

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ.



Ракетный двигатель – реактивный двигатель, источник энергии и рабочее тело которого находится в самом средстве передвижения.

Ракетный двигатель — единственный практически освоенный для вывода полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Земли и применения в условиях безвоздушного космического пространства тип двигателя. Другие типы двигателей, пригодные для применения в космосе (например, солнечный парус, космический лифт) пока еще не вышли из стадии теоретической и/или экспериментальной отработки.

Сила тяги в ракетном двигателе возникает в результате преобразования исходной энергии в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. В зависимости от вида энергии, преобразующейся в кинетическую энергию реактивной струи, различают *химические ракетные двигатели*, *ядерные ракетные двигатели* и *электрические ракетные двигатели*. По назначению ракетные двигатели подразделяют на несколько основных видов: разгонные (стартовые), тормозные, маршевые, управляющие и другие. Ракетные двигатели в основном применяются на ракетах (отсюда взято название). Кроме этого ракетные двигатели иногда применяют в авиации. Ракетные двигатели являются основными двигателями в космонавтике.

Характеристикой эффективности ракетного двигателя является удельный импульс (в двигателестроении применяют несколько другую характеристику — удельная тяга) — отношение количества движения, получаемого ракетным двигателем, к массовому расходу рабочего тела. Удельный импульс имеет размерность м/с, то есть размерность скорости. Для идеального ракетного двигателя удельный импульс численно равен скорости истечения рабочего тела из сопла.

Ядерный ракетный двигатель



Химический ракетный двигатель



Электрический ракетный двигатель (ЭРД)

Химические ракетные двигатели.

Наиболее распространены химические ракетные двигатели, в которых, в результате экзотермической химической реакции горючего и окислителя (вместе именуемые топливом), продукты сгорания нагреваются в камере сгорания до высоких температур, расширяясь, разгоняются в сверхзвуковом сопле и истекают из двигателя. Топливо химического ракетного двигателя является источником, как тепловой энергии, так и газообразного рабочего тела, при расширении которого его внутренняя энергия преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи.

В камере сгорания образуется горячий газ, который затем вытекает из сопла. Максимальная скорость струи вытекающего газа около 4500 м/с, тяга — от долей Н до десятков МН. Основные типы химических ракетных двигателей — жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) и гибридные ракетные двигатели.

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) — химический ракетный двигатель, использующий в качестве ракетного топлива жидкости, в том числе сжиженные газы.

Топливо ЖРД может быть двухкомпонентным и однокомпонентным (монотопливо). Двухкомпонентное топливо состоит из жидкого окислителя (кислород, окислы азота и т. д.) и жидкого горючего (водород, углеводороды и т. д.), хранящихся в отдельных баках. Монотопливо представляет собой жидкость (например, гидразин), способную к каталитическому разложению.

Запуск ЖРД — ответственная операция, чреватая тяжёлыми последствиями в случае возникновения нештатных ситуаций в ходе её выполнения.

Если компоненты топлива являются самовоспламеняющимися, то есть вступающими в химическую реакцию горения при физическом контакте друг с другом (например, гептил/азотная кислота), инициация процесса горения не вызывает проблем. Но в случае, когда компоненты не являются таковыми, необходим внешний инициатор воспламенения, действие которого должно быть точно согласовано с подачей компонентов топлива в камеру сгорания. Несгоревшая топливная смесь — это взрывчатка большой разрушительной силы, и накопление её в камере грозит тяжёлой аварией.

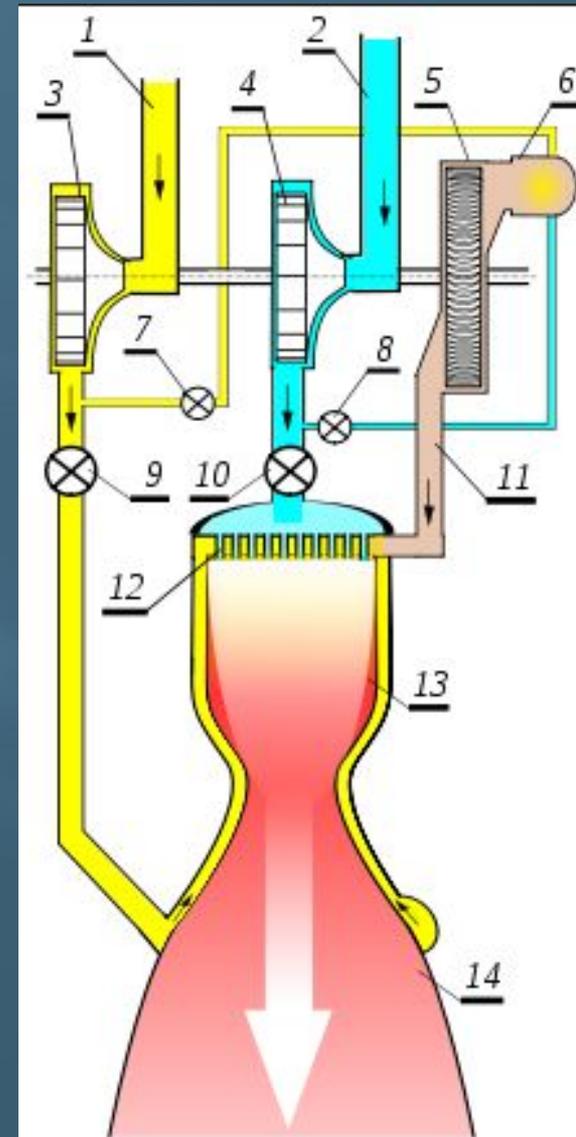
Устройство и принцип действия двухкомпонентного ЖРД.

Существует довольно большое разнообразие схем устройства ЖРД, при единстве главного принципа их действия. Рассмотрим устройство и принцип действия ЖРД на примере двухкомпонентного двигателя с насосной подачей топлива, как наиболее распространённого, схема которого стала классической.

Компоненты топлива — горючее (1) и окислитель (2) поступают из баков на центробежные насосы (3, 4), приводимые в движение газовой турбиной (5). Под высоким давлением компоненты топлива поступают на форсуночную головку (12) — узел, в котором размещены форсунки, через которые компоненты нагнетаются в камеру сгорания (13), перемешиваются и сгорают, образуя нагретое до высокой температуры газообразное рабочее тело, которое, расширяясь в сопле, совершает работу и преобразует внутреннюю энергию газа в кинетическую энергию его направленного движения. Через сопло (14) газ истекает с большой скоростью, сообщая двигателю реактивную тягу. отработанные газы из турбины ТНА поступают через форсуночную головку в камеру сгорания вместе с компонентами топлива (11). Такой двигатель называется двигателем с замкнутым циклом (иначе — с закрытым циклом), при котором весь расход топлива, включая используемое в приводе ТНА, проходит через камеру сгорания ЖРД. Давление на выходе турбины в таком двигателе, очевидно, должно быть выше, чем в камере сгорания ЖРД, а на входе в газогенератор (6), питающий турбину, — ещё выше. Чтобы удовлетворить этим требованиям, для привода турбины используются те же компоненты топлива (под высоким давлением), на которых работает сам ЖРД (с иным соотношением компонентов, как правило, — с избытком горючего, чтобы снизить тепловую нагрузку на турбину).

7, 8 — клапаны газогенераторов

9, 10 — главные клапаны



Сфера использования, преимущества и недостатки.

Ракеты-носители и двигательные установки различных космических аппаратов являются преимущественной областью применения ЖРД.

К преимуществам ЖРД можно отнести следующие:

- ❖ Самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4 500 м/с для пары кислород-водород, для керосин-кислород — 3 500 м/с).
- ❖ Управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве.
- ❖ При создании больших ракет, например, носителей, выводящих на околоземную орбиту многотонные грузы, использование ЖРД позволяет добиться весового преимущества по сравнению с твёрдотопливными двигателями (РДТТ). Во-первых, за счёт более высокого удельного импульса, а во-вторых за счёт того, что чем больше объём топлива на ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается весовое преимущество ЖРД по сравнению с РДТТ. Чем больше объём топлива на ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается весовое преимущество ЖРД по сравнению с РДТТ.

Недостатки ЖРД:

- ❖ ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твёрдотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твёрдотопливным двигателям, ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности.
- ❖ Компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их осаждения необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе.
- ❖ В настоящее время для химических ракетных двигателей (в том числе и для ЖРД) достигнут предел энергетических возможностей топлива, и поэтому теоретически не предвидится возможность существенного увеличения их удельного импульса.

История создания ЖРД.

На возможность использования жидкостей, в том числе жидких водорода и кислорода, в качестве топлива для ракет указывал К. Э. Циолковский в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1903 году. Первый работающий экспериментальный ЖРД построил американский изобретатель Р. Годдард в 1926 г. Аналогичные разработки в 1931—1933 гг. проводились в СССР группой энтузиастов под руководством Ф. А. Цандера. Эти работы были продолжены в организованном в 1933 г. РНИИ, но в 1938 г. тематика ЖРД в нём была закрыта, а ведущие конструкторы С. П. Королёв и В. П. Глушко были репрессированы, как «вредители».

Наибольших успехов в разработке ЖРД в первой половине XX в. добились немецкие конструкторы Вальтер Тиль, Гельмут Вальтер, Вернер фон Браун и др. В ходе Второй мировой войны они создали целый ряд ЖРД для ракет военного назначения: баллистической Фау-2, зенитных Вассерфаль, Шметтерлинг, Райнтохтер R3. В Третьем рейхе к 1944 г. фактически была создана новая отрасль индустрии — ракетостроение, под общим руководством В. Дорнбергера, в то время, как в других странах разработки ЖРД находились в экспериментальной стадии.

По окончании войны разработки немецких конструкторов подтолкнули исследования в области ракетостроения в СССР и в США, куда эмигрировали многие немецкие учёные и инженеры, в том числе В. фон Браун. Начавшаяся гонка вооружений и соперничество СССР и США за лидерство в освоении космоса явились мощными стимуляторами разработок ЖРД.

В 1957 г. в СССР под руководством С. П. Королёва была создана МБР Р-7, оснащённая ЖРД РД-107 и РД-108, на тот момент самими мощными и совершенными в мире, разработанными под руководством В. П. Глушко. Эта ракета была использована, как носитель первых в мире ИСЗ, первых пилотируемых КА и межпланетных зондов.

В 1969 г. в США был запущен первый космический корабль серии Аполлон, выведенный на траекторию полёта к Луне ракетой-носителем Сатурн-5, первая ступень которой была оснащена 5-ю двигателями F-1. F-1 по настоящее время является самым мощным среди однокамерных ЖРД, уступая по тяге четырёхкамерному двигателю РД-170, разработанному КБ «Энергомаш» в Советском Союзе в 1976 г.

В настоящее время космические программы всех стран базируются на использовании ЖРД.

Твердотопливный ракетный двигатель (РДТТ).

Твердотопливный ракетный двигатель (РДТТ — ракетный двигатель твёрдого топлива) использует в качестве топлива твёрдое горючее и окислитель.

В твердотопливном двигателе (РДТТ) горючее и окислитель хранятся в форме смеси твёрдых веществ, а топливная ёмкость одновременно выполняет функции камеры сгорания. Твердотопливный двигатель и ракета, оборудованная им, конструктивно устроены гораздо проще всех других типов ракетных двигателей и соответствующих ракет, а потому они надёжны, дешёвы в производстве, не требуют больших затрат при хранении и транспортировке, время подготовки их к пуску минимально. Поэтому в настоящее время они вытесняют другие типы ракетных двигателей из области военного применения. Вместе с тем, твёрдое топливо энергетически менее эффективно, чем жидкое. Удельный импульс твердотопливных двигателей составляет 2000 — 3000 м/с. Тяга — свыше 1300тс (ускоритель Спейс Шаттла).

Благодаря быстрдействию и простоте устройства (а следовательно, надёжности) является наиболее подходящим или даже незаменимым средством для создания тяги при проведении таких "вспомогательных" операций, как аварийное спасение космонавтов на начальном участке вывода космических кораблей на околоземные орбиты, разделение ступеней ракет-носителей (РН), раскрутка ракетных ступеней и космических аппаратов (КА) с целью их стабилизации в полете, создание начальных перегрузок для нормального запуска основных ЖРД в невесомости и т. д. Во многих случаях оказывается целесообразным использование маршевых космических РДТТ. В этом качестве твердотопливные двигатели широко применяются на верхних ступенях РН и в так называемых разгонных блоках, включаемых в космосе. Установка на ракеты-носители навесных РДТТ, включаемых при старте, является эффективным способом повышения мощности РН. В арсенале космонавтики имеются и полностью твердотопливные РН.



История создания космических РДТТ.

Эти двигатели ведут свою историю от пороховых ракет древности, в которых впервые был реализован принцип реактивного движения. Прежде чем РДТТ стал применяться в космонавтике, он прошел долгий путь развития.

История создания и развития РДТТ - это прежде всего история изобретения порохов. Источником энергии первых ракетных двигателей, которые применялись в Китае и Индии еще в начале нашего тысячелетия был черный, или дымный, порох, подобный современному. Это твердое топливо имеет следующий типичный состав: 75% нитрата калия (KNO_3), 15% древесного угля и 10% серы.

На протяжении многих столетий РДТТ, по существу, не подвергались, принципиальным изменениям, и развитие твердотопливных ракет, в котором периоды подъема чередовались с временами спада, шло крайне медленными темпами: создание зарядов из дымного пороха, которые бы могли гореть свыше 1-3 с, представлялось неразрешимой проблемой: по прошествии этого короткого времени давление в камере сгорания резко возрастало, и происходил взрыв.

В конце XIX в. во Франции (П. Вьель, 1884), а затем в Швеции (А. Нобель), России (Д. И. Менделеев) и других странах были разработаны различные составы бездымного пороха, намного превосходящего по эффективности прежний, дымный. Бездымные пороха сразу же получили широкое применение в артиллерии, поскольку значительно увеличивали мощь огня и не демаскировали боевые позиции при выстрелах.

С созданием бездымного пороха вновь возродился интерес к РДТТ, и в конце XIX - начале XX в. в ряде стран не только были высказаны идеи о создании ракет на бездымном порохе, но и проведены соответствующие эксперименты. В 1895 г. Т. Унге (Швеция) испытал подобные ракеты в полете (после чего отказался от использования нового пороха), а в 1915-1916 гг. Р. Годдард (США) провел эксперименты с небольшими РДТТ и получил опытные данные, необходимые ему для обоснования идеи о создании ракеты на бездымном порохе для полета на Луну. В России еще в 1881 г. Н. И. Кибальчич предложил проект летательного аппарата на бездымном порохе для полетов по воздуху, а в 1916г. П. И. Граве подал заявку и в 1924 г. получил отечественный патент на боевые и осветительные ракеты с бездымным порохом.

Выяснилось, однако, что артиллерийские пороха не пригодны для использования в ракетах. Дело в том, что эти пороха изготавливались в виде зерен, лент и тонких трубок, с тем чтобы получить большую поверхность горения. При выстреле весь пороховой заряд мгновенно превращался в газ с давлением в сотни мегапаскалей и снаряд с высокой скоростью выбрасывался из орудия. Для ракет же требовались пороховые шашки достаточно больших размеров (т. е. с толстым сводом), чтобы продолжительность горения измерялась хотя бы секундами. Кроме того, необходимо было добиться, чтобы при существенно меньшем рабочем давлении горение происходило стабильно. Оказалось, что шашки с толстым сводом, изготавливаемые из артиллерийского пороха, коробятся и растрескиваются после прессования и сушки. (Последняя операция производилась с целью удаления применявшегося спирто-эфирного растворителя-пластификатора, который представлял собой летучий продукт.)

Создание топливных зарядов для РДТТ на основе бездымного пороха с использованием нелетучего растворителя оказалось трудной задачей. В нашей стране она была решена в середине 20-х годов в результате сотрудничества ученых Газодинамической лаборатории (Н. И. Тихомиров, В. А. Артемьев) и Российского института прикладной химии (С. А. Сериков, М. Е. Серебряков, О. Г. Филиппов). В 1929 г. сотрудниками этих двух ленинградских организаций была разработана полупроизводственная технология изготовления одноканальных шашек с толстым сводом методом прессования пироксилин-тротиловой массы в глухих матрицах, обогреваемых паром. Причем в пороховой мастерской Газодинамической лаборатории наладили изготовление шашек диаметром до 40 мм.

Быстрыми темпами велись работы по созданию пороховых реактивных снарядов. В 1930 г. эти работы возглавил Б. С. Петропавловский, а в 1934 г. Т. Э. Лангемак, под руководством которого Реактивный научно-исследовательский институт довел разработку снарядов до их успешных войсковых испытаний (эти снаряды явились основой знаменитого реактивного оружия <Катюша>).

Последний шаг на пути к созданию современных РДТТ был сделан во второй половине 40-х годов сотрудниками лаборатории реактивных двигателей (США), которые предложили в качестве твердого ракетного топлива кристаллические частицы перхлората калия ($KClO_4$) или аммония (NH_4ClO_4) как окислитель, вкрапленные в массу полисульфидного синтетического каучука (горючее).

В отличие от двухосновного пороха, который представляет собой гомогенную, т. е. однородную, массу, новое топливо по своей структуре было гетерогенным, неоднородным. Поскольку данное топливо является механической смесью различных компонентов, то получило название смесевое.

Изобретение смесового топлива вместе с разработкой новой технологии изготовления топливных зарядов произвело подлинную революцию в области РДТТ и всей ракетной техники. Именно эти твердотопливные двигатели нового типа позволили США осуществить вслед за нашей страной запуск первого своего ИСЗ (1958 г.) и вывести КА на межпланетную траекторию (1959 г.). В обоих этих случаях использовались четырехступенчатые РН ("Джуно-1" и "Джуно-2") с различным числом почти одинаковых маршевых РДТТ на второй, третьей и четвертой ступенях: связкой из 11 двигателей, связкой из 3 двигателей и одиночным двигателем. Все эти РДТТ работали по 6,5 с и развивали тягу около 7 кН каждый при удельном импульсе от 2160 до 2450 м/с. В стальных цилиндрических корпусах РДТТ диаметром 150 мм содержалось по 21-23 кг смесового топлива с полисульфидным горючим-связкой; горение заряда происходило по поверхности осевого звездообразного канала. Эти скромные двигатели положили начало широкому применению РДТТ в космонавтике.



Твердое ракетное топливо

Твердое ракетное топливо — твёрдое вещество или смесь отдельных веществ, способная гореть без доступа воздуха, выделяя при этом большое количество газообразного рабочего тела, нагретого до высокой температуры, используемого в твёрдотопливных ракетных двигателях для создания реактивной тяги.

Классы:

❖ **Двухосновные или гомогенные топлива.** Эти топлива представляют собой твёрдые растворы, обычно нитроцеллюлозы, в нелетучем растворителе, обычно нитроглицерине. Достоинства таких топлив — хорошие механические, температурные и другие конструкционные свойства, высокая стабильность при хранении, отработанность и дешевизна, а также практически полное отсутствие в продуктах горения конденсированной фазы и вредных веществ. Недостатки — сравнительно невысокий удельный импульс.

❖ **Смесевые топлива.** Исторически первым смесевым топливом был чёрный порох, однако сейчас он применяется в качестве твёрдого ракетного топлива только в фейерверочных, сигнальных и модельных ракетах. Современные смесевые топлива состоят обычно из перхлората аммония, выполняющего роль окислителя, алюминия (изредка магния) в форме мелкодисперсного сферического порошка, и органического полимера — связующего. Другой эффективный бесхлорный окислитель, нашедший применение в ТРТ для баллистических ракет — динитрамид аммония (АДНА).

Процесс горения:

1. Стадия инертного прогрева;
2. Стадия разложения компонентов топлива;
3. Стадия химического взаимодействия газообразных окисл. горючих элементов.
При этом взаимодействии выделяется большое количества тепла.

Факторы, влияющие на величину скорости горения:

- ❖ Состав топлива
- ❖ Влияние начальной температуры
- ❖ Влияние давления в камере сгорания
- ❖ Влияние технологических добавок
- ❖ Влияние скорости газового потока, обдувающего горящую поверхность топлива

Наиболее распространённые виды топлива

- ❖ В твердотопливных ускорителях для запуска ракет и/или ракетах ближнего боя (ПТУР, ПТРК), как правило, используются дешёвые порохи на основе твёрдого раствора нитроцеллюлозы в нитроглицерине.
- ❖ В ракетах-носителях (к примеру: американских челноках), МБР и других требующих максимальной энергетики твердотопливных ракетах, как правило, применяются смесевые топлива.
- ❖ В 2009 году в США прошли наземные огневые испытания твердотопливного двигателя на основе водяного льда и мелкодисперсного (около 80 нанометров) алюминиевого порошка. На сегодняшний день НАСА рассматривает эту смесь как весьма перспективную (особенно в силу дешевизны) альтернативу твёрдому топливу.



Нитроцеллюлозный
бездымный порох N110

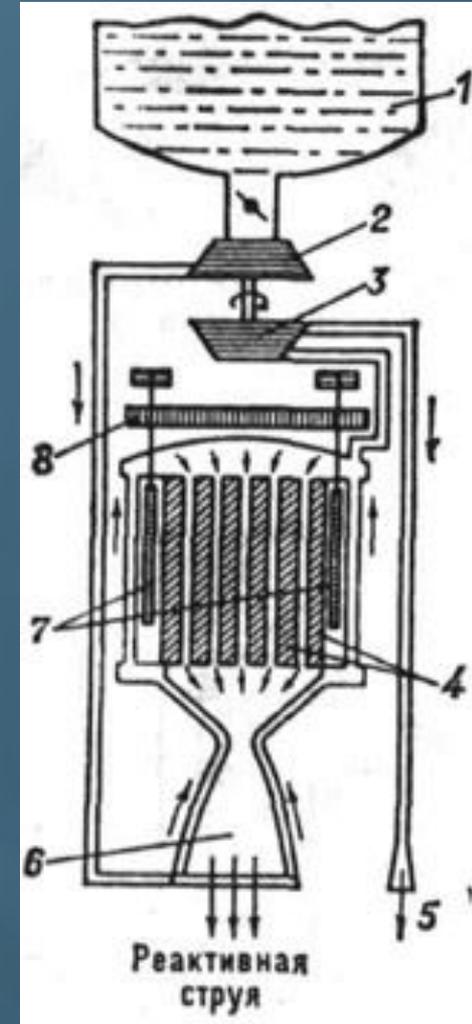
Ядерные ракетные двигатели.

Ядерный ракетный двигатель (ЯРД) - разновидность ракетного двигателя, которая использует энергию деления или синтеза ядер для создания реактивной тяги. Бывают реактивными (нагрев рабочего тела в ядерном реакторе и вывод газа через сопло) и импульсными (ядерные взрывы малой мощности при равном промежутке времени).

Традиционный ЯРД в целом представляет собой конструкцию из ядерного реактора и двигателя. Рабочее тело (чаще — аммиак или водород) подаётся из бака в активную зону реактора, где, проходя через нагретые реакцией ядерного распада каналы, разогревается до высоких температур и затем выбрасывается через сопло, создавая реактивную тягу. Существуют различные конструкции ЯРД — твёрдофазный, жидкофазный и газофазный, соответственно агрегатному состоянию ядерного топлива в активной зоне реактора — твёрдое, расплав или высокотемпературный газ (либо плазма). ЯРД активно разрабатывались и испытывались в СССР и США с середины 1950-х годов. Исследования ведутся и в настоящее время.



(слева) Космический корабль проекта «Орион», рисунок художника.



(сверху) Принципиальная схема ядерного ракетного двигателя: 1 - бак с жидким водородом; 2 - насос; 3 - турбина; 4 - тепловыделяющие элементы; 5 - выпуск газов из турбины; 6 - сопло; 7 - стержни управления; 8 - защитный экран

Ядерный импульсный двигатель.

Исследовались также импульсные ядерные ракетные двигатели. Ими занимались и в США и, позднее, в СССР. Например, в США известен проект «Orion» в 1958 году фирмы «Дженерал Атомикс».

Атомные заряды мощностью примерно в 1 килотонну на этапе взлёта должны были взрываться со скоростью один заряд в секунду. Ударная волна — расширяющееся плазменное облако — должна была приниматься «толкателем» — мощным металлическим диском с теплозащитным покрытием, и, потом, отразившись от него, создать реактивную тягу. Импульс, принятый плитой толкателя, через элементы конструкции передавался кораблю. Затем, когда высота и скорость вырастут, частоту взрывов можно было уменьшить. При взлёте корабль должен был лететь строго вертикально, чтобы минимизировать площадь радиоактивного загрязнения атмосферы.

Программа развития проекта «Орион» была рассчитана на 12 лет, расчётная стоимость — 24 миллиарда долларов, что было сопоставимо с запланированными расходами на лунную программу «Аполлон» («Apollo»). Интересно, что разработчики предполагали на базе этого корабля построить самый настоящий звездолёт массой в 500 000 т. Согласно их расчётам, ядерно-импульсный звездолёт достиг бы Альфы Центавра за 130 лет. Однако приоритеты изменились. В дальнейшем финансировании проекта было отказано.

В СССР аналогичный проект разрабатывался в 1950—70-х годах.

Устройство содержало дополнительные химические реактивные двигатели, выводящие его на 30–40 км от поверхности Земли и затем предполагалось включать основной ядерно-импульсный двигатель. Основной проблемой была прочность экрана-толкателя, который не выдерживал огромных тепловых нагрузок от близких ядерных взрывов. Вместе с тем были предложены несколько технических решений, позволяющих разработать конструкцию плиты-толкателя с достаточным ресурсом. Проект не был завершён.

В США были проведены несколько испытаний модели летательного аппарата с импульсным приводом (для взрывов использовалась обычная химическая взрывчатка). Получены положительные результаты о принципиальной возможности управляемого полёта аппарата с импульсным двигателем.

Реальных испытаний импульсного ЯРД с подрывом ядерных устройств не проводилось. Дальнейшие практические разработки в области импульсных ЯРД были прекращены в конце 1960-х гг.

РД-0410.

РД-0410 (Индекс ГРАУ - 11Б91) — первый и единственный советский ядерный ракетный двигатель. Был разработан в конструкторском бюро «Химавтоматика», Воронеж. В РД-0410 был применён гетерогенный реактор на тепловых нейтронах, замедлителем служил гидрид циркония, отражатели нейтронов — из бериллия, ядерное топливо — материал на основе карбидов урана и вольфрама, с обогащением по изотопу 235 около 80 %. Реактор прошёл значительную серию испытаний, но ни разу не испытывался на полную длительность работы. Внереакторные узлы были отработаны полностью.

Основные параметры:

- ❖ Тяга в пустоте — 3,59 тс (35,2 кН)
- ❖ Тепловая мощность реактора — 196 МВт
- ❖ Удельный импульс тяги в пустоте — 910 кгс·с/кг (8927 м/с)
- ❖ Число включений — 10
- ❖ Ресурс работы — 1 час
- ❖ Компоненты топлива: рабочее тело — жидкий водород, вспомогательное вещество — гептан
- ❖ Масса с радиационной защитой — 2 тонны
- ❖ Габариты двигателя: высота 3.5 м, диаметр 1.6 м
- ❖ Годы разработки — 1965—1985

История создания:

- ❖ 1957 год — Начало работ по проекту по предложению В. М. Иевлева и поддержанного И. В. Курчатовым, М. В. Келдышем и С. П. Королевым.
- ❖ 1953 год — Постановление Правительства по созданию «крылатых ракет с прямоточным двигателем с использованием атомной энергии»
- ❖ 1955 год — Создание группы в НИИ-1 МАП по разработке концепции ядерных ракетных двигателей во главе с В. М. Иевлевым (К. И. Артамонов, А. С. Коротеев и другие), с удельным импульсом $J=(850—900)$ сек «А» и до 2000 сек «В».



- ❖ 1956 год — Постановление Правительства по «созданию баллистической ракеты дальнего действия с атомным двигателем» ГК ракеты — С. П. Королев, ГК двигателя — В. П. Глушко, НР реактора — А. И. Лейпунский. Организация подготовки специалистов в МАИ отв. инженер Н. Н. Пономарев-Степной.
- ❖ 1958 год — Постановление Правительства по созданию ядерного ракетного двигателя, научное руководство поручить М. В. Келдышу, И. В. Курчатову и С. П. Королеву
- ❖ 1958 год — Начало строительства на полигоне № 2 МО СССР (ядерный полигон в Семипалатинске) стенда с реактором и горячей лабораторией
- ❖ 1964 год — Постановление ЦК КПСС и СМ о строительстве стартового комплекса «Байкал» на Семипалатинском полигоне испытательной базы ЯРД
- ❖ 1966 год — Создание ЯРД 11Б91 («А») научное руководство — Центр Келдыша (В. М. Иевлев), изготовление — КБХА (А. Б. Конопатов), ТВС ЯРД — ПНИТИ (И. И. Федик)
- ❖ 1968 год — Разработка ГФЯР двигателя РД-600 научное рук-во — Центр Келдыша, разработка НПО «Энергомаш», В. П. Глушко с тягой 6 МН, $J=2000$ сек
- ❖ 1968 год — Постановление Правительства о создании ГФЯР РД-600 и строительство стендовой базы «Байкал-2»
- ❖ 1970 год — НПО «Энергомаш», Центр Келдыша — эскизный проект космической энергоустановки с ГФЯР ЭУ-610 $W=3,3$ ГВт
- ❖ 1972 год — Физический пуск реактора ИВГ на комплексе «Байкал» (Н. Н. Пономарев-Степной)
- ❖ 1977 год - Окончание отработки внереакторных узлов на «холодном» двигателе
- ❖ 1978 год — Энергетический пуск первого реактора ЯРД 11Б91

Электрические ракетные двигатели.

Электрический ракетный двигатель (ЭРД) — ракетный двигатель, принцип работы которого основан на преобразовании электрической энергии в кинетическую энергию частиц. Также встречаются названия, включающие слова реактивный и движитель.

Комплекс, состоящий из набора ЭРД, системы хранения и подачи рабочего тела (СХиП), системы автоматического управления (САУ), системы электропитания (СЭП), называется *электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ)*.

Классификация ЭРД не устоялась, однако в русскоязычной литературе обычно принято классифицировать ЭРД по преобладающему механизму ускорения частиц. Различают следующие типы двигателей (см. рис.).

Электростатические делятся на ионные (в том числе коллоидные) двигатели (ИД, КД) — ускорители частиц в униполярном пучке, и ускорители частиц в квазинейтральной плазме. К последним относятся ускорители с замкнутым дрейфом электронов и протяжённой или укороченной зоной ускорения.

Первые принято называть стационарными плазменными двигателями (СПД), также встречается (всё реже) наименование — линейный холловский двигатель (ЛХД), в западной литературе именуется холловским двигателем. УЗДУ обычно называются двигателями с ускорением в анодном слое (ДАС).

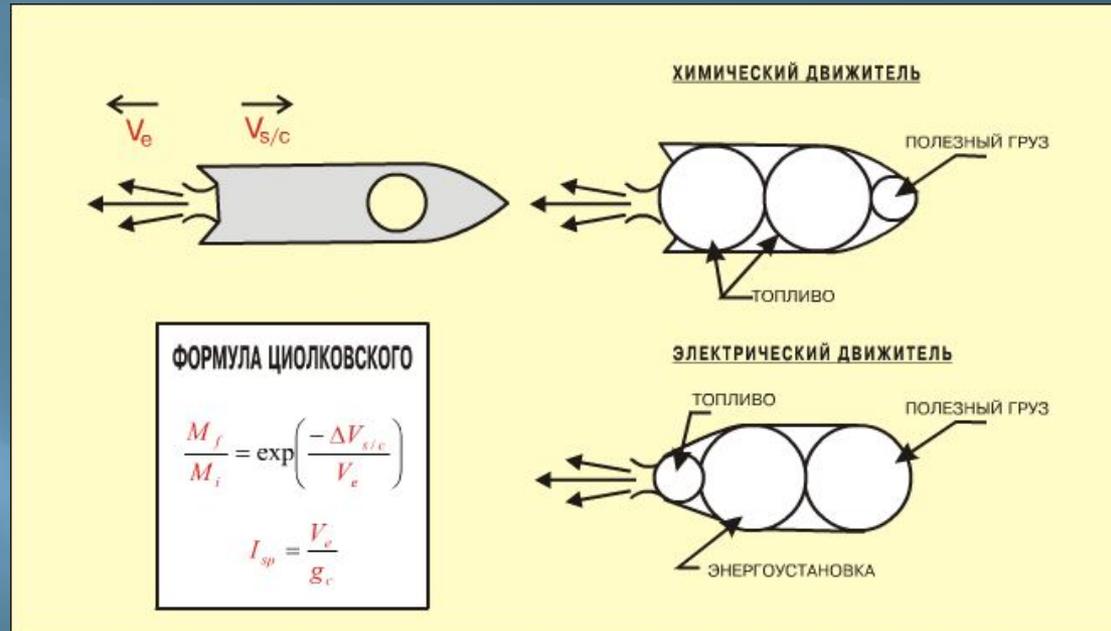
К сильноточным (магнитоплазменным, магнитодинамическим) относят двигатели с собственным магнитным полем и двигатели с внешним магнитным полем (например, торцевой холловский двигатель — ТХД).

Импульсные двигатели используют кинетическую энергию газов, появляющихся при испарении твёрдого тела в электрическом разряде.



Почему важна высокая скорость истечения ракетного топлива

Обратите внимание, что корабль с электрическим двигателем должен нести источник электропитания, чтобы обеспечить энергию для ракетного топлива; в противоположность у химического двигателя энергия заключена в собственной массе ракетного топлива. Таким образом, полная энергоемкость h топлива такой ракеты равняется энергии извлекаемой из топлива энергоустановки, деленной на суммарную массу этого топлива и ракетного топлива (рабочего ракетного вещества) $h=E/(m_1+m_2)$



Естественно КПД такого двигателя ниже обычных химических ракет, но в пределах солнечной системы, когда основная часть электроэнергии может быть получена из солнечных батарей, они выигрывают у химических ракет в отношении полезной массы к массе топлива.

Формула Циолковского.

Простейший способ передвижения в космосе - использовать ракетный двигатель. При этом движение корабля описывается формулой Циолковского:

Где v - скорость до которой разгонится корабль

L - энергоемкость топлива

h - отношение массы потраченного топлива к суммарной массе корабля и оставшегося на борту топлива.

Если наш корабль использует весь свой запас топлива, то максимальная скорость, которой он может достичь:

Где m - полная масса топлива

M - масса корабля без топлива

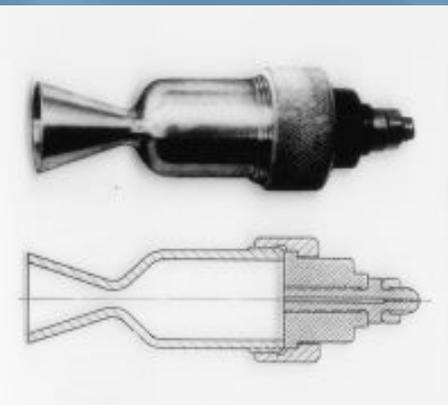
$$v = \sqrt{2L} \cdot \ln(1 + h)$$

$$v = \sqrt{2L} \cdot \ln\left(1 + \frac{m}{M}\right)$$

История электрических ракетных двигателей.

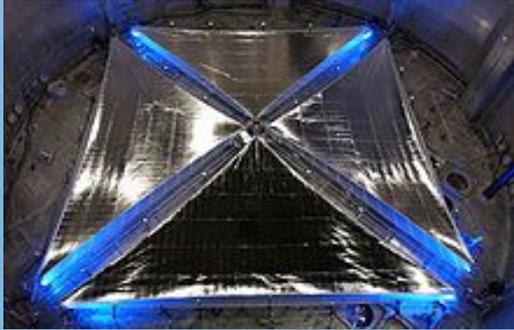
- ❖ 1903 - Циолковский создает уравнение ракетного движения, или "Формулу Циолковского"
- ❖ 1906 - R. Goddard пишет о возможности электрических ракет
- ❖ 1911 - Циолковский самостоятельно пишет об электрических ракетах
- ❖ 1929 - первый в мире электрический двигатель, демонстрируемый В. П. Глушко в Ленинграде в Газодинамической Лаборатории
- ❖ 1960 - Первый функционирующий "Broad-Beam"(широко-лучевой) ионный электростатический двигатель, созданный в США в NASA Lewis Research Center
- ❖ 1964 - Первая успешная суборбитальная демонстрация ионного двигателя (SERT I) тест на выполнимость нейтрализации ионного луча в космосе. США
- ❖ 1964 - Впервые электрический двигатель использован на межпланетном зонде (Зонд 2) СССР
- ❖ 1970 - Испытание на длительную работу ртутных ионных электростатических двигателей в космосе (SERT II) США.
- ❖ 1972 - Первый основанный на ксеноне стационарный плазменный движатель (SPT-50) в космосе (Метеор) СССР; Solar Electric Propulsion System Integration Technology (SEPSIT) (интегрированная технология систем электрического движителя на солнечной энергии) использование SEP для сближения с кометой Encke (система на 16 кВт)
- ❖ 1993 - Первое применение гидразина в качестве рабочего вещества на коммерческом спутнике связи (Telstar 401) США.

Первый электрический двигатель.



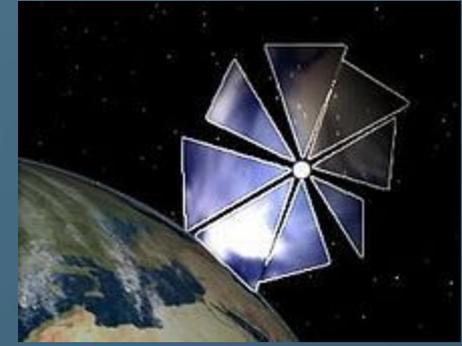
- ❖ Разработан В. П. Глушко в ленинградской Газодинамической Лаборатории между 1929 и 1933 гг.
- ❖ Жидкие и твердые проводники выпаривались высокими разрядами в напорной камере и, расширяясь, вытекали через форсунку.
- ❖ Мощность двигателя 40 кВт

Ракетные двигатели, находящиеся в стадии разработки.



Солнечный парус диаметром 20 метров, разработанный в НАСА

Солнечный парус.



Солнечный парус на аппарате Космос 1(компьютерная модель)

Солнечный парус — приспособление, использующее давление солнечного света или лазера на зеркальную поверхность для приведения в движение космического аппарата.

Следует различать понятия «солнечный свет» (поток фотонов, именно он используется солнечным парусом) и «солнечный ветер» (поток элементарных частиц и ионов).

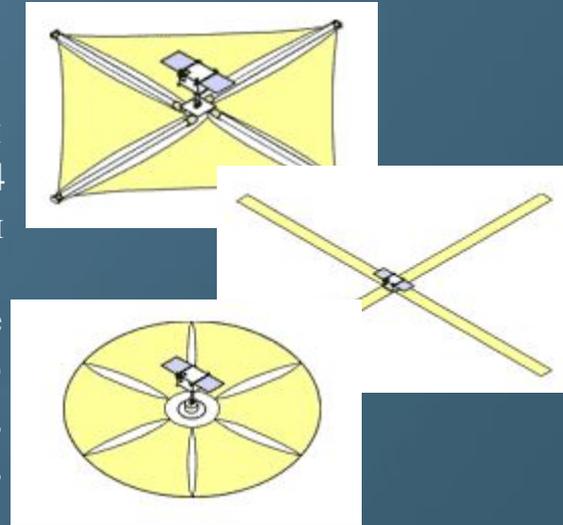
Идея полетов в космосе с использованием солнечного паруса возникла в 1920-е годы в России и принадлежит одному из пионеров ракетостроения Фридриху Цандеру, исходявшему из того, что частицы солнечного света — фотоны — имеют импульс и передают его любой освещаемой поверхности, создавая давление. Величину давления солнечного света впервые измерил русский физик Пётр Лебедев в 1900 году.

Давление солнечного света чрезвычайно мало (на Земной орбите — около $5 \cdot 10^{-10}$ Н/м²) и уменьшается пропорционально квадрату расстояния от Солнца. Однако солнечный парус совсем не требует ракетного топлива, и может действовать в течение почти неограниченного периода времени, поэтому в некоторых случаях его использование может быть привлекательно. Эффект солнечного паруса использовался несколько раз для проведения малых коррекций орбиты космических аппаратов, в роли паруса использовались солнечные батареи или радиаторы системы терморегуляции.

Однако на сегодняшний день ни один из космических аппаратов не использовал солнечный парус в качестве основного двигателя.

Космические аппараты, использующие солнечный парус.

21 мая 2010 года Японское космическое агентство (JAXA) запустило ракету носитель Н-ПА, на борту которой находились космический аппарат IKAROS с солнечным парусом и метеорологический аппарат для изучения атмосферы Венеры[2]. IKAROS оснащен тончайшей мембраной размером 14 на 14 метров. С его помощью планируется исследовать особенности движения аппаратов при помощи солнечного света. На создание аппарата было потрачено 16 миллионов долларов, отмечает агентство. Раскрытие солнечного паруса началось 3 июня 2010 года, а 10 июня успешно завершилось. По кадрам, переданным с борта IKAROS, можно сделать вывод, что все 200 квадратных метров ультратонкого полотна расправились успешно, а тонкоплёночные солнечные батареи начали вырабатывать энергию.



«Космическая регата»

В 1989 г. юбилейной комиссией Конгресса США в честь 500-летия открытия Америки был объявлен конкурс. Его идея заключалась в выведении на орбиту нескольких солнечных парусных кораблей, разработанных в разных странах, и проведении гонки под парусами к Марсу. Весь путь планировалось пройти за 500 дней. Свои заявки на участие в конкурсе подали США, Канада, Великобритания, Италия, Китай, Япония и Советский Союз. Старт должен был состояться в 1992 году.

Претенденты на участие стали выбывать почти сразу, столкнувшись с рядом проблем технического и экономического плана. Распад Советского Союза, однако, не привел к прекращению работы над отечественным проектом, который по мнению разработчиков, имел все шансы на победу. Но регата была отменена ввиду финансовых трудностей у юбилейной комиссии (а возможно, ввиду всей совокупности причин). Грандиозное шоу не состоялось.

Сейчас в России существует консорциум «Космическая регата», который провёл несколько экспериментов с солнечными отражателями с целью освещения районов нефте- и газодобычи. Также существуют проекты выплавления зеркал на орбите из астероидов.



Космический лифт.

Художественная фантазия: вид на космический лифт

Космический лифт — замысел астроинженерного сооружения по выведению грузов на планетарную орбиту или даже за её пределы. Впервые подобную мысль высказал Константин Циолковский в 1895 году, детальную разработку идея получила в трудах Юрия Арцутанова. Гипотетическая конструкция основана на применении троса, протянутого от поверхности планеты к орбитальной станции находящейся на ГСО. Предположительно, такой способ в перспективе может быть на порядки дешевле использования ракет-носителей.

Трос удерживается одним концом на поверхности планеты (Земли), а другим — в неподвижной над планетой точке выше геостационарной орбиты (ГСО) за счёт центробежной силы. По тросу поднимается подъёмник, несущий полезный груз. При подъёме груз будет ускоряться за счёт вращения Земли, что позволит на достаточно большой высоте отправлять его за пределы тяготения Земли.

От троса требуется чрезвычайно большая прочность на разрыв в сочетании с низкой плотностью. Углеродные нанотрубки по теоретическим расчётам представляются подходящим материалом. Если допустить пригодность их для изготовления троса, то создание космического лифта является решаемой инженерной задачей, хотя и требует использования передовых разработок и больших затрат иного рода. Создание лифта оценивается в 7—12 млрд долларов США. НАСА уже финансирует соответствующие разработки американского Института научных исследований, включая разработку подъёмника, способного самостоятельно двигаться по тросу.

Конструкция.

Основание.

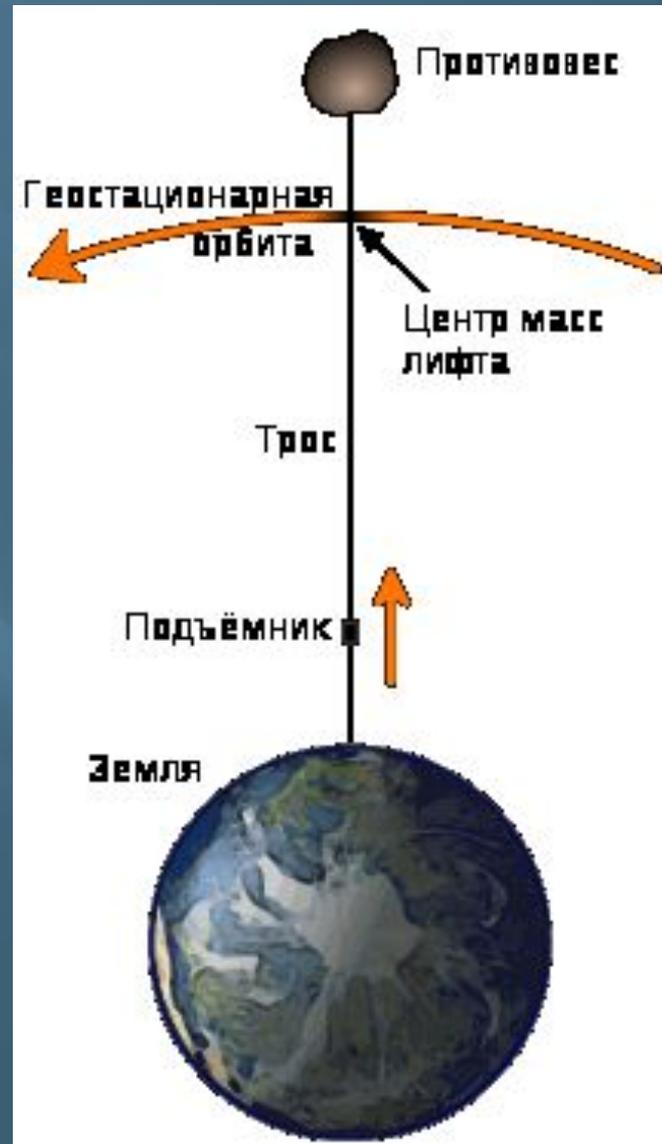
Основание космического лифта — это место на поверхности планеты, где прикреплен трос и начинается подъем груза. Оно может быть подвижным, размещённым на океанском судне.

Преимущество подвижного основания — возможность совершения маневров для уклонения от ураганов и бурь. Преимущества стационарной базы — более дешёвые и доступные источники энергии, и возможность уменьшить длину троса. Разница в несколько километров троса сравнительно невелика, но может помочь уменьшить требуемую толщину его средней части и длину части, выходящей за геостационарную орбиту.

Трос

Трос должен быть изготовлен из материала с чрезвычайно высоким отношением предела прочности к удельной плотности. Космический лифт будет экономически оправдан, если можно будет производить в промышленных масштабах за разумную цену трос плотности, сравнимой с графитом, и прочностью около 65-120 гигапаскалей.

Для сравнения, прочность большинства видов стали — около 1 ГПа, и даже у прочнейших её видов — не более 5 ГПа, причём сталь тяжела. У гораздо более лёгкого кевлара прочность в пределах 2,6—4,1 ГПа, а у кварцевого волокна — до 20 ГПа и выше. Теоретическая прочность алмазных волокон может быть немногим выше.



Углеродные нанотрубки должны, согласно теории, иметь растяжимость гораздо выше, чем требуется для космического лифта. Однако технология их получения в промышленных количествах и сплетения их в кабель только начинает разрабатываться. Теоретически их прочность должна быть более 120 ГПа, но на практике самая высокая растяжимость однослойной нанотрубки была 52 ГПа, а в среднем они ломались в диапазоне 30-50 ГПа. Самая прочная нить, сплетённая из нанотрубок, будет менее прочной, чем ее компоненты. Исследования по улучшению чистоты материала трубок и по созданию разных их видов продолжаются.

В большинстве проектов космического лифта применяются однослойные нанотрубки. У многослойных выше прочность, но они тяжелее, и их отношение прочности к плотности ниже. Возможный вариант — использовать соединение однослойных нанотрубок под высоким давлением. При этом хотя и теряется прочность из-за замещения sp^2 -связи (графит, нанотрубки) на sp^3 -связь (алмаз), они будут лучше удерживаться в одном волокне силами Ван-дер-Ваальса и дадут возможность производить волокна произвольной длины.

В эксперименте учёных из Университета Южной Калифорнии (США) однослойные углеродные нанотрубки продемонстрировали удельную прочность, в 117 раз превышающую показатели стали и в 30 — кевлар. Удалось выйти на показатель в 98,9 ГПа, максимальное значение длины нанотрубки составило 195 мкм.

По заявлениям некоторых учёных, даже углеродные нанотрубки никогда не будут достаточно прочны для изготовления троса космического лифта.

Подъёмник.

Космический лифт не может работать как обычный лифт (с движущимися тросами), поскольку толщина его троса непостоянна. Большинство проектов предлагает использовать подъёмник, забирающийся вверх по неподвижному тросу, хотя предлагались также варианты использования небольших сегментированных подвижных тросов, протянутых вдоль основного троса.

Противовес.

Противовес может быть создан двумя способами — путём привязки тяжёлого объекта (например, астероида) за геостационарной орбитой или продолжения самого троса на значительное расстояние за геостационарную орбиту. Второй вариант пользуется большей популярностью в последнее время, поскольку его легче осуществить, а кроме того, с конца удлинённого троса проще запускать грузы на другие планеты, поскольку он обладает значительной скоростью относительно Земли.

Запуск в космос.

На конце башни высотой в 144 000 км тангенциальная составляющая скорости составит 10,93 км/с, что более чем достаточно, чтобы покинуть гравитационное поле Земли и запустить корабли к Сатурну. Если объекту позволить свободно скользить по верхней части башни, его скорости хватит, чтобы покинуть Солнечную систему. Это произойдет за счёт перехода суммарного углового момента башни (и Земли) в скорость запущенного объекта.

Для достижения ещё больших скоростей можно удлинить трос или ускорить груз за счёт электромагнетизма.

Строительство.

Строительство ведётся с геостационарной станции. Это единственное место, где может причалить космический аппарат. Один конец опускается к поверхности Земли, натягиваясь силой притяжения. Другой, для уравнивания, - в противоположную сторону, натягиваясь центробежной силой. Это означает, что все материалы для строительства должны быть подняты на геостационарную орбиту традиционным способом, независимо от места назначения груза. То есть, стоимость подъёма всего космического лифта на геостационарную орбиту - минимальная цена проекта.

Краткий обзор развития космических ракет.

Двухступенчатая космическая ракета с двигателями РД-107, РД-108 использовалась в 1957-1958 гг. для запуска первых искусственных спутников Земли. Для осуществления запусков автоматических межпланетных станций (АМС) к Луне (1959 г.) и орбитальных пилотируемых полетов космических кораблей "Восток" (1961 г.) была разработана для указанной ракеты третья ступень с однокамерным кислородно-керосиновым ЖРД тягой 5 т, созданным в ОКБ, руководимом С. А. Косберггом. Трехступенчатая ракета, сконструированная таким образом, получила название "Восток". Более поздние ее модификации с четырехкамерным ЖРД с тягой 30 т на третьей ступени использовались с 1964 г. для запуска космических кораблей "Восход", а с 1967 г. обеспечивают запуски кораблей "Союз"3. При помощи четырехступенчатых модификаций ракеты "Восток" были осуществлены запуски АМС, которые вышли на окололунную орбиту и произвели мягкую посадку на Луну (1966 г.). Венеру (1970 г.) и Марс (1971 г.).

Ракеты-носители типа "Восток" на протяжении длительного времени обеспечили СССР ведущую роль в исследовании космоса и продолжают широко использоваться до сих пор. До 1964 г. они существенно превосходили по грузоподъемности все другие космические ракеты, из которых можно назвать такие жидкостные ракеты, как советские "Космос" (применяются с 1962 г.) и американские ракеты "Тор-Дельта" и "Атлас-Ад-жена" (применяются с 1960 г.). Эти американские космические ракеты, как и "Восток", были созданы путем установки дополнительных ступеней на только что разработанные жидкостные баллистические ракеты с дальностью действия в несколько тысяч километров (первая космическая ракета являлась вариантом межконтинентальной баллистической ракеты).

В последующие годы в СССР и США были созданы космические ракеты более мощные, нежели ракеты типа "Восток". К ним относятся жидкостные ракеты "Протон" (СССР), "Сатурн-1" (две модификации), "Сатурн-5" и жидкостные ракеты семейства "Титан-3" со стартовыми РДТТ. Космические ракеты семейства "Титан-3" разработаны на базе межконтинентальной баллистической ракеты, остальные же являются полностью оригинальными конструкциями.

По грузоподъемности ракета "Протон" и последние модификации ракет "Сатурн-1" и "Титан-3" примерно втрое превосходят модифицированные образцы ракеты "Восток". С их применением связаны многие выдающиеся достижения космонавтики, о которых будет сказано дальше, при описании соответствующих ракетных двигателей.

Космическая ракета "Сатурн-5" по грузоподъемности превосходит все другие ракеты. Она создавалась в рамках программы "Аполлон", цель которой заключалась в доставке и высадке астронавтов на Луну. Для этого потребовалась ракета со стартовой массой около 3000 т. После шести экспедиций на Луну (1969- 1972 гг.) "Сатурн-5" использовалась лишь однажды - для запуска орбитальной пилотируемой станции "Скайлэб" (1973 г.) массой около 80 т.

Появление космических ракет, более мощных, чем ракеты типа "Восток", стало возможным лишь благодаря новым замечательным достижениям в области создания ЖРД. К ним относятся: разработка двигателей с камерами тягой более 100 т, освоение новых ракетных топлив и, наконец, реализация давлений в камерах сгорания, превышающих 100 атм.

"Восток" (1961 г.)



"Тор-Дельта"



"Сатурн-1"



"Сатурн-5"

