

Дмитрий Селин

Лунный рубеж



Дмитрий Селин

Лунный рубеж

<https://litres.ru/74288573>

SelfPub; 2026

Аннотация

\$118 миллиардов в год — столько человечество тратит на космос. Итог: за 60 лет мы ни разу не ступили дальше орбиты Земли. «Артемида-2» в 2026-м повторила маршрут «Аполлона-8» 1968 года. Шесть десятилетий топтания на пороге.

Почему? Потому что мы пытаемся залить космос деньгами. SLS, Starship, лунные программы сжирают бюджеты, но дают всё меньше. 140 миллионов тонн мусора на орбите — вот реальная цена «гигантомании».

Эта книга предлагает иное. Не экспоненциальный рост затрат, а разумные решения.

Тактика. Перераспределить существующие средства — двухпусковые схемы с уже летающими ракетами. Плюс 27% груза к Луне без создания новых носителей.

Космос не знает, что такое «бюджет». Он пропускает лишь тех, кто использует Разум, а не пачки банкнот. Время вспомнить, на что способна инженерная мысль, когда она не задавлена сметами.

Мы не стали богаче — мы научились умнее использовать то, что имеем. Путь к Луне открыт, если разумно применить опыт прошлого.

Содержание

Введение	4
Часть I. Тень космонавтики и как из неё выйти	7
Глава 1 Отказ от экспансии	7
Глава 2 На чём Роскосмосу догнать SpaceX	11
Глава 3 Критика лунной программы SpaceX с конкретными предложениями по улучшению	24
Глава 4 Облёт Луны и «мягкое» приземление для лунной программы SpaceX	39
Часть II. Двигатели будущего: от ядерных импульсов до квантовых сил	45
Глава 6 Ядерные двигатели: от РД-0410 к аммиачному буксиру	45
Конец ознакомительного фрагмента.	51

Лунный рубеж

Введение

Знаете ли вы, сколько человечество сегодня тратит на исследования космоса? Суммарные затраты всех космических программ это колоссальные деньги — более \$118 млрд в год только государственных расходов.

При этом с 1972 года человек только ОДИН раз выбрался дальше низкой околоземной орбиты – в полёте по программе Артемиды-2 в апреле 2026 года. Практически полностью повторив маршруты 1968 года – советского «Зонда-5» в сентябре и американского «Аполлона-8» в декабре. Почти шестьдесят лет спустя облететь Луну без выхода на окололунную орбиту, без маневрирования, подчиняясь только законам небесной механики – такое себе достижение, согласитесь.

Почему так случилось? Во многом потому, что сегодняшние подходы к освоению космоса — это **гонка сверхдорогих и сверхсложных проектов**. SLS, Starship, лунные программы США, Китая и России требуют всё больше денег, но дают всё меньший результат. Здесь работает тот же экономический «закон убывающей полезности», только в космическом масштабе: по мере роста затрат предельная полезность каждой новой выведенной в космос единицы полезной на-

грузки падает. Общая полезность продолжает расти, но всё более и более медленными темпами. В какой-то момент она может стать и отрицательной.

Насчёт отрицательной полезности это не фигура речи и не публицистическое преувеличение – уже сегодня объём космического мусора вокруг Земли достиг поистине астрономических значений - вокруг Земли, по данным Программы ООН по окружающей среде (ЮНЕП), уже вращается около 140 миллионов фрагментов космического мусора размером более одного миллиметра. Мы не только перестали летать даже к Луне, мы не смогли нормально обустроить свой собственный «околоземный двор». МКС регулярно уходит от столкновений, а миллиметровые «пули» уже бьют по обшивке кораблей и уничтожают спутники связи.

За почти шестьдесят лет человечество на Земле стало неизмеримо богаче, но в освоении космоса этот рост не вышел за пределы статистической погрешности. Мы стоим на пороге с разбухшими кошельками, пытаясь золотыми ключами конструкций полувековой давности открыть замок, для которого нужна смарт-карта или отпечаток ладони. Пора отказаться от земной привычки «заливать проблему деньгами». Космос с большой буквы не знает, что такое «бюджет». Он пропускает лишь тех, кто использует Разум, а не пачки банкнот. Именно Разум и предлагается в этой книге. Мы разделим решения на два уровня:

Тактика - немедленно перераспределить существующие

средства с «гигантомании» на умные, двухпусковые схемы, использующие уже летающие ракеты.

Стратегия - Создать новый тип двигателя («квантовое весло»), который, в отличие от Starship и SLS, не требует миллиардных вливаний, а использует уже существующие технологии производства микросхем, при этом полностью соответствуя законам квантовой физики.

Главный тезис книги:

Освоение космоса не требует экспоненциального роста бюджетов. Освоение космоса требует разумных решений. Что, согласитесь, почти никогда не совпадает друг с другом. И только это крошечное «почти» — волею таких титанов, как Королёв и фон Браун — открыло человечеству путь к звёздам. Титаны рождаются крайне редко, и ещё реже могут развернуться в полную силу. Но мы можем эффективно использовать хотя бы то, что первопроходцы оставили нам — своим далёким потомкам.

Чтобы в любой момент, глядя на звёздное небо, можно было гордо сказать:

- Юра, мы ничего не потеряли! Мы достигли ещё больше!

Не потому, что стали богаче, а потому, что научились умнее использовать то, что имеем.

Часть I. Тень космонавтики и как из неё выйти

Глава 1 Отказ от экспансии

То, что земная космонавтика зашла в тупик - понятно любому непредвзятому наблюдателю, даже с Тау Кита. Тем более застой и тупик в земной космонавтике на момент сейчас понятен при любом взгляде из прекрасного далёка - что в пространственном виде, что в темпоральном.

Отказ от экспансии.

Бурный старт земной космонавтики продолжался всего пятнадцать лет, два месяца и три дня

- Начало 4 октября 1957 - запуск первого путника "ПС-1" и начало космической эры
- Завершение 7 декабря 1972 - запуск "Аполлон-17" и последняя экспедиция на Луну

Конечно, решение правительства США о свёртывании программы "Аполлон" было сделано сильно раньше запуска "Аполлон-17", когда стало понятно, что пиар-эффект достигнут, а ничего более из "флаговтыков" извлечь невозможно. Но США было хотя бы от чего отказываться.

В Советском Союзе космический энтузиазм свернули

по-тихому. Стратегическая ошибка конструкторов с "Н-1" - советским сверхтяжёлым носителем, аналогичному "Са-турн-5" - привел к тратам миллиардов ещё тех советских рублей буквально в металлолом после регулярных катастроф при испытательных пусках. Поэтому советские граждане узнали про "Н-1" и советскую лунную пилотируемую программу исключительно после прихода "гласности" и perestroika.

В результате человек так и остался прикованным к низкой околоземной орбите. До сих пор. Причины этого велики и разнообразны, но впервые в своей истории человечество по своей воле остановилось на пороге экспансии. В буквальном смысле этого слова. Порог — это низкая околоземная орбита, где летали "Салюты", "Мир", Скайлэб и сейчас болтается МКС. Всё что можно было там изучить, уже изучили, всё что можно было получить - уже получили, но с великим упорством человечество так и не решается сделать первый шаг ЗА порог. Хотя бы к Луне.

Договора за всё хорошее и против экспансии.

При этом, остановившись на пороге, человечество в лице своей бюрократии озаботилось юридическим обоснованием причин подобного ничегонеделания. Мол, мы не просто так бессмысленно стоим на пороге, а по закону! Основные кандалы для космической экспансии были приняты аккуратно к первой попытке выбраться за пределы околоземной орбиты - в 1960-х годах, а также укреплены и углублены в последу-

ющие десятилетия:

1. Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела - Принят резолюцией 2222 (XXI) Генеральной Ассамблеи от 19 декабря 1966 года

2. Договор о запрещении испытаний ядерного оружия в атмосфере, космическом пространстве и под водой - так же известен как Московский договор, подписан 5 августа 1963 года.

3. Договор о подземных ядерных взрывах в мирных целях - продолжение и развитие п.2, подписан в мае 1976 года.

4. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве - приняты резолюцией 47/68 Генеральной Ассамблеи от 14 декабря 1992 года

Этими договорами:

1. Фактически запрещены разработки высокоэффективных ядерно-импульсных двигателей (п.2 и п.3) для полётов в глубокий космос

2. Серьёзно ограничена энергетика ядерных источников энергии (п.4, разрешен как источник энергии ТОЛЬКО уран-235)

3. Категорически запрещено расширение юрисдикции государств на внеземные территории - основной смысл территориальной экспансии и развития земных государств. Собственно, хватило бы и кандалов пункта 1, но к нему для на-

дѣжности добавили гири всего остального.

Выход из тени космонавтики и шаг за порог

Для дальнейшего развития человечества необходимо, как минимум, полностью отменить «Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела», создав возможность появления внеземных территорий у земных государств.

Серьёзно изменить договора о ядерных испытаниях и соглашение о ядерных источниках энергии - открыв дорогу массовому использованию ядерной энергии в космосе.

Определить понятную цель на ближайшую, лет пятьсот, космическую перспективу всего из трёх пунктов

1. Промышленное освоение Луны
2. Разведка и начало промышленного освоения Главного Пояса астероидов - между Марсом и Юпитером
3. Терраформирование Марса с помощью сведѣнных из Главного Пояса астероидов кометного типа, то есть состоящих из воды и замѣрзших газов

Глава 2 На чём Роскосмосу догнать SpaceX

В первой главе был констатирован факт юридического отказа человечества от космической экспансии шестьдесят лет назад. Долго ли, коротко ли, но запрет на межгосударственном уровне удалось обойти за счёт частной инициативы. Да, я об Маске нашем Илоне и его ракетах, сделавших вторую по счёту революцию в космических запусках. Первая, если кто забыл, была совершена 4 октября 1957 года в России.

Перед космической индустрией Земли заслуга Маска равнозначна заслугам Генри Форда. Маск, как и Форд, не изобрёл ничего нового, он не был первопроходцем, первым конструктором (как Бенц и Королёв), проложившим человечеству дорогу в космос. Он всего лишь сделал то же самое, что и Форд - Маск сделал космические запуски такими же общедоступными, как Форд сделал общедоступным автомобиль.

При этом, разумеется, обойдя первопроходцев на очередном повороте истории. Теперь уже Роскосмосу надо догонять шустрых конкурентов, но вот проблема - догонять не на чем.

Ведь у Роскосмоса остались для массовых запусков всего два типа ракет

1. Лёгкого класса "Союз-2". Надёжные, отработанные, но

имеющие два неустранимых недостатка:

- Малый вес полезной нагрузки, выводимый на низкую опорную орбиту и к Луне. Дальше ничего на этой ракете не запустить.

- Высокую, относительно конкурентов, стоимость запуска.

2. Среднего (по современным меркам) класса Ангара-А5.

До сих пор эта ракета не вывела на низкую опорную орбиту (НОО) полезной нагрузки, а не имитаторов, весом в 24 тонны, соответствующей её заявленным параметрам и фактически оставшись в стадии лётных испытаний. Цена запуска на порядки (хоть в абсолютных цифрах, хоть в расчёте на килограмм полезной нагрузки) выше, чем у "Союза".

Все остальные ракеты либо уже всё ("Протон" на гептиловом топливе) либо ещё не ("Союз-5", он же улучшенный и импортозамещенный "Зенит"). При этом "Союз-5" по весу выводимой нагрузки 17 тонн хуже "Протона", поднимавшего на ту же НОО 22 тонны. Конечно, экологичность не сравнить.

Для сравнения, Falcon-9 натом же топливе (керосин/жидкий кислород), что и Ангара-А5/Союз-5 выводит на НОО

- 22,8 тонн без возвращения первой ступени

- 17,4 тонн с возвращением первой ступени)

Стоимость вывода при этом такова, что сейчас почти весь рынок коммерческих запусков на Земле забрал себе Илон Маск. Что делать? Ответ прост - Роскосмосу нужна новая ракета, удовлетворяющая следующим требованиям

- Запуск с пусковых комплексов "Ангары" в Плесецке и Восточном
- Грузоподъёмность минимум в 1,5 раза больше чем у "Ангары-А5
- Многоразовость желательна, но на первых порах не обязательна

Почему первое и главное условие - использование существующей пусковой инфраструктуры? Потому что строительство "с нуля" пускового комплекса это сотни миллиардов рублей и лет десять, как минимум. Конечно, для серьёзного удешевления стартового стола можно взять за основу "табуретку" Starship, но в этой статье данный вариант не рассматривается

Возможно ли "впихнуть" ракету в полтора раза больше грузоподъёмностью, чем Ангара-А5, на тот же стартовый стол? Можно.

Эскизное техническое задание (ТЗ) на двухступенчатую ракету тяжёлого класса, совместимую с пусковым комплексом РН Ангара

Тяжёлая ракета в геометрических размерах ракеты Ангара-А5. Вместо связки 5 универсальных ракетных модулей с двигателями РД-191 (4 боковых, один центральный) используется первая ступень единым блоком (габариты: диаметр 8 метров, длина 34,3 метра) с геометрически аналогичным расположением 5 двигателей РД-191 существующей ракете Ангара-А5 для возможности использования существующей

пусковой инфраструктуры.

Вторая ступень (габариты; диаметр 8 метров, длина 12,3 метра), двигатель РД-0124А.

Топливо для всех ступеней - керосин, окислитель жидкий кислород

Расчётный объём топлива:

Объём топлива (1-я ступень) ~800 т

Объём топлива (2-я ступень) ~150 т

Оценка массы и грузоподъёмности

Стартовая масса с топливом без полезной нагрузки: ~1002 т.

Сухая масса конструкции ракеты-носителя: 52 тонны, в том числе

Первая ступень: ~43 т

Вторая ступень: ~9 т

Расчёт грузоподъёмности на НОО 200 км

1. Работа первой ступени (РД-191М):

Тяга: $5 \times \text{РД-191М} = 1170 \text{ тс}$ (в вакууме)

Удельный импульс: 338 с (в вакууме)

Стартовая масса: $m_{\text{нач1}} = 1002 \text{ т} + \text{ПН}$

Конечная масса: $m_{\text{кон1}} = 1002 \text{ т} - 800 \text{ т} + \text{ПН} = 202 \text{ т} + \text{ПН}$

2. Работа второй ступени (с РД-0124А):

Тяга: 30 тс, УИ: 359 с (вакуум)

Стартовая масса: $m_{\text{нач2}} = 150 \text{ т} + 9 \text{ т} + \text{ПН} = 159 \text{ т} + \text{ПН}$

Конечная масса: $m_{\text{кон2}} = 9 \text{ т} + \text{ПН}$

Требуемое ΔV_2 : 4500 м/с (с учётом гравитационных

потерь)

Уравнение

$$\Delta V_2 = 3599.81 \ln (m_{\text{кон}2} / m_{\text{нач}2}) = 4500 \text{ м/с}$$

Результаты расчёта:

Для $\Delta V_2 = 4500 \text{ м/с}$:

$$\ln (159 + \text{ПН}) / (9 + \text{ПН}) = 4500 / (3599.81) = 1.28$$

$$(159 + \text{ПН}) / (9 + \text{ПН}) = e^{1.28} = 3.6$$

$$159 + \text{ПН} = 3.6(9 + \text{ПН})$$

$$159 + \text{ПН} = 32.4 + 3.6\text{ПН}$$

$$126.6 = 2.6\text{ПН}$$

$$\text{ПН} = 48,7 \text{ т}$$

Проверка по первой ступени:

· При $\text{ПН} = 48.7 \text{ т}$:

$$m_{\text{нач}1} = 1002 + 48.7 = 1050.7 \text{ т}, m_{\text{кон}1} = 202 + 48.7 = 250.7 \text{ т}$$

$$\Delta V_1 = 3389.81 \ln (1050.7 / 250.7) = 3389.81 \cdot 1.444770 = 4770 \text{ м/с}$$

$$\text{Суммарное } \Delta V: 4770 + 4500 = 9270 \text{ м/с (достаточно}$$

для НОО).

· Результат 48.7 т — теоретический максимум, не учиты-

вающий:

· Гравитационные потери (1200 м/с для 1-й ступени),

· Аэродинамическое сопротивление (200 м/с),

· Запасы топлива (остатки в баках, 2%).

Принимаем рабочее значение массы полезной нагрузки

(ПН) как 85% от теоретического максимума

$$\text{ПН} = 48.7 \text{ т} \times 0.85 = 41.4 \text{ т}$$

Суммарная стартовая масса предлагаемой РН $1043,4 \text{ тон-}$

ны, включая полную заправку топливом и полезную нагрузку 41,4 тонны (включая массу обтекателя и крепёжных элементов ПН). Стартовая масса существующей Ангары-А5 773 тонны. Вполне реально укрепить стартовый стол для запуска в полтора раза более тяжёлой ракеты - запас прочности там заложен изрядный.

Главная проблема в изготовлении такой ракеты - баки РН диаметром 8 метров. Их надо изготавливать непосредственно на космодроме, как это делается в SpaceX, либо доставлять на космодром воздушным транспортом, как это было с баками центрального блока ракеты "Энергия".

Габариты центрального блока (блока Ц) ракеты-носителя «Энергия»: длина — 58,1 м, диаметр — 7,7 м. Аэродромы на космодромах имеются

Снижение себестоимости запусков за счёт многократного использования двигателей первой ступени.

Выше была показана возможность создания тяжёлой ракеты грузоподъёмностью 40 тонн полезной нагрузки на низкую опорную орбиту (НОО) высотой 200 километров. Предлагаемая ракета выполнена в пределах внешних габаритов уже существующей Ангары-А5, но не из связки универсальных ракетных модулей (УРМ), а по обычной двухступенчатой схеме с увеличенным диаметров первой и второй ступени до 8 метров, при сохранении максимальной высоты 56 метров. Внешний вид похож на ракету Starship Илона Маска, но в два раза меньший по высоте, всего 56 метров, и с более

низкой грузоподъёмностью - реальные 41 тонна вместо 100 тонн конкурента.

Такие параметры заданы условием использования существующих стартовых столов для Ангары-А5 на космодромах Плесецк и Восточный. Соответственно, количество и схема расположения двигателей РД-191М аналогичны Ангаре-А5, весь прирост грузоподъёмности достигается увеличением количества топлива в баках диаметром 8 метров и увеличением времени работы двигателей первой ступени.

Возможно ли использовать первую ступень такой ракеты несколько раз? Да, Илон Маск показал принципиальную возможность успешного возврата на стартовый стол первой ступени тяжёлой ракеты, но для стартового стола Ангары-А5 это пока невозможно. Фактически надо строить новую башню обслуживания с манипуляторами захвата первой ступени и тратить много лет на отработку возврата и посадки на стартовый стол.

Надо упростить схему возврата и это возможно, отказавшись от возврата баков топливной пары и обеспечив возврат только блока двигателей первой ступени, используя спасаемый двигательный пакет (СДП) первой ступени тяжёлой российской ракеты. Разберём достоинства и недостатки предлагаемого варианта многоразовой ракетной техники по сравнению с уже используемыми.

1. Система Спасаемого Двигательного Пакета (СДП) для первой ступени тяжёлой российской ракеты

Концепция: отделение двигательного блока с 5× РД-191М первой ступени после выработки топлива, его возврат на парашютах с коррекцией решётчатыми рулями. Параметры двигательного блока первой ступени в варианте СДП:

Диаметр - 8 м

Высота - 4,5 м

Сухая масса - 25 т

Двигатели - 5 х РД191М

Суммарная тяга (усл.) - 1085 тс

Ресурс (первоначальный) - 10 полётов

Точность посадки - +/- 15 м

Достоинства:

а. Экономия до 47% стоимости ступени (двигатели — 60% цены первой ступени

б. Минимальная модернизация инфраструктуры — совместим с действующими стартовыми столами

в. Простота восстановления — межполётное обслуживание 14 дней (против 60 у Falcon 9 3)

г. Точность посадки ± 20 м с ИИ-коррекцией и наведением по маякам/ГЛОНАСС

Недостатки:

а. Потеря 0.9 т полезной нагрузки на систему возврата

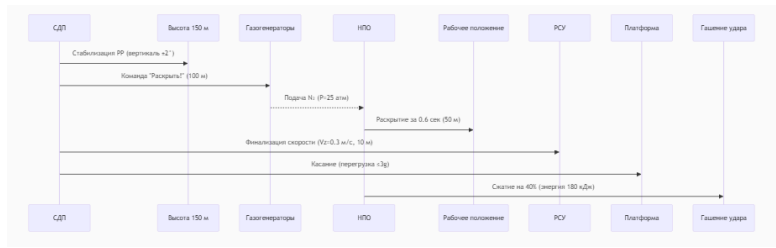
б. Риск повреждения при гиперзвуковом отделении (скорость 4,5 М)

в. Ограниченный ресурс — 8-10 полётов из-за парашютной системы и нагрузках при посадке на землю

Сравнительный анализ эффективности (ориентировочно)

Параметр	СДП (РФ)	Falcon 9	Starship
Экономия на пуск	22-28%	30%	70-80% (прогноз)
Ресурс блока	8 полётов	15 полётов	100+ полётов
Восстановление	14 дней	24 часа	1 час (цель)
Инфраструктурные затраты	\$150 млн	\$500 млн	>\$2 млрд

Таблица 1
Циклограмма работы СДП



Циклограмма 1 2. Ключевые компоненты:

А	В
Элемент	Техническое решение
Система крепления	Пироболты из стали ВНС-2 (разрывное усилие 120 т/болт) × 16 шт.
Материал каркаса и обшивки СДП первой ступени	Титановые сплавы для обеспечения требуемой прочности
Топливные магистрали	Быстроразъёмные соединения (БРС) магистралей топливной пары с пневмозатворами (время отключения: 0.2 сек)
Теплозащита	Углерод-углеродный композит (рабочая t° 1500 $^{\circ}$ C) на нижнем поясе
Посадочная система	4 тормозных парашюта (Ø40 м)
Решетчатые рули	4 аэродинамических решётки 1*1 м с механизмами раскладывания и поворота на двигательном модуле первой ступени
Надувные посадочные опоры	4 шт. (распределение нагрузки 6.2 т/опора)

Таблица 2

Надувные посадочные опоры СДП при посадке "двигателями вниз"

Компонент	Характеристики
Форма	Усечённый конус (высота 4.2 м, осн. 1.5 м)
Материал	Композит: кевлар + термостойкий силикон (t° max 800 $^{\circ}$ C)
Система надува	Твердотопливные газогенераторы ($\text{NaN}_3 \rightarrow \text{N}_2$)
Время раскрытия	0.6 сек (от команды до фиксации)
Амортизация	Сжатие газа

Таблица 3

3. Мягкие посадочные платформы для СДП

Организация мобильных/стационарных посадочных платформ вдоль трассы полёта радикально снизит риски и стоимость восстановления. При точности посадки ± 20 м (с коррекцией РР/PCY) это реализуемо.

Космодром	Трасса полёта	Расстояние до 1-й платформы	Число платформ
Плесецк	С-СВ (азимут 35°)	320 км	3 (с шагом 80 км)
Восточный	Ю-В (азимут 110°)	280 км	4 (с шагом 60 км)

Таблица 4

4. Конструкция сборных посадочных платформ

Параметр	Решение	Преимущество
Основа	Надувной сборный каркас (общий $\phi 60$ м) из термостойкого силикона	Вес 1.8 т → транспортировка вертолётom
Покрывие посадочного поля	Сотовые алюминиевые панели с керамическим напылением	Выдерживает $t^{\circ} 600^{\circ}\text{C}$ (выхлоп PCY)
Амортизация	Пневмоподушки (давление 8 атм от каркаса) + слой гранулированного азрогеля под сотовыми панелями	Поглощение удара до 12 м/с
Навигация	Радиомаяки + ИК-прожекторы	Видимость в туман/ночь

Таблица 5

5. Принцип двойной амортизации:



Циклограмма 2

а. Надувная посадочная платформа + надувные опоры НПО: 180 кДж (70% удара)

б. Платформа: 80 кДж (30%)

Суммарно: 260 кДж безопасно для аппаратуры при скорости касания 4 м/с

В случае аварийных ситуаций возможна посадка СДП с развёрнутыми в рабочее состояние надувными опорами на водную поверхность без существенных повреждений двигателей.

б. Интеграция с инфраструктурой

а. Для Плесецка: Стационарные платформы на суше по основным трассам полёта + мобильные в зависимости от траектории выведения

б. Для Восточного: Плавающие платформы на сцепленных бортах баржах (коррекция позиции ГЛОНАСС). Пример: Баржа в Охотском море (55° с.ш., 150° в.д.) смещение до 5 км.

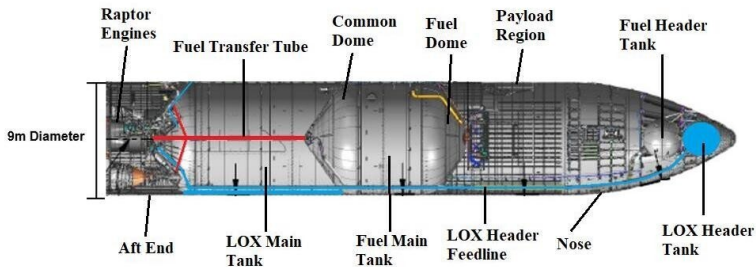
в. Доставка СДП на космодром для ТО после посадки осу-

ществляется вертолётom Ми-26

Глава 3 Критика лунной программы SpaceX с конкретными предложениями по улучшению

В далёком уже предвыборном пылу-2024 Илон Маск поразил всех обещанием отправить свой Старшип на Марс через два года. Прошло столько лет, а Марс всё так же красив и неприступен. При этом понятно, что для такой дальней экспедиции надо бы сначала потренироваться на кошках на ближайшем к Земле небесном теле. Высадится на Луне.

Весьма быстро дизайнеры Маска нарисовали прототип лунного варианта Старшипа, при этом в угоду дизайну принесли в жертву разделение космических кораблей и станций на изолированные отсеки, ну и потолок верхней палубы на высоте 12 метров вызывает беспокойство о психическом здоровье дизайнеров.



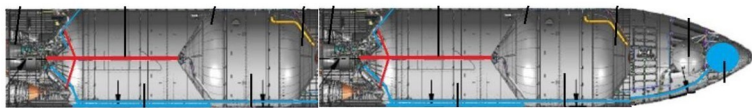
Схематичное изображение внутреннего строения корабля (изображение из Википедии https://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Starship) Federal Aviation Administration, Office of Commercial Space Transportation. <https://www.faa.gov/media/27236>, at page 39/122

Высота 50 метров при диаметре всего 9 метров делает посадку "на хвост" весьма нетривиальной задачей, даже с учётом разнесённых посадочных опор. Уклон в 15 градусов, просадка реголита и прочие неожиданности, познанные в программе "Аполлон", могут крайне печально завершить посадку ТАКОГО варианта Старшипа на Луну. Не говоря уже о том, что на НОО (низкую опорную орбиту) вокруг Земли Старшип выходит с практически пустыми баками, потратив ВСЁ горючее на доразгон до первой космической скорости. Требуется заправка на орбите - несколькими танкерами. Что само по себе весьма нетривиальная задача, а несколько раз подряд, как это планирует Маск - тем более.

Эту задачу можно решить гораздо проще - **использовать двух пусковую схему.**

В первый раз выводится на НОО сильно измененный Старшип (о нём ниже), вторым пуском выводится буксирный модуль НОО - Лунная орбита - НОО. Фактически, это разделение второй ступени на два блока двигателей Старшипа с топливными баками по изображению выше, поставлен-

ные друг на друга и прикрытые головным обтекателем. Эскизно это выглядит так:



Эскиз автора книги - разделение второй ступени на две части. SpaceX_Starship становится трёхступенчатой ракетой.

Первый блок выводит полностью заправленный буксирный модуль на НОО, где он стыкуется с "лунным Старшипом". Никакой перекачки топлива, обе части заправлены ещё на Земле.

Лунный Старшип кардинально отличается от изысков дизайнеров. Во-первых, он сильно меньше по высоте - не более 10-12 метров (при диаметре в 9, напомним), во вторых - на нём закреплён Dragon 2 в варианте для лунной миссии, в котором и находится экипаж при старте с Земли.

Что решает проблему спасения экипажа при любых проблемах запуска. На самом Старшипе никаких систем аварийного спасения нет и непонятно даже, где их разместить.

Понятно, что боковые крылья Старшипа в этом случае будут не нужны. В предлагаемом варианте у Старшипа два герметичных отсека экипажа, негерметичный отсек в нижней части, где размещены двигатели посадки на Луну с раз-

движными опорами, а также складированы лунные роверы и прочее оборудование, непосредственно выгружаемое на реголит.

Для чего на Старшип понадобилось ставить Dragon 2? Потому что Старшип в этом варианте никуда с Луны НЕ улетает, а остаётся на поверхности как долговременная лунная база с весьма большим герметичным объёмом. Вопрос, прилуняется ли Dragon 2 "верхом" на лунном Старшипе или отдельно - подлежит обстоятельному обсуждению.

При завершении программы работы экипаж из лунной базы переходит в Dragon 2, который стартует с Луны на интегрированных в корабль двигателях SuperDraco, используемых на первом этапе полёта как САС (система аварийного спасения).

Тяги этих двигателей хватает для целей САС на Земле, а уж на Луне с меньшей почти в шесть раз силой тяжести будет вполне достаточно для выхода на окололунную орбиту и стыковку с ожидающим там буксирным модулем. Ну а потом - три дня и экипаж возвращается на Землю.

Буксирный модуль в этой схеме можно оставить на НОО в ожидании заправки одним танкером для следующего полёта.

В предлагаемом варианте лунных миссий за шесть запусков вполне реально сформировать на поверхности Луны долговременную обитаемую базу из трёх лунных Старшипов. Можно в одном месте, можно и в разных лунных регионах. Понятно, что использовать Dragon 2 как такси до Луны и об-

ратно гораздо эффективнее и дешевле чем гонять более чем стотонные Старшпы по маршруту Земля-Луна-Земля.

Для всех рассуждений далее категорически необходимо вспомнить беспощадную формулу Циолковского для реактивного движения

$$V = I * \ln (M_0/M_1)$$

Где:

V – конечная скорость, м/с

I - удельный импульс ракетного двигателя (отношение тяги двигателя к секундному расходу массы топлива)

M₀, M₁ - начальная масса летательного аппарата (полезная нагрузка, конструкция и топливо) и его конечная масса (полезная нагрузка и конструкция), кг

Общие рассуждения в первой главе необходим о проверить расчётами, даже самыми простыми, что позволяет сделать формула Циолковского. Приближённое определение характеристик лунного такси Dragon начнём с расчёта, сколько и какого топлива потребуется на посадку лунного корабля и взлёт возвращаемой капсулы. Да, таскать туда-сюда на первом этапе (это важно, подробности позже) всё, что обеспечивает спуск корабля с орбиты вокруг Луны и мягкую посадку - весьма неразумно.

Итак, вводные:

- Первая космическая скорость для Луны (она же орбитальная скорость на НОО) 1680 м/с
- Сухой вес возвращаемой с Луны капсулы (с космонавта-

ми, верхняя часть на рисунке) 7 400 кг

- Сухой вес посадочного модуля (вес нижней части на рисунке, кроме топливной пары) 7 400 кг
- Топливная пара возвращаемой капсулы и посадочного модуля монометилгидразин и тетраоксид диазота

К Dragon 2 надо добавить раздвижные посадочные опоры и лестницу для спуска на реголит. Понятно, что посадочный модуль (нижняя часть) будет несколько больше в ширину и в высоту.



Корабль SpaceX Dragon 2 на стартовом стенде, фото из Википедии. <https://www.flickr.com/photos/spacexphotos/16816836903>

Лунный корабль программы "Аполлон" был гораздо компактнее и легче. Такова плата за комфорт Dragon 2 - большой герметичный объём и туалет. Параметры лунного корабля программы Аполлон:

Лунный отсек LM (Lunar Module), или лунный корабль, предназначен для высадки двух космонавтов на Луну и возвращения их на окололунную орбиту. Масса отсека 15 075,1 кг, в том числе 10,5 т топлива (того же, что и в служебном отсеке). Расстояние между противоположными пятнами выпущенного шасси 9,5 м. Отсек состоит из посадочной ступени массой около 10 т и взлетной ступени массой около 4 т; каждая ступень имеет свои двигатели и топливные баки. Хрупкая конструкция отсека рассчитана на слабое лунное притяжение. Посадочная ступень (сухая масса 2035,3 кг) снабжена шарнирно подвешенным двигателем с регулируемой тягой, максимальная величина которой равна примерно 4,5 тс. При двух различных режимах работы двигателя тяга составляет 10-65% и 95-100% максимальной тяги. Удельный импульс двигателя 313 с, максимальная продолжительность работы 1000 с, характеристическая скорость 2,3 км/с (запас топлива 8217 кг).

Далее приблизительный расчёт необходимого объёма топлива для посадки и взлёта лунного Dragon 2 (скорее всего 3, ведь изменения будут весьма серьёзные) при посадке отдельно от лунного Старшипа.

Лунный Dragon 2 (двигатели на ММГ/N₂O₄) - ед. изм -

взлётная ступень - корабль в посадочной конфигурации с взлётной ступенью

масса начальная - кг - 16 185,06 - 43 873,18

масса конечная - кг - 7 400,00 - 23 585,06

удельный импульс - м/с - 2 300,00 - 2 900,00

1 косм скорость Луна - м/с - 1 680,00 - 1 680,00

скорость формула Циолковского - м/с - 1 800,00 - 1 800,00

расчёт топлива (отдельно взлётная и посадочная ступень)

п1-п2 - кг - 8 785,06 - 20 288,12

Дополнительные 120 м/с скорости, свыше первой космической для Луны - запас на всякие неожиданности. Пояснение:

Конечная масса указана после выработки всего топлива. Для посадочного модуля (нижняя часть, "бочка" на картинке выше) конечная масса принята равной 7 400 кг, как и для возвращаемой капсулы (верхняя часть)

Штатный запас топлива системы САС на двигателях SuperDraco (в предлагаемом варианте, используемой для взлёта с Луны) в возвращаемой капсуле сейчас всего 2 500 кг, так что топливные баки придётся увеличить по объёму более чем в три раза. За счёт сокращения экипажа, конечно. До трёх человек, максимум.

Для посадки на Луну надо полностью погасить первую космическую скорость, при сходе с орбиты, а при взлёте - её набрать. При этом посадить, без учёта массы топлива посадочной ступени. надо почти в ТРИ раза более тяжёлую кон-

струкцию, чем вернётся на окололунную орбиту - 23,6 тонн против 7,4 тонн.

Надо искать резервы веса и улучшать параметры двигательной установки. Если с двигательной установкой САС/взлёта сделать ничего нельзя - там должны использоваться строго НЕ криогенные компоненты, то с посадочным модулем возможны варианты. Например, использование для посадки одного двигателя Raptor 3 в модифицированном для данного случая варианте. Топливная пара - сжиженный метан и жидкий кислород.

Лунный Dragon 2 (двигатели взлётной ступени на ММГ/ N_2O_4 , посадочной на CH_4/O_2) - ед. изм - взлётная ступень - корабль в посадочной конфигурации с взлётной ступенью

масса начальная - кг	- 16 185,06 - 38 115,22
масса конечная - кг	- 7 400,00 - 23 585,06
удельный импульс - м/с	- 2 300,00 - 3 750,00
1 косм скорость Луна - м/с	- 1 680,00 - 1 680,00
скорость формула Циолковского - м/с	- 1 800,00 - 1 800,00
расчёт топлива (отдельно взлётная и посадочная ступень)	
п1-п2 - кг	- 8 785,06 - 14 530,15

Уже лучше, экономия почти пять тонн. Так работает гораздо более высокая скорость (удельный импульс в таблице) истечения газов метанового Raptor 3 3450 м/с против 2900 м/с двигательной установки на высококипящих компонентах.

Использование однотипного криогенного топлива (метан

+ кислород) на маршруте Земля - Луна - Земля позволяет не заправлять посадочный модуль на Земле, а произвести эту операцию на окололунной орбите переливом топливной пары из баков межорбитального буксира, доставившего лунный Dragon 2 к Луне с низкой опорной орбиты (НОО) вокруг Земли. Этот же буксир довезет космонавтов обратно и уже с НОО они спокойно вернутся на Землю.

Формула Циолковского позволяет оценить необходимый запас топлива для перемещения по маршруту НОО Земля - НОО Луна и обратно. Но здесь один весьма важный нюанс.

ВСЕ космические аппараты, летавшие на Луну (советские, американские и вот недавно китайский зонд) возвращались на Землю, входя в атмосферу нашей планеты на второй космической скорости. Что требовало и требует усиленной теплозащиты и повышенной конструктивной прочности самого возвращаемого аппарата, что добавляет воистину драгоценные килограммы. Почему это делается? Для «бесплатного» торможения за счёт атмосферы.

Американские "Аполлоны" приземлялись по такому же принципу - гашение второй космической скорости прохождением верхних слоёв атмосферы и окончательное снижение.

Делалось и делается это исключительно ради экономии топлива. Формула Циолковского беспощадна и торможение со второй космической скорости до первой космической скорости с выходом на низкую околоземную орбиту (НОО)

Земли требует погасить почти 3 километра в секунду. Для самых эффективных химических ракетных двигателей потребуется топлива в разы больше, чем весит сам возвращаемый аппарат. Пока это невозможно.

Следовательно, лунный Dragon из предыдущих публикаций будет возвращается на Землю точно так же как "Зонд" и "Аполлон". Для начала посчитаем полёт к Луне исключительно Dragon с кратковременной высадкой на поверхности.

Буксир (двигатели на CH_4/O_2) + лунный Dragon (двигатели взлётной ступени на $\text{MMГ}/\text{N}_2\text{O}_4$, посадочной на CH_4/O_2) посадка на Землю с 2 косм скорости - ед. изм - Земля - > Луна - Луна - > Земля

масса начальная - кг - 156 150,61 - 23 456,25

масса конечная, в т.ч.* - кг - 54 171,47 - 17 400,00

*масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом $\text{MMГ}/\text{N}_2\text{O}_4$ - кг - 16 185,06

*сухая масса возвращаемой капсулы Dragon - кг - 7 400,00

*сухая масса посадочной ступени Dragon - кг - 7 400,00

*масса топлива посадочной ступени CH_4/O_2 - кг - 14 530,15

* сухая масса буксира - кг - 10 000,00 - 10 000,00

*масса топлива буксира маршрут Луна - Земля - кг - 6 056,25

удельный импульс - м/с - 3 750,00 - 3 750,00

сумма дельта V на маршруте - м/с - 3 850,00 - 1 000,00

скорость формула Циолковского - м/с - 3 970,00 - 1 120,00

расчёт топлива (отдельно по маршрутам) п1-п2 - кг - 101 979,14 - 6 056,25

масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом ММГ/
N2O4 + сухая масса буксира - кг - 33 585,06

Суммарная масса криогенного топлива CH4/O2 - кг - 122 565,54

Для такой экспедиции потребуется поднять на НОО чуть более 156 тонн, из которых 122 тонны будет занимать жидкий метан и жидкий кислород для двигателей Raptor 3 буксира и посадочного модуля.

Технически это возможно УЖЕ сейчас - ОДНИМ пуском, при отказе от возврата первой ступени Старшип.

При этом, заметьте, топливо для возврата с НОО Луны (6 тонн) надо брать с Земли. Именно здесь и определится цель постоянных баз на Луне - они должны вести геологоразведку и добычу воды/углеводородов для заправки космических кораблей. Воду разделять на водород и кислород, а метан, после очистки и сжижения, напрямую заливать в баки.

Откуда на Луне вода и углеводороды, тот же метан? Оттуда же, откуда и на Земле.

Обе планеты сформированы из одних и тех же материалов, с одинаковой геологической историей, только Луна из-за сильно меньших размеров давно "засохла", потеряв магнитное поле и атмосферу, но в её коре остались те же полезные ископаемые, что и на Земле. Вода на Луне ушла в кору и есть везде, даже на экваторе, в виде аналогов земных арте-

зианских месторождений глубокого залегания, а то и ледниковых пластов под слоем реголита. Всё как на Марсе.

Вариант с лунной базой.

Сухой вес (без топлива для посадки на Луну) базы с интегрированной посадочной ступенью определим в 20 тонн. Это немало - базовый блок станции "Мир" весил примерно столько же. Расчёт потребности топлива для посадки "лунного Старшипа", о котором говорилось ранее. Лунный Dragon, напомню, прилуняется отдельно.

лунная база + посадочная ступень на CH_4/O_2 - ед. изм - лунная база с посадочной ступенью

масса начальная - кг - 32 321,49

масса конечная - кг - 20 000,00

удельный импульс - м/с - 3 750,00

1 косм скорость Луна - м/с - 1 680,00

скорость формула Циолковского - м/с - 1 800,00

расчёт топлива для прилунения п1-п2 - кг - 12 321,49

Запас "дельта V" в 120 м/с на всякие неожиданности.

Теперь можно посчитать затраты топлива на экспедицию с доставкой на поверхность Луны двадцатитонной обитаемой базы с герметичным объёмом примерно, как у базового блока станции "Мир"

Буксир (двигатели на CH_4/O_2) + лунный Dragon (двигатели взётной ступени на $\text{MMГ}/\text{N}_2\text{O}_4$, посадочной на CH_4/O_2) посадка на Землю с 2 косм скорости + лунная база - ед. изм - Земля - > Луна - Луна - > Земля

масса начальная - кг - 254 000,98 - 23 456,25

масса конечная, в т.ч.* - кг - 86 492,95 - 17 400,00

*масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом ММГ/
N₂O₄ - кг - 16 185,06 - n/a

*сухая масса возвращаемой капсулы Dragon - кг - n/a - 7
400,00

*сухая масса посадочной ступени Dragon - кг - 7 400,00
- n/a

*масса топлива посадочной ступени CH₄/O₂ - кг - 14
530,15 - n/a

*сухая масса буксира - кг - 10 000,00 - 10 000,00

*масса топлива буксира маршрут Луна - Земля CH₄/O₂ -
кг - 6 056,25 - n/a

*сухая масса лунная база + посадочная ступень - кг - 20
000,00 - n/a

*масса топлива лунная база CH₄/O₂ - кг - 12 321,49 - n/a
удельный импульс - м/с - 3 750,00 - 3 750,00

сумма дельта V на маршруте - м/с - 3 850,00 - 1 000,00

скорость формула Циолковского - м/с - 4 039,78 - 1 120,00

расчёт топлива (отдельно по маршрутам) п1-п2 - кг - 167
508,03 - 6 056,25

масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом ММГ/
N₂O₄ + сухая масса ,буксир - 53 585,06

Суммарная масса криогенного топлива CH₄/O₂ - 200
415,92

Общий вес укладывается в 255 тонн, что можно вывести

на НОО Земли двумя пусками Старшипа, даже с возвращаемым танкером для заправки криогенным топливом буксира. Так же возможен вариант, когда связка Dragon/лунная база вместе с топливом выводится на НОО Супер Хэви, а Старшип, в одноразовом варианте, поднимает полностью заправленный буксир. На НОО они стыкуются и отправляются к Луне. С комфортом, непредставимым в 1960-е годы.

Важно - Все расчёты приблизительные и требуют уточнения.

Глава 4 Облёт Луны и «мягкое» приземление для лунной программы SpaceX

В Главе 4 рассматривалась "двухнырковая" схема возвращения на Землю, как у советский ка серии "Зонд". Следует уточнить, что среди "Аполлонов" она в чистом виде использовалась только один раз, при возвращении "Аполлона-8".

Остальные «Аполлоны» возвращались, гася скорость в пределах верхних слоёв атмосферы длительным торможением с небольшим подъёмом на первом этапе и обычным спуском при завершении посадки.

По значениям перегрузок (6-6,35), это было весьма жёсткое возвращение. Такой уровень сейчас считается возможным только при аварийном спуске, ведь при управляемой посадке "Союза", например, перегрузки не превышают 3-4g.

Избежать большие перегрузки при возвращении с Луны можно только одним способом:

1. При подходе к Земле погасить разницу между первой и второй космической скоростью двигателями корабля
2. Выйти на низкую опорную орбиту (НОО) Земли
3. уже с НОО приземлится с низкой перегрузкой, как при возвращении с МКС

Уточнив характеристическую скорость истечения газов

Рaptor 3 в вакууме (3750 м/с), можно посчитать вариант "мягкой посадки". Пока в варианте "экспедиции посещения" – с посадкой Dragon на Луну и без лунной базы

Буксир (двигатели на CH_4/O_2) + лунный Dragon (двигатели взлётной ступени на $\text{MMГ}/\text{N}_2\text{O}_4$, посадочной на CH_4/O_2) посадка на Землю с НОО на 1 косм скорости - ед. изм - Земля - > Луна - Луна - > Земля

масса начальная - кг - 233 113,14 - 50 155,94

масса конечная, в т.ч.* - кг - 80 871,15 - 17 400,00

*масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом $\text{MMГ}/\text{N}_2\text{O}_4$ - кг - 16 185,06 - n/a

*сухая масса возвращаемой капсулы Dragon - кг - n/a - 7 400,00

*сухая масса посадочной ступени Dragon - кг - 7 400,00 - n/a

*масса топлива посадочной ступени CH_4/O_2 - кг - 14 530,15 - n/a

*сухая масса буксира - кг - 10 000,00 - 10 000,00

*масса топлива буксира маршрут Луна - Земля - кг - 32 755,94 - n/a

удельный импульс - м/с - 3 750,00 - 3 750,00

сумма дельта V на маршруте - м/с - 3 850,00 - 3 850,00

скорость формула Циолковского - м/с - 3 970,00 - 3 970,00

расчёт топлива (отдельно по маршрутам) п1-п2 - кг - 152 241,99 - 32 755,94

масса возвращаемой капсулы Dragon с топливом $\text{MMГ}/$

N_2O_4 + сухая масса буксир - кг - 33 585,06

Суммарная масса криогенного топлива CH_4/O_2 - кг - 199 528,08

Для запуска одним Старшипом суммарный вес 233 тонны слишком большой, даже для "одноразового" Старшипа (200 т грузоподъёмность на НОО). Следовательно, остаётся двух-пусковая схема:

1. Falcon Heavy в многоразовом исполнении на НОО выводится полностью заправленный лунный Dragon с экипажем

2. Старшип в одноразовом варианте (г/п 200 тонн) выводит на НОО полностью заправленный буксир (185 тонн криогенного топлива)

3. На НОО оба компонента экспедиции стыкуются и отправляются к Луне. Работа там полностью копируют экспедиции "Аполлонов" за исключением того, что буксир ждёт Dragon на окололунной орбите в автоматическом режиме.

4. При возвращении буксир гасит своими двигателями избыток скорости и выводит весь комплекс на НОО, откуда Dragon возвращается на Землю, с минимальными перегрузками при посадке.

Преимущество этой схемы в том, что буксир остаётся на НОО Земли и может быть заправлен всего двумя многоразовыми танкерами (по сто тонн топлива каждый) для последующих полётов к Луне. "Теряется" здесь только посадочная ступень Dragon, которая остаётся на поверхности Луны и мо-

жет быть использована как автоматическая исследовательская станция, ретранслятор, лунный мини-сервер и в других вариантах.

Возможностей буксира хватит, чтобы в беспилотном режиме за один раз доставлять на Луну полностью подготовленную лунную базу с посадочной ступенью общим весом (с топливом для посадки) на НОО Луны в 30-40 тонн. Ведь обратно с лунной НОО до НОО Земли буксир повезёт лишь самого себя. На первом этапе лунной программы, конечно.

Конфигурация без посадки – только для облёта Луны

Так же нетрудно представить эскиз Старшипа, состоящего из двух двигательных блоков - первый блок выводит на НОО (низкую опорную орбиту) Земли полностью заправленный космический буксир, он же второй двигательный блок. В этой схеме есть свободное место под головным обтекателем, куда можно поставить (через адаптер) самую обычную возвращаемую капсулу Dragon 2 и получить "такси" для покатушек до/вокруг Луны - без посадки на поверхность - с возвращением на НОО Земли и нормальной, с низкими перегрузками, посадкой.

Примерный расчёт показывает, что сборка буксир + Dragon может быть поднята на орбиту одним запуском Старшипа грузоподъёмностью 150 тонн на НОО Земли.

Буксир (двигатели на CH₄/O₂) + лунный Dragon (выход на НОО Луны БЕЗ посадки) посадка на Землю с НОО на 1

косм скорости - ед. изм. - Земля - > Луна - Луна - > Земля
масса начальная - кг - 145 628,80 - 50 521,26
масса конечная, в т.ч.* - кг - 50 521,26 - 22 400,00
*сухая масса возвращаемой капсулы Dragon - кг - 7 400,00
- n/a
*сухая масса возвращаемой капсулы Dragon - кг - n/a - 7 400,00
*сухая масса буксира - кг - 15 000,00 - 15 000,00
*масса топлива буксира маршрут Луна - Земля - кг - 28 121,26 - n/a
удельный импульс - м/с - 3 750,00 - 3 750,00
сумма дельта V на маршруте - м/с - 3 850,00 - 2 945,00
скорость формула Циолковского - м/с - 3 970,00 - 3 050,00
расчёт топлива (отдельно по маршрутам) п1-п2 - кг - 95 107,54 - 28 121,26
масса возвращаемой капсулы Dragon + сухая масса буксира - кг - 22 400,00
Суммарная масса криогенного топлива CH₄/O₂ при старте с НОО Земли - кг - 123 228,80
Общий вес 145,6 тонн, в лимит 150 тонн укладывается с небольшим запасом. Фактически получается трёхступенчатая ракета, где третья ступень "космический буксир" НЕ теряется после выполнения миссии, а после облёта Луны и возвращения остаётся на НОО Земли ждать заправки для следующего рейса.
Вес буксира в этом расчёте принят 15 тонн, вместо десяти

в предыдущей статье. Весовое совершенство сразу не достигается. Dragon 2 для облёта Луны можно использовать самый обычный, в версии для полёта к МКС. Автономность 7 суток вполне достаточна для полёта к Луне - трое суток туда, трое обратно и сутки на окололунной орбите.

Можно катать к Луне богатеньких туристов за большие деньги, используя то, что УЖЕ доказало свою работоспособность.

Часть II. Двигатели будущего: от ядерных импульсов до квантовых сил

Глава 6 Ядерные двигатели: от РД-0410 к аммиачному буксиру

Химические двигатели, при всей их отработанности, упираются в беспощадный предел формулы Циолковского. Чтобы выйти за порог околоземной орбиты и начать осваивать Солнечную систему всерьёз, нужна энергия на порядки выше, чем они могут дать. В этой части рассмотрим то, что уже было сделано в истории космонавтики и то, что пока не выходит за пределы лабораторий.

Исторический экскурс

РД-0410 (Индекс ГРАУ — 11Б91, известен также как «Иргит» и «ИР-100») — первый и единственный советский ядерный ракетный двигатель (ЯРД). Был разработан в конструкторском бюро «Химавтоматика», Воронеж. Реактор прошёл значительную серию испытаний, но ни разу не испытывался на полную длительность работы. Вне реакторные узлы были отработаны полностью. Из-за отказа СССР от

полётов космонавтов к Луне и другим плантам Солнечной системы в 1970-е работы по РД-0410 бфли остановлены.

NERVA (англ. Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) — совместная программа Комиссии по атомной энергии США и НАСА по созданию ядерного ракетного двигателя (ЯРД), продолжавшаяся до 1972 года. NERVA продемонстрировал, что ЯРД вполне работоспособен и подходит для исследования космоса, и в конце 1968 года SNPO подтвердил, что новейшая модификация NERVA, NRX/XE, отвечает требованиям для пилотируемого полета на Марс. Хотя двигатели NERVA были построены и испытаны в максимально возможной степени и считались готовыми к установке на космический аппарат, большая часть американской космической программы была отменена администрацией президента Никсона.

Настоящее и будущее ЯРД

Фактически, единственным, чем может пока (это важно) гордиться Роскосмос - это работы по проекту "Зевс". Поскольку создать аналоги "Вояджеров" и марсоходов отечественная промышленность пока не в состоянии, то Роскосмос занимается тем, чем у него компетенций на порядки (это не шутка) больше, чем у всех остальных космических агентств и фирм Земли, вместе взятых.

Роскосмос старается перевести межорбитальные полёты с химических на ионные/плазменные двигатели

Что в теории обещает огромные по сегодняшним меркам

скорости космических аппаратов, порядка 100 километров в секунду и более, получаемые не за счёт гравитационных манёвров, а исключительно работой маршевых двигателей. На таких скоростях становится доступной для исследований пилотируемыми кораблями вся внутренняя часть Солнечной системы - от Меркурия до Главного пояса астероидов включительно.

Главной проблемой, до сих пор не дающей перейти на сверхэкономичную ионную/плазменную тягу в открытом космосе (с Земли выходить в космос всё так же придётся на химических ЖРД) является получение хотя бы десятков / сотен киловатт электрической мощности на борту космического корабля.

Самые распространённые и мощные электрогенераторы вращения, придуманные человечеством, преобразовывают энергию перегретого пара в электрическую энергию сотнями мегаватт, но являются частью тепловой машины. Вследствие чего подчиняются жестокими законам термодинамики, работают на уровне электромагнитного взаимодействия (до нейтринного охлаждения очень далеко) и, что для условий космоса самое неприятное, для работы требуют холодильник. Вот здесь возвращаемся к проекту Роскосмоса "Зевс", где нет турбогенератора, а есть всего лишь РИТЭГ, но от этого "Зевс" не перестал быть тепловой машиной.

Межорбитальный буксир "Зевс" на 90% конструктива представляет собой холодильник, сбрасывающий тепло по-

средством инфракрасного излучения через множество панелей, где циркулирует хладагент. Столь развитая система охлаждения необходимо для создания перепада температур, без которого термоэлектрический генератор работать не будет.

К сожалению, КПД существующих термоэлектрических генераторов не превышает 6%, поэтому, кроме поддержания перепада температур на термопарах, система охлаждения должна сбрасывать "излишнее" тепло в космос, а это более 90% всего того, что выделяется при распаде радиоизотопного топлива. Именно поэтому ЭБ (энергоблок) на рисунках выше такой маленький по сравнению со всей остальной конструкцией.

Дополнительной проблемой становится необходимость плотной упаковки под обтекатель ракеты всей конструкции при старте с Земли и её развёртывание в рабочее положение уже в космосе. Огромное количество гибких соединений трубопроводов охлаждения, множество шарниров и фиксаторов панелей - всё это сильно понижает надёжность, что для космоса совершенно недопустимо. Поэтому "Зевс" на картинках выше со 100% вероятностью никуда и никогда не полетит. Как макет для отработки технологий он сгодится, но не более того.

Что делать?

Работать дальше. Перспективных направления всего два:

1. Повышение КПД термоэлектрического генератора

2. Снижение сложности системы охлаждения при сохранении её эффективности.

Повышение КПД термоэлектрического генератора

Один из вариантов - использовать термофотовольтаику

Применяемый в плутониевой электрической батарее принцип преобразования энергии ядерного распада в электрическую называют термофотовольтаическим [4]. Альфа-источник окружён вакуумной капсулой, внешние стенки которой покрыты слоем наночастиц. Тепло от ионизирующего излучения нагревает капсулу до 1500 К, заставляя её поверхность светиться. Чувствительные и адаптированные к среде фотоэлементы, окружающие капсулу и способные выдерживать колоссальный нагрев окружающей температуры, улавливают эти изменения спектра.

Если кому-то не нравится плутоний, есть другой изотоп никель-63.

Используемый в новой атомной батарее ^{63}Ni – наиболее перспективный радионуклид в бета-вольтаике: средняя энергия бета-частиц ^{63}Ni 17,5 кэВ (и максимальная энергия 67 кэВ), период полураспада 100,1 лет; к нему можно создать физическую защиту от мягкого бета-излучения источника в миниатюрном элементе питания.

Такой "ритэг" разрабатывается для миниатюрных устройств, но нет никаких препятствий для масштабирования "вверх"

Был создан прототип автономного радиоизотопного ис-

точника питания средней мощности на основе узкозонных полупроводниковых термофотовольтаических материалов с КПД преобразования теплового излучения (ближнего ИК-диапазона) не ниже 15%. Это более чем в 2 раза превосходит КПД преобразования радиоизотопных источников питания, выполненных по технологии радиоизотопных термоэлектрических генераторов (РИТЭГ).

КПД термофотовольтаики может быть выше при повышении температуры и достигать 44%

Термофотовольтаические элементы функционируют аналогично фотоэлектрическим элементам, которые чаще всего называют солнечными элементами. Термофотовольтаика использует инфракрасные фотоны, которые обладают меньшей энергией, для преобразования электромагнитного излучения в электричество, в отличие от фотонов видимого света, которые обладают большей энергией.

Конец ознакомительного фрагмента.

Текст предоставлен ООО «Литрес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на Литрес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.