Создание модификации НК-33 с карданным подвесом по типу проекта НК-33-1 (рис. 38).

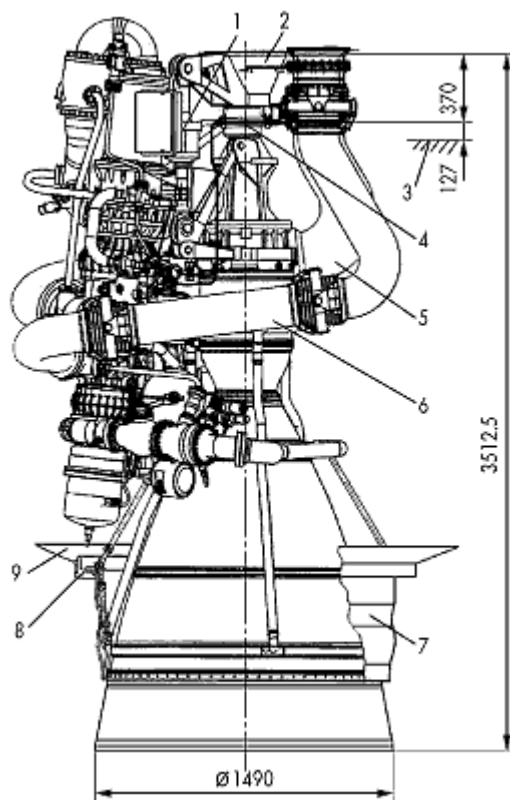


Рис.38. Вариант двигателя НК-33 (НК-33-1) с карданным подвесом

Указанные модификации имеют целью расширение потребительских качеств имеющихся двигателей НК.

Кроме того, на основе НК-33 (в т.ч. в составе многоразовой ступени) и НК-31/39 может быть создано семейство ракет-носителей лёгкого, среднего и тяжёлого классов а именно:

- РН лёгкого класса грузоподъёмностью 700...1000 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км с многоразовой первой ступенью: на первой ступени используется один НК-33 и посадочно-рулевой ЖРД новой разработки, на второй – высотная модификация посадочно-рулевого ЖРД;

- РН лёгкого класса размерности РН «Союз-2.1в» и «Ангара-1.2», как с многоразовой, так и одноразовой первой ступенью увеличенных размеров: на первой ступени – один НК-33 и посадочно-рулевой ЖРД, на второй – один НК-31;

- РН среднего класса размерности ракет «Союз-2»: на первой ступени два НК-33 на второй – один НК-31;

- РН среднего класса повышенной грузоподъёмности (порядка 13-15 т на низкой орбите). В данном случае возможны несколько вариантов моно- и многоблочных РН с одно- и многоразовыми ступенями;

- РН тяжёлого класса (примерно 21 т на НОО) с одноразовыми ступенями: два боковых блока с двумя НК-33 каждый, центральный блок с одним НК-33, третья ступень – с одним-двумя НК-31.

Очевидно, что в России такая линейка не может быть реализована в полном объёме, поскольку дублирует проекты Роскосмоса, несмотря на ряд преимуществ: применение более дешёвых и надёжных ЖРД, более низкая стоимость выведения. Однако такую систему средств выведения можно предложить зарубежным заказчикам.

1.3 Мировой рынок ЖРД, факторы и тенденции его развития. Особенности российского рынка ЖРД

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

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

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

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

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

5) Продажа в начале 2010-х гг. КБ «Южное» (Украина) документации на двигатель РД-801 и инжиниринговых услуг по его испытаниям и доводке в КНР, результатом чего стало появление ЖРД YF-100 (тяга на уровне моря около 120 тс). Двигатель находится в серийном производстве и эксплуатируется в составе носителей CZ-5/6/7 и планируется к использованию на РН CZ-8 и РН тяжёлого класса для пилотируемой лунной программы (рис. 39)



Рис. 39. Китайская РН тяжёлого класса CZ-10 для лунной пилотируемой программы.

6) Продажа в 2010-х гг. КБ «Южное» (Украина) документации на двигатель РД-810 и инженеринговых услуг по его испытаниям и доводке в

Индии, результатом чего стало появление ЖРД SCE-200 (тяга на уровне моря около 200 тс).

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

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

1) Кластеризация рынка ЖРД. Рынки ЖРД практически замыкаются в национальных аэрокосмических кластерах. Всеобщей становится тенденция «импортозамещения», когда из соображений национальной безопасности, престижа и политических соображений предпочтение отдаётся национальным проектам. Яркими примерами служат планы США по замене ЖРД РД-180 на ракетах-носителях Atlas. На тендер ULA были представлены проекты метанового ЖРД BE-4 (рис. 40) и кислородно-керосинового AR1 компании Aerojet General (на основе технических решений и технологий двигателей НК-33 и РД-180) (рис. 41).



Рис. 40. ЖРД BE-4 тягой около 250 тс



Рис. 41. ЖРД AR1 тягой около 500 тс

Объединённый пусковой альянс ULA выбрал в 2018 г. двигатель BE-4. Двигатель AR1 с 2019 г. предлагается компании Firefly Aerospace для проекта РН среднего класса Beta (рис. 42) в качестве альтернативы связке из пяти ЖРД Reaver 2. Однако в 2022 году проект Beta был переформатирован в новый – «Средняя ракета-носитель» MLV (Medium-Lift Vehicle) с новыми ЖРД Miranda и Miranda Vacuum, поэтому судьба двигателей Reaver 2 пока не определена.



Рис. 42. Средние РН компании Firefly Aerospace
(Beta- слева, MLV-справа)

2) Замыкание технологических цепочек внутри компаний-изготовителей ракетной техники. Это относительно новая тенденция, характерная для ракетных стартапов New Space. Практически все они, идя по пути SpaceX, разрабатывают ЖРД для себя самостоятельно, однако китайские и индийские частники зачастую ориентируются на технологии РДТТ, полученные от государства. Примеры приведены на рис. 43-46.



Рис. 43. ЖРД Rutherford для РН СЛК Electron (Rocket Lab)



Рис. 44. ЖРД Newton Three РН СЛК Launcher One (Virgin Orbit)



Рис. 45. ЖРД Reaver-1 компании Firefly Aerospace для РН Alpha



THRUST
19,500 LBF-VAC

ISP
>360 SEC

CYCLE
OPEN EXPANDER

Aeon has completed over 85 test fires.

[SEE AEON IN ACTION](#)

Рис. 46. ЖРД Aeon компании Relativity Space для собственной РН Terran

Практически единственной специализированной компанией сектора New Space в области жидкостного двигателестроения является Ursa Major Technologies из США [33], предлагающая ЖРД замкнутой схемы Hadley и Ripley (рис. 47, 48)



Рис. 47. ЖРД Hadley тягой около 2,3 тс

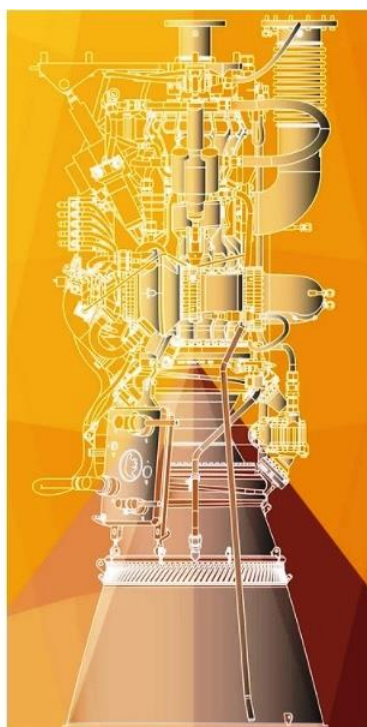


Рис. 48. ЖРД Ripley тягой около 15,9 тс

В техническом плане важнейшими являются тенденции:

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

- Создание малоразмерных ЖРД (тягой 2...30 тс) для РН СЛК;
- Применение для ЖРД тягой 2-4 тс электронасосных агрегатов (ЭНА) подачи топлива;
- Приоритет низкой массы и высокой надёжности ЖРД перед высоким удельным импульсом;
- Многократное использование матчасти;
- Внедрение сжиженного природного газа (жидкого метана) в качестве перспективного горючего.

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

Рассмотрим это на примере двух РН среднего класса со стартовой массой 250 т. На вторых ступенях установлен одинаковый ЖРД – РД0124 с тягой 30 тс и удельным импульсом в пустоте 359 с. Отличие состоит в разных ЖРД первой ступени: на первом варианте два НК-33 в карданном подвесе с удельной массой 0,014 (включая дополнительные агрегаты, систему аварийной защиты и т.п.); на втором – один ЖРД с удельными параметрами РД-180 (удельный импульс 3010/338 с, удельная масса 0,017). Результаты приведены в табл. 7.

Таблица 7. Сравнение РН среднего класса с разными двигателями первой ступени

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

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

Кроме того, большое значение приобретают такие качества ЖРД, как расширенный диапазон регулирования тяги. Связано это с набирающей популярность способом ракетодинамической посадки. Мягкая ракетодинамическая посадка может быть обеспечена, теоретически, при любом значении тяги, главное, чтобы работа ЖРД погасила работу силы тяжести. Однако при посадке масса ступени как минимум на порядок ниже, чем при старте. Соответственно, при посадке нерегулируемый ЖРД будет иметь тягу, на порядок превышающую вес, и сжигание посадочного топлива будет происходить за считанные секунды, что резко повышает требования к точности и быстрдействию посадочной системы управления. Желательно, чтобы перед посадкой ЖРД мог обеспечить зависание ступени, т.е. посадочная тяга должна равняться её весу. Применительно к НК-33 это означает, что его посадочная тяга должна быть порядка 15 тс (10% номинальной тяги). Если

отказаться от режима «висения», то тяга должна регулироваться в пределах 20...100% номинала. Расширение диапазона дросселирования тяги и устойчивой работы ЖРД на данном режиме – важное конкурентное преимущество ЖРД.

Основной проблемой российского рынка ЖРД является ограниченность его субъектов и монополизация космической деятельности в Роскосмосе. Практически, возможность продвижения ЖРД в России вне предприятий Роскосмоса ограничена частными компаниями, слабыми в финансовом отношении.

Российское двигателестроение, представленное изделиями предприятий Роскосмоса, не отвечает современным тенденциям мирового рынка. ЖРД по-прежнему ориентированы на высокое давление в камере сгорания и применение замкнутых схем с дожиганием окислительного газа. В настоящее время перспективные разработки Роскосмоса в области ЖРД учитывают только потребности государственных ракетно-космических программ. Речь идёт о создании кислородно-керосиновых ЖРД, продолжающих линию двигателей с высоким давлением в камере сгорания и дожиганием окислительного газа: РД-171МВ и РД-0124МС. На внешний рынок предлагаются двигатели НПО «Энергомаш» РД-120МС и РД-182, создаваемые на базе Р-120 (11Д123) второй ступени РН «Зенит». Двигатель РД-182 (рис. 49) является функциональным аналогом РД-107А/108А, обладая примерно такой же тягой и массой, но превосходя их по удельному импульсу.

В отличие от ЖРД, созданных в кооперации Роскосмоса, модельный ряд двигателей ОДК (РД-107А/108А, НК-33/43, НК-31/39) гораздо больше соответствует требованиям рынка, отличаясь умеренными параметрами (температура и давление) газового тракта. Руководители двигателестроительных конструкторских бюро Роскосмоса начинают осознавать тупиковость старых подходов. Руководитель НПО «Энергомаш» И. Арбузов в 2018 г. заявлял [34], что современному рынку требуются

недорогие, а также «максимально простые и надежные решения». «В наибольшей степени этим требованиям сегодня отвечает метан, поскольку он имеет наиболее развитую сырьевую базу, а по энергетике превосходит керосин», - отметил он. По его словам, «метан — это наиболее универсальное средство, позволяющее с использованием меньших ресурсов и вложений восстановить агрегат для повторного использования ступени», поскольку «газ практически не дает нагара, агрегаты не испытывают таких нагрузок, как при использовании других видов топлива, например смеси кислорода с керосином или кислород-водородного топлива».

Качественно новым направлением двигателестроения Роскосмоса является создание семейства метановых ЖРД РД-0169 тягой около 100 тс для РН «Союз-СПГ».



Рис. 49. Двигатель РД-182 для первых ступеней ракет-носителей

1.4 Барьеры и риски продаж ЖРД

Практика последних лет показывает, что системное финансирование научно-исследовательских работ в области ракетного двигателестроения практически не ведётся. Работы, проводимые по разным каналам, недостаточно координируются с точки зрения достижения целей и задач, представляют собой частные, разрозненные и слабо связанные друг с другом проекты, которые иницируются «снизу». При этом в отрасли в целом в течение последних лет наблюдается тенденция на сокращение объема НИР, что уже приводит к отставанию отечественных технологий двигателестроения.

Существующее финансирование НИР привязано к «мегапроектам» и решению ситуативных местных задач. Поэтому его прямое увеличение может не дать нужных результатов. Необходимо системное финансирование перспективных работ, направленное на освоение востребованных технологий, что обеспечит конкурентоспособность в обозримом будущем. В настоящее время венчурное финансирование ракетного двигателестроения, отчасти заменяющее системное государственное за рубежом, в России отсутствует. Фактически, именно финансовые риски определяют малую вероятность совершенствования российских ЖРД и ограничивают предложение новых проектов.

В настоящее время работы по созданию новых ракетных двигателей финансируются различными госзаказчиками независимо, и последующая эксплуатация научно-технического задела требует обязательного межведомственного согласования, зачастую безуспешного. Это приводит к тому, что использование двигателей, созданных под проекты Минобороны, для Роскосмоса и наоборот, должно проходить длительное межведомственное согласование. Также существуют административно-правовые ограничения на процесс разработки и испытаний двигателей, которые снижают производительность труда действующих разработчиков и крайне усложняют выход на этот рынок новых организаций.

Основным технологическим барьером является ограничение научно-технического задела отечественных двигателестроителей рамками принятого в Советском Союзе подхода, ориентированного на высоконапряженные кислород-керосиновые двигатели. Именно под него адаптирована стендовая база и накопленный конструкторский потенциал. Освоение новых компонентов продвигается крайне медленно. Так, отработка метановых двигателей затягивается, а освоение водорода фактически остановилось и отменено.

Фактически, ключевые технологии ни одного из перспективных для собственного освоения зарубежных двигателей – Merlin, Raptor, BE-4 – не могут быть воспроизведены в России на основе имеющегося задела. Развитие же их концепций на основе собственных технологий тем более затруднительно.

Также в России практически отсутствуют двигатели, пригодные для бурно развивающегося в последнее время рынка сверхлёгких ракет. Масштабирование же имеющихся конструкций приведёт к существенному снижению массового совершенства или будет попросту невозможно.

Ситуация осложняется крайне неблагоприятной внешнеполитической и макроэкономической конъюнктурой. Запрет выведения полезных нагрузок, использующих произведенные в США компоненты, на российских ракетах значительно сужает их рынок и, соответственно, снижает потребность в ЖРД. Также возник срыв контрактов на непосредственные поставки двигателей за рубеж. Как сообщал в интервью "Интерфаксу" первый замгендиректора "Роскосмоса" по экономике и финансам Максим Овчинников, поставка двигателей в США приносила НПО "Энергомаш" около трети выручки - порядка 10-12 млрд. рублей в год [35].

При этом мировая экономика сейчас вступает в период рецессии, связанный со снижением спроса на товары и услуги. Это негативно повлияет на продажи ЖРД как из-за снижения возможностей финансовой поддержки производителей и перспективных исследований, так и в силу снижения национального и мирового спроса.

1.5 Национальное и международное нормативно-правовое регулирование рынка, государственные программы развития

Основным ограничением, накладываемым международным нормативно-правовым регулированием на рынок ракетных двигателей, является режим контроля за распространением ракетных технологий (РКРТ). Согласно действующему регламенту, ракетные двигатели относятся к техническим средствам первой категории, для которой применяются наибольшие ограничения, наравне с законченными баллистическими ракетами. Страны-участники соглашения РКРТ тщательно и с ограничениями рассматривают все передачи подобных технических средств, и все такие передачи рассматриваются в зависимости от конкретного случая.

В России на сегодня создана необходимая законодательная база по экспортному контролю, охватывающая в том числе и проблематику РКРТ. Основой этой базы является "Закон об экспортном контроле", принятый в 1999 г. В Уголовный кодекс введены дополнения, предусматривающие наказания за нарушения правил экспортного контроля.

Указами президента России утверждены (и постоянно обновляются) ограничительные списки, соответствующие Техническому приложению РКРТ. Правительство устанавливает порядок лицензирования экспорта ракетных технологий.

Все принципиальные вопросы по экспортному контролю, в т.ч. и по вопросам, относящимся к РКРТ, рассматривает и решает Комиссия по экспортному контролю РФ (например, по вопросам применения форс-мажорных обстоятельств по конкретному экспортному контракту).

Практическую работу по координации деятельности организаций-экспортёров на государственном уровне возглавляет Федеральная служба по техническому и экспортному контролю. Специализированные подразделения созданы в МИД, Минобороны, Роскосмосе.

Деятельность по производству и испытаниям ракетных двигателей задействует большие объемы горючих, окисляющих, токсичных и

взрывоопасных веществ, а также требует работ с повышенным давлением. Это заставляет относить объекты профильных организаций к числу опасных производств. Организация работ на таких объектах устанавливается федеральным законодательством, в частности, Федеральным законом от 21 июля 1997 г. N 116-ФЗ «О промышленной безопасности опасных производственных объектов»

Опасное производство должно быть в обязательном порядке зарегистрировано в Государственном реестре, в котором на основе единых методологических и программно-технических принципов накапливается, анализируется и хранится информация о зарегистрированных объектах и организациях, их эксплуатирующих, и при заключении договоров страхования риска ответственности. Ответственность за деятельность по эксплуатации незарегистрированных опасных производственных объектов носит уголовный характер и её несёт руководитель эксплуатирующей организации. Процедура регистрации требует предоставления в территориальное управление Ростехнадзора большого количества технической и юридической документации по специально для этого разработанным правилам и методическим рекомендациям.

При этом регистрации подлежит не все предприятие в целом, а отдельные площадки, на которых производятся опасные работы. Таким образом, на двигателестроительном производстве может насчитываться до нескольких десятков опасных производственных объектов – огневые стенды, пневмогидравлические стенды, хранилища топливных компонентов, производственные участки, работающие с токсичными материалами, и т.п. - каждый из которых нужно регистрировать в установленном порядке.

После регистрации объекту присваивается статус промышленного объекта повышенной опасности, влекущий предъявление к нему требований промышленной безопасности, он ставится на учёт и регистрировавший его орган становится надзорным за этими требованиями. Технические устройства,

применяемые на опасном производственном объекте, подлежат сертификации на соответствие требованиям промышленной безопасности.

Кроме того, создание двигателей для ракет-носителей формально относится к космической деятельности, которая подлежит лицензированию в соответствии с Федеральным законом от 08.08.2001 N 128-ФЗ «О лицензировании отдельных видов деятельности». Процедура лицензирования достаточно сложная и предполагает соответствие соискателя определенным требованиям. Необходимо иметь соответствующую деятельности техническую базу (причем необходимое оборудование должно находиться в собственности и иметь надлежащую документацию), помещения, штат квалифицированных специалистов, систему производственного контроля, уставной капитал определенного размера, отсутствие задолженностей и многое другое.

Государственный орган, выдавший вам лицензию, периодически, а также внепланово, проверяет её ведение. Если в процессе проверки контролер обнаружит нарушения, которые не могут быть оперативно исправлены, лицензия будет приостановлена, а данные об этом факте внесут в специальный реестр. В случае игнорирования требований по истечению обозначенного срока лицензия аннулируется.

Государственная программа развития ракетного двигателестроения является частью Федеральной космической программы. В её утвержденном проекте на 2016-2025 гг. предусматривалось создание параметрических рядов двигательных установок, средств выведения и КА на экологичном топливе. Однако в 2022 г. Роскосмос сделал заявление о пересмотре программы в интересах орбитальной группировки гражданского и двойного назначения [36]. Только после достижения этой цели можно будет заняться разработкой новых двигателей и ракет. Таким образом, государственную программу развития ракетного двигателестроения можно считать фактически приостановленной.

1.6 Российские национальные игроки жидкостного двигателестроения, сделки слияния и приобретения, кооперация и инвестиции

В 2019 году наблюдательный совет "Роскосмоса" принял решение о создании на базе НПО "Энергомаш" холдинга ракетного двигателестроения – ИСРД (интегрированная структура ракетного двигателестроения). В состав этой структуры вошли также ПАО "Протон-ПМ" (Пермский край), АО КБХА и Воронежский механический завод (ВМЗ) (Воронежская область), АО "НИИМаш" (Свердловская область), АО "КБХМ" (Московская область) и АО "ОКБ "Факел" (Калининградская область). Акции указанных предприятий были переданы в доверительное управление НПО "Энергомаш". Формирование холдинга завершилось в 2021 году [37].

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

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

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

мощностей, активов и территории предприятий и в конечном итоге – затрат на поддержание текущей деятельности [38].

Инвестиционная программа холдинга ИСРД определяется программой инновационного развития. Актуальная версия документа не находится в общем доступе из-за геополитической ситуации, как содержащая сведения ограниченного распространения, однако некоторые выводы можно сделать из предыдущей программы, завершившейся в 2020 году [39].

В ней заявлялись следующие направления НИОКР:

- разработка новых ЖРД (в т.ч. двигателя с детонационным горением);
- модернизация ЖРД, включая мероприятия, направленные на повышение энергетических характеристик ЖРД (метан, высокомолекулярные присадки, ацетам);
- модернизация стендовой базы и создание современных унифицированных технологий для контроля и управления параметрами рабочих процессов при проведении огневых испытаний ЖРД.

Следует отметить, что, исходя из публикаций открытой печати, по крайней мере, первые два направления не были реализованы: детонационные двигатели созданы не были, освоения новых горючих для кислородных ЖРД не произошло.

В качестве важнейших мероприятий по инновационному развитию заявлялись коммерциализация результатов упомянутых выше НИОКР и освоение инновационных бизнес-процессов (чего также не произошло), технологическое перевооружение производства и взаимодействие с внешними источникам инноваций.

В качестве таких внешних источников заявлено сотрудничество с ВУЗами и научными организациями, а также взаимодействие с компаниями малого и среднего инновационного бизнеса. Однако обращает на себя внимание то, что среди заявленных в этом сегменте работ преобладают темы в рамках кооперации по изготовлению и испытаниям двигателей и практически отсутствуют НИР, в т.ч. поисковые. Также характерна работа с устоявшейся кооперацией и отсутствие конкурсных работ и портфельных инвестиций.

2. Основные технологии, применяемые на рынке

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

Не во всех странах развитие ЖРД шло равномерно и прямолинейно. Так, в СССР, а затем и в России и Украине, основное развитие получили ЖРД замкнутой схемы с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ) на компонентах «АТ-НДМГ» (рис. 50) и «ЖК-керосин» (рис. 51). Непрерывный рост удельного импульса тяги позволял отечественным конструкторам уделять гораздо меньшее внимание весовому совершенству РН, а также использовать недорогие и доступные конструкционные материалы. В значительной степени предвзятое отношение к жидкому водороду привело к тому, что, несмотря на создание выдающихся образцов водородных ЖРД (рис. 52), их внедрение так и не состоялось.

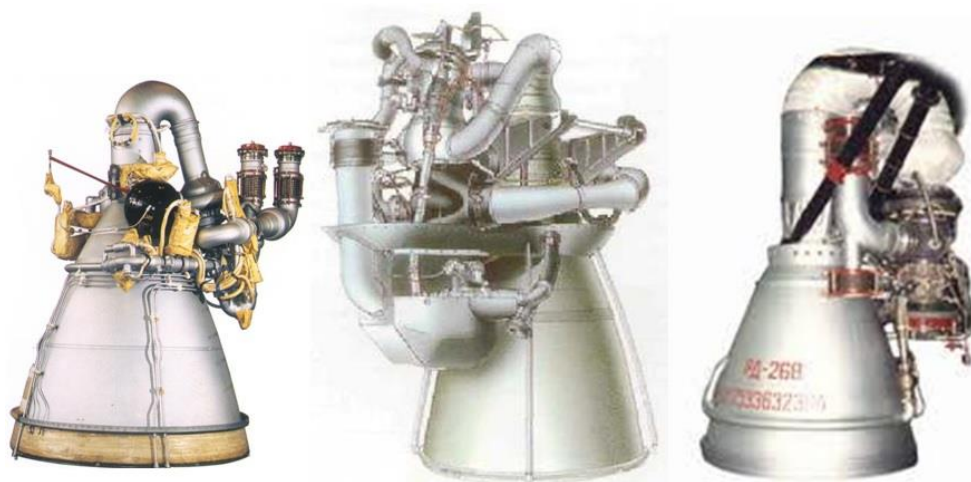


Рис. 50. Советские «гептильные» ЖРД с ДОГГ слева направо:
РД0208/209, РД-253/275, РД-268



Рис. 51. Советские «керосиновые» ЖРД с ДОГГ слева направо: НК-31, НК-33, РД-170

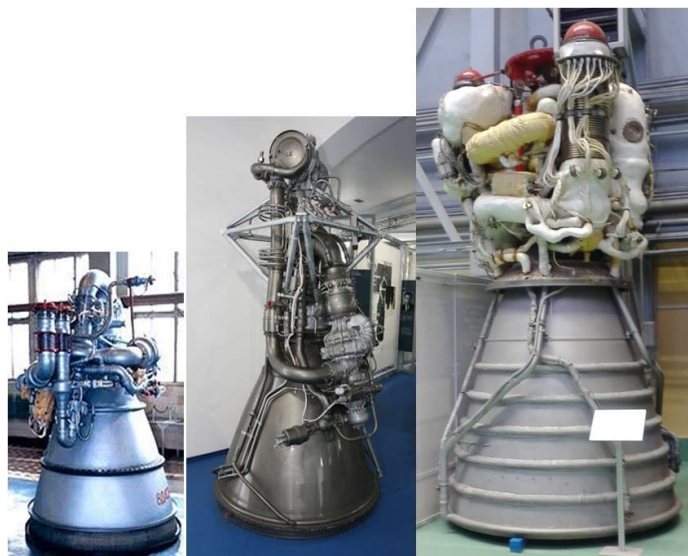


Рис. 52. Советские «водородные» ЖРД замкнутой схемы слева направо: КВД-1 (11Д56У), 11Д57М, 11Д122 (РД0120)

В США развитие керосиновых ЖРД надолго остановилось после появления двигателей F-1 (1956-1973 гг.). Во многом это было обусловлено несколькими факторами. Во-первых, в США предпочитали добиваться высокой эффективности путём совершенствования конструкции РН, тогда как от ЖРД требовались большая тяга, высокая надёжность и низкая масса. Во-вторых, американцы сочли схему с ДОГГ слишком рискованной и неоправданно дорогой. В-третьих, американцы вообще предпочитали

минимизировать риски и стоимость разработки, а развитие керосиновых ЖРД было чревато проблемами высоко- и низкочастотной неустойчивости. Поэтому в США получили огромное развитие РДТТ большой тяги, а также кислородно-водородные ЖРД, менее проблемные, с точки зрения устойчивости процессов в камерах сгорания. В этом направлении американцы развивали две основных схемы: закрытую безгенераторную (RL-10, рис.53), закрытую с восстановительными газогенераторами (RS-25/SSME, рис.54) и открытую с восстановительным газогенератором (J-2, рис.55)



Рис. 53. ЖРД RL10

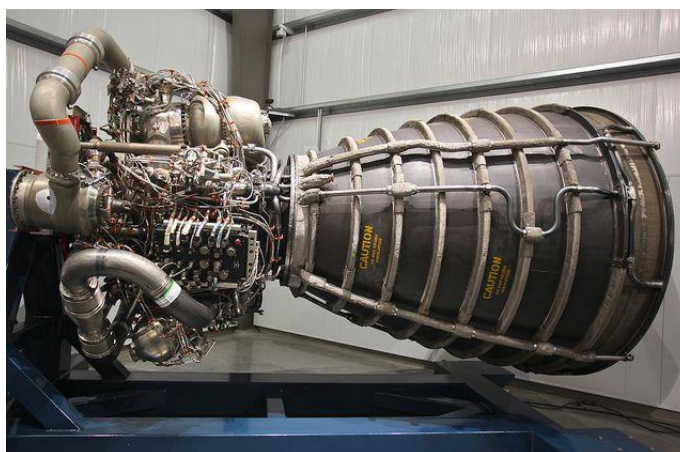


Рис. 54. ЖРД SSME



Рис. 55. ЖРД J-2

Ракетное двигателестроение других зарубежных стран, за исключением КНР, в основном ориентировались на США. Ракетное двигателестроение КНР изначально ориентировалось на советскую школу и конкретные образцы ЖРД. В Европе же и Японии также в основном развивали кислородно-водородные ЖРД различных схем, тогда как керосиновыми двигателями перестали заниматься после 1950-х гг.

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

Относясь к криогенным горючим, он рассматривается в паре с жидким кислородом. Теоретический удельный импульс топлива «жидкий кислород - жидкий метан» на 3.4 % выше, чем топлива «жидкий кислород - керосин», но на 20.5 % ниже, чем топлива «жидкий кислород жидкий водород». По объемному удельному импульсу (энергетика топлива, отнесенная к емкости

баков) метан уступает керосину. Поэтому причиной роста внимания к метану в настоящее время стал прогресс в материаловедении, который привел к разработке относительно легких топливных баков, масса которых все в меньшей степени влияет на сухую массу ракеты, а также преднасосов с большей удельной мощностью.

Промышленность освоила получение сжиженного природного газа и метана в необходимых количествах, благодаря чему по стоимости он сопоставим с керосином, а для регионов, богатых нефтью (к которым относится и Россия), даже дешевле. Таким образом, для многоразовых носителей метановое топливо выгодно и из-за своей относительно малой удельной стоимости. Кроме того, в отличие от керосина (и его современных токсичных синтетических производных типа синтина), пятна пролива жидкого природного газа быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде.

Из отрицательных качеств метана, кроме пониженной плотности, можно выделить низкую температуру кипения и, как следствие, неудобства при хранении. Здесь он приближается к жидкому кислороду. Кроме того, смесь воздуха и газообразного метана взрывоопасна, что заставляет принимать дополнительные меры безопасности при хранении.

Занимая нишу между керосином и водородом, метан позволяет достаточно просто создавать двигатели любой принципиальной схемы: замкнутой с окислительным газогенератором, замкнутой с восстановительным газогенератором, открытой (незамкнутой) и даже такой экзотической для отечественного двигателестроения схемы, как так называемая «расширительная» или теплообменная. В ней жидкий метан, проходя рубашку охлаждения камеры сгорания, газифицируется и вращает турбину ТНА, а потом сбрасывается в камеру сгорания и дожигается там.

3. Обзор перспективных разработок ЖРД в России и мире: участники, планы, инвестиции, причины закрытия неудавшихся проектов

Совершенствование исторически превалирующих на рынке кислород-керосиновых двигателей, по отраслевому консенсусу, в целом завершено. Определённых результатов ещё можно достичь в совершенствовании сопловых блоков, например, за счёт перехода к клиновоздушному течению (рис.56).

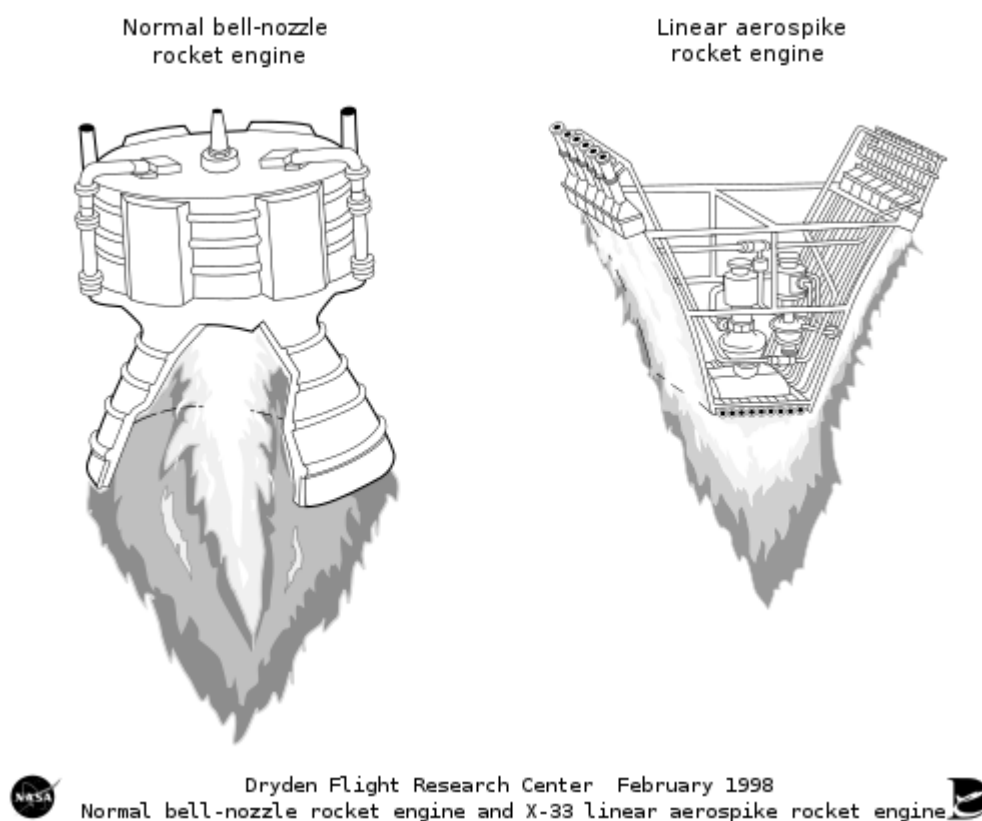


Рис.56 Сравнение обычного ракетного двигателя (слева)
с клиновоздушным двигателем (справа)

Идея конструкции такого двигателя заключается в том, что на малой высоте давление окружающей среды прижимает выхлоп к клину. Рециркуляция выхлопных газов в зоне основания шипа может поднять давление в этой зоне почти до атмосферного. Поскольку давление перед ракетой атмосферное, это означает, что выхлоп у основания клина почти

уравновешивается сопротивлением, испытываемым ракетой. Эта часть сопла не дает общей тяги, но и не теряет её за счет образования донного разрежения.

К недостаткам клиновоздушных двигателей можно отнести лишний вес клина и большую охлаждаемую площадь. Они также относительно плохо работают на скорости 1–3 М, когда воздушный поток вокруг ракеты создаёт существенное донное разрежение, тем самым уменьшая тягу.

Начиная с 1960 гг., стендовым огневым испытаниям был подвергнут ряд конструкций подобных двигателей, однако ни одна из них не дошла до лётных испытаний. Наиболее продвинутой в этом плане разработкой был клиновоздушный двигатель фирмы Firefly Space Systems, предложенный в 2014 году для первой ступени ракеты-носителя Alpha и имевший проектную тягу до 40 тс у земли [40].

Однако эта конструкция ракеты так и не была запущена. От проекта отказались после того, как Firefly Space Systems обанкротилась. Новая компания Firefly Aerospace заменила клиновоздушный на обычный двигатель. Причиной провала стали, скорее всего, большой объем дорогостоящих работ по доводке нового двигателя и неоднозначные выгоды от него. Также большой задел по отработке клиновоздушного двигателя был создан при разработке одноступенчатой PH Venture Star, которая, однако, также никогда не была доведена до лётной конструкции.

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

BE-4 – это двигатель замкнутой схемы с дожиганием окислительного генераторного газа с тягой 2,4 МН на уровне моря. BE-4 разрабатывается при частном и государственном финансировании. Первоначально планировалось,

что двигатель будет использоваться исключительно на собственной ракете-носителе Blue Origin New Glenn. Однако в 2014 году было объявлено, что двигатель также будет использоваться на ракете-носителе United Launch Alliance (ULA) Vulcan Centaur, преемнице ракеты-носителя Atlas V, как замена российского РД-180 [41].

Хотя ранее полет планировался уже в 2019 году, теперь первые летные испытания нового двигателя ожидаются не ранее 2023 года на ракете Vulcan. По состоянию на август 2022 года двигатель отстает на три года, и Blue Origin столкнулась с рядом проблем, как технических, так и управленческих, с программой разработки двигателя, в результате чего двигатель еще не прошел летную квалификацию. В настоящее время двигатели проходят испытания на объектах ULA, и только 31 октября 2022 года первые два летных двигателя были доставлены в ULA для интеграции с ракетой Vulcan Centaur. Не исключено, что в итоге вместо BE-4 будет использоваться более классический кислород-керосиновый двигатель AR1, построенный по той же схеме, с тягой 2,2 МН. Однако с ходом его отработки также имеются проблемы.

Raptor — это ракетный двигатель замкнутой схемы с полной предварительной газификацией компонентов, разработанный и изготовленный компанией SpaceX для использования на корабле SpaceX Starship. Двигатель работает на криогенном жидком метане и жидком кислороде и имеет тягу 2,3 МН (в стендовых испытаниях тяга уже доводилась до 2,64 МН). Весь расход топлива проходит через турбины турбонасосов, обеспечивая давление в камере сгорания на уровне 300-350 бар.

Разработка двигателя ведётся с 2009 года и его концепция претерпела ряд существенных изменений. Огневые испытания проходят с 2014 года. В двигателе использованы многоступенчатые турбонасосы и новый сплав, стойкий к горячей окислительной среде. Однако во время лётных испытаний из 33 двигателей не запустились 3, и ещё несколько остановились во время полёта (рис.57). Это указывает на не до конца отработанную надёжность

двигателей, хотя возможной причиной отказа могли быть и повреждения обломками бетона от разрушения стартового стола.

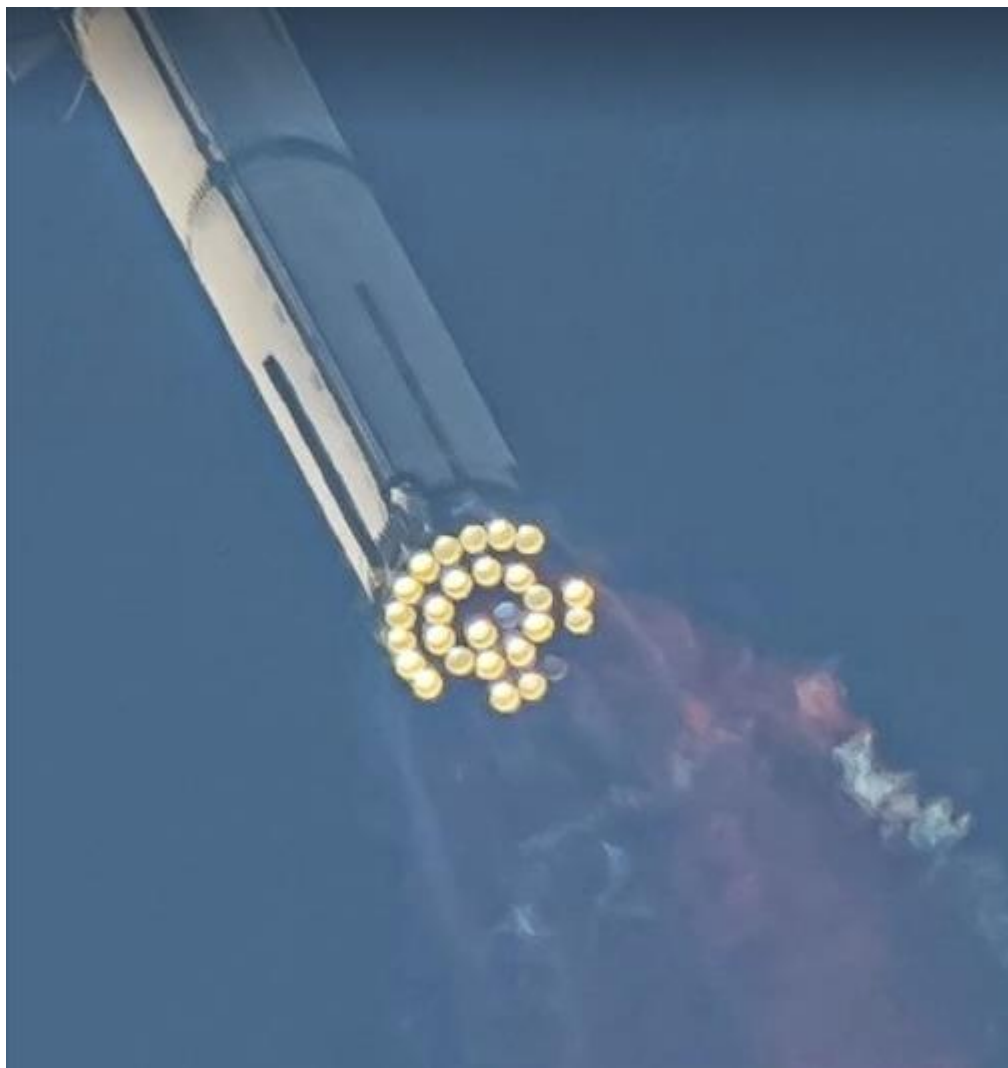


Рис. 57 Отказ двигателей в полёте

Среди российских кислород-метановых проектов внимания заслуживают РД-0162 и РД-0177/0169 разработки КБХА. На настоящем этапе оба этих проекта являются двигателями-демонстраторами для отработки технологий создания кислородно-метановых ЖРД с возможностью многократного использования для перспективных средств выведения. При этом на базе РД-0177 в перспективе планируется создание серийного двигателя для РН «Амур-СПГ». Подобные планы в отношении РД-0162 не публиковались.

Оба двигателя схожи по конструктивной схеме и содержат низкотемпературный двухконтурный газотурбинный тракт с двумя турбинами (окислительный газогенераторный контур и восстановительный безгенераторный контур). Рабочий процесс в камере сгорания организован по типу «газ-газ».

С целью минимизации рисков при создании в КБХА при выборе принципиальной схемы и основных внутренних параметров в основу был положен принцип умеренного уровня термомеханической (прочностной) напряженности основных деталей и исключения (по возможности) проблемных вопросов. Работы по двигателю-демонстратору завершены.

Данные по упомянутым метановым проектам сведены в табл.8

Таблица 8. Основные параметры российских и зарубежных кислород-метановых двигателей

Двигатель	ВЕ-4	Raptor	РД-0162	РД-0177/0169
Начало разработки и её статус	2014, ведутся СОИ	2009, лётные испытания	1997, завершены СОИ	2019, изготовлены образцы
Схема	Замкнутая с дожиганием окислительного газа	Замкнутая с полной газификацией	Замкнутая с дожиганием восстановительного газа	
Тяга у земли, МН	2,4	2,25	2,2	1,08
Удельный импульс (земной/пустотный), с	315/340	327/363	321/356	315/346
Давление в камере сгорания, бар	132	300	175	165
Отношение тяги к массе	94	143,8	97	?

Из таблицы видно, что российский двигатель РД-0162 находится на одном технологическом уровне с ВЕ-4, а существенно превосходящий их по показателям Raptor пока имеет низкую надёжность.

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

Для двигателей верхних ступеней и разгонных блоков Россия имеет несколько медленно развиваемых перспективных проектов, призванных нагнать её отставание в этом вопросе. Так, в конце 2021 года успешно проведено испытание кислородно-водородного ракетного двигателя РД-0146Д1 для разгонного блока РН «Ангара»[42].

4. Обзор ключевых разработок и показателей по компаниям НТИ

В конкурсе концепций приняло участие шесть команд:

- ВНХ-Энерго – БГТУ ВОЕНМЕХ (Санкт-Петербург) с проектом «Paragon/Hybris»;
- ИнтерПолярис (Воронеж) с проектом «BERIK»;
- МГТУ им. Баумана (Москва);
- ОКБ Кулон (Санкт-Петербург) с проектом ракеты предельных параметров «2B&P»;
- РДС – Лаб – БГТУ ВОЕНМЕХ (Санкт-Петербург) с проектом «Levatron»;
- Центр аддитивных технологий (Воронеж) с проектом «ВОРОНЕЖ».

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

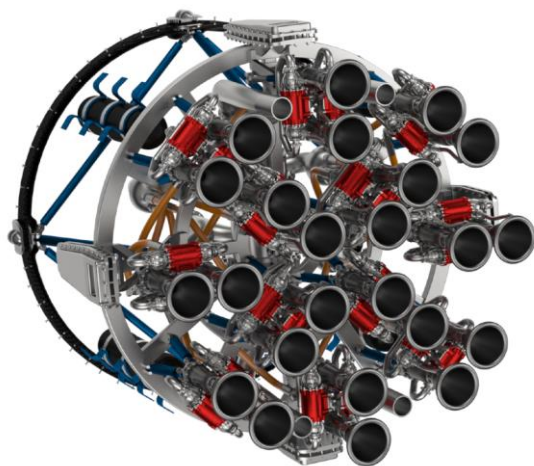
- Paragon (ВНХ-Энерго — БГТУ ВОЕНМЕХ);
- “Воронеж” (Центр Аддитивных Технологий).

В настоящее время ведутся переговоры с инвесторами о финансировании дальнейшей работы по этим проектам – эскизного проектирования.

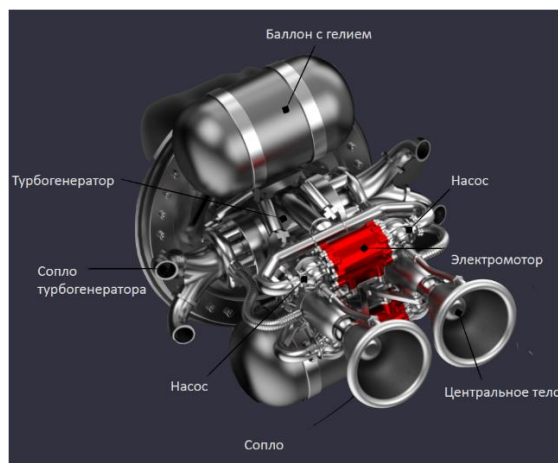
Ракета Paragon (рис.58) представляет собой дальнейшее развитие концепции двухступенчатой СЛРН с композитными баками и электронасосными двигателями (рис.59), впервые использованной на РН Electron. В ней предполагается использовать электроснабжение от турбогенератора, сложные газодинамические формы сопел двигателей и ацетам или метан в качестве горючего. За счёт этого ожидается существенное повышение доли полезной нагрузки в сравнении с РН Electron.



Рис.58 Компоновка РН СЛК Paragon/Hybris в метановом варианте



а)



б)

Рис. 59 Компоновка блока двигателей РН СЛК Paragon/Hybris первой (а) и второй (б) ступени

Ракета «Воронеж» (рис.60) использует металлические баки и элементы конструкции, а также двигатели с вытеснительной подачей, рассчитанные на абляционно-завесное охлаждение. Низкое массовое совершенство заставляет использовать три ступени, что позволяет получить итоговую долю полезной нагрузки на уровне РН Electron при меньшей стоимости разработки и изготовления.



Рис. 60 Компоновочная схема РН «Воронеж» с малым разгонным блоком «БОТ» разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана

Информация о компаниях НТИ, имеющих экспортную выручку, и об объеме экспортной выручки компаний НТИ не была предоставлена.

В рамках конкурса не предусматривалась обязательная регистрация РИД и не было запланировано финансирование на оплату патентной экспертизы. Поэтому задел компаний-участниц в основном представлен патентоспособными ноу-хау и РИД, полученными в ходе других работ.

В проекте МРБ ООО «ВНХ-Энерго» правовой охраной планируется обеспечить общую компоновку разрабатываемого межорбитального буксира, разрабатываемого двухкомпонентного газового ракетного двигателя, конструкцию и геометрию сопла.

Правовая форма охранного документа:

- Кольцевое сопло внешнего расширения – полезная модель
- Двухкомпонентный газовый ракетный двигатель – изобретение
- Межорбитальный буксир – полезная модель

В проекте РН СЛК того же исполнителя правовой охраной планируется обеспечить общую компоновку разрабатываемого изделия, разрабатываемый двигатель, конструкцию и геометрию сопел.

Правовая форма охранного документа:

- пористое сопло - полезная модель;
- тарельчатое сопло - полезная модель;
- ракетный двигатель – изобретение.

ООО НПП «ИнтерПолярис» получен патент № 2720596 на изобретение «Камера жидкостного ракетного двигателя», в процессе оформления находится патент на полезную модель «Электроракетная двигательная установка» по заявке № 2020125010.

АО «Центр технологической компетенции аддитивных технологий» результатов РИД не зарегистрировано. Предполагается режим коммерческой тайны для:

- технологии создания композитных камер сгорания ЖРД;
- конструкции форкамерных газогенераторов ЖРД;
- конструкции и технологии баков и силового набора РН;
- алгоритмов системы управления.

При этом общий состав и облик РН планируется защитить «зонтичным» патентом (общее описание устройства, патентуемое до получения конкретных ноу-хау и не разглашающее их), чтобы исключить в т.ч. риск копирования готового изделия кооперацией соисполнителей с другой головной организацией.

5. Рекомендации по выбору решений российских ЖРД

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

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

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

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

стоит только в выборе из него нужных решений и необходимых для конкретных проектов РН модификаций.

Для выбора пути развития двигателей сверхлёгких ракет-носителей формируются два подхода, выбор между которыми можно будет сделать только по результатам эскизного проектирования. Согласно первому подходу, двигатели, как и ракета в целом, должны обеспечивать максимально возможные энергетические характеристики, чтобы скомпенсировать меньшую долю ПН, выводимую РН СЛК из-за влияния масштабного фактора. Соответственно, необходимо повышение давления в камере сгорания, внедрение новых геометрических форм соплового тракта и перспективных материалов и технологий. Согласно этому подходу, масса ракеты должна быть минимальной, чтобы обеспечить выведение необходимой полезной нагрузки при использовании минимума дорогостоящих компонентов.

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

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

Для сверхтяжёлых РН набор возможных проектных решений ЖРД ещё не сформирован, так как практически все рассматриваемые в мире варианты мощных двигателей для них тяготеют к замкнутой схеме и высокому давлению в камере сгорания, а также к использованию метана в качестве горючего. Хотя такой подход должен привести к созданию высокоэффективных РН СТК, он также характеризуется высокими затратами на создание и отработку двигателей, в то время как альтернативные концепции построения комплексов данного класса в настоящее время практически не рассматриваются. Поэтому представляется целесообразным проведение дополнительных работ для оценки перспектив, например, вытеснительной подачи при создании РН СТК, с точки зрения технико-экономического обоснования.

Заключение

Основные выводы по данному отчёту могут быть сформулированы следующим образом.

Раздел 1.1:

- экспоненциальный рост количества космических пусков и выводимых космических аппаратов в мире при стагнации в России;
- главный объём рынка приходится на Северную Америку, Европу и Азию, а общий объём рынка России и СНГ составляет только несколько процентов мирового. При этом основными заказчиками мирового космического рынка сейчас являются коммерческие организации, в России – государство;
- мировой космический рынок вырос на 8% в прошлом году и должен достичь более 737 миллиардов долларов в течение десятилетия, однако в 2022 году общие инвестиции в него обвалились на 58% год к году.

Раздел 1.2:

- основным коммерчески значимым сегментом запускаемых КА в стали большие группировки малых спутников, при этом прикладное значение получили уже кубсаты в компоновке 6U и 12U;
- средний вес геостационарных спутников перестал расти, выводимая масса перераспределяется в пользу низкоорбитальных группировок малых аппаратов;
- изменение структуры запусков делает потенциально востребованными сверхлёгкие, многоразовые и сверхтяжёлые ракеты;
- в мире резко выросло количество разрабатываемых и эксплуатируемых сверхлёгких ракет, однако их рынок за рубежом снижается в пользу многоразовых ракет более тяжелого класса;
- система российских государственных средств выведения формируется в зависимости от экономических, организационных и технологических возможностей:

- РН не оптимизированы под конкретные задачи и во многом дублируют возможности друг друга («Ангара» и «Союз»),
- ряд проектов не имеет чётких планов работ («Союз-5», РН СТК «Енисей», «Крыло-СВ»),
- требования к перспективной метановой РН «Амур-СПГ» явно завышены;
- тем не менее, эксплуатируемые и разрабатываемые российские РН перекрывают весь диапазон масс полезной нагрузки, кроме сверхлёгкого класса: 150...500 кг на ССО, необходимого для запуска перспективных КА и восполнения спутниковых группировок;
- перспективные российские РН СЛК имеют конкурентные преимущества по сравнению с более тяжелыми и многоразовыми ракетами ввиду меньшего размера национального рынка и более слабого развития многоразовых систем;
- частными российскими компаниями предложен ряд проектов РН СЛК, столкнувшихся с технологическими и финансовыми барьерами;
- потенциал экспорта российских ЖРД, РН и пусковых услуг невелик (рынок недружественных стран закрыт, а Индия и Китай имеют собственные космические программы) и ограничен странами, имеющими только космические амбиции, но не космические программы: Бразилия, Индонезия, Турция, ЮАР, Аргентина, ОАЭ, Пакистан;
- экономическая эффективность многоразовых РН неоднозначна и критично зависит от их технического совершенства и количества пусков: при малом количестве пусков (ЕС и Россия) их целесообразность не доказана;
- в среднесрочной перспективе возможно получение экономического эффекта от многоразовых РН даже в этом случае. Существенными преимуществами для таких ракет будут обладать метан-кислородные ЖРД, разработка которых ведётся как в России, так и за рубежом. Расчёты показывают целесообразность создания с их использованием частично многоразового метанового носителя грузоподъёмностью около 27...30 т на

низкой орбите, двигатели для которого могут быть созданы как модификация НК-33. Такие двигатели будут иметь экспортный потенциал;

- пригодные для РН СЛК существующие двигатели дают её неэффективную конструкцию. Технические и организационные риски при использовании задела сравнимы с разработкой новых ЖРД, дополнительно диктуя неоптимальные решения для создаваемых РН, адаптированных к нему. Это заставляет разрабатывать для РН СЛК новые двигатели. При этом успешная разработка в данном классе РН впоследствии может быть развита в изделие с большей грузоподъемностью;

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

- на основе существующего задела по двигателям, имеющим наименьшую цену тяги (РД-107/108, НК-33, НК-31/39, НК-43) может быть создано семейство ракет от лёгкого до сверхтяжёлого класса. В России такой проект не может быть реализован в полном объёме, поскольку дублирует существующие системы, однако его можно предложить зарубежным заказчикам.

Раздел 1.3:

- мировой рынок ЖРД, как сфера сводного обмена товаров, практически отсутствует. Свободная продажа ЖРД не велась и не ведётся. Известны единичные случаи сделок;

- рынки ЖРД практически замыкаются в национальных аэрокосмических кластерах. Всеобщей становится тенденция «импортозамещения», когда из соображений национальной безопасности, престижа и политических соображений предпочтение отдаётся национальным проектам;

- технологические цепочки изготовления ЖРД замыкаются в головных компаниях-изготовителях ракетной техники;

- основные технологические тенденции: доступность технических знаний и коммерческих технологий для изготовления ЖРД, создание малоразмерных ЖРД (тягой 2...30 тс) для РН СЛК, применение для ЖРД тягой 2-4 тс электронасосных агрегатов (ЭНА) подачи топлива, приоритет низкой массы и высокой надёжности ЖРД перед высоким удельным импульсом, многократное использование матчасти, внедрение сжиженного природного газа (жидкого метана) в качестве перспективного горючего;

- основная проблема российского рынка ЖРД - ограниченность его субъектов и монополизация космической деятельности в Роскосмосе.

Раздел 1.4:

- системное финансирование НИР в области ракетного двигателестроения практически не ведётся;

- определяют малую вероятность совершенствования российских ЖРД и ограничивают предложение новых проектов в первую очередь финансовые риски;

- административно-правовые ограничения на использование отраслевого научно-технического задела, процесс разработки и испытаний двигателей снижают производительность труда действующих разработчиков и крайне усложняют выход на этот рынок новых организаций;

- научно-технический задел отечественных двигателестроителей ограничен рамками принятого в Советском Союзе подхода, ориентированного на высоконапряжённые кислород-керосиновые двигатели;

- крайне неблагоприятная внешнеполитическая и макроэкономическая конъюнктура негативно влияет на продажи ЖРД как из-за снижения возможностей финансовой поддержки производителей и перспективных исследований, так и в силу снижения национального и мирового спроса.

Раздел 1.5

- согласно действующему регламенту режима контроля за распространением ракетных технологий (РКРТ) для ракетных двигателей применяются наибольшие ограничения, наравне с законченными баллистическими ракетами;

- деятельность по производству и испытаниям ракетных двигателей задействует большие объемы горючих, окисляющих, токсичных и взрывоопасных веществ, а также требует работ с повышенным давлением. Это заставляет относить объекты профильных организаций к числу опасных производств;

- создание двигателей для ракет-носителей формально относится к космической деятельности, которая подлежит государственному лицензированию;

- государственную программу развития ракетного двигателестроения можно считать фактически приостановленной из-за пересмотра ФКП в пользу развития спутниковой группировки.

Раздел 1.6

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

- инвестиционная программа холдинга ИСРД большей частью не реализована, среди заявленных работ преобладают темы в рамках кооперации по изготовлению и испытаниям двигателей и практически отсутствуют НИР, в т.ч. поисковые. Также характерна работа с устоявшейся кооперацией и отсутствие конкурсных работ и портфельных инвестиций.

Раздел 2:

- основные тенденции развития ЖРД характеризуются ростом давления в камере сгорания с целью увеличения удельного импульса;

- в России основное развитие получили ЖРД замкнутой схемы с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ);
- в США получили развитие РДТТ большой тяги, а также кислородно-водородные ЖРД нескольких схем одновременно;
- ракетное двигателестроение других зарубежных стран, за исключением КНР, в основном ориентировались на США. Ракетное двигателестроение КНР изначально ориентировалось на советскую школу и конкретные образцы ЖРД;
- в последнее время большое внимание разработчиков привлекают двигатели, использующие в качестве горючего метан.

Раздел 3:

- совершенствование исторически превалирующих на рынке кислород-керосиновых двигателей в целом завершено. Определённых результатов ещё можно достичь в совершенствовании сопловых блоков, например, за счёт перехода к клиновоздушному течению. Однако, несмотря на имеющиеся преимущества, ни одна конструкция подобных двигателей не была доведена до лётных испытаний;
- США и Россией активно ведутся разработки мощных кислород-метановых двигателей для сверхтяжёлых ракет. Технический уровень разработок разных стран в целом схож, однако США разрабатывает наиболее эффективные и напряжённые конструкции, в то время как в России с целью минимизации практикуется принцип умеренного уровня термомеханической (прочностной) напряжённости основных деталей и исключения (по возможности) проблемных вопросов.

Раздел 4:

- в конкурсе НТИ концепций российской СЛРН приняло участие шесть команд. В рамках второго этапа – конкурса аванпроектов положительное заключение экспертного совета конкурса и АО «ЦНИИМаш» получили два проекта: Paragon (ВНХ-Энерго — БГТУ ВОЕНМЕХ) и “Воронеж” (Центр Аддитивных Технологий). В настоящее время ведутся переговоры с

инвесторами о финансировании дальнейшей работы по этим проектам – эскизного проектирования;

- информация о компаниях НТИ в данном сегменте, имеющих экспортную выручку, и об объеме экспортной выручки компаний НТИ не была предоставлена;

- патентный задел компаний-участниц в основном представлен патентоспособными ноу-хау и РИД, полученными в ходе других работ, однако есть планы патентования ключевых решений на этапе ЭП.

Раздел 5:

- можно рекомендовать для ракет лёгкого, среднего и тяжелого класса использование сравнительно недорогих существующих российских двигателей РД-107А/108А, НК-31/39 и НК-33/43. Создание двигателей для сверхтяжелых РН пока не является коммерчески актуальным и полностью перекрывается государственной программой развития;

- в перспективе возможна их модернизация под многоразовое использование и создание на основе этих модернизаций многоразовых РН;

- для ракет-носителей сверхлёгкого класса необходима специальная разработка малобюджетных двигателей;

- современные подходы к созданию РН требуют от двигателей минимальной стоимости и массы при меньшем внимании к величине удельного импульса;

- для двигателей РН СЛК необходимо сделать выбор между высокотехнологичным и низкотехнологичным подходом после этапа параллельного развития с накоплением опыта.

Перечень использованных источников

1. USAF / DARPA FALCON Program - URL: <https://web.archive.org/web/20080830044553/http://www.air-attack.com/page/32/USAF--DARPA-FALCON-Program.html> (дата обращения 2023-04-12)
2. Timeline of spaceflight - URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Timeline_of_spaceflight (дата обращения 2023-04-12)
3. Value of Space Economy reaches \$464 billion in 2022 despite new unforeseen investment concerns - URL: <https://www.euroconsult-ec.com/press-release/value-of-space-economy-reaches-424-billion-in-2022-despite-new-unforeseen-investment-concerns-2/> (дата обращения 2023-04-12)
4. Jonathan McDowell. Space Activities in 2022 - URL: <https://planet4589.org/space/papers/space22.pdf> (дата обращения 2023-04-12)
5. Niederstrasser C. Small Launch Per Month? - 2022 Edition of the Annual Industry Survey - URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=5281&context=smallsat> (дата обращения 2023-04-12)
6. SpaceX Smallsat Rideshare Program - URL: <https://www.spacex.com/rideshare/> (дата обращения 2023-04-12)
7. New Glenn Payload User's Guide - URL: https://yellowdragonblogdotcom.files.wordpress.com/2019/01/new_glenn_payload_users_guide_rev_c.pdf (дата обращения 2023-04-12)
8. В.Е. Нестеров. Космический ракетный комплекс «Ангара». История создания, том 1. Москва, 2018, с.26
9. Рогозин назвал сроки начала лётных испытаний ракеты «Союз-5» - URL: <https://regnum.ru/news/3184364> (дата обращения 2023-04-12)

10. Борисов рассказал о планах по проектированию ракеты сверхтяжелого класса - URL: <https://ria.ru/20230413/raketa-1864949227.html> (дата обращения 2023-04-12)
11. Новая российская сверхтяжелая ракета будет многоразовой, заявил Борисов - URL: <https://ria.ru/20230426/raketa-1867929049.html> (дата обращения 2023-04-12)
12. Безотказная, как автомат Калашникова. Роскосмос о метановой ракете "Амур" - URL: <https://tass.ru/kosmos/9627165> (дата обращения 2023-04-12)
13. Крыло-СВ Многоразовая ракетно-космическая система - URL: <https://fpi.gov.ru/projects/fiziko-tekhnicheskie-issledovaniya/krylo-sv/> (дата обращения 2023-04-12)
14. Технологические барьеры при создании конкурентоспособной ракеты-носителя с полезной нагрузкой до 200 кг и пути преодоления этих барьеров. Научно-технический отчет ООО «Лин Индастриал», Москва, 2019 г.
15. Brazil Pulling Out of Ukrainian Launcher Project - URL: <https://spacenews.com/brazil-pulling-out-of-ukrainian-launcher-project/> (дата обращения 2023-04-12)
16. Novos lançadores de satélites e nova empresa espacial para Alcântara - URL: <http://tecnodefesa.com.br/novos-lancadores-de-satelites-e-nova-empresa-espacial-para-alcantara-aeb/> (дата обращения 2023-04-12)
17. FAB: южнокорейская ракета запущена из Алькантары, Мараньян - URL: <https://www.aeroflap.com.br/ru/fab-foguete-sul-coreano-e-lancado-a-partir-de-alcantara-no-maranhao/> (дата обращения 2023-04-12)
18. Putin: Rusia está lista para suministrar motores cohete a Argentina - URL: <https://actualidad.rt.com/actualidad/260715-putin-rusia-suministrar-motor-cohete-argentina> (дата обращения 2023-04-12)

19. LIA Aerospace, la nueva startup local del sector espacial - URL: <https://argentinaenelespacio.blogspot.com/2019/05/lia-aerospace-la-nueva-startup-local.html> (дата обращения 2023-04-12)
20. Астронавтика и ракетодинамика. Экспресс-информация, №12, 1986
21. Главное из выступления Илона Маска на конференции ISS R&D - URL: <https://kosmolenta.com/index.php/1085-2017-07-20-sad-musk> (дата обращения 2023-04-12)
22. NASA and SpaceX finalize extension of commercial crew contract - URL: <https://spacenews.com/nasa-and-spacex-finalize-extension-of-commercial-crew-contract/> (дата обращения 2023-04-12)
23. И.А. Клепиков. Выбор энергомассовых характеристик маршевых многоразовых ЖРД на сжиженном природном газе. Диссертация на соискание степени доктора технических наук. НПО «Энергомаш», 2006
24. Двигатель РД-0124 - URL: <https://ecoruspace.me/%D0%A0%D0%94-0124.html> (дата обращения 2023-04-12)
25. Двигатель 11Д58М - URL: <https://ecoruspace.me/11%D0%9458%D0%9C.html> (дата обращения 2023-04-12)
26. Tory B. Interesting infographic on some of the Systems Engineering characteristics of LVs - URL: <https://twitter.com/torybruno/status/561933155951595520> (дата обращения 2023-04-12)
27. Двигатель РД-0110 - URL: <https://ecoruspace.me/%D0%A0%D0%94-0110.html> (дата обращения 2023-04-12)

28. Двигатель РД-108А - URL:
<https://ecoruspace.me/%D0%A0%D0%94-108%D0%90.html> (дата обращения 2023-04-12)
29. Создание ракетно-космического комплекса «Сибирь». Пояснительная записка. Часть первая. Назначение, область применения, основные проектные параметры и технические характеристики. 2020 г.
30. Ракета космического назначения легкого класса на элементной базе РКН 11А511УФГ/14А14. Инженерная записка. 2007 г.
31. Сверхлегкая ракета «Анива» - URL:
<https://spacelin.ru/proekty/sverkhlegkaya-raketa-aniva/> (дата обращения 2023-04-12)
32. Бечаснов П.М., Дзись-Войнаровский Н.Н., Ильин А.М. Малобюджетный низконапорный жидкостной ракетный двигатель с абляционно-завесным охлаждением - URL:
https://drive.google.com/uc?export=download&id=1_SqSUIppk_s48FpZu7_6UJ2rfHCyxIqI (дата обращения 2023-06-27)
33. Ursa Major Powering The Future Of Defense And Aerospace - URL:
<https://www.ursamajortechnologies.com/> (дата обращения 2023-04-12)
34. Энергохлам. Россия тратит миллиарды на ракетные двигатели. Они устарели и никому не нужны - URL:
<https://lenta.ru/articles/2018/07/09/energomash/> (дата обращения 2023-04-12)
35. Убытки космической отрасли РФ в 2022 году могут составить больше 50 млрд руб. - URL: <https://www.interfax.ru/russia/877899> (дата обращения 2023-04-12)
36. Роскосмос пересматривает космическую программу - URL:
<https://ria.ru/20220615/roskosmos-1795342359.html> (дата обращения 2023-04-12)

37. В России завершилось формирование холдинга ракетного двигателестроения - URL: <https://tass.ru/ekonomika/10777601> (дата обращения 2023-04-12)

38. Ракетное двигателестроение России: как создается холдинг - URL: <https://up-pro.ru/library/strategi/restructuring/raketnoye-dvigatolestroyeniye-rossii/> (дата обращения 2023-04-12)

39. Паспорт Программы инновационного развития ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко» на 2011-2020 годы - URL: https://www.susu.ru/sites/default/files/book/26_otkrytoe_akcionernoe_obshchestvo_npo_energomash_imeni_akademika_v.p.glushko.pdf (дата обращения 2023-04-12)

40. Firefly Space Systems unveils Alpha launch vehicle design with aerospike engine - URL: <http://www.gizmag.com/firefly-alpha-aerospike-launch-vehicle/32892> (дата обращения 2023-04-12)

41. Behind the curtain: Ars goes inside Blue Origin's secretive rocket factory - URL: <https://web.archive.org/web/20160309174506/http://arstechnica.com/science/2016/03/behind-the-curtain-ars-goes-inside-blue-origins-secretive-rocket-factory/> (дата обращения 2023-04-12)

42. Успешно проведено испытание кислородно-водородного ракетного двигателя РД-0146Д1 - URL: <https://sdelanounas.ru/blogs/145190/> (дата обращения 2023-04-12)