

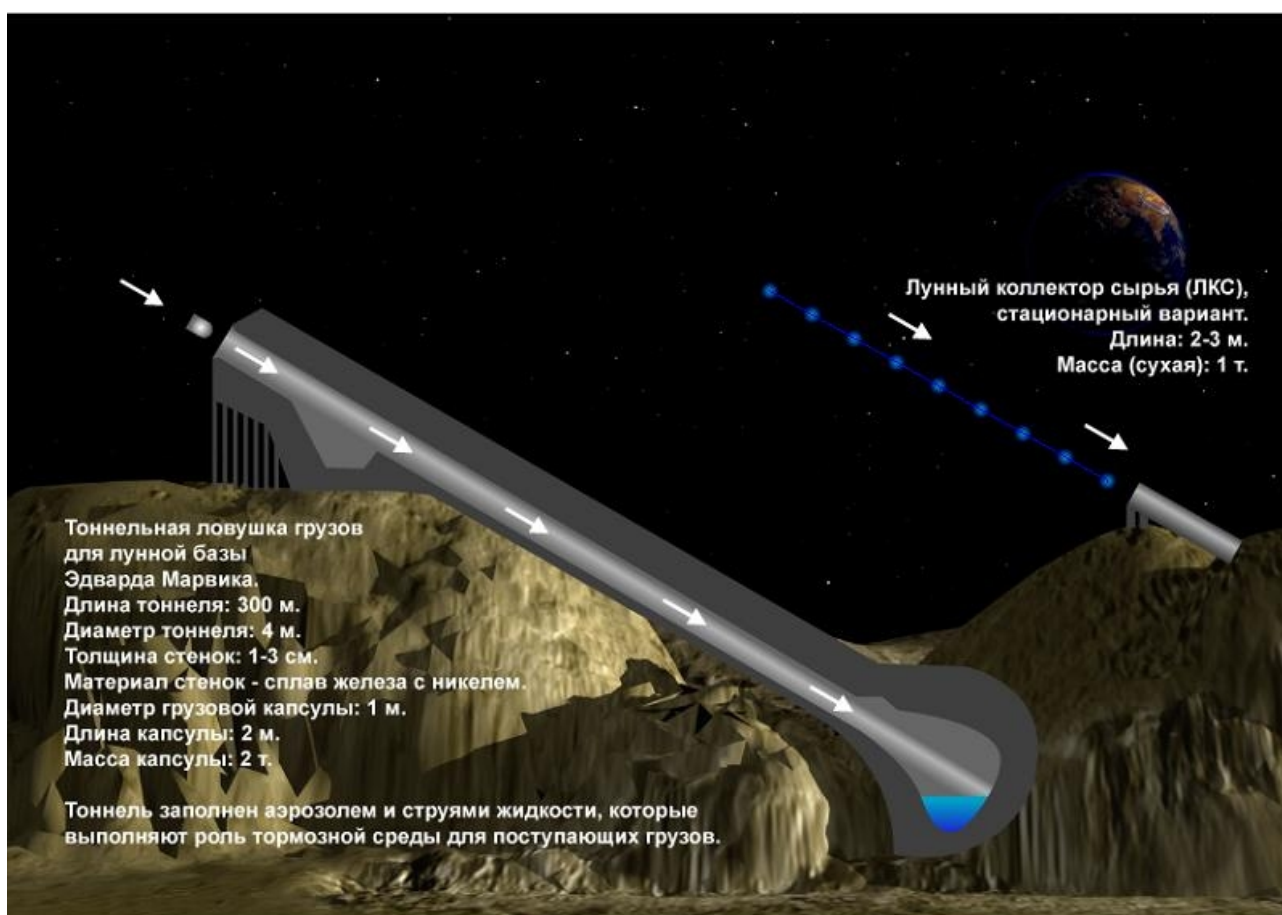
XXXVII научная конференция по космонавтике «Королёвские чтения»

## ЛУННАЯ И ИНОПЛАНЕТНЫЕ БАЗЫ – НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ

### СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ.

#### КОРПУС ТЕХНОЛОГИЙ

А.О. Майборода



Москва,  
январь-февраль  
2013 г.

# **ЛУННАЯ И ИНОПЛАНЕТНЫЕ БАЗЫ – НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ. КОРПУС ТЕХНОЛОГИЙ**

## **Аннотация**

В работе рассматриваются новые возможности создания и эксплуатации лунной и инопланетных баз, которые открываются благодаря новым прогрессивным средствам транспортировки грузов, как на базу, так и с базы на орбитальные станции. Излагаются методы малозатратной доставки на базу ракетного топлива, необходимого для возвращения персонала на Землю, воды и другого сырья, необходимого для функционирования базы и её дальнейшего развертывания, а также снабжения окололунной (инопланетной) орбитальной станции ракетным топливом в целях дозаправки КА, которые совершают посадку на базу и/или возвращают персонал и продукцию базы на Землю. Рассматриваются способы использования кинетической энергии лунных грузов, перебрасываемых на околоземную орбиту, для вывода сырьевых грузов в космос и запуска космических аппаратов.

Работа выполнена на основе одноименного доклада на XXXVII научной конференции по космонавтике «Королёвские чтения».

## **Оглавление**

- 1. Введение**
- 2. Лунный коллектор сырья**
- 3. Орбитальный лунный коллектор сырья, поставляемого с Земли**
- 4. Орбитальный лунный коллектор сырья, поставляемого с Луны ускорителем массы непрерывного действия. Струйный ускоритель**
- 5. Околоземный коллектор лунного сырья, с функцией накопления атмосферного воздуха**
- 6. Многоразовые лунные грузовые бустеры с накопителями воздуха - тормозными экранами**
- 7. Околоземный коллектор сырья двустороннего действия: прием лунных и земных грузопотоков**
- 8. Околоземный коллектор сырья, поставляемого с Земли, совмещенный с КСЭС, с двигательной установкой на основе ЭРД и ЭДТС**
- 9. Околоземный ОКС с термохимическими РДУ, потребляющими лунное топливо**
- 10. Околоземный ОКС с теплообменными РДУ, использующих тепло тормозной камеры с рабочим телом на основе лунной воды или атмосферного азота**
- 11. Околоземные ОКС и бустеры с теплообменными водородными РДУ на основе нагревателя на химическом топливе**
- 12. Использование потока лунного вещества в качестве пропеллента (толкателя) для ускорения КА. Прямоточные кинетические реактивные двигатели с попутным и встречным потоками рабочего вещества**
- 13. Варианты рентабельной работы лунной базы на стадии предшествующей использованию лунных месторождений воды и водорода**
- 14. Апологетика новых космических технологий**
- 15. Выводы**
- 16. Приложение – принципиальные схемы**
- 17. Источники**

## 1. Введение

Дефицит ресурсов, о котором так долго говорили аналитики из Римского клуба, наконец-таки даёт себя знать. Взоры искателей новых источников ресурсов обратились и к дну океанов и к бездне небесной. Многие из ставшего редким на Земле и в Океане имеется в изобилии на небесах. Появились частные компании, с долгосрочными планами разработки ресурсов небесных тел, например, таких как металлические астероиды.

На Луне, также есть запасы платины и платиноидов как на металлических астероидах. Есть там и уран, и редкоземельные металлы. Луна – это своего рода кладбище астероидов. В течение миллиардов лет, те же астероиды с золотом, платиной и другим ценным сырьем бомбардировали поверхность нашего естественного спутника, так что можно не гоняться за астероидами, тратя годы на путешествие к ним, а достаточно хорошо поискать под слоем реголита осколки металлических астероидов.

До Луны и обратно неделя пути, а до не самых далеких астероидов, из группы сближающихся с Землей, годы полета потребуются. Если подходить к делу разработки внеземных ресурсов с точки зрения инвесторов, то из-за потребности в быстрой амортизации много миллиардного транспортного оборудования разработка лунных месторождений драгметаллов более перспективна, чем астероидных рудников. Однако, нынешние транспортные технологии делают во много раз более доступными именно астероиды, а не Луну. Доставить на Луну необходимое оборудование и организовать вывоз извлеченного сырья во много раз сложнее, чем на астероиды.

Многие энтузиасты возлагают большие надежды на неракетные системы транспортировки лунного сырья в космос и далее на Землю. Да, электромагнитные ускорители способны решить задачу дешевого вывоза сырья с Луны к Земле. Но, электромагнитные катапульты не могут решить самую главную проблему в освоении Луны – проблему доставки этих самых катапульт с Земли на поверхность Луны. Предполагается, что самая малая масса такой промышленной катапульты составит 200 тонн. Плюс еще на окололунной орбите, в либрационной точке, надо разместить ловушку для перехвата грузов выбрасываемых катапульты. Кроме того, на поверхность надо доставить монтажное и другое строительное оборудование, а перед началом строительства провести геологоразведку и отработать технологию извлечения сырья из месторождений, «завести» с Земли горное оборудование, т.е. создать лунную базу, скорее всего обитаемую, даже при нынешнем прогрессе робототехники. Так или иначе, только 200 тоннами не обойтись, но в любом случае начинать надо с лунной исследовательской базы, а это создаст проблемы ее снабжения – не всё можно регенерировать, да и обитателей базы надо периодически возвращать на Землю, что требует больших поставок ракетного топлива на базу.

Решение задачи освоения Луны требует решения проблемы сокращения грузопотоков, необходимых для развертывания и последующего снабжения лунной базы. Согласно имеющимся планам, масса лунной базы на начальном этапе в составе трех обитаемых модулей, электростанции и одного лунохода будет составлять, по предварительным оценкам, как минимум 60 т, масса лунной орбитальной станции порядка 30 т. Что бы доставить этот груз с использованием существующих ракетных технологий необходимо вывести на околоземную орбиту полезный груз массой 700-800 т. И это только для построения базы и создания условий жизнедеятельности экипажа численностью 3-4 человека.

Доставка оборудования для исследования и освоения лунных ресурсов потребует гораздо большего грузопотока: помимо выведения на низкую околоземную орбиту примерно 740 т на развертывание базы требуется выведение 435 т для ежегодного снабжения.

Известно решение этой задачи, состоящее в использовании электроракетных межорбитальных буксиров (солнечных и ядерных), которое снизит необходимость выведения на низкую околоземную орбиту до 300 т грузов ежегодно (примерно 420 т на развертывание и порядка 300 т для ежегодного снабжения).

Многоразовое использование электроракетного буксира и других элементов транспортной системы также повышает эффективность системы. Для развертывания лунной базы в этом случае, включая агрегаты получения компонентов топлива и рабочего тела (лунного завода по производству компонентов топлива массой 30 т), потребуется доставить на околоземную орбиту примерно 600 т полезного груза, а для обслуживания до 90 т ежегодно. Электроракетные буксиры в два раза сокращают стоимость вывода грузов на окололунную орбиту: с 52000 до 22000 долл./кг.

Вместе с тем, имеется группа других решений проблемы, которые могут применяться как самостоятельно, так и в комплексе с рассмотренным решением, которое опирается на применение электроракетных буксиров. Даже самостоятельное, независимое использование этих решений способно в 3-10 раз сократить необходимые грузопотоки.

В случае использования жидкостных реактивных двигателей на химических компонентах, от 50 до 70 процентов грузопотока составляет масса ракетного топлива, которое необходимо для выхода грузового посадочного модуля на окололунную орбиту и совершения посадки на Луну. Замена ракетного способа доставки грузов с окололунной орбиты на Луну, на известные неракетные способы в виде жесткой посадки грузов, таким образом, в 2-3 раза сократит грузопоток на низкую околоземную орбиту, по крайней мере для грузов сырьевого типа.

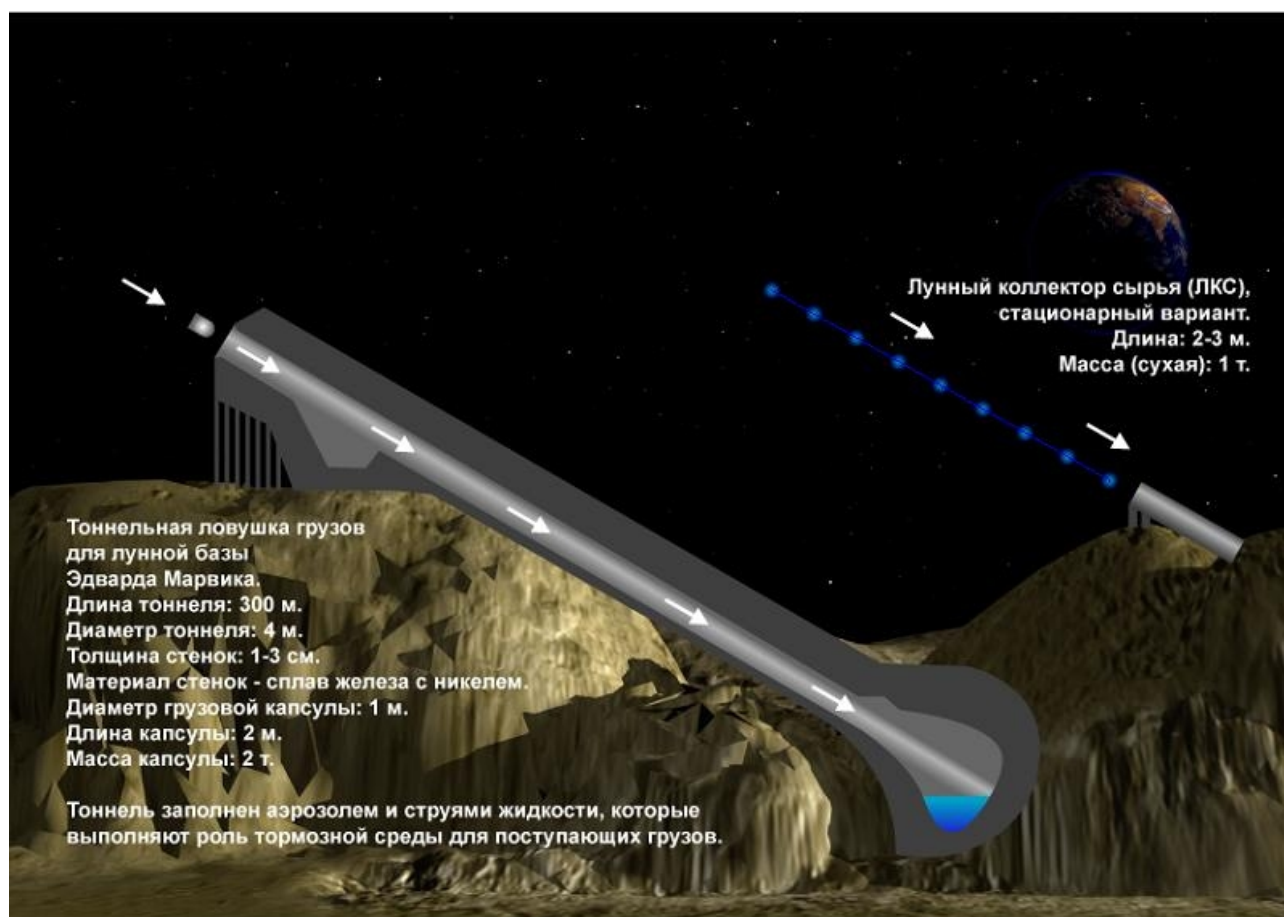


Рис. 1. Улавливатель и накопитель грузов, подаваемых с Земли на лунную базу. Старая и современная модели лунных коллекторов – грузоулавливателей-накопителей. НКС – средство сокращения грузопотока в 2-3 раза благодаря избавлению от запасов топлива, необходимого для мягкой посадки на Луну грузовых модулей.

Кроме того, зарубежные планы создания лунной базы включают в себя использование принтеров объемной печати или 3D-принтеров, которые могут непосредственно на Луне создать корпуса жилых и технологических модулей, а также различное сложное

оборудования, вплоть до ракетных двигателей. Благодаря быстрому прогрессу технологии 3D-печати создание лунной базы упрощается – теперь большая часть грузов, доставляемых в район развертывания базы, может быть не сложными техническими изделиями, а сырьем, которое представлено веществами не боящимися ударных перегрузок и высокотемпературного нагрева. С учетом доставки на базу простых сырьевых компонентов ракетного топлива, необходимого для возвращения экипажа, а не готовых сложномолекулярных продуктов, основной грузопоток будет представлять собой сырьевой материал, а доля готовых сложных технических изделий будет незначительной.

Эта структура поставок, с доминированием сырья, даёт возможность существенно снизить затраты на этапе строительства базы т.к. открывает возможность осуществлять снабжение поставками необходимого сырья с Земли без использования ракетных аппаратов на участке прилунения грузов. Такие простые вещества, как вода, содержащая нужные на базе кислород и водород, углеводороды, дающие химические реагенты-восстановители металлов для лунных производственных комплексов, готовые алюминий, титан и другие металлы не нуждаются в мягкой посадке на поверхность Луны. Главное, чтобы после жесткой, ударной посадки эти вещества можно было бы легко собрать и аккумулировать для последующего использования. Требуемое решение обеспечивает проект налунных (напланетных) аппаратов-накопителей сырья, подаваемого с околоземной орбиты межорбитальными буксирами с двигателями малой тяги либо бустерами (разгонными блоками) с двигателями большой тяги.

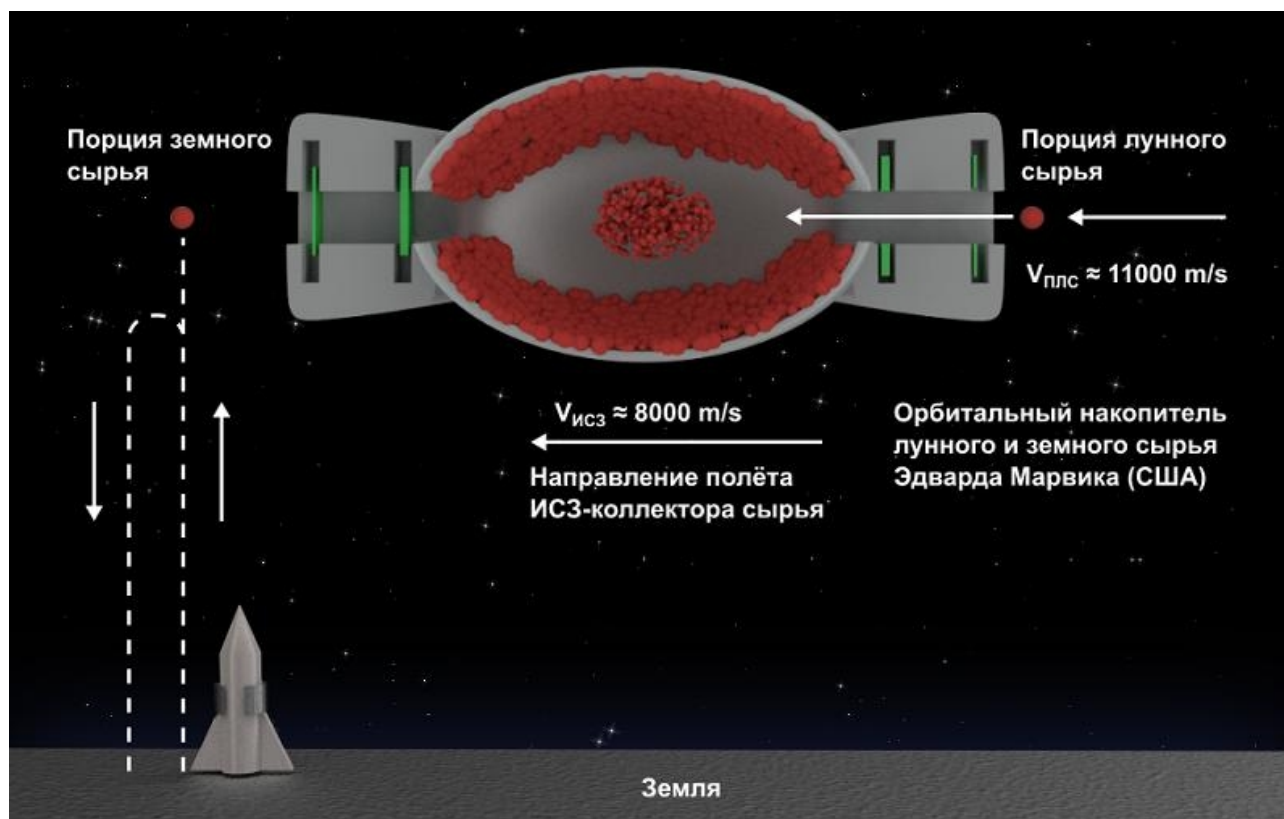


Рис. 2. Орбитальный накопитель лунных и земных грузов. Модель прошлого века.

ОКС – средство сокращения вывода грузов дорогими многоступенчатыми РН в 2-3 раза благодаря выводу на НОО разгонных блоков без запасов топлива, необходимого для полёта к Луне, которым РБ дозправляются на орбите. Требуемый запас топлива поставляется в заправочную станцию суборбитальными РН через ОКС при затратах в 10-100 раз меньших, чем обычно. Одновременно осуществляются поставки конструкционных материалов.

Первое предложение в этом направлении дано в 80-х годах прошлого века (патент US 4775120). Суть этого проекта заключалась в следующем: контейнеры с сырьем и полуфабрикатами прицельно сбрасываются с окололунных искусственных спутников на поверхность Луны в специальные ловушки, которые выполнены в форме протяженных тоннелей длиной 300 метров. Благодаря газо-жидкостной среде, заполняющей тоннели, осуществляется торможение и остановка контейнеров. Однако, большая громоздкость предложенной системы и необходимость её создания из лунных металлов, стала основным препятствием на пути её реализации.

Смещение сырьевого компонента грузопотока в сторону увеличения его доли обеспечивает также упрощение технологии вывода части грузов с Земли на низкую околоземную орбиту. Предложение использовать этот, преимущественно сырьевой характер грузопотока также было дано в 80-х годах прошлого века (патент US 5199671). Суть этого проекта состояла в создании орбитальных ловушек сырьевых грузов на низкой околоземной орбите. Такие накопители сырья, при условии соблюдения баланса импульсов, способны принимать контейнеры с сырьем и полуфабрикатами одновременно с Луны и с Земли. С Земли, грузы в такой орбитальный накопитель доставлялись бы при помощи недорогих высотных суборбитальных ракет и далее отправлялись бы к Луне. Однако и для этой эффективной транспортной системы препятствие к реализации стали её чрезмерные масса и габариты.

## Основные недостатки налунных и орбитальных накопителей грузов, конструкции Э. Марвика (патенты US 4775120 и US 5199671)

- Большие габариты тормозной камеры ловушки высокоскоростных грузов. Линейные размеры составляют 300-3000 м
- Большая масса камеры торможения грузов и буферного (защитного и охлаждающего) вещества. Проектная масса орбитальной ловушки грузов – 40000 т. Это необходимое условие для захвата крупных порций груза: 3 т с Земли и 7 т с Луны

Рис. 3. Недостатки американского проекта лунного (напланетного) и орбитального накопителей грузов.

## 2. Лунный коллектор сырья

В плане радикального снижения массы и габаритов лунного или напланетного коллектора сырья (НКС) эффективным решением стало изобретение с патентным номером RU 2385275, которое обеспечивает сокращение массы и габаритов накопителей грузов до приемлемого уровня. Здесь, за счет последовательной, длительной, а не единовременной подачи порции груза в тормозную камеру коллектора (в результате придания порции груза формы нити, ленты, струи либо формы узкого потока мелких частиц типа дроби) снижается на несколько порядков масса ловушки грузов и её линейные габариты [1;2]. В результате, инновационный вариант НКС может иметь массу в пределах от 0,1 до 1 тонны, что позволяет доставить его на Луну, спутники Марса, карликовые планеты и астероиды существующими ракетами-носителями (РН).



Рис. 4. Малогабаритные коллекторы сплошных и дискретных (капсульных) потоков грузов.

Что дает предлагаемая схема снабжения лунной базы? Самая очевидная выгода – увеличение массы груза доставляемого на поверхность Луны. Исчезают затраты ракетного топлива на гашение скорости при посадке и, соответственно, увеличивается доля полезной нагрузки в межорбитальном буксире и бустере, отправляемых с околоземной орбиты. Дополнительно к этому устраняются посадочный блок с его двигателями. Это не только увеличивает массу доставляемого на Луну груза, но сокращает расходы на величину стоимости этого посадочного блока, а это значительная величина. В настоящее время, доставка грузов на Луну традиционным способом мягкой посадки на ракетах, доходит до 100 млн.долл. за 1 тонну.

## Варианты малогабаритного лунного (напланетного) коллектора сырья



Рис. 5. Варианты малогабаритного лунного (напланетного) коллектора сырья.

Прямая передача потока сырья с лунной орбиты в НКС увеличивает в несколько раз массу груза, спускаемого с орбиты (за счет исключения запасов топлива, необходимого для мягкой посадки ракетным способом) и, соответственно, многократно увеличивает реальную грузоподъемность разгонных блоков (РБ) и межорбитальных буксиров (МБ), отправляемых с околоземной орбиты. Например, на РБ, использующих криогенное кислородно-водородное топливо, в 2-2,5 раза увеличивается доля груза доставляемого на Луну, а на РБ с двигателями на высококипящем топливе доля груза возрастает в 2,7-3,2 раза. Это даёт выигрыш и для ракетных модулей, стартующих с базы. Например, доля полезного груза КА (использующего высококипящее топливо) совершающего посадку на базу, при условии его дозаправки на базе перед стартом обратно на орбиту Луны, возрастает в 15 и более раз. Это обеспечивает приемлемые затраты на рейсы для регулярной смены персонала базы.

В общем виде, коллектор сырья представляет собой цилиндрическую камеру. Камера заполнена буферной средой и имеет входной канал, которой помимо обычного запорного люка, в открытом состоянии имеет аэродинамическое окно – газовую завесу, препятствующую истеканию в наружный вакуум из камеры буферной среды, состоящей из газов, аэрозолей и жидкостей. В тоже время, аэродинамическое окно обеспечивает прохождение в камеру высокоскоростных потоков сырья, в виде твердых нитей, лент или струй жидкостей (с диаметрами в диапазоне от 0,3 до 1 мм). Потоки вещества, входящие в камеру со скоростями от 1700 до 2500 м/с, взаимодействуя с буферной средой, распыляются, тормозятся и смешиваясь со средой в камере, отдают тепло, затем сепарируются и перекачиваются в накопительные емкости.



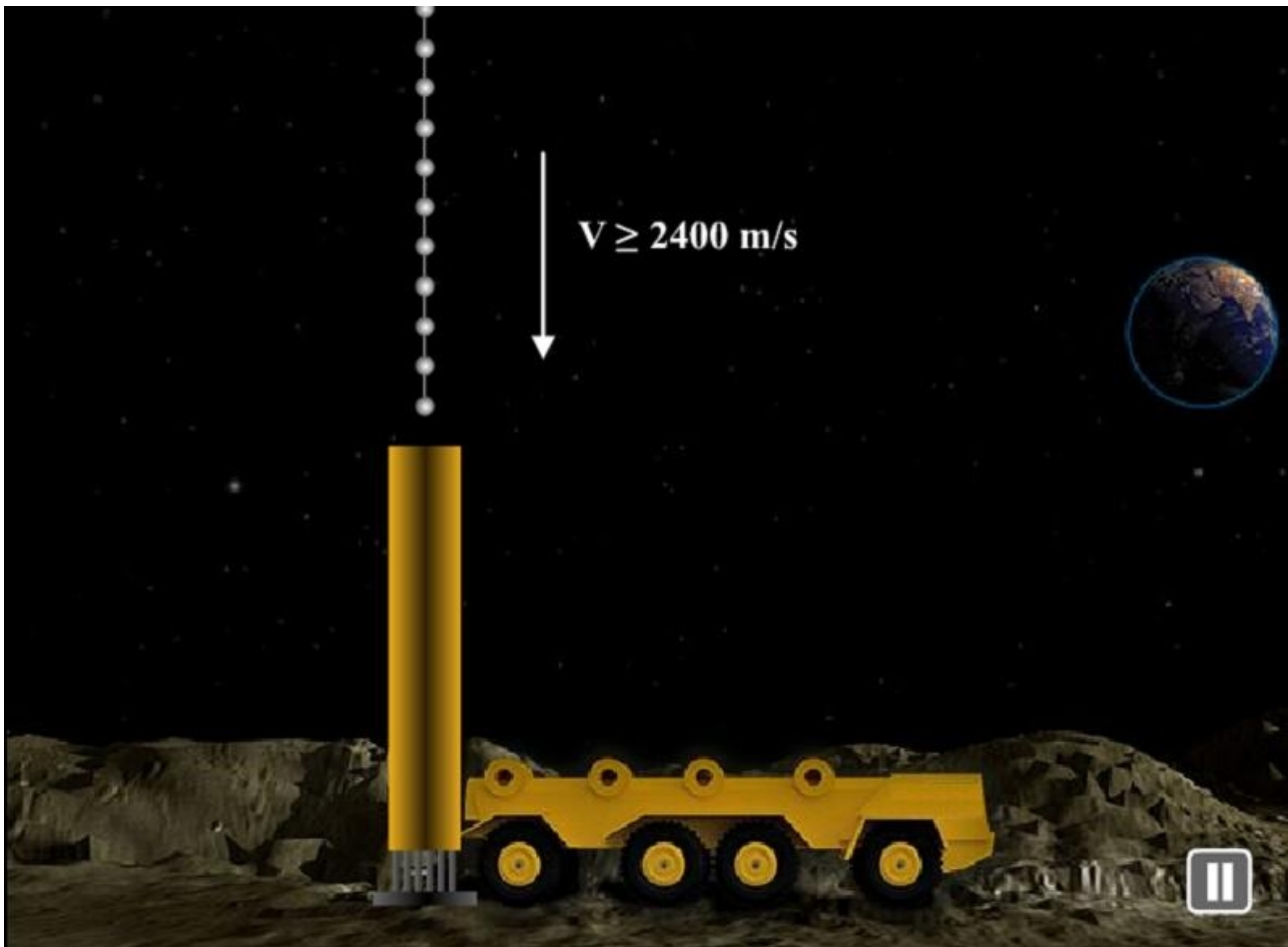


Рис. 6. Вертикальная подача грузопотока в НКС.

Входная часть коллектора оснащена сменным бронезщитом, который в случае отклонения струи вещества, защищает НКС от разрушения. Внутренняя часть камеры защищена буферной средой и обновляемым защитным слоем на стенках. НКС, предназначенный для приема металлов, например, алюминиевых или титановых струн, которые при торможении в насыпном буферном слое быстро охлаждаются и не испаряются, может работать без аэродинамического окна.

Сила давления потока вещества на коллектор, через опоры передается на грунт. Например, при скорости потока 2500 м/с и поступлении 100 кг/с, давление тормозной камеры на грунт составит 250 кН. Такую же силу развивал двигатель ракеты Р-1.

Межремонтный ресурс НКС должен быть от 3 до 10 часов, как у некоторых ракетных двигателей (т.к. коллектор по устройству и схеме работы аналогичен ракетному двигателю). С учетом того, что НКС с сухой массой в 1000 кг (плюс масса защитных буферных веществ из ранее захваченных грузов и/или реголита) может принимать грузопоток с поступлением вещества около 100 кг/с, например, сеансами по 3-5 секунд, то только за 1 час суммарного времени работы масса аккумулированного сырья в 360 раз превысит массу лунной ловушки грузов. За три часа работы масса аккумулированных веществ превысит 1000 тонн. Длительность сеансов приема может постепенно увеличиваться, по мере роста запасов полученного сырья, часть которого (например, вода) может использоваться в системе охлаждения НКС в качестве тепловых аккумуляторов.

Для охлаждения тепловых аккумуляторов грузовых ловушек, удобно использовать капельный холодильник-излучатель. В условиях лунной гравитации такой холодильник будет иметь более простую и эффективную конструкцию, чем при работе в условиях невесомости на борту орбитальных аппаратов.

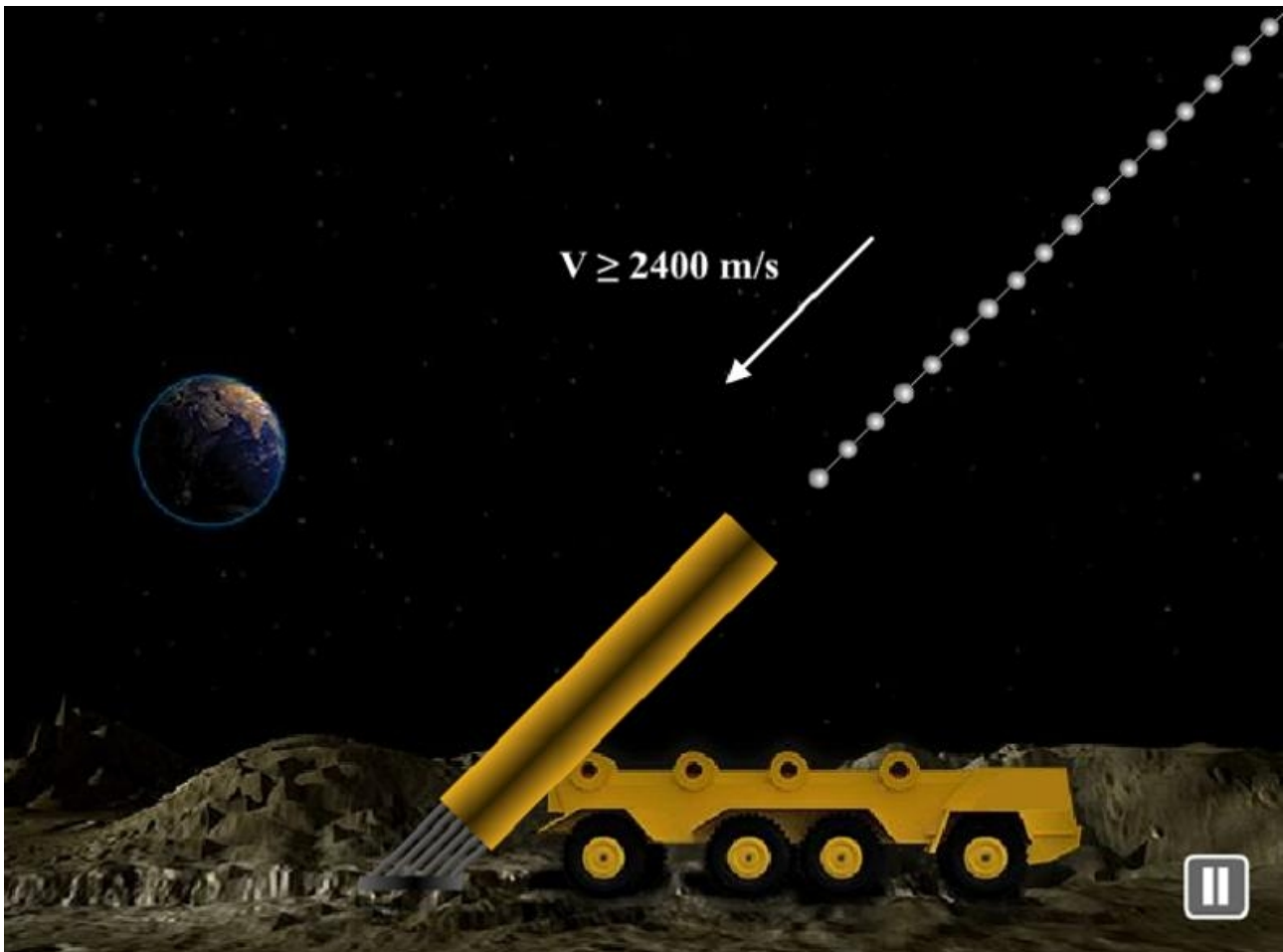


Рис. 7. Подача потока сырья в НКС под углом к лунной поверхности.

На практике лунная база должна быть оснащена несколькими коллекторами сырья в виду удобства специализации коллекторов по типам грузов. Для приема жидких и твердофазных грузовых потоков, требуются коллекторы различного типа, хотя возможно использование универсального коллектора, при условии достижения полной очистки приемной камеры от веществ предшествующих грузов.

Грузовые модули, обеспечивающие прицельный выброс твердых нитей и жидких струй сырых материалов с орбиты в лунные коллекторы сырья, также имеют специализацию по типам грузов и возможности многократного использования. Модули для передачи твердофазных грузов представляют собой катушку с нитью, лентой, проволокой, трубкой с наполнителем или нитью в виде цепи из капсул с транспортируемым веществом, которые вспомогательными механизмами вытягиваются из блока и разворачиваются вдоль траектории в период предшествующий передаче груза в коллектор. Модули для передачи жидких материалов представляют собой баки с системой формирования струи из сырья по ходу движения. Оба типа модулей имеют систему управления и ракетную двигательную установку для коррекции и наведения блока на цель (коллектор) перед выбросом сырья, а так же увода в сторону блока, после сброса груза.

Блоки, сбрасывающие струи твердых и жидких веществ по касательной к поверхности Луны, в виду простоты отклонения блока и предотвращения попадания в коллектор, используются многократно. Блоки, направляющие потоки сырья в коллектор под большими углами к поверхности используются однократно. Двигатели коррекции отклоняют траекторию опустошенных блоков от траектории потока сырья, нацеленного в коллектор, так чтобы они совершали падение на специально отведенных полигонах в безопасном удалении от базы.

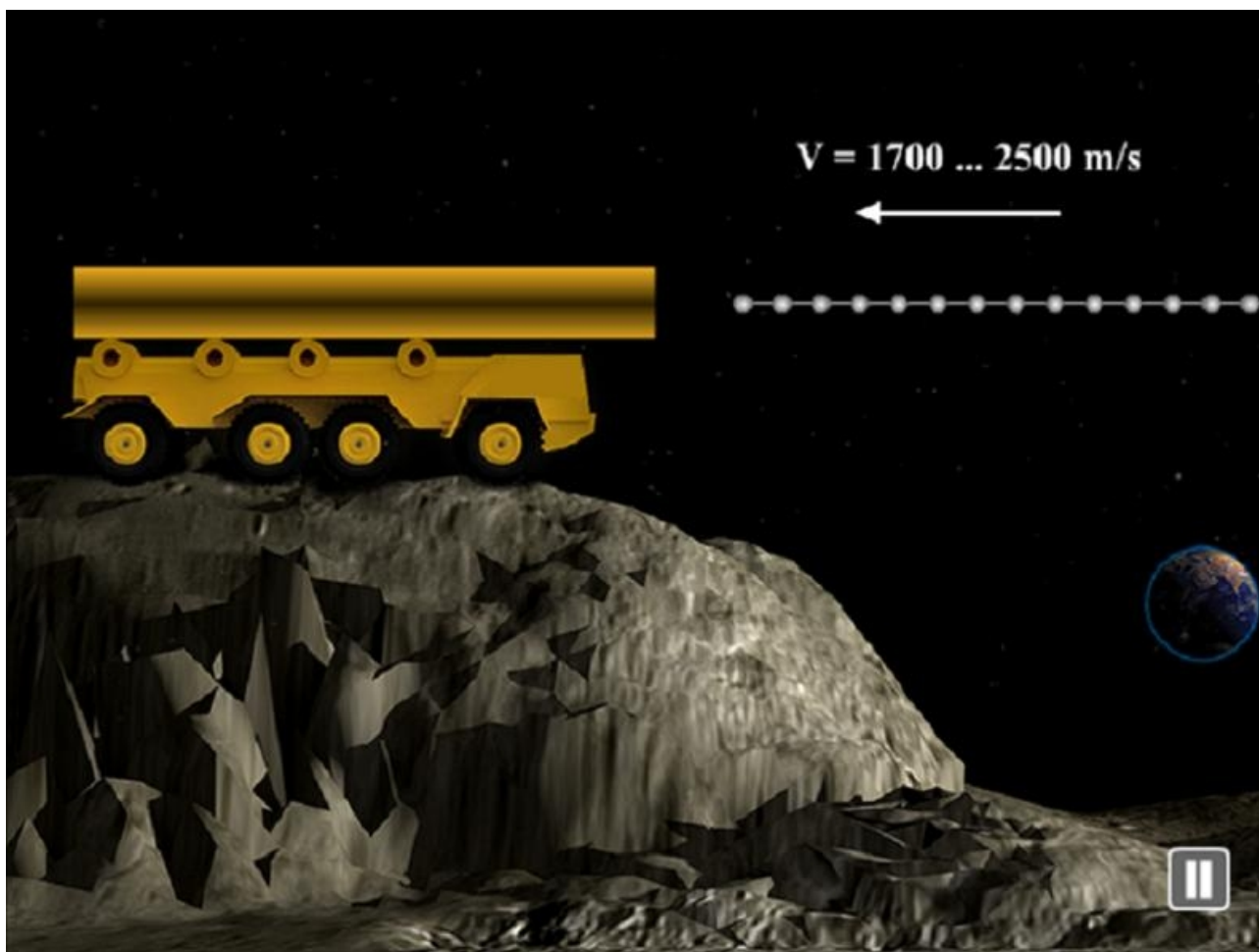


Рис. 8. Подача потока сырья в НКС по касательной к поверхности Луны.

В свою очередь, малогабаритные лунные коллекторы сырья, для повышения точности сброса в них грузовых потоков и сокращения массы ракетного топлива на коррекцию траектории блока перед сбросом груза, целесообразно размещать на самоходном шасси, с помощью которого положение коллектора на поверхности Луны оперативно корректируется относительно нисходящего потока сырья.

Лунный коллектор компонентов ракетного топлива выгодно использовать в качестве топливозаправочной станции для суборбитальной ракетной транспортной системы. Российские разработчики таких транспортных средств указывают, что исследование Луны предполагает проведение его во множестве районов лунной поверхности с разнообразным рельефом. При использовании обычных луноходов, такое исследование затянется на годы и многие районы окажутся просто недоступны. Скоростными, оперативными транспортными средствами, решающими эту проблему, станут суборбитальные ракетные транспортные системы для переброски персонала, грузов и/или исследовательских автоматов из одной области Луны в другую.

В ближайшее время возможно создание беспилотного автоматического суборбитального лунолёта, например, с каротажно-буровой установкой, который действует в паре с самоходным коллектором ракетного топлива, служащего топливозаправочной станцией. Самоходный НКС размещается в центре района геологических исследований, которые проводит автоматический лунолёт. НКС периодически принимает и накапливает порции высококипящих окислителя и горючего, а лунолёт заправляется топливом и совершает полеты на расстояние до 15 км вокруг заправочной станции. Перемещаясь по поверхности Луны, НКС расширяет зону исследований. При использовании лунолёта с дальностью полёта до 100 км, НКС может быть выполнен в стационарном варианте.

Возможен также вариант лунолёта с бортовым НКС, используемым в межполётных паузах, что снимает ограничения на размеры зоны исследований мобильной буровой установки на базе суборбитальной ракетной транспортной системы.



Рис. 9. Грузовые модули, обеспечивающие прицельный сброс сырых материалов с орбиты в лунные коллекторы сырья.

Проект каротажно-буровой установки разработан в КБ им. В.П. Бармина. Установка предназначена для бурения с последующим каротажем пройденных пород до глубины от 10 до 15 м (в перспективе до 30 м). Масса установки – 250 кг, что позволяет разместить её на борту суборбитального автоматического лунолёта.

Поставки ракетного топлива для исследовательского лунолёта при использовании НКС должны быть как минимум в 3-4 раза дешевле, чем при поставках ракетным транспортом, что пропорционально увеличивает исследовательский ресурс в расчете на каждый 1 кг поставляемого топлива. Дополнительное оснащение ОКС установкой извлечения кислорода из реголита по метановому циклу, на каждый 1 кг водорода, заброшенного в ловушку сырья, обеспечит производство 8 кг кислорода из местного сырья, т.е. к получению 9 кг ракетного топлива, что соответственно приведет к увеличению исследовательского ресурса в 27-36 раз на каждый 1 кг сырья, заброшенного в НКС. В камере торможения в качестве буферного вещества следует использовать смесь тяжелых углеводородов, которые вступая в химическую реакцию со струей водорода, образуют высококипящие продукты, удобные для хранения и получения метана по мере необходимости. Соответственно, реализацию рассмотренного варианта снабжения топливом ракетного разведывательного комплекса можно считать первым этапом развертывания лунной базы.

## Грузовые модули, обеспечивающие прицельный сброс сырых материалов с орбиты в лунные коллекторы сырья

- Модули для передачи твердофазных грузов представляют собой катушки с нитью, лентой, проволокой, трубкой с наполнителем или нитью в виде цепи из капсул с транспортируемым веществом, которые вспомогательными механизмами вытягиваются из блока и разворачиваются вдоль траектории в период, предшествующий передаче груза в коллектор.
- Модули для передачи жидких материалов представляют собой баки с системой формирования струи из сырья по ходу движения.
- Оба типа модулей имеют систему управления и ракетную двигательную установку для коррекции и наведения блока на цель (коллектор) перед выбросом сырья, а так же увода в сторону блока, после сброса груза.
- Блоки, сбрасывающие струи твердых и жидких веществ по касательной к поверхности Луны, в виду простоты отклонения блока и предотвращения попадания в коллектор, используются многократно.
- Блоки, направляющие потоки сырья в коллектор под большими углами к поверхности используются однократно. Двигатели коррекции отклоняют траекторию опустошенных блоков от траектории потока сырья, нацеленного в коллектор, так чтобы они совершали падение на специально отведенных полигонах в безопасном удалении

Рис. 10. Типы грузовых модулей, подающих с орбиты груз в лунные коллекторы сырья.

### 3. Орбитальный лунный коллектор сырья, поставляемого с Земли

На основе того же изобретения RU 2385275, а так же RU 2451631, к Луне может быть выведен аналогичный аппарат-накопитель сырья, но орбитального базирования с массой 2-3 тонны. Низкая масса орбитального накопителя грузов, в отличие от американского аналога, здесь обеспечивается разбиением кванта поглощаемого груза, на поток, части которого последовательно входят в ловушку грузов. Орбитальный коллектор сырья (ОКС) предназначен для захвата двух типов потоков грузов: направляемых как непосредственно с Земли, так и с поверхности Луны [3;4].

Грузопоток с Луны, в свою очередь, также подразделяется на два типа: первый – это грузы земного происхождения, следующие транзитом через лунную базу, что имеет смысл на стадии развертывания базы, и второй – грузы лунного происхождения, например, вода.

ОКС входит в состав лунной орбитальной станции, как вспомогательная автономная система приема грузов с Земли и с Луны. ОКС может размещаться как сильно вытянутой эллиптической орбите, с периселением, проходящим над лунной базой, так и на круговой низкой орбите.

ОКС имеет несколько вариантов приема грузов, которые осваиваются поэтапно, по мере развития базы на Луне. Первый, простейший вариант, состоит в перехвате сырья, направляемого с Земли. При размещении ОКС на низкой окололунной орбите, удобно его использование для перехвата грузов выведенных РБ на эллиптическую орбиту, с минимальным расходом ракетного топлива (хотя возможен перехват грузов, входящих в сферу действия Луны со второй космической скоростью). В этом случае груз в виде трека,

входит в ОКС с относительной скоростью около 700 м/с. В результате ОКС получает ускоряющий импульс, который меняет его орбиту, повышая апоसेлений, если перехват груза делается в периселении.

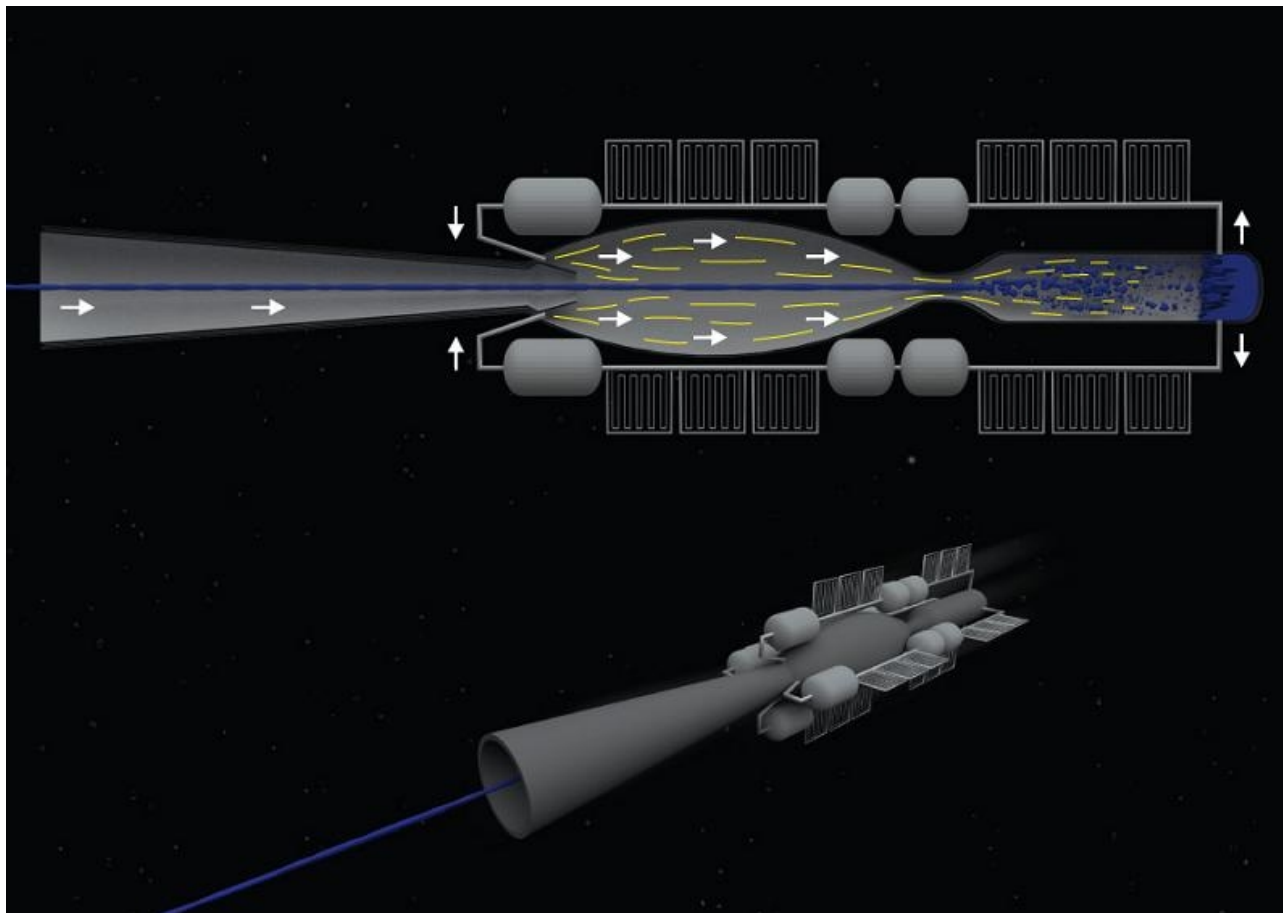


Рис. 11. Малогабаритный коллектор сплошных потоков сырья с конусовидным защитным экраном. Оснащён устройством создания аэродинамического окна в камеру торможения грузов и панельным холодильником-излучателем.

Изменение энергии ОКС может парироваться работой ракетных двигателей с высоким удельным импульсом, но целесообразно использовать это приращение механической энергии для захвата грузов, подаваемых с Луны с суборбитальной скоростью. Жидкое сырьё подается гидронасосами в виде струи. Твердофазные потоки формируются устройствами, которые аналогичны грунтометам и другим метателям сыпучих грузов [5]. Формирователи треков из сырья в основном должны быть устройствами, которые размещены на мобильных установках типа луноходов или на стационарных платформах. Вместе с тем, возможно их размещение и на суборбитальных ракетных модулях, что однако менее выгодно по сравнению с безракетным вариантом. Если поперечная скорость трека, поданного с Луны в ОКС близка к нулю, то на каждые 1000 кг груза, полученного с Земли, в орбитальный коллектор поступает 420 кг лунного вещества. Работа по ускорению порции лунного вещества до скорости около 1680 м/с в данном случае сводится к работе по подъему (забросу) этой порции на высоту орбиты коллектора в периселении, например, на высоту 10 км, а при использовании естественных возвышенностей энергозатраты сводятся к подъему (метанию) груза на высоту около 1 км.

Второй вариант работы ОКС состоит в использовании ракетного топлива, поставляемого с Земли, для совершения работы по аккумулярованию лунных грузов, подаваемых с минимальной поперечной скоростью. Использование высококипящего топлива, обеспечивающего удельный импульс 3300 м/с, даёт возможность захватывать грузы с Луны в количестве 1960 кг на 1000 кг израсходованного ракетного топлива. С учетом выше

указанной массы грузов в 420 кг, общая аккумулялированная масса веществ лунного происхождения, составит 2380 кг на 1000 кг грузов земного происхождения. Поставки с Земли кислородно-водородного топлива, повышают массу захватываемых лунных грузов до 3100 кг.

Следующий уровень грузопотока с Луны обеспечивается при поставках в ОКС груза в виде водорода. Использование теплообменных ракетных двигателей с нагревателями в виде ядерных реакторов или гелиоконцентраторов, обеспечивает двигательной установке ОКС удельный импульс 8000-12000 м/с. В этом варианте на 1000 кг доставленного в ОКС водорода, с Луны принимается от 5180 до 7560 кг грузов.

Другой, еще более эффективный вариант доставки грузов с Луны, становится возможен при запуске на лунной базе завода по производству кислорода из реголита. В этом случае, при его доставке в ОКС в виде трека из замороженных частиц льда или в виде жидкой переохлажденной струи, обеспечивается наилучшее использование водорода, доставленного с Земли. Из земного водорода и лунного кислорода в пропорции 1 к 6 на борту ОКС образуется топливо с удельным импульсом более 4500 м/с. Тогда, на каждые 1000 кг водорода, ОКС способен захватить груз из 19170 кг лунного кислорода и попутного груза из любого другого вещества.

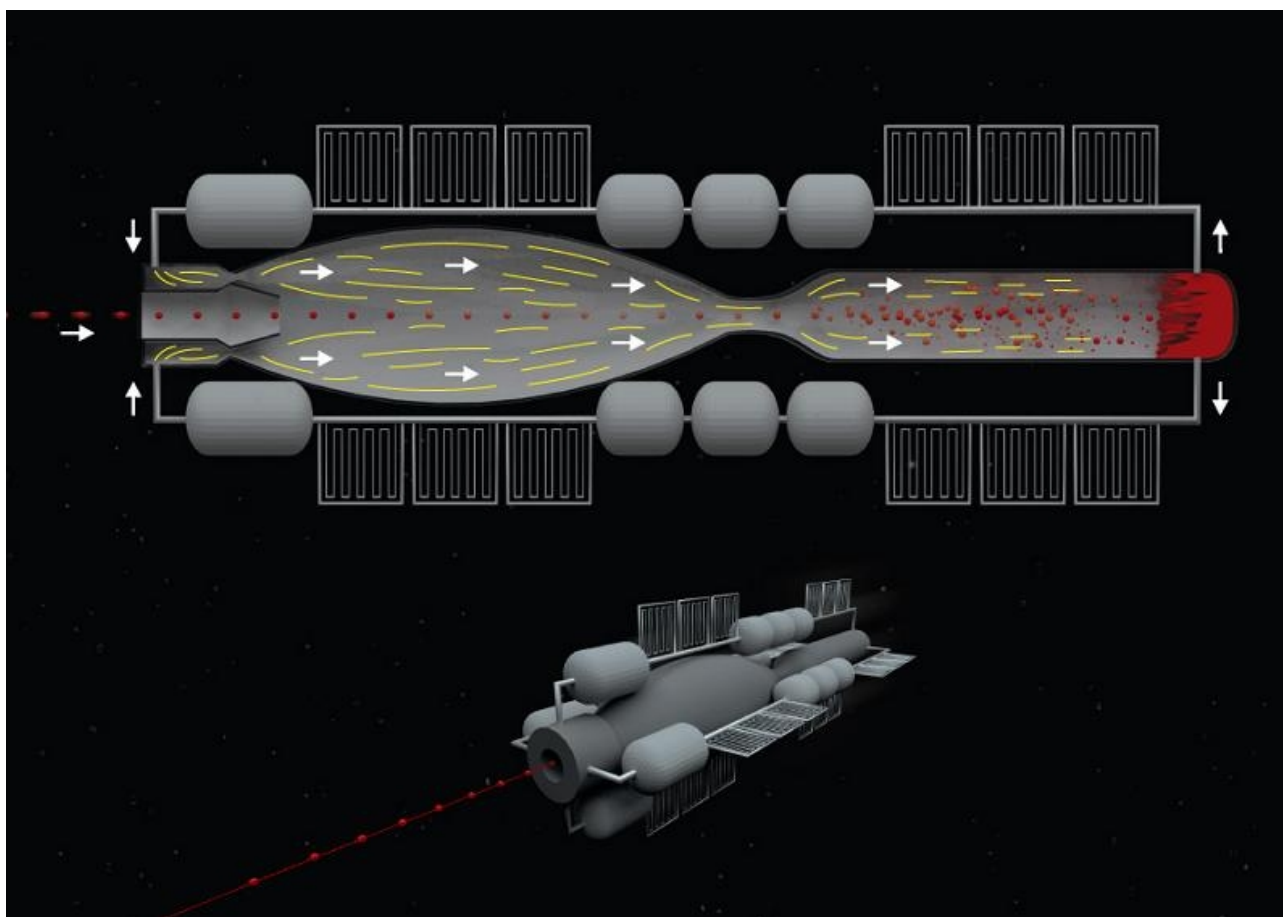


Рис. 12. Малогабаритный коллектор дискретных (капсульных) потоков грузов с плоским защитным экраном. Оснащён устройством создания аэродинамического окна в камеру торможения грузов и панельным холодильником-излучателем. Термозащитные капсулы применяются для транспортировки сложномолекулярных продуктов.

## Способ подачи лунных твердофазных грузов в орбитальный коллектор сырья (ОКС). Вариант подачи с суборбитальной скоростью.

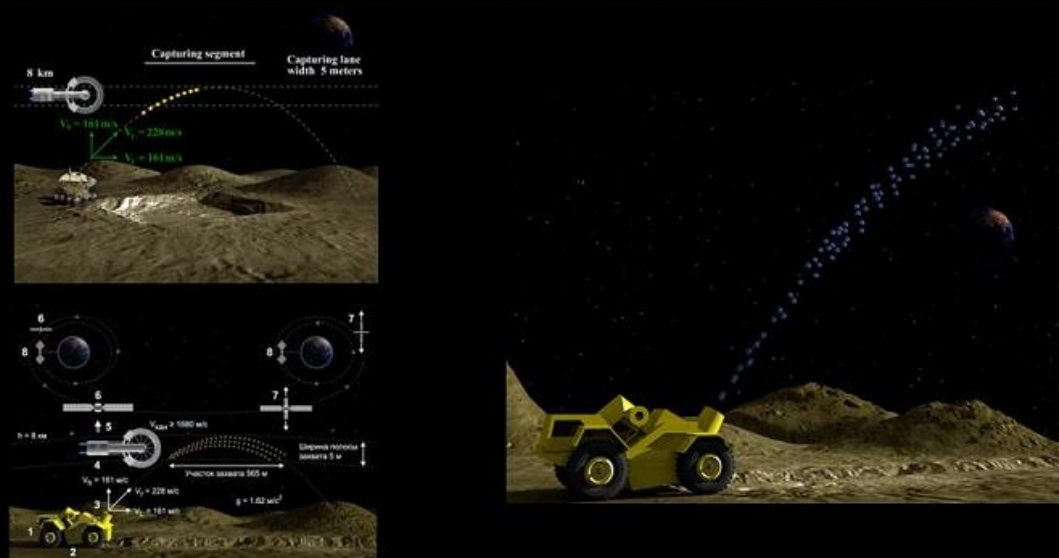


Рис. 13. Способ подачи лунных твердофазных грузов в орбитальный коллектор сырья (ОКС).  
Вариант подачи с суборбитальной скоростью.

Использование электроракетных двигателей малой тяги (питаемых бортовой КСЭС или ядерным электрогенератором) с удельным импульсом больше 35000 м/с, так же обеспечивает доставку в ОКС порядка 20000 кг лунного сырья на 1000 кг израсходованного рабочего вещества, например, жидкометаллического, получение которого в перспективе возможно из лунного сырья. Однако, в этом варианте, рост экономичности обусловлен ростом удельной массы двигательной установки ОКС, что делает целесообразным этот вариант на этапе разработки лунных месторождения дефицитных металлов для удовлетворения нужд земной промышленности и сооружения космических СЭС.

Дальнейшее повышение эффективности работы ОКС, без повышения удельной массы двигательной установки, предполагает создание грузопотоков, метаемых с Луны, со значительной скоростью трека из твердых частиц или жидкой струи, превышающей половину скорости ОКС и в пределе отличающейся от неё только на несколько процентов. Основу для такой технологии неракетного ускорения потоков сырья дают современные насосы высокого давления, которые способны генерировать струи жидкостей, имеющих скорость свыше первой космической скорости в условиях Луны.

#### 4. Орбитальный лунный коллектор сырья, поставляемого с Луны ускорителем массы непрерывного действия. Струйный ускоритель

Грузопотоки с Луны создаются посредством ускорителя масс нового типа, выбрасывающего груз непрерывным потоком, который имеет собственную массу порядка одной тонны, в отличие от массивных электромагнитных ускорителей, метающих грузы



дискретно. Современные промышленные насосы высокого давления (6500-10000 бар) со скоростью выброса струи 1200-1700 м/с, представляют собой готовую основу для струйного ускорителя масс (СУМ), более перспективного, чем рельсотроны по массогабаритным, мощностным, ресурсным и прочим важным показателям.



Рис. 14. Струйная передача жидких грузов в ОКС с суборбитальной скоростью выброса.

СУМ за 1 год работы при электрической мощности около 100 кВт способен перебросить до 6000 тонн воды, водных растворов и других жидкостей в низкоорбитальную группировку ОКС со скоростью потока 1000 м/с, то есть с относительной скоростью входа в ОКС около 700 м/с. Тормозной импульс от захвата потока сырья компенсируется двигательной установкой ОКС, использующей в качестве рабочего вещества часть полученного сырья.

При мощности около 300 кВт СУМ способен выбросить на низкую круговую орбиту 6000 тонн воды и других жидкостей. Для сбора орбитального потока воды или льда используется орбитальный коллектор. Скорость коллектора должна быть выше скорости потока сырья на орбите, например, на 10 процентов превышающей местную круговую скорость. Орбитальный сборщик сырья движется по эллиптической орбите и поэтому, для движения по круговой орбите во время сбора воды (сырья), используется корректирующий двигатель, тяга которого создает необходимое для этого центростремительное ускорение. Этот же двигатель за счет соответствующего наклона обеспечивает тягу, уравновешивающую силу торможения, которая возникает при захвате вещества, находящегося на пути движения коллектора. Относительная скорость захвата воды равна 170 м/с. Погонная масса поглощаемого водо-ледяного трека берется равной 0,1 кг/км, при диаметре струи порядка 0,3 мм. Время захвата 10 минут. Итого, коллектор за один проход над струйным ускорителем массы поглощает более 10 кг воды. При наличии на борту

теплообменного парового ракетного двигателя или же стандартного водородно-кислородного двигателя (работающего без избытка водорода в топливе) можно рассчитывать на удельный импульс до 3400 м/с. Соответственно, около 5 процентов захваченной массы должно расходоваться в виде топлива, для создания тяги направленной на компенсацию силы торможения.

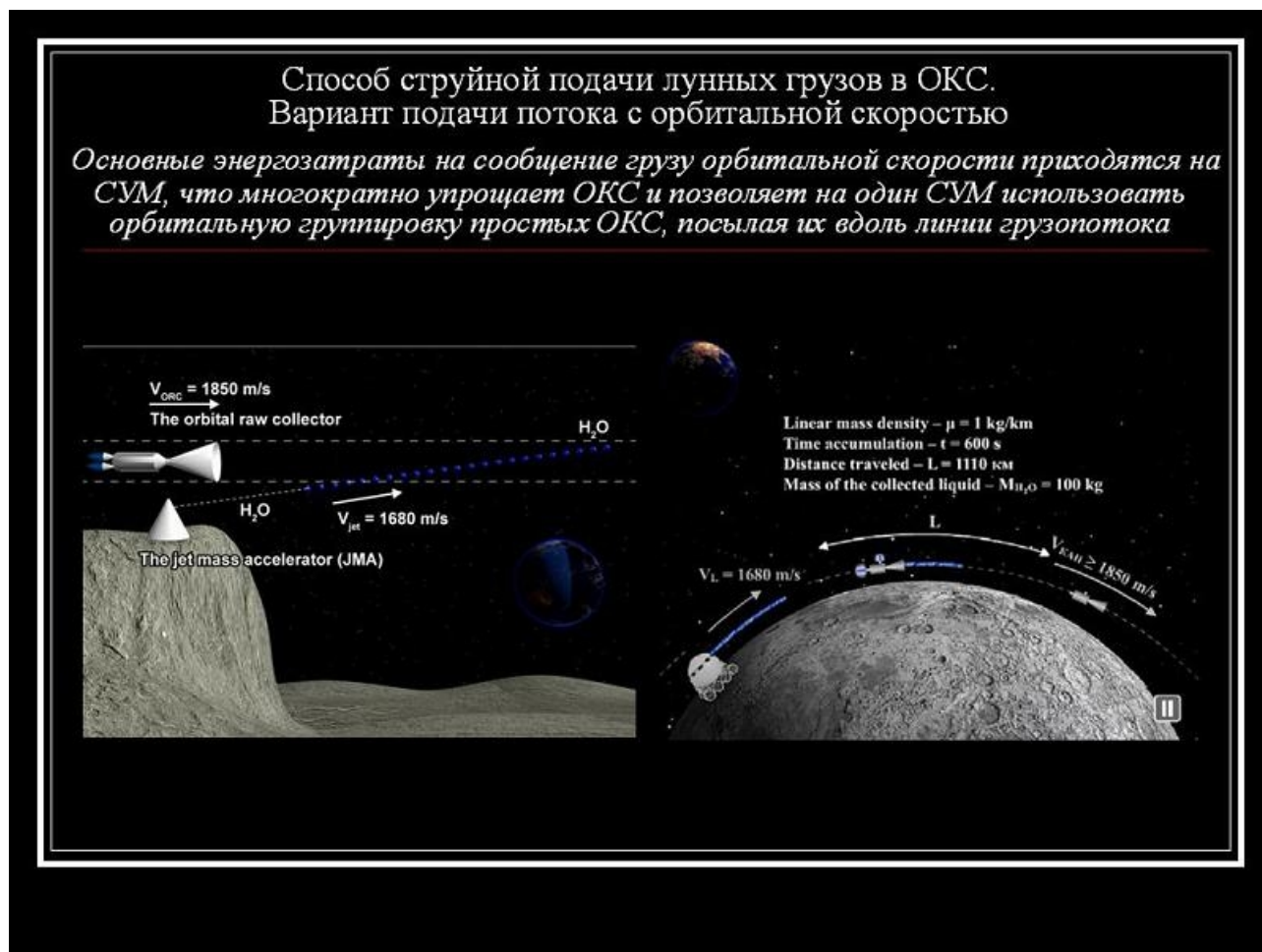


Рис. 15. Струйная передача жидких грузов в ОКС с орбитальной скоростью выброса.

Масса коллектора, при заданной массе аккумулируемой воды, может быть в диапазоне 5-10 кг. Так как, орбитальный коллектор работает только 10 минут из всего времени облёта Луны, то для обеспечения непрерывной работы гидропушки необходима группировка спутников-коллекторов численностью не менее 11 штук (реально может потребоваться 10 раз больше таких мини-ОКС, но без существенного роста общей массы). Масса этой спутниковой группировки будет минимум 100 кг, но не более 1 тонны. Массой порядка 1 тонны будет обладать и накопительная окололунная станция, куда коллекторы должны сбрасывать накопленную воду. Масса струйного ускорителя массы, размещенного на Луне, изготовленного из высокопрочных и легких конструкционных материалов, будет от 1 до 2 тонн (при мощности 300 кВт). Таким образом, минимальная масса системы может уложиться в 2 тонны, с учетом массы источника энергии. При этом, масса воды (сырья) переброшенного с лунной базы на лунную орбитальную станцию в течение 1 годы работы будет равна 6000 тоннам. Отношение 1:3000 – выдающийся результат и он показывает важность продолжения исследований по рассматриваемой теме.

В перспективе целесообразно использование СУМ, выбрасывающего жидкость со скоростью 2000 м/с, который перехватывается орбитальными коллекторами имеющих в периселении скорость близкую к скорости струи. В этом случае, для доставки накопленных запасов воды к околоземным топливозаправочным станциям, лунные грузовые бустеры

должны получить незначительное приращение характеристической скорости, в пределах 300 м/с. Такой вариант СУМ для доставки в ОКС 6000 тонн в год должен иметь мощность 400 кВт.

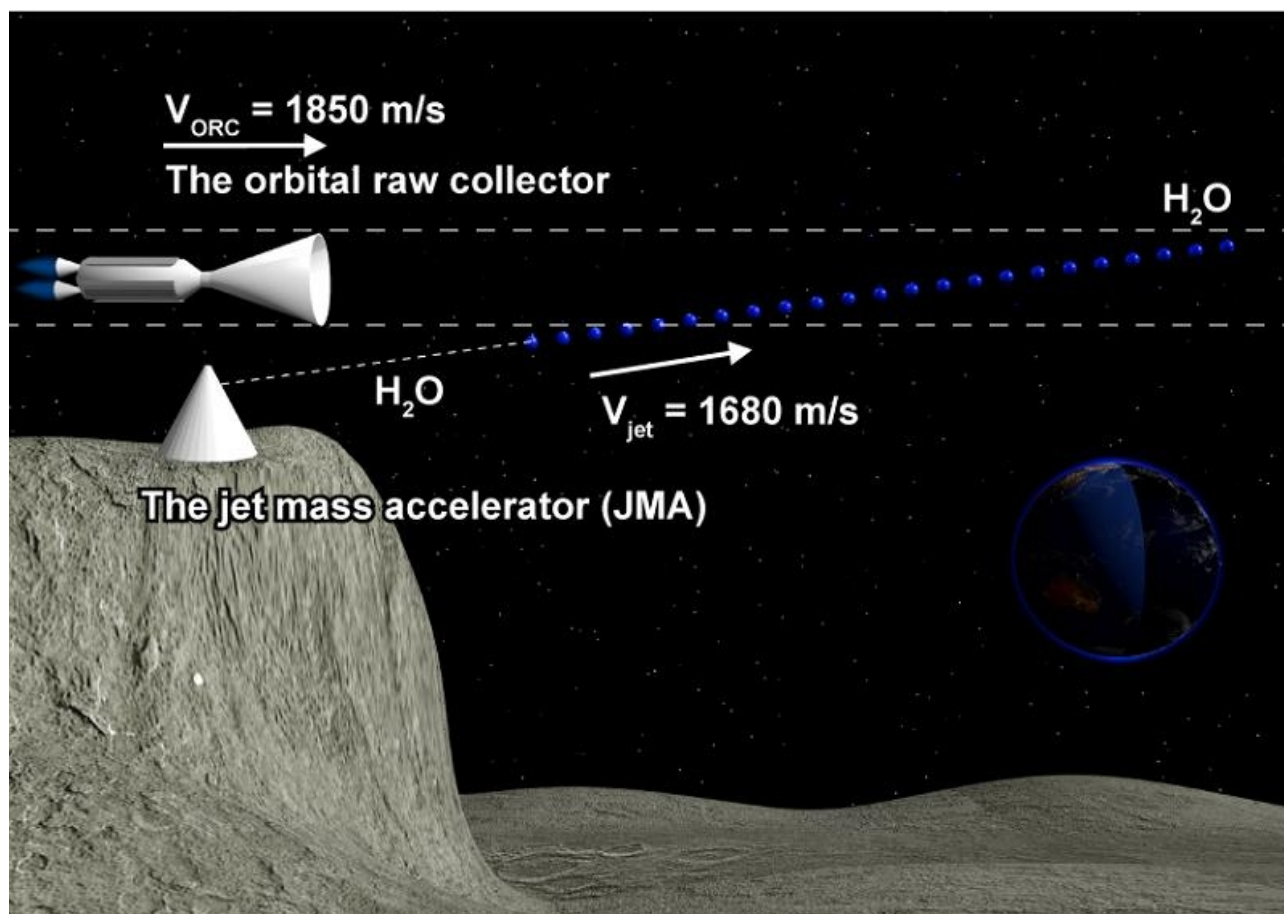


Рис. 16. Перехват ОКС потока гидрогеля из СУМ, метаемого со скоростью около 1700 м/с. Погонная масса струи – 1 кг/км. При мощности около 3 МВт за 1 год работы СУМ выбрасывает на низкую круговую орбиту 50 тыс. тонн воды и других жидкостей. Относительная скорость поступления воды в ОКС равна 170 м/с.

Работа СУМ не обязательно требует электрического источника энергии. Насос высокого давления может работать как тепловой двигатель, например, паровой, от аккумулятора тепла (со сбросом тепла от конденсатора пара через капельный холодильник-излучатель). В этом случае, источником энергии, накапливаемой в тепловом аккумуляторе, могут быть не только гелиоконцентраторы, но и портативные ядерные реакторы, без функции выработки электроэнергии с соответствующим уменьшением удельной массы системы.

Для создания струй, устойчивых в вакууме, используются переохлажденные жидкости с добавками антифризов и гелеобразователей, которые перебрасываются из СУМ в ОКС с холодной ночной стороны Луны [6;7]. Вместе с тем, в большинстве возможных случаев замерзание струи после выхода из СУМ допустимо т.к. не создает неразрешимых проблем. Допустимы и потери части струи на испарение в вакууме в размере десяти процентов и больше, что возможно в тех случаях, когда не осуществляется переохлаждение жидкости перед выбросом, т.к. это принципиально не влияет на рентабельность производства.

Повышение устойчивости струи обеспечит использование различных полимерных суспензий, обладающих сильными гидрофильными свойствами. Например, суспензия SuperWater на основе смеси мономерного полиакриамида и акриловых кислот, еще с

прошлого века используется для уплотнения струи водяных пушек-очистителей. Каждая макромолекула этого вещества способна «приклеить» к себе несколько десятков тысяч молекул воды.

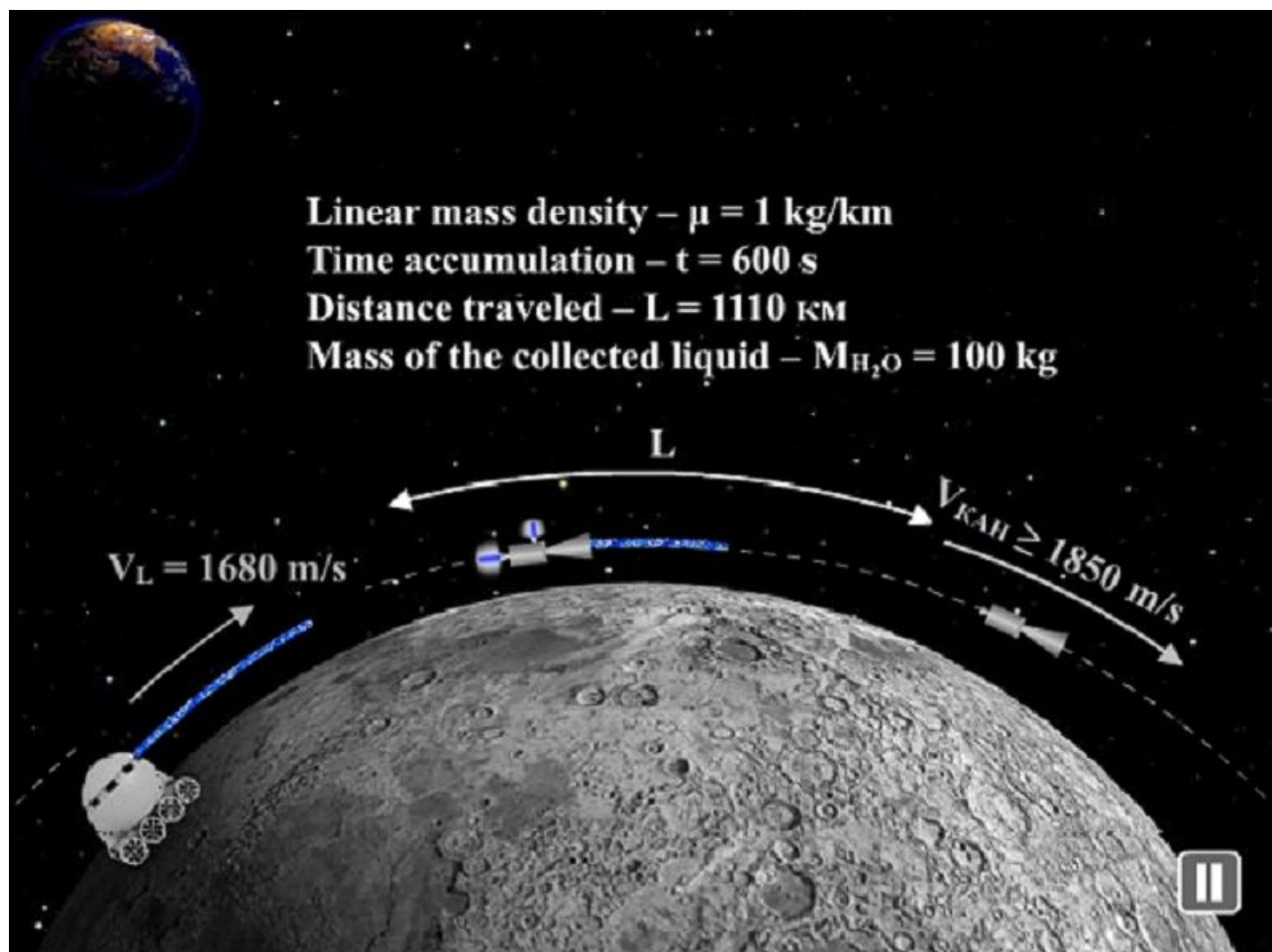


Рис. 17. Перехват ОКС потока гидрогеля из СУМ, метаемого с орбитальной скоростью (схема дана в мегамасштабе). Для создания струй, устойчивых в вакууме, используются переохлажденные жидкости с добавками антифризов и гелеобразователей, которые перебрасываются из СУМ в ОКС с холодной ночной стороны Луны.

Желательно также использовать современные гелеобразователи, которые преобразуют выброшенную струю жидкости в высокопрочную нить. Такую нить, даже при значительных боковых и горизонтальных отклонениях отдельных её фрагментов от проектной линии полета, удобно перехватывать коллектором (при условии незначительной относительной скорости, порядка 1 м/с) за счет контакта манипулятором в одной точке, с последующим сматыванием нити и втягиванием в накопительный бункер ОКС. В качестве такого перспективного гидрогеля, например, подходит смесь полимеров на основе алгината с молекулами полиакриламида. Этот супергибкий гидрогель, способен растягиваться без повреждений в 20 раз и сохраняет механическую прочность при наличии серьезных дефектов. Разумеется, должен быть организован замкнутый оборот веществ, из которых на лунной базе должен производиться гелеобразователь.

Система СУМ-НКС может успешно использоваться для обмена ресурсами между отдельными лунными базами, разнесенными на расстояние до 2700 км. СУМ, установленный на одном из полюсов Луны, например, в кратере Шеклтона, где обнаружены запасы воды, предположительно в виде водяного льда, позволяет обеспечивать водой практически все базы, расположенные на экваторе Луны или ближе, которые оснащены стационарными или мобильными НКС. При этом возможно использование промежуточных баз-ретрансляторов

сырья. Значение расстояний между базами-ретрансляторами зависит от возможности равномерного выброса струй, при постоянстве давления насоса, исключаяющего значительные вертикальные отклонения струй от заданного направления.

Экваториальные стартовые площадки более удобны по сравнению с полярными. Передача сырья на экваториальную базу, поэтому повышает эффективность последующих транспортно-производственных операций, по созданию окололунных и околоземных орбитальных запасов ракетного топлива, а так же лунного сырья в целях производства тонкопленочных фотоэлектрических преобразователей для космических солнечных энергостанций (КСЭС). На стадии развертывания баз, передача лунного сырья производится в группировку ОКС размещенную на полярной орбите.

С экваториальных баз, вода при посредстве СУМ передается в окололунные ОКС, далее при помощи межорбитальных буксиров и бустеров перебрасывается в околоземные ОКС и, соответственно, в орбитальные производственные комплексы (ОПК), где перерабатывается в ракетное топливо. Полученное топливо используется для дозаправки межорбитальных буксиров и бустеров, которые обеспечивают доставку коммерческих грузов на геостационарную орбиту (спутники связи и блоки КСЭС) и на лунные базы.

Насосы высокого давления данного типа очень надежны. Многие из них эксплуатируются в непрерывном режиме до 20 лет. Соответственно, большой рабочий ресурс обеспечивает низкую стоимость транспортировки лунного сырья на орбиту – около 5 долл./кг при десятилетнем сроке службы системы и следующей стоимости доставки и изготовления её компонентов: СУМ с сопутствующим оборудованием в размере 200 млн. долларов (масса СУМ равна 1 тонне, масса энергоустановки с агрегатом извлечения воды из лунного льда тоже равна 1 тонне, минимальный грузопоток – 5000 тонн в год); ОКС в размере 50 млн. долларов (при массе группировки спутников-коллекторов в 0,1-1 тонну и массе накопительной окололунной станции в 1 тонну).

Вместе с тем, десятилетний срок службы с максимальной производительностью не обязателен для получения радикального экономического эффекта в первый год работы системы. За 1 год эксплуатации с половинной производительностью, на низкую окололунную орбиту будет выведено 2500 тонн воды при издержках около 100 долл./кг. Преобразование этой массы сырья в ракетное топливо будет многократно дешевле доставки такого же количества топлива с Земли. По меньшей мере 1000 тонн лунной воды из первоначальной массы, например, порциями по 20 тонн еженедельно, будет доставлено на низкую околоземную орбиту Земли многоразовыми бустерами и преобразовано в водородно-кислородное топливо (бустеры используют топливо произведенное из 1500 тонн воды на окололунной орбите). Для этого на окололунной орбите должен быть размещен электролизный завод мощностью 1,5 МВт (массой до 15 т) и второй такой же завод мощностью 1 МВт (массой до 10 т) размещен на низкой околоземной орбите. Для превращения этого тысячетонного запаса компонентов топлива в полноценное водородно-кислородное ракетное топливо потребуется дополнительная доставка водорода с Земли, но в итоге, разгонные блоки или бустеры, дозаправленные дешевым лунным топливом, доставят около 400 тонн грузов вначале на окололунную орбитальную станцию и затем, после дозаправки, на лунную базу, что возможно при наличии дополнительных резервных мощностей СУМ и электролизного завода (без дозаправки, за счет бортовых запасов топлива, на лунную базу будет доставлено 100-200 тонн грузов). Таким образом, на лунную базу будут доставлены СУМ второй очереди с большей производительностью и при десятикратно меньших транспортных затратах, что на второй год работы этой группы СУМ приведет к соответствующему снижению стоимости вывода сырья на окололунную орбиту (до 0,5 долл./кг при 10 годах эксплуатации или до 5 долл./кг при 1 годе работы).

Это значит, что при такой себестоимости грузопотока на окололунную орбиту, в перспективе падающей ниже 1 долл./кг, когда грузопоток поднимается до технически возможных 50-500 тыс. тонн в год, становится рентабельной разработка многих более дорогих (больше 1-10 долл./кг на мировом рынке) минеральных ресурсов Луны, например,

титана, алюминия, меди, никеля. Эти металлы в виде растворов солей или мелкодисперсных добавок к несущей жидкости (пульпы, гидросмеси) могут струйным способом транспортироваться в орбитальные перерабатывающие станции. Разумеется, рентабельной будет и разработка лунных месторождений редкоземельных металлов, золота и платиноидов.

Итак, доставка на Луну группы СУМ второй очереди осуществляется за счет недорогого ракетного топлива, выработанного и доставленного потребителям при помощи СУМ первой очереди, поэтому, с учетом добавлений СУМ последующих третьих, четвертых и т.д. очередей, падение стоимости на транспортировку продукции лунных баз в околоземный космос и на Землю, существенно ниже 1 долл./кг, будет происходить быстро и прогрессивно.

До сих пор, такие перспективы начала полноценной эксплуатации лунных ресурсов не учитывались в известных прогнозах развития земной экономики на ближайшее будущее. Появление вышеуказанных инновационных технологий должно теперь привести к корректировке прогнозов по поводу обеспеченности цивилизации ресурсами и вероятности межгосударственных конфликтов из-за ресурсного дефицита.

### **5. Околоземный коллектор лунного сырья, с функцией накопления атмосферного воздуха**

Группировка околоземных ОКС, перехватывающая потоки лунного сырья, имеет техническую возможность использовать кинетическую энергию лунных грузов для выполнения работы по аккумуляции кислорода и азота из верхних слоев атмосферы планеты, на основе известной технологии PROFAC.

Такая возможность была предусмотрена ещё в патенте US 5199671. Низкоорбитальный околоземный спутник-коллектор грузов, поступающих с Луны, снабжен воздухозаборным устройством, которое, например, с помощью фала постоянно погружено в верхние слои атмосферы на высоте 100-120 км или периодически погружается в атмосферу на высоте около 100 км в результате движения спутника по орбите с соответствующей перигейной высотой.

Захват, сжатие и накопление воздуха осуществляется за счет кинетической энергии, которые лунные грузы передают орбитальному коллектору. Грузы поступают в ОКС с относительной скоростью около 3 км/с, воздух со скоростью около 8 км/с. При соблюдении баланса импульсов ОКС будет сохранять свою рабочую орбиту. Для сохранения баланса на каждый 1 кг аккумулируемого воздуха ОКС должны поглотить 2,7 кг лунного сырья, например воды. В случае использования российского изобретения, предусматривающего подачу грузов в виде потока, а не единой порцией, минимально возможная масса ОКС может быть в пределах от 1 до 10 тонн, в отличие от гипермассивного американского аналога. Масса ОКС, специализированного на захвате лунной воды, должна быть, по крайней мере, в 15-20 раз больше, захватываемой порции сырья, что бы эффективно понижать температуру буферного вещества в тормозной камере, а также иметь соответствующий холодильник-излучатель. Если масса струи сырья, поступающей в ОКС, равна 1 тонне, то для решения задачи по аккумуляции достаточно использовать ОКС с массой 22 тонны, из которой 11 тонн приходится на буферное вещество в виде воды.

Работа системы может осуществляться по следующей схеме. Разгонный блок с термохимическим ракетным двигателем или бустер, несущий порцию лунной воды, переходит с окололунной орбиты на околоземную эллиптическую орбиту, с низким перигеем. Его орбита синхронизируется с орбитой ОКС таким образом, что бы оба аппарата встретились в перигее. На участке встречи, бустер выбрасывает струю гидрогеля или же разворачивает заранее подготовленный трек из сырья, которые ориентированы по ходу траектории бустера с возможностью пересечения почти параллельной траектории ОКС. Возможная протяженность трека – от 1 до 30 км. Затем бустер смещается с первоначальной

траектории в сторону, на расстояние достаточное для исключения столкновения с ОКС, а трек из сырья поступает в кормовую камеру торможения ОКС. После передачи груза бустер переходит на орбиту ожидания, путем повышения перигейной высоты за счет разгонного импульса в апогее (25-50 м/с), чтобы дожидаться необходимого стартового окна для возвращения на окололунную орбиту. В свою очередь, ОКС повышает высоту апогея сохраняя прежнее значение перигея. Затем, ОКС в течение нескольких витков, за счет торможения при захвате порций воздуха в перигее (на высоте около 100 км), возвращается на прежнюю орбиту, после чего переходит в режим готовности к захвату новой порции лунного сырья. Пустой грузовой бустер возвращается к Луне (при получении разгонного импульса в пределах 100-300 м/с), а взамен от лунной орбитальной станции приходит другой бустер, с новой порцией сырья для ОКС. Из ОКС аккумулированные грузы передаются в ОПК, для переработки в ракетное топливо.

На стадии опытно-конструкторских работ, коллектор лунного сырья, может эксплуатироваться без воздухозаборного устройства. Гашение импульсов от лунных грузов в данном случае осуществляется использованием многоразового аэродинамического экрана, при погружении опытного образца ОКС в относительно плотные слои атмосферы на перигейном участке орбиты.

#### **6. Многоразовые лунные грузовые бустеры с накопителями воздуха - тормозными экранами**

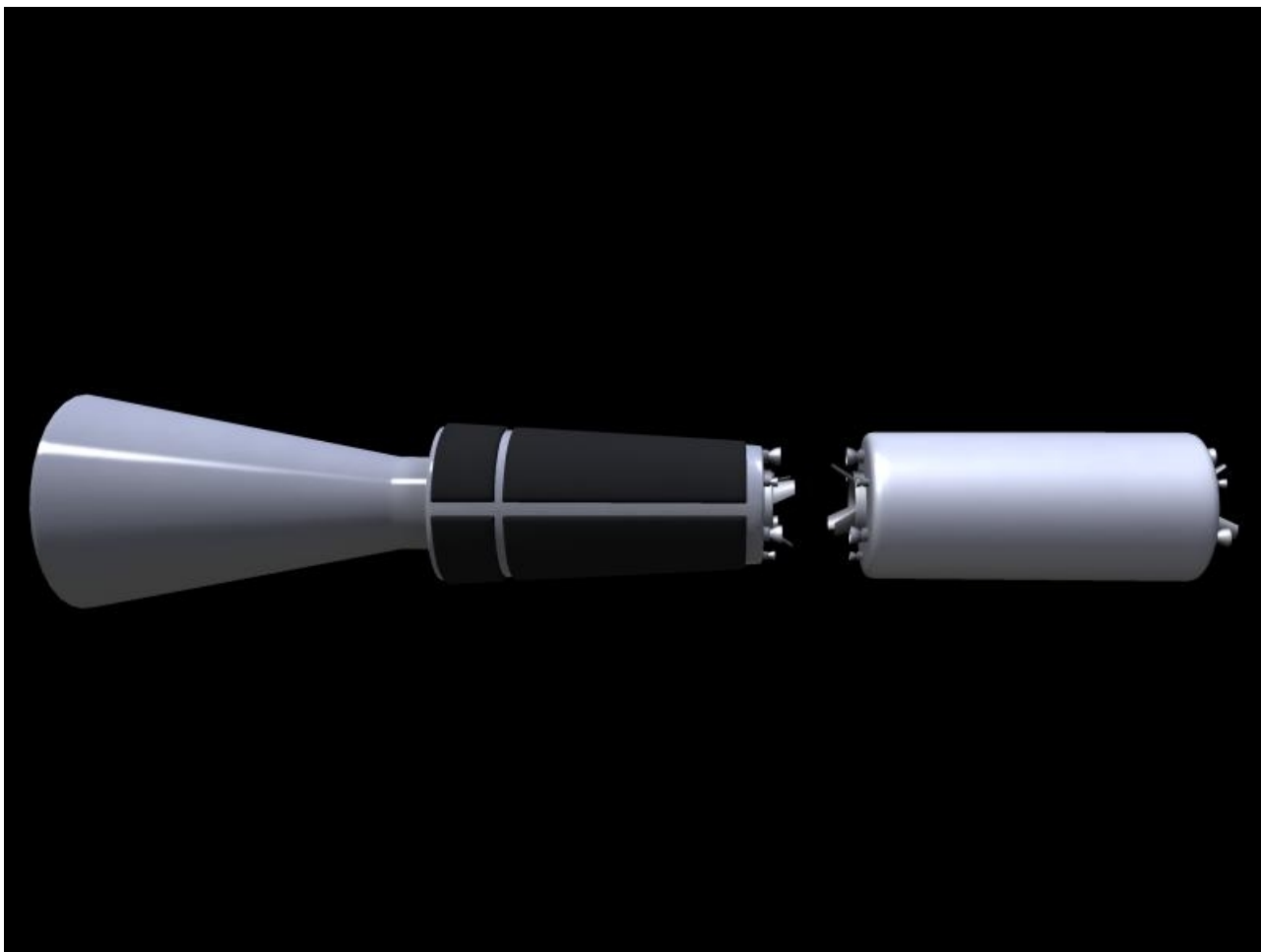


Рис. 18. Космический аппарат-накопитель воздуха, использующий кинетическую энергию лунного груза для захвата воздуха в районе перигея при совершении маневра торможения – перехода от второй космической скорости к первой.

Допустимы также иные варианты малогабаритных космических аппаратов-накопителей (КАН) атмосферного воздуха, совершающих работу за счет кинетической энергии лунных грузов. Функции таких КАН могут выполнять КА с грузом лунной воды и другого сырья, которые при выполнении многовиткового торможения в атмосфере для перехода на низкую околоземную орбиту используют в качестве аэродинамического тормозного экрана воздухозаборное устройство облегченной системы аккумуляции воздуха.

Облегчение системы накопления воздуха возможно при использовании химических способов образования низколетучих соединений азота и кислорода, например, нитрида лития, оксида и гидроксида лития.

Полученный запас воздуха используется для производства высококипящего топлива на основе азотного тетраоксида и гидразина. При этом из-за дисбаланса элементов будет образовываться остаток из гидразина, который придется использовать как монотопливо.

## **7. Околоземный коллектор сырья двустороннего действия: прием лунных и земных грузопотоков**

Околоземные ОКС используя кинетическую энергию лунного грузопотока, кроме атмосферного воздуха могут перехватывать потоки сырья, подаваемого с Земли. В виду помех создаваемых атмосферой, для создания потоков вещества вместо напланетных СУМ должны применяться суборбитальные летательные аппараты, которые формируют трек из сырья за пределами плотных слоев атмосферы, на высоте соответствующей перигейной высоте ОКС. Трек формируется или выбросом низкоскоростной струи (например, при зависании аппарата на заданной высоте) или разворачиванием троса из требуемого сырья во время баллистической фазы полета аппарата.

Захваты грузовых треков с Луны и с Земли осуществляются попеременно в перигее орбиты ОКС. Захват порции лунного сырья повышает апогей ОКС, захват земной порции понижает апогей. Соблюдение баланса импульсов от этих двух потоков, обеспечивает устойчивое положение ОКС на рабочих орбитах без применения ракетной двигательной установки.

Использование суборбитальных РН даёт значительные технико-экономические выгоды. Например, на каждый 1 кг лунного груза захваченного ОКС, в низко орбитальную ловушку можно забросить тоже 1 кг вещества с Земли, если суборбитальные РН сообщают земному грузопотоку скорость около 4800 м/с в поперечном (горизонтальном) направлении. А при нулевой поперечной скорости суборбитальных РН, что обеспечивает очень низкую удельную стоимость запуска, на каждый 1 кг лунного груза, поступившего в ОКС, дополнительно с Земли на орбиту доставляется 0,385 кг сырья.

Указанным способом в ОКС выгодно поставлять такое важное для лунной базы сырьё как водород. Перехват сырьевого трека из шугообразного водорода, технического более просто осуществить, чем других, более плотных видов сырья. Из-за низкой плотности, водородная струя, при входе в камеру торможения со скоростью около 8000 м/с, оказывает механическое воздействие такое же, как струя воды на скорости 2000 м/с. Использование тяжелых углеводородов в качестве буферной среды камеры торможения, решает проблему аккумуляции высоколетучего вещества на борту ОКС при высокой температуре: поток водорода, разогретый торможением, вступает в химическую реакцию с углеродом буферной среды и образует высококипящие соединения, удобные для хранения и транспортировки в ОПК на переработку.



## 8. Околоземный коллектор сырья, поставляемого с Земли, совмещенный с КСЭС, с двигательной установкой на основе ЭРД и ЭДТС

Группировка околоземных ОКС, может быть запущена в эксплуатацию до начала поставок лунного сырья за счет оснащения электроракетными двигателями (ЭРД) и энергостанциями на базе бескаркасных тонкопленочных солнечных батарей с центробежной системой развертывания и стабилизации (0,5 кг/кВт), которые разработаны в Роскосмосе и оформлены патентами В.М.Мельникова, главного научного сотрудника ЦНИИмаш. Такая система позволит провести отработку и тестирование базовых вариантов ОКС, ориентированных на работу с лунным сырьем и, одновременно, получить экономический эффект в виде отдачи от многократного снижения цен на доставку ракетного топлива в орбитальные хранилища и сырья в орбитальные производственные комплексы для производства компонентов КСЭС.



Рис. 19. Околоземный ОКС, поставляемого с Земли на этапе развертывания лунной базы.

Использование тяги ЭРД вместо силы, создаваемой грузопотоком лунного сырья, достаточно эффективно – на каждый 1 Ньютон тяги ЭРД в течение 1 года ОКС способен аккумулировать 2 тонны сырья (при первоначальном поступлении 4 тонн и расходе 2 тонн на рабочее тело ЭРД), поданных суборбитальными РН с нулевой поперечной скоростью. В этой комбинации ОКС и ЭРД с КСЭС находит свое решение, казавшейся неразрешимой, старая задача об использовании двигателей малой тяги для доставки грузов с Земли в космос [8;9].

В этом варианте более эффективным будет применение в качестве двигателя электродинамической тросовой системы (ЭДТС) вместо ЭРД или в качестве основного двигателя в комбинированной двигательной установке.

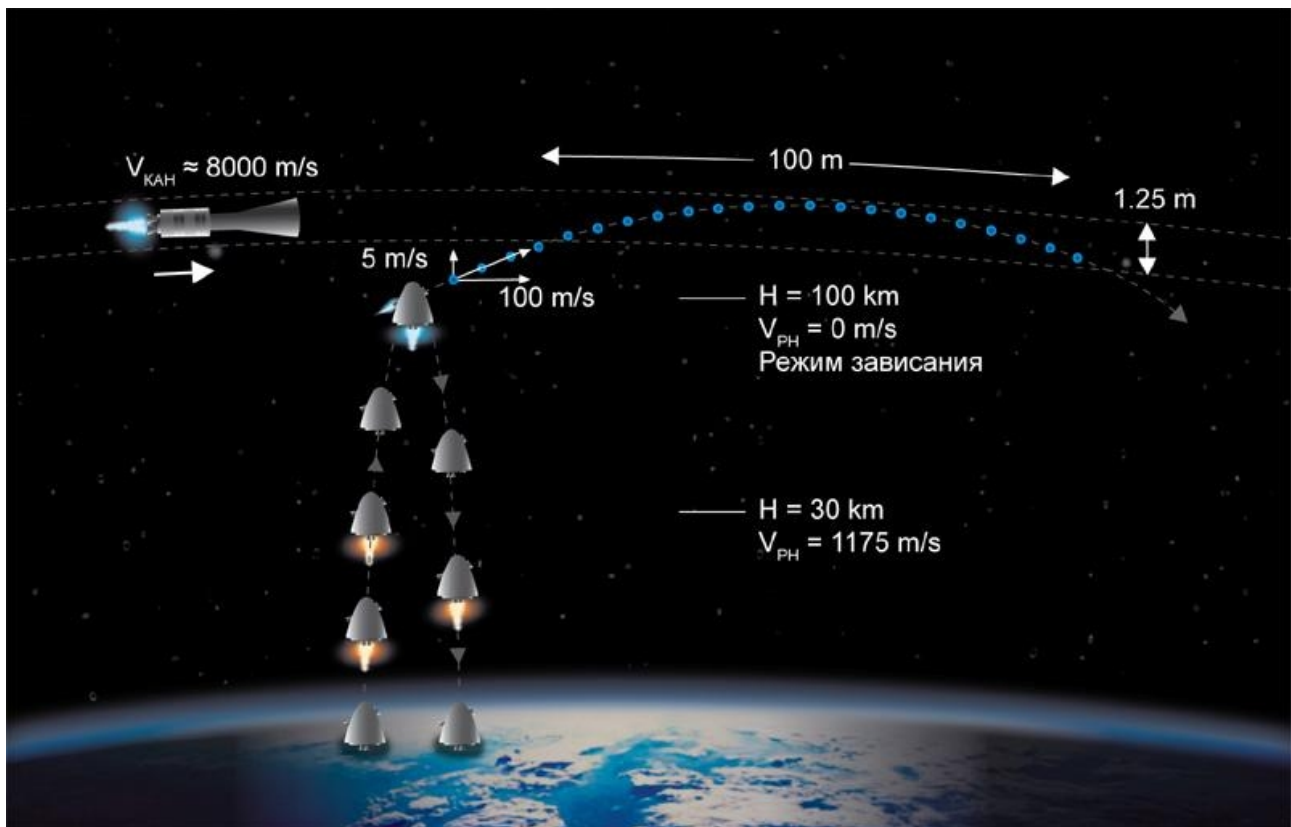


Рис. 20. Подача груза в коридор захвата в форме струи гидрогеля, с использованием зависания подающей сырьё суборбитальной РН на высоте полета ОКС.

В виду известных проблем трансляции на Землю энергии, вырабатываемой в космосе, КСЭС действующая в паре с ОКС, имеет шансы стать первым практически значимым образцом космической электростанции. Например, если типовую экспериментальную КСЭС с электрической мощностью 2 МВт, использовать не для энергоснабжения земных потребителей, а для энергообеспечения ОКС с ЭДТС, то в этом варианте пропускная способность коллектора сырья, поставляемого с Земли с суборбитальной скоростью, составит почти 2000 тонн в год. Для ОКС с ЭРД, питаемой КСЭС такой же мощности, в виду расхода рабочего тела и низкого КПД, пропускная способность коллектора будет ниже – 250 тонн в год.

Известные планы развития космической энергетики в XXI веке предполагают создание множества КСЭС, с мощностью до 1 ГВт каждая. Это значит, что только единичная гибридная система КСЭС-ЭРД-ОКС при указанной мощности способна вывести на орбиту до 125 тыс. тонн грузов в год, а система КСЭС-ЭДТС-ОКС обеспечивает вывод до 1 млн. тонн грузов ежегодно, причём с низкими затратами на ракетные запуски, которые типичны для многоразовых многоступенчатых высотных ракет, и могут быть в 10-100 раз меньше современных цен вывода грузов на низкую околоземную орбиту. Разумеется, такие большие грузопотоки сырых материалов прежде всего будут востребованы строителями КСЭС.

Однако следует заметить, что использование ЭДТС в качестве двигателя ОКС снижает удельные энергозатраты на вывод грузов в космос до 30 МДж/кг. Благодаря этому открывается возможность обеспечить энергоснабжение ЭДТС только за счет химической энергии, которая запасена в грузах, забрасываемых в ОКС и тормозного тепла, образующегося в камере торможения ОКС. Такой способ целесообразен при поставках с Земли на орбиту таких веществ как бериллий, алюминий и кремний, с параллельными поставками кислорода. Проект, обеспечивающий такое решение энергоснабжения ОКС, описан в патенте RU 2451631 и международной заявке на изобретение PCT/RU2011/000002.

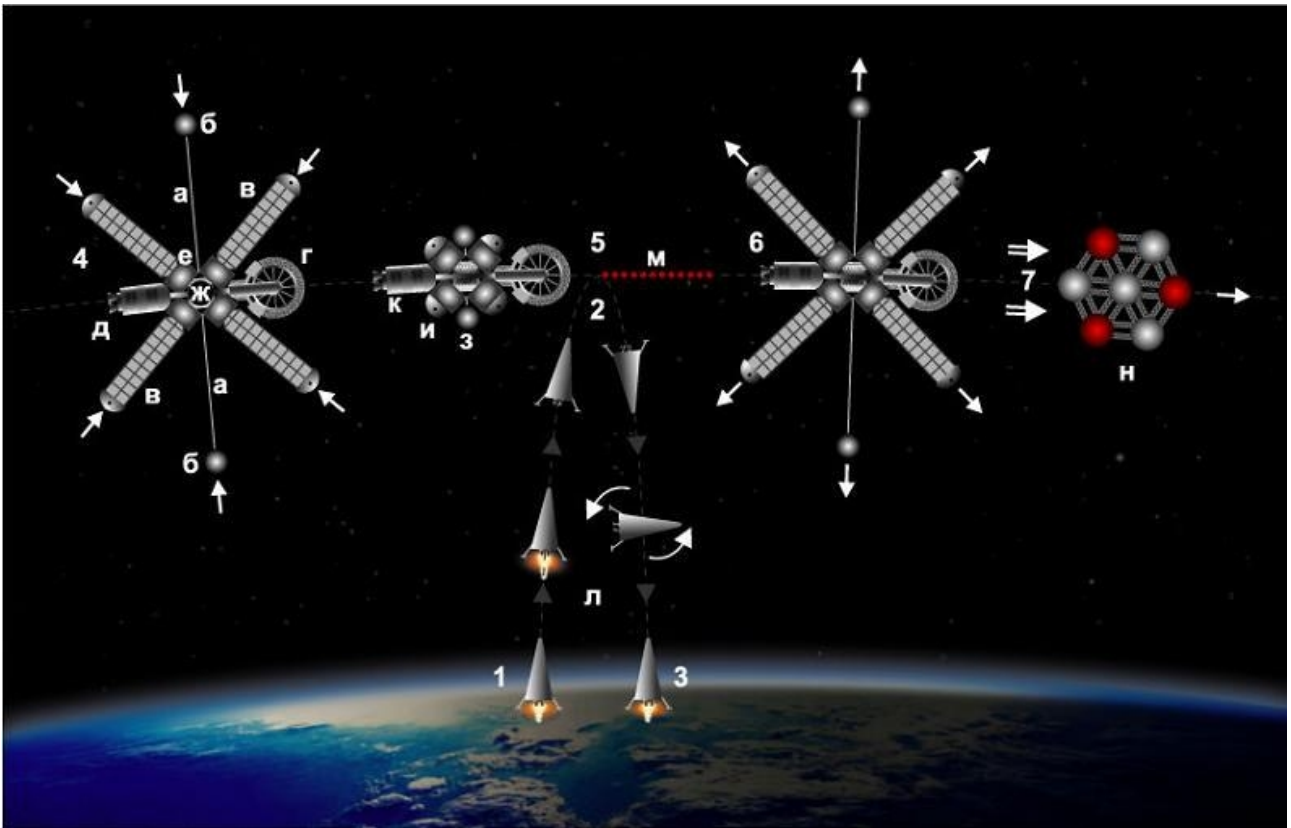


Рис. 21. Подача груза в коридор захвата в форме твердофазного потока, с использованием зависания суборбитальной РН на высоте полета ОКС



Рис. 22. Вариант использование недорогого сырья, накапливаемого в ОКС, для формирования теплозащитных оболочек последних ступеней РН, в целях обеспечения их многократного использования.

## 9. Околоземный ОКС с термохимическими РДУ, потребляющими лунное топливо

Околоземные ОКС могут быть оснащены ракетными двигателями большой тяги, что многократно увеличивает производительность орбитальных ловушек грузов по сравнению с ОКС оборудованными ЭРД и ЭДТС. Эффективность таких ОКС видна на следующем примере. Если ОКС оснащен кислородно-водородным ЖРД с тягой 450 кН, то темп поглощения сырья, втекающего в камеру коллектора со скоростью около 8000 м/с составляет 56 кг/с. Если осуществляется приём водорода, то поглощаемый трек представляет собой струю шугообразного водорода диаметром около 1 см. Погонная масса такого трека равна 7 кг/км. При этом, ЖРД расходует 100 кг/с водородно-кислородного топлива для уравновешивания силы торможения, возникающей при захвате груза.

Разумеется, такая схема исключает поставки топлива с Земли, так как баланс масс здесь отрицательный. Однако, возможно применение термохимических ракетных двигателей на околоземных ОКС в случае использования в составе топлива кислорода, который производится на Луне. В данном случае нет необходимости в освоении лунных месторождений водяного льда, так как выделение кислорода из лунного грунта возможно при поставках водорода с Земли на Луну. А путь водорода с Земли на Луну начинается с околоземного орбитального коллектора сырья, оснащенного водородно-кислородными ЖРД.

В 100 кг топлива, ежесекундно расходуемых ЖРД, масса водорода составляет 14,3 кг. С учетом поступления в ОКС 56 кг водорода, прирост составит 41,7 кг  $H_2$ . Эти 42 кг горючего образуют начальную массу, при помощи которой её часть будет доставлена бустером с околоземной орбиты на лунную базу, в установку по производству кислорода.

Система работает следующим образом. На сильно вытянутой эллиптической орбите вокруг Луны размещена топливозаправочная станция, в паре ОКС. В зоне переселения ОКС размещена автоматизированная лунная база, оснащенная блоком извлечения кислорода из реголита с сопутствующими устройствами загрузки сырья и удаления шлаков, а также НКС и СУМ. НКС используется для приёма водорода подаваемого из орбитальной станции, СУМ применяется для передачи кислорода на станцию, посредством ОКС. Для переноса запаса кислорода от окололунной орбитальной станции к околоземной, используется бустер с кислородно-водородным ЖРД. Бустер оснащен многоразовым аэродинамическим тормозным экраном. В качестве примера, стартовая масса бустера принимается равной 10 тоннам. Тогда, масса конструкции бустера будет 2 тонны. На полезный груз и ракетное топливо остаётся 8 тонн. Для схода с эллиптической орбиты и перехода на траекторию полёта к Земле, с учетом промежуточной коррекции и манёвра перехода на низкую околоземную орбиту топливозаправочной станции с ОПК, бустеру требуется приобрести характеристическую скорость около 330 м/с. Тогда, при удельном импульсе ЖРД равном 4500 м/с, требуемый запас кислородно-водородного топлива составит 700 кг, в том числе 100 кг  $H_2$  и 600 кг  $O_2$ . Соответственно, полезный груз бустера, в виде жидкого кислорода, будет равен 7300 кг.

По пути к околоземному ОПК бустер гасит часть скорости за счет торможения в атмосфере и после коррекции траектории стыкуется с ОПК. На этом этапе, бустер полностью израсходовал запас водорода. Часть жидкого кислорода передаётся на борт станции и взамен, бустер получает запас водорода, для использования в качестве топлива и груза, доставляемого на окололунную орбитальную станцию. Стартовая масса бустера снова увеличена до 10 тонн.

Для возвращения к Луне, с учетом тормозного импульса в окололунном пространстве, переводящем его на эллиптическую орбиту топливозаправочной станции, бустер должен приобрести характеристическую скорость 3300 м/с. Для этого требуется запас кислородно-водородного топлива массой 5200 кг, в том числе 750 кг  $H_2$  и 4450 кг  $O_2$ . Таким образом, из доставленного бустером запаса кислорода, в итоге на борт станции передается 2850 кг, а 4450 кг резервируется. Со станции окислитель передается на борт ОКС, для питания его

ЖРД. К этому количеству окислителя из запасов ОПК добавляется 475 кг водорода и в итоге в баки ОКС перекачивается 3325 кг кислородно-водородного топлива.

**Таблица 1**

Параметр	Направление полета: «Луна - Земля»	Направление полета: «Земля - Луна», вариант 1	Направление полета: «Земля - Луна», вариант 2
<b>V (м/с)</b>	330	3300	3300
<b>W (м/с)</b>	4500	4500	4500
<b>M<sub>1</sub>/M<sub>2</sub> (Z)</b>	1,076	2,082	2,082
<b>M<sub>1</sub> (кг)</b>	10000	10000	4372
<b>M<sub>2</sub> (кг)</b>	9300	4800	2100
<b>M<sub>к</sub> (кг)</b>	2000	2000	2000
<b>M<sub>г</sub> (кг)</b>	700	5200	2272
в т.ч. H <sub>2</sub> (кг)	100	750	325
в т.ч. O <sub>2</sub> (кг)	600	4450	1947
<b>M<sub>г</sub> (кг)</b>	7300	2800	100
в т.ч. H <sub>2</sub> (кг)	0	1020	100
в т.ч. O <sub>2</sub> (кг)	7300	0	0
прочий груз (кг)	0	1780	0

Обозначения параметров в таблице 1: V – характеристическая скорость бустера; W – удельный импульс; M<sub>1</sub> – начальная масса бустера; M<sub>2</sub> – конечная масса бустера; M<sub>к</sub> – масса конструкции бустера; M<sub>г</sub> – масса топлива; M<sub>г</sub> – масса груза.

Расходование указанного запаса топлива в ракетных двигателях ОКС, при удельном импульсе 4500 м/с, даёт возможность аккумулировать поток груза в виде трека из переохлажденного жидкого водорода с относительной скоростью около 8000 м/с, который имеет массу 1870 кг. Из этой массы горючего, 850 кг передаётся бустеру, в том числе 750 кг для возвращения к Луне и еще 100 кг в качестве запаса необходимого для последующего полета к Земле. В результате, выигрыш массы в виде запаса водорода составляет 1020 кг. Этот груз и поступает в итоге на окололунную орбитальную станцию, а затем на лунную автоматизированную базу, для расширения производства кислорода и восполнения его неизбежных утечек в ходе производственных операций. Кроме того, общая масса полезного груза бустера, стартующего к Луне, равна 2800 кг, т.е. помимо жидкого водорода, бустер может доставить к Луне 1780 кг других грузов, например, дополнительные производственные модули извлечения кислорода из реголита для расширения производства.

Оснащение околоземного ОКС кислородно-водородными ЖРД облегчает и упрощает его конструкцию по сравнению с возможными вариантами использования ЭРД вместо термохимических двигателей.

В камеру торможения ОКС струя жидкого водорода поступает со скоростью порядка 8000 м/с, где сталкивается с буферной массой газа, например, того же водорода, затормаживается и испаряется. В результате торможения потока водорода, температура в камере поднимается до 2380 К (2000°C), при давлении до 33 бар.

Для охлаждения камеры торможения может использоваться запас криогенного топлива для ЖРД и/или применяться система тепловых аккумуляторов, с последующей передачей части запасенного тепла топливу, поступающему в ЖРД. Например, если водород, направляемый в камеру сгорания ЖРД предварительно нагревать до температуры 2380 К, то удельный импульс кислородно-водородного ЖРД повышается до 5600 м/с. Следует изучить также возможность использования тормозного тепла для отдельного нагрева кислорода и

водорода и последующей подачи их через сопла Лавалля (со скоростью 2000-2500 м/с для  $O_2$  и до 8000 м/с для  $H_2$ ) в гиперзвуковую камеру сгорания, так как этот способ получения реактивной силы сулит получение удельного импульса около 7000 м/с. Применение такого типа ракетного двигателя на ОКС возможно, так как для ОКС, являющимся спутником, в отличие от ракетных разгонных блоков, не имеют значения большие линейные габариты и масса двигателя с гиперзвуковым сжиганием топлива. В отличие гиперзвуковых прямоточных двигателей для летательных аппаратов, здесь вместо воздуха используется чистый кислород (т.е. масса окислителя увеличена в 4,33 раза) и отсутствуют проблемные режимы работы из-за разных по величине скоростей подачи окислителя.

В этом аспекте, предыдущие расчеты подлежат корректировке в сторону повышения транспортной эффективности системы, однако, в настоящем исследовании они не учитываются.

Итоговое охлаждение аккумулированного водорода, обеспечивается смешением его большей части с тяжелыми углеводородами и/или литием, для образования высококипящих продуктов, не создающих высокого давления в накопительных баках при остаточной температуре в несколько сотен Кельвинов. Полученные углеводороды и гидрид лития, по мере наполнения аккумулирующих емкостей передаются на переработку в ОПК, где водород извлекается, охлаждается и сжижается. Вместе с тем, не исключена возможность охлаждения полученных углеводородов непосредственно в ОКС, посредством использования их в качестве рабочего тела бескаркасного капельного холодильника-излучателя.

Пропусканная способность ОКС с ЖРД очень высока и ограничивается только скоростью переработки поступающего сырья и скоростью производства кислорода на лунной базе. Возможность захватывать большие порции водорода и других видов сырья, очень важна для снижения затрат на доставку сырья суборбитальными РН. Чем больше порция груза, поднимаемого одноступенчатым РН в зону перехвата коллектором, и, соответственно, больше масса РН, тем проще обеспечить снижение удельных затрат на транспортировку груза. ОКС с ЖРД позволяет применить суборбитальные РН с грузоподъемностью 500-1000 кг и больше. Такие РН проще эксплуатировать в многократном режиме при низких издержках. Предварительные оценки показывают возможность снижения цен, на подъем суборбитальными РН грузов для ОКС на высоты 100-150 км до 100 долл./кг, а в перспективе до величины близкой к стоимости потраченного топлива.

Рассмотренная схема грузооборота между околоземными и окололунными ОПК относится к стадии развертывания производства ракетного топлива на Луне, когда необходимы опережающие поставки водорода на лунную базу по сравнению с ответными поставками кислорода (или воды) на околоземный ОПК. При установившемся объеме производства кислорода схема будет выглядеть иначе, так как масса бустера, отправляемого на Луну будет меньше.

В установившемся режиме производства кислорода поставки водорода на лунную базу уменьшаются, так как теперь водород необходим в незначительных объемах, восполняющих утечки в производственных циклах, когда часть газа остается в удаляемых шлаках. Опыт земной химической промышленности даёт основания допустить максимальный уровень таких протечек в размере десятых долей процента от массы производимого кислорода. Эта величина находится в пределах погрешности расчета схемы грузооборота и потому может специально не учитываться, хотя возможны варианты, когда для ускорения процесса переработки реголита, будет выгоды техпроцессы с потерями водорода порядка 10 процентов, так как данная схема грузооборота обеспечит недорогое восполнение потерь.

Во второй схеме параметры загрузки бустера на окололунной орбите остаются неизменными. Стартовая масса равна 10000 кг, масса конструкции бустера – 2000 кг, запас ракетного топлива – 700 кг, масса груза ( $O_2$ ) – 7300 кг. Однако, при старте с околоземной орбиты, начальная масса бустера составляет 4372 кг, в составе которой запас ракетного топлива – 2272 кг, масса груза ( $H_2$ ) – 100 кг.

В составе ракетного топлива доля водорода равна 325 кг, что в сумме с полезным грузом даёт 425 кг  $H_2$  на борту бустера. Запас кислорода здесь равен 1947 кг, и поскольку он пополняется из запаса доставленного с Луны (7300 кг), то фактический прирост массы кислорода в орбитальном хранилище составляет 5353 кг. Добавление к этой массе кислорода 892 кг водорода из орбитальных запасов, создает 6245 кг кислородно-водородного топлива.

Часть этого ракетного топлива будет потрачена в ЖРД орбитального коллектора, для захвата порции водорода массой 1317 кг, которая необходима для обеспечения бустера запасом  $H_2$  массой 425 кг и компенсации заимствованных 892 кг  $H_2$ . Другая часть образует товарную массу ракетного топлива, предназначенную для продажи компаниям, оказывающих пусковые услуги по запуску телекоммуникационных спутников на ГСО, исследовательских аппаратов на межпланетные орбиты, строителям космических СЭС, а также искателям астероидных сокровищ.

Расход ракетного топлива в ОКС для поглощения 1317 кг  $H_2$ , согласно выше принятым параметрам работы ОКС и ЖРД, равен 2352 кг. Эта масса вычитается из исходного запаса ракетного топлива массой 6245 кг. Таким образом, в итоге образуется запас товарного ракетного топлива массой 3893 кг. Эту величина теперь позволяет оценить рентабельность рассматриваемой схемы грузооборота.

Наиболее очевидный выигрыш здесь состоит, прежде всего, в том, что в результате переброски суборбитальными РН 1317 кг водорода в орбитальную ловушку грузов, благодаря данной схеме грузооборота в топливохранилище появляется 3893 кг кислородно-водородного ракетного топлива, то есть масса полезного груза применительно к РН возрастает почти в 3 раза. Вместе с тем, это только часть основного выигрыша использования ОКС, поскольку ОКС даёт возможность использовать суборбитальные ракеты для доставки сырья в орбитальные хранилища, которые имеют грузоподъемность почти в 15 раз превышающую грузоподъемность многоступенчатых космических РН (при заброске сырья на орбиты с перигейной высотой от 100 до 150 км). Суммарный эффект, таким образом, выражается в 45 кратном увеличении массы груза, применительно к одноразовым РН. Для многоразовых РН эффект только трехкратный.

Имеющихся данных по проекту достаточно чтобы произвести предварительный расчет цен на транспортировку грузов с Земли по рассмотренной схеме. Результирующая цена складывается из цены доставки лунного кислорода на низкую околоземную орбиту, из цены аккумуляции водорода на борту ОКС и из цены подъема водорода с Земли суборбитальными РН на высоту орбиты ОКС.

Стоимость лунной инфраструктуры в виде орбитальной станции с ОКС и лунной автоматизированной базы, с НКС и СУМ оценивается исходя из базовых цен на транспортировку оборудования: 50 млн. долл./т на окололунную орбитальную станцию и 100 млн. долл./т на оборудование лунной базы. Выше было показано, что на основе этих показателей цены на транспортировку грузов с Луны составят 0,5-5 долл./кг.

Цены на подъем сырья с Земли суборбитальными РН и формирования из него трека, поступающего в ОКС составят 1-10 процентов от цен прямого вывода грузов многоступенчатыми космическими РН. Многократное снижение стоимости запуска определяется следующими причинами. Суборбитальная РН, выполняющая работу только по вертикальному подъему груза на высоты 100-150 км, без поперечного разгона груза, может использовать относительно тяжелые ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива вместо турбонасосной системы. Двигатели с вытеснительной системой в 50-100 раз дешевле двигателей с насосной системой и имеют больший рабочий ресурс при высокой надежности. Удельная масса корпуса РН может быть больше, чем обычно, что позволяет использовать тепловую защиту, необходимую для сохранения РН в процессе возвращения. Кроме того, для суборбитальной РН, без существенного уменьшения массы полезного груза, допустимо резервирование запаса топлива и совершение мягкой посадки за счет тяги своего двигателя в точку старта. Небольшие массы суборбитальных РН (~15 т) позволяют использовать простые мобильные стартовые устройства и топливозаправочные и ремонтные комплексы. В

совокупности указанные факторы обеспечивают многократную эксплуатацию РН с возможным числом запусков от 50 до 200, с минимальной стоимостью космодромного обслуживания.

Для определения доли затрат в цене транспортировки грузов на орбиту со стороны ОКС должны быть учтены следующие факторы. Межремонтный ресурс ЖРД принимается равным 10 часам работы. Тогда при выше принятом расходе топлива 100 кг/с приток сырья в ОКС равен 56 кг/с или 2016 тонн за 10 часов суммарного времени работы. Масса околоземного ОКС, способного принимать потока водорода со скоростью поступления 56 кг/с, с учетом запаса буферных веществ должна быть порядка 20 тонн (при массе ЖРД около 0,75 тонн). Таким образом, отношение массы полезного груза доставленного на орбиту к массе ОКС равно 100.

При заданной тяге масса ЖРД находится в диапазоне 600-750 кг. Масса ловушки грузов близка по величине и составляет 1200-1500 кг. Ресурс ловушки грузов также равен 10 часам. Стоимость изготовления и доставки на орбиту обоих агрегатов (общей массой около 2 тонн) равна 10 млн. долл. при общей стоимости ОКС порядка 100 млн. долл. Поскольку ресурс работы остальных агрегатов ОКС на несколько порядков превышает ресурс работы ЖРД и грузоулавливателя, то основным фактором ценообразования будет амортизация ЖРД с грузоулавливателем. За время нахождения ОКС на орбите, замена отработанных ЖРД и грузоулавливателя может быть произведена от 10 до 100 раз, то есть доля амортизации будет в пределах 1-9 млн. долл. на каждую замену двигателя и ловушки. Таким образом, доставка на орбиту 2000 тонн сырья будет стоить 8,5-16,5 млн.долл. или 4,25-8,25 долл./кг.

К этой базовой части цены добавится еще некоторые расходы, например, амортизация ОПК, который обеспечивает выделение водорода из буферных химических соединений, охлаждение и хранение, водорода, а также кислорода, но величина их не может существенно повлиять на ценообразование транспортных операций и поднимет издержки максимум до 10-20 долл./кг.

Структура цены доставки водорода и других видов сырья с Земли на орбитальную станцию, таким образом выглядит следующим образом. Для суборбитальных РН – 30-100 долл./кг. Доля лунного производственного комплекса – 0,5-5 долл./кг. Доля околоземного ОКС, ОПК и бустеров – 10-20 долл./кг. В итоге определяется возможный диапазон цены: 41-125 долл./кг.

## **10. Околоземный ОКС с теплообменными РДУ, использующих тепло тормозной камеры с рабочим телом на основе лунной воды или атмосферного азота**

В случае открытия на Луне удобных для разработки залежей водяного льда, грузооборот между лунной базой и околоземным ОПК может упроститься. В этом варианте вместо кислорода бустеры поставляют на околоземную орбиту лунную воду.

На окололунной орбитальной станции электролизу подвергается только часть полученной с базы воды (что существенно снижает потребность станции в электроэнергии), в объеме необходимом для обеспечения бустера кислородно-водородным топливом (в виду избытка водорода в таком топливе, часть лишнего кислорода переводится в пероксид водорода и добавляется к остальному грузу). Таким образом, в баки околоземного ОКС поступает главным образом вода.

В двигательной системе околоземного ОКС вода используется в качестве рабочего тела. Источником тепла здесь является камера торможения ОКС. При захвате каждого 1 кг сырья с относительной скоростью 8000 м/с, в камере торможения выделяется 32 МДж тепловой энергии. Часть этой энергии используется для испарения воды в ракетной двигательной установке и получения тяги, которая уравнивает силу торможения, действующую на ОКС при захвате грузов. Выброс рабочего тела со скоростью 3000 м/с требует удельного расхода тепловой энергии в размере 4,5 МДж/кг. Уравнивание силы



торможения требует расхода 2,67 кг воды на 1 кг захваченного сырья при потреблении тепловой энергии в объеме 12 МДж, что с избытком покрывается теплом, выделяемым в камере торможения.

Рассмотренная схема грузооборота может реализовываться на стадии развертывания систем, потребляющих лунные ресурсы. Её преимуществом является низкая потребность в электрогенерирующих мощностях из-за малых количеств воды, подвергаемой электролизу, а также высокая удельная мощность теплообменной ракетной двигательной установки. Использование такого типа ОКС целесообразно для вывода с Земли материалов и веществ, отсутствующих или малодоступных на Луне и астероидах, причем в начальный период эксплуатации внеземных ресурсов.

Рассмотренный принцип утилизации тормозного тепла грузов, аккумулируемых ОКС, выгодно применять при использовании азота вместо воды в качестве рабочего тела. В настоящее время для производства ракетного топлива непосредственно на орбите, проектируются космические аппараты-накопители воздуха из верхних слоёв атмосферы (на высоте 105-120 км), аналогичные системе PROFAC, проект которой известен с 1959 года. Энергоснабжение КА-накопителей азота и кислорода должно осуществляться космическими СЭС посредством инфракрасного лазерного излучения.

Воздух, накапливаемый низкоорбитальными аккумулирующими аппаратами имеет пропорции азота и кислорода не очень благоприятные для производства ракетного топлива, даже при том, что часть захваченного азота используется в ЭРД как рабочее тело, для создания тяги уравнивающей силу торможения КА-накопителя. Однако, попытка использовать образующийся лишней азот в качестве рабочего тела ЭРД КА-накопителей не оправдана, так как приводит к неэффективному росту удельной массы энергодвигательной установки. Кроме того, для производства ракетного топлива требуются поставки горючего, причем не только водорода, но и углеводородов (для производства высококипящего топлива). Поэтому для замены ракетного транспорта в осуществлении поставок горючего на орбиту, целесообразно использовать ОКС с теплообменным ракетным двигателем, использующим в качестве рабочего тела часть азота, производимого КА-накопителями.

При скорости реактивной струи равной 3000 м/с, здесь так же как и в варианте с рабочим телом из воды, требуется расход 2,67 кг азота для аккумуляции 1 кг сырья, поступающего в ОКС. В данном варианте расходуется избыточный азот, использование которого обычными методами затруднительно. В рассмотренной схеме решается проблема полного использования воздуха, накапливаемого орбитальными аппаратами.

Цены на транспортировку сырья в космос в данной схеме грузооборота соизмеримы с ценными, которые складываются в варианте использования лунного топлива в ЖРД околоземного ОКС.

## **11. Околоземные ОКС и бустеры с теплообменными водородными РДУ на основе нагревателя на химическом топливе**

Одним из возможных решений задачи по сокращению потока грузов с околоземной орбиты на Луну, является выше указанный российский проект создания флота солнечных и ядерных буксиров с двигателями малой тяги на основе ЭРД. Создание флота межорбитальных буксиров (МБ) сулит сокращение в 2 раза цены вывода грузов с низкой околоземной орбиты (НОЗО) на низкую окололунную орбиту (НОЛО) и сокращает грузопоток с Земли в космос.

Вместе с тем, изначальная тихоходность МБ, приводит к большим сроками доставки грузов к Луне и возвращения обратно: до 6 месяцев вместо возможных 6 дней, при использовании бустеров. Проблема большой продолжительности полетов по маршруту Земля-Луна-Земля, понуждает искать иные, не менее эффективные решения, чем МБ с двигателями малой тяги. Такие возможные решения существуют – это проекты сетей

синхронизированных ОКС-СУМ, выполняющих функции орбитальных станций топливной и/или энергетической перезарядки разгонных блоков или бустеров, с двигателями большой тяги. Здесь двигательные установки выполнены на основе теплообменных водородных РДУ с химическими нагревателями, которые используются как на ОКС-СУМ, так и на бустерах. Варианты решений рассмотрены в подразделах 11.1 и 11.2.

В 11.1 показан способ эффективной передачи сырья и ракетного топлива от низкоорбитальных станций к станциям на высокоэнергетических орбитах, которые затем используются как промежуточные пункты дозаправки бустеров, в процессе их разгона от первой космической скорости до второй космической, с увеличением грузоподъемности бустеров при уменьшении стоимости вывода грузов.

В 11.2 показан способ снабжения энергией бустеров, от сети промежуточных станций, для обеспечения работы двигателей большой тяги (с удельным импульсом в пределах 9-12 тыс. м/с) в процессе их разгона от первой космической скорости до второй космической, с увеличением грузоподъемности бустеров при уменьшении стоимости вывода грузов. В рассматриваемом проекте, 1 бустер, способен заменить 30 межорбитальных буксиров.



Рис. 23. Технология межорбитальной передачи ракетного топлива на орбитальные заправочные станции.

## 11.1

До сих пор ОКС рассматривался как средство перехвата и ускорения порций сырья от суборбитальной скорости, как правило, близкой к нулевому значению в поперечном направлении, до орбитальной или первой космической скорости. Возможность дальнейшего увеличения скорости груза в пределах от первой космической до второй космической скорости подробно не рассматривалась. Однако, на практике, грузы, выводимые на низкую околоземную орбиту, затем переправляются на другие высокоэнергетические орбиты или на межпланетные траектории. В этой скоростной зоне (8-11 км) также выгодно применение ОКС. Если ОКС оснащен двигателем большой тяги, который имеет удельный импульс больший чем удельный импульс двигателей разгонных блоков, выводящих грузы на эллиптические орбиты, то использование ОКС более выгодно, чем использование разгонных блоков с термохимическими двигателями для доставки грузов к Луне или другим объектам, например, ИСЗ на геостационарной орбите.

Двигатели необходимого типа имеются – это теплообменные ракетные двигатели, использующие водород в качестве рабочего тела. В качестве источника тепла, для нагрева водорода, здесь применяется нагреватель, в котором подвергается окислению высококалорийное горючее. Двигатели такого типа использовались в прошлом веке в качестве симуляторов или имитаторов ядерных ракетных двигателей. Например, в подмосковных Химках проводилась отработка агрегатов ЯРД на основе двигателя с имитатором ядерного реактора. В нём подогрев водорода осуществлялся от обычных кислородно-водородных горелок в специальных теплообменниках. Остальные агрегаты полностью соответствовали настоящему ЯРД. Такие теплообменные аналоги ЯРД не могут использоваться в качестве двигателей ракет для запусков в космос. В тоже время они не имеют ограничений на эффективное использование на спутниках с ОКС для компенсации тормозных ускорений. Важной особенностью применения таких двигателей в космосе является использование замкнутого цикла сжигания и регенерации топлива для горелок теплообменника.

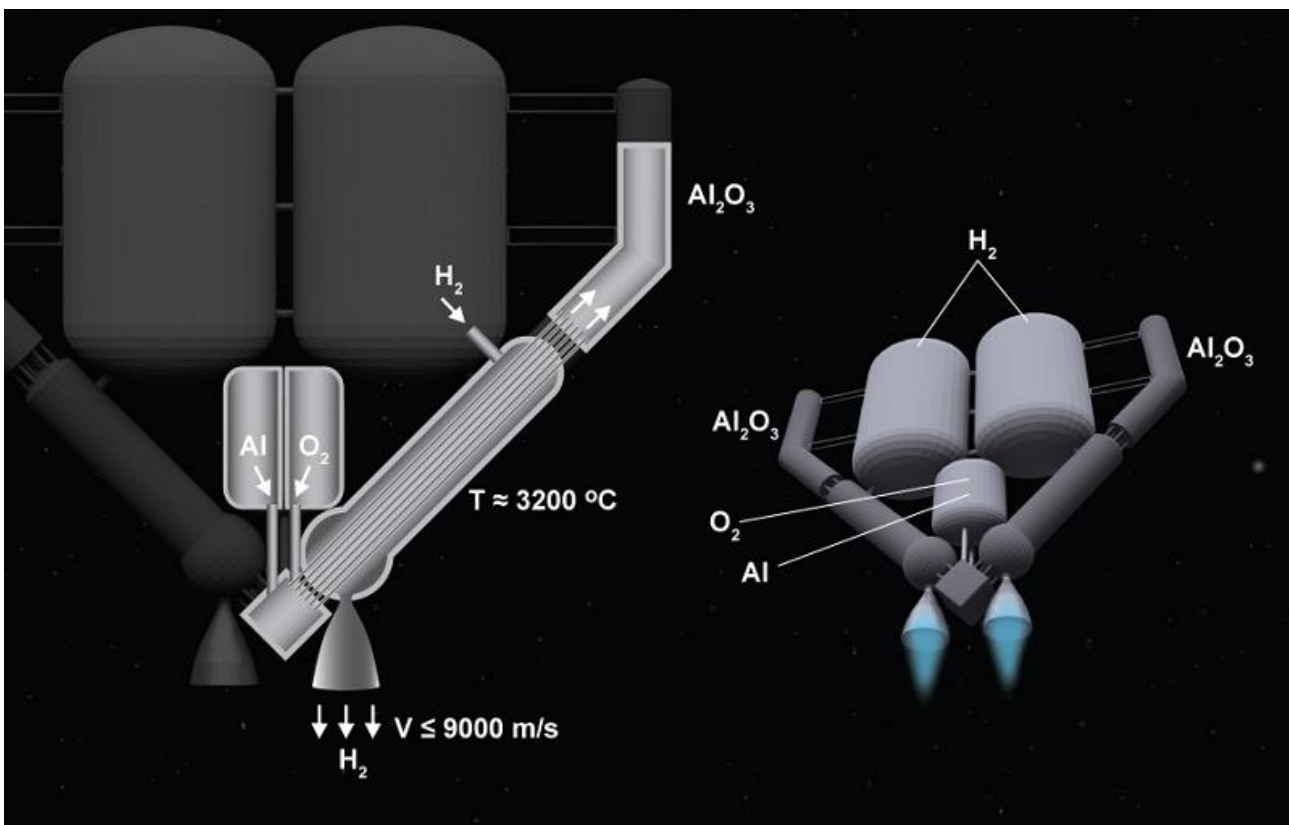


Рис. 24. Теплообменные водородные РДУ на основе нагревателей на химическом топливе с температурой горения 3300-5500 К.

В качестве бортовой двигательной установки ОКС, могут использоваться теплообменные двигатели двух типов: двигатели с контактной теплопередачей и двигатели с радиационной теплопередачей через прозрачный разделитель (двигатели с прозрачным разделителем).

Теплообменный РД с контактной теплопередачей по своему принципу работы представляет собой высокотемпературный химический реактор-теплообменник, в который вводится рабочее тело (жидкий водород) под давлением, и по мере его разогрева до высоких температур (свыше  $3000^{\circ}\text{C}$ ) выбрасывается через охлаждаемое сопло. Обеспечивает удельный импульс до  $9000\text{-}10000\text{ м/с}$ .

Наивысшие характеристики по удельному импульсу и мощности обеспечиваются при использовании конструкционных материалов на основе карбидов тантала и гафния. Подобные теплообменники способны устойчиво работать при температуре  $4000^{\circ}\text{C}$ , что почти на тысячу градусов выше чем в твердофазных ядерных РД (ТФРД), и способны обеспечить удельный импульс на рабочем теле из водорода свыше  $10000\text{ м/с}$ .

Продукты химической реакции горючего и окислителя, после выхода из реактора теплообменника, остаются на борту космического аппарата в специальном хранилище и в последующем регенерируются для повторного использования. В качестве горючего используются водород, метан, алюминий, бериллий, дициан и ацетилендинитрил.

Теплообменный РД с прозрачным разделителем содержит химический реактор, в котором поток горючего, взаимодействующего с окислителем, заключен внутри прозрачного разделителя – кварцевой трубы, установленной внутри реактора, а в кольцевой зазор между корпусом реактора и этой трубой поступает рабочее тело (водород). Продукты химической реакции, нагретые до высокой температуры, испускают интенсивное электромагнитное излучение в различных диапазонах спектра, которое свободно проникает сквозь кварцевую трубу и поглощается водородом, и он в результате нагревается.

Определяющим элементом рассматриваемого теплообменного РД является прозрачный разделитель. Одним из немногочисленных материалов, из которых можно изготовить подобный разделитель, является кварц, имеющий достаточно высокую температуру плавления ( $1900\text{-}2000\text{ К}$ ) и почти не задерживающий электромагнитное излучение.

Чрезмерный нагрев разделителя предотвращается охлаждением. С этой целью он может быть выполнен в виде двух соосных труб с кольцевым зазором между ними. Водород поступает в указанный кольцевой зазор, охлаждая, таким образом, разделитель. После этого он направляется в кольцевой зазор, расположенный на периферии реактора, где рабочее тело окончательно нагревается до расчетной температуры  $3300\text{-}5500\text{ К}$ , а затем поступает в реактивное сопло. При такой схеме охлаждения разделителя используется особое свойство водорода – его прозрачность для излучения при сравнительно низких температурах (порядка  $1000\text{-}1500\text{ К}$ ).

РД с прозрачным разделителем обеспечивает достижение удельного импульса от  $9000$  до  $12000\text{ м/с}$ .

В качестве горючего используются дициан и ацетилендинитрил. Температура горения дициана в смеси с озоном может достигать  $5000\text{-}5300^{\circ}\text{C}$ . Относительно ацетилендинитрила имеются сведения, что при его сгорании в атмосфере озона под давлением температура может достигать до  $5700^{\circ}\text{C}$ .

Отработанное топливо, в виде различных окислов, регенерируется, с использованием известных химических методов и электролиза. Энергообеспечение процесса регенерации осуществляется за счет бескаркасных пленочных фотоэлектрических преобразователей, а на орбитах проходящих через радиационные пояса за счет турбомашинных электрогенераторов с концентраторами солнечной энергии. Сброс тепла производится через бескаркасные капельные холодильники-излучатели.

Ракетные двигатели используются на станциях с ОКС и СУМ для нейтрализации импульсов торможения, которые коллектор получает в момент захвата порции сырья,

скорость которой меньше скорости коллектора, а ускоритель масс получает при выбрасывании струи сырья.

Простейшая система транспортировки сырья на высокоэнергетические орбиты образована двумя орбитальными станциями. Первая станция размещена на низкой околоземной орбите, близкой к круговой, с перигеем на высоте 200 или 300 км. В качестве временной станции может использоваться последняя ступень РН, содержащая грузовой блок и систему выброса груза, в виде струи жидкости или ленты из твердого вещества. Вторая станция или КА-накопитель размещена на эллиптической орбите, с перигеем, совпадающим с перигеем первой станции и с периодом обращения кратным периоду обращения первой станции. Скорость второй станции в перигее относительно первой может быть до 3000 м/с.

В случае использования системы для вывода грузов на геопереходную орбиту, апогейная высота орбиты второй станции (или КА-накопителя) равна 35786 км, а перигейная высота может быть в диапазоне 200-300 км.

Грузовой блок, выведенный РН на опорную орбиту с высотой равной перигейной высоте станции, в периоды сближения со станцией выбрасывает часть своего груза и формирует трек длиной около 10 тыс. метров (скорость выброса 50-100 м/с). Трек движется по круговой орбите и создается с расчетом, что в момент прохождения перигея станцией и ОКС, трек окажется на пути ловушки грузов и может быть перехвачен (время поглощения – 4 секунды). На высоте 200 км скорость трека равна 7789 м/с, а скорость ОКС и станции равна 10246 м/с, то есть груз в форме трека входит в ловушку с относительной скоростью 2457 м/с. Перед захватом груза, ОКС отстыковывается от орбитальной станции, а после перехвата груза снова пристыковывается к ней.

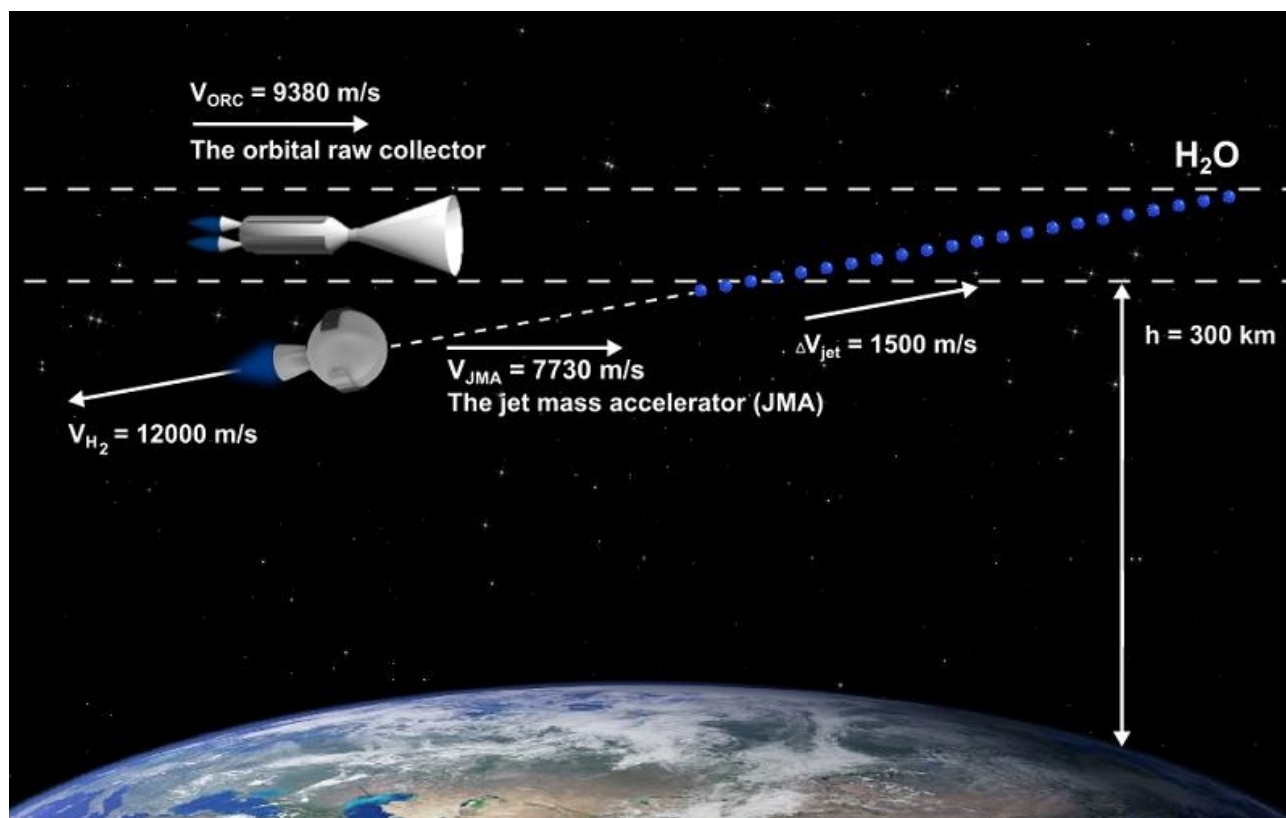


Рис. 25. Система передачи ракетного топлива и сырья из орбитального СУМ в ОКС, используемый как станция дозаправки РБ. На борт ОСУМ груз доставляется классическим способом – многоступенчатыми РН.

Тормозной импульс, создаваемый захватом груза с относительной скоростью почти в 2500 м/с, компенсируется включением в перигее водородного теплообменного двигателя. При скорости истечения водорода около 10000 м/с, на каждый 1 кг израсходованного

водорода, ловушка может перехватывать груз порцией в 4 кг. Из этой порции, затем будет выделен 1 кг водорода и направлен в баки двигательной установки для компенсации израсходованного рабочего вещества, а оставшиеся 3 кг вещества направляются на переработку, т.е. 75 процентов грузов, доставленных РН на опорную орбиту, может быть использовано в качестве сырья для изготовления различных конструкций на ГСО и ракетного топлива. При скорости истечения водорода равной 12000 м/с, на каждый 1 кг израсходованного водорода, ловушка может перехватывать груз порцией в 5 кг, т.е. 80 процентов грузов, доставленных РН на опорную орбиту, может быть использовано в качестве сырья.

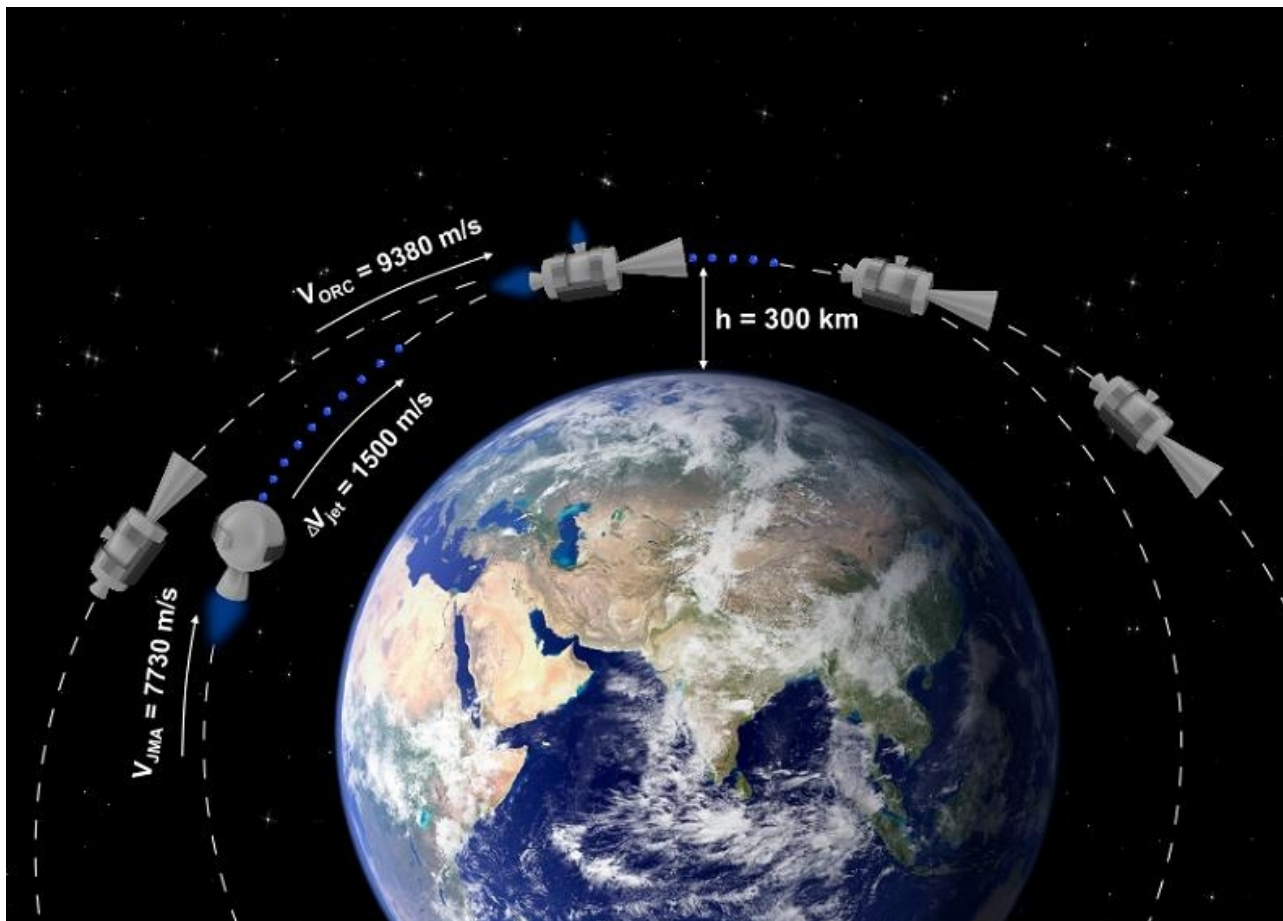


Рис. 26. Система передачи ракетного топлива и сырья из орбитального СУМ в ОКС, используемый как станция дозаправки РБ. На борт ОСУМ груз доставляется классическим ракетным способом (схема дана в мегамасштабе).

Для доставки груза на геостационарную орбиту требуется третья станция-накопитель с ОКС, а вторая станция должна быть оборудована СУМ – устройством создания треков из передаваемого сырья. Третья станция должна находиться на круговой орбите близкой по высоте к ГСО. Относительная скорость перехвата груза на ГСО будет менее 1500 м/с (для варианта расположения опорной орбиты в экваториальной плоскости). Расход водорода в этом случае равен 12,5 процентам от массы захваченного сырья, при удельном импульсе двигателя ОКС равном 12000 м/с, а с учетом расхода во второй станции, затраты водорода составят только 30 процентов от первоначальной массы транспортируемого на ГСО груза. Очевидно, что данный способ скоростной доставки сырья на ГСО более эффективен по сравнению с доставками грузов буксирами с ЭРД малой тяги.

Аналогичная сеть из орбитальных станций, снабженных ОКС и СУМ, может быть создана для передачи с низкой околоземной орбиты сырья и топлива на окололунную орбитальную станцию и лунную базу. Для этого на орбиту вокруг Луны необходимо вывести

станцию с высоким апоселением. Перенос грузов на окололунную станциями осуществляется многоразовым бустером-челноком, который отправляется от околоземной станции в момент её нахождения в апогее и прибывает к окололунной станции в момент её нахождения или в апоселении или в периселении. Груз сырья челнок может сбрасывать через бортовой СУМ (при скорости струи не более 100 м/с) или передавать при стыковке.

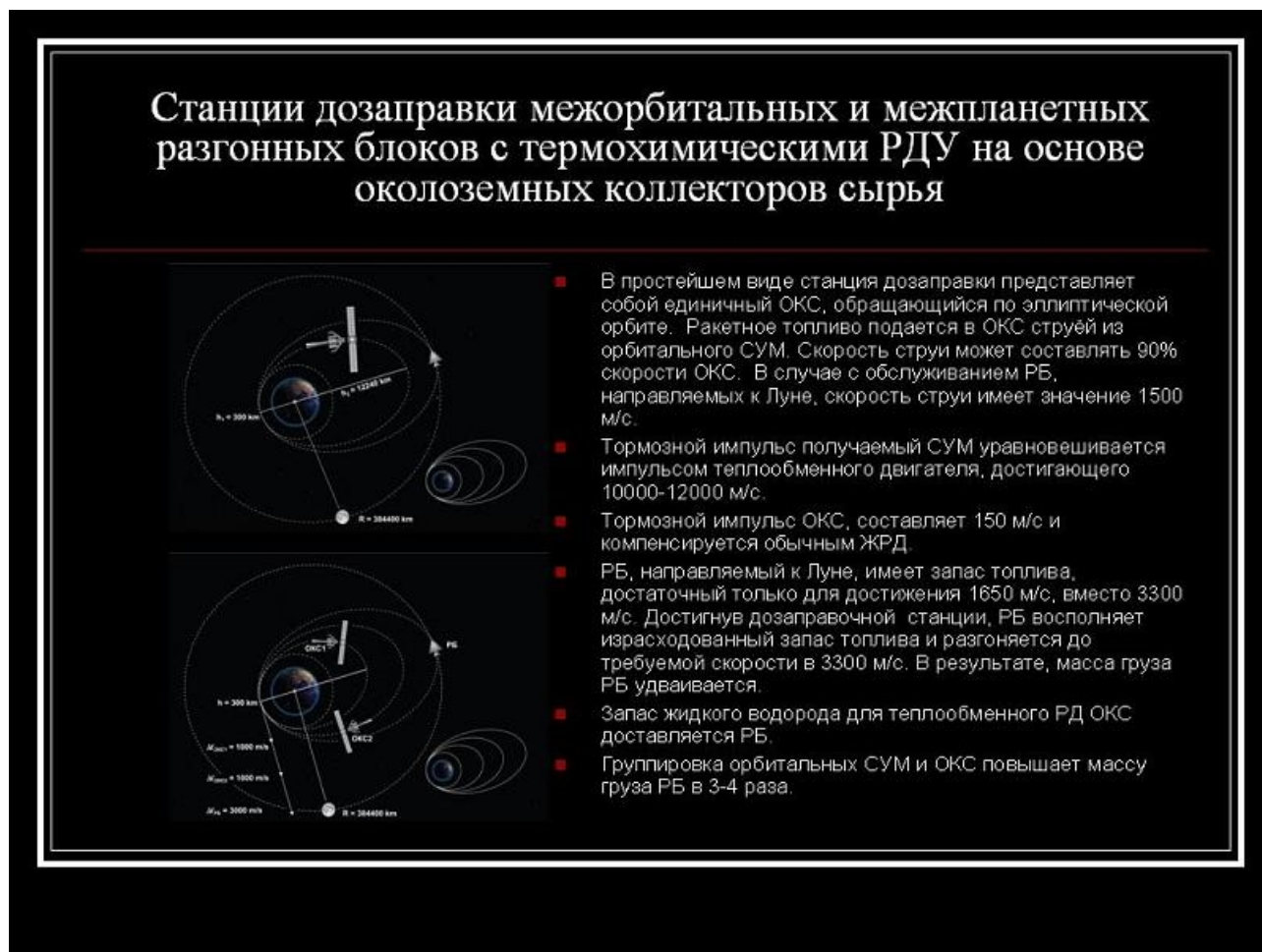


Рис. 27. Орбитальные заправочные станции с орбитальными коллекторами сырья, струйными ускорителями масс и водородными теплообменными РДУ.

Транспортировка сырья для лунной базы посредством сети ОКС в 2-3 раза сокращает грузопоток на НОО, а с учетом сокращения грузопотока за счет использования НКС на лунной базе так же в 2-3 раза, в итоге достигается сокращение грузопотока в 4-9 раз. Это значит, что цена доставки конструкционных и топливных материалов на лунную базу может быть приближена к ценам доставки грузов на международную космическую станцию. Если же принять во внимание также ранее рассмотренные способы перехвата суборбитальных потоков сырья, то потребность в запусках дорогостоящих многоступенчатых космических РН для доставки сырьевых грузов на НОО, сокращается в 50-100 раз.

Вместе с тем, развертывание лунной базы требует доставки некоторой части оборудования, которое не может быть изготовлено на месте из земного сырья при помощи 3D-принтеров или которое проще и выгоднее изготовить на Земле. Для обеспечения максимально полного снижения грузопотока с НОЗО на НОЛО необходимо сократить стоимость транспортировки грузов не сырьевого характера: различных производственно-энергетических агрегатов и неделимых конструкций. Эта задача успешно решается в результате использования сети станций передатчиков и накопителей топлива в качестве промежуточных станций дозаправки бустеров, которые транспортируют на Луну сложные высокотехнологичные грузы.

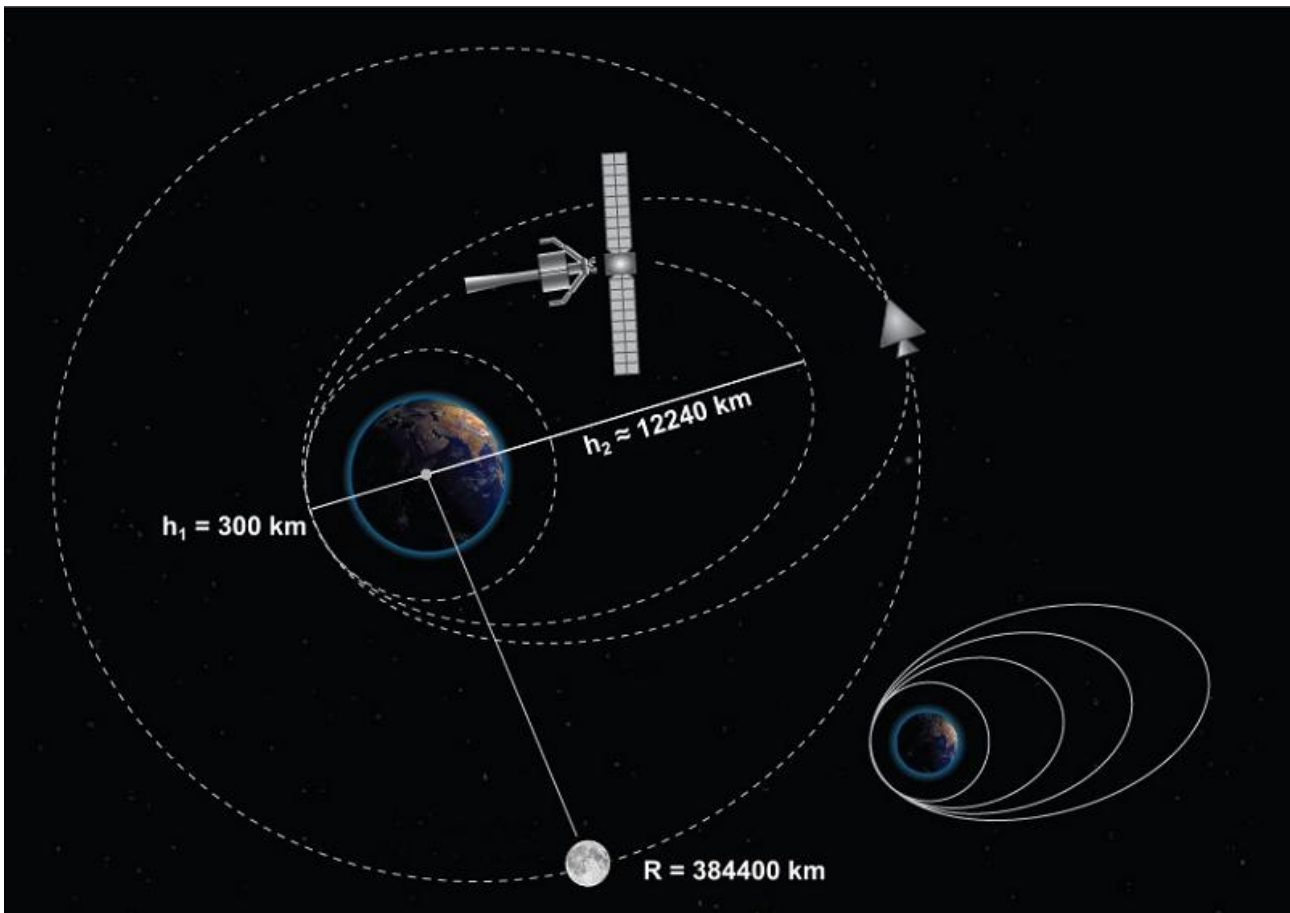


Рис. 28. Орбитальный коллектор высококипящего ракетного топлива с функцией дозаправки разгонных блоков на пути к Луне.

Эффективность дозаправки бустеров в процессе их разгона на пути к Луне повышается, при увеличении уровней заправочных станций. В этом случае, сокращается масса топливного запаса, необходимого для перелёта от одной станции к другой и, соответственно, увеличивается доля полезного груза.

Например, если бустер разгоняется до конечной скорости 3300 м/с (при удельном импульсе двигателя равном 3300 м/с), то запас топлива на его борту равен 63,2 процента стартовой массы на опорной орбите при 25 процентах массы груза. Введение промежуточной заправочной станции, которая в перигее, относительно бустера перед стартом на опорной орбите, имеет скорость 1650 м/с, в 1,6 раза сокращает запас топлива и на массу сокращенного топлива увеличивает массу полезного груза. Запас топлива на опорной орбите сокращается до 39,3 процентов, а масса груза дополнительно увеличивается на 23,9 процентов от стартовой массы. Ещё больший эффект достигается введением двух промежуточных заправочных станций, со скоростями 1100 м/с и 2200 м/с относительно бустера перед стартом. Стартуя, бустер имеет только 28,3 процента обычного топливного запаса, и увеличенную массу дополнительного груза в размере 34,9 процентов. При четырех станция дозаправки запас топливо на бустере сокращается до 18,1 процентов, а скорость старта относительно каждой промежуточной станции будет всего 660 м/с. При девяти станциях запас топливо на бустере уменьшается до 9,5 процентов, дополнительная масса груза достигает 53,7 процентов стартовой массы, а скорость старта относительно каждой станции снижается до 300 м/с.

Такой способ увеличения грузоподъемности бустеров выгоден, поскольку сокращаются общие затраты топлива в расчете на единицу груза бустера: при одной станции в 1,6 раз, при двух в 1,8 раза, при трёх в 1,9 раза, при четырех в 2 раза, при девяти станциях в 2,1 раза. Таким образом, с учетом всей массы топлива, выводимой на опорную орбиту и



перебрасываемой затем в заправочные станции, доля полезного груза в общем грузопотоке возрастает в 1,5-2 раза с приблизительно пропорциональным снижением стоимости транспортировки.

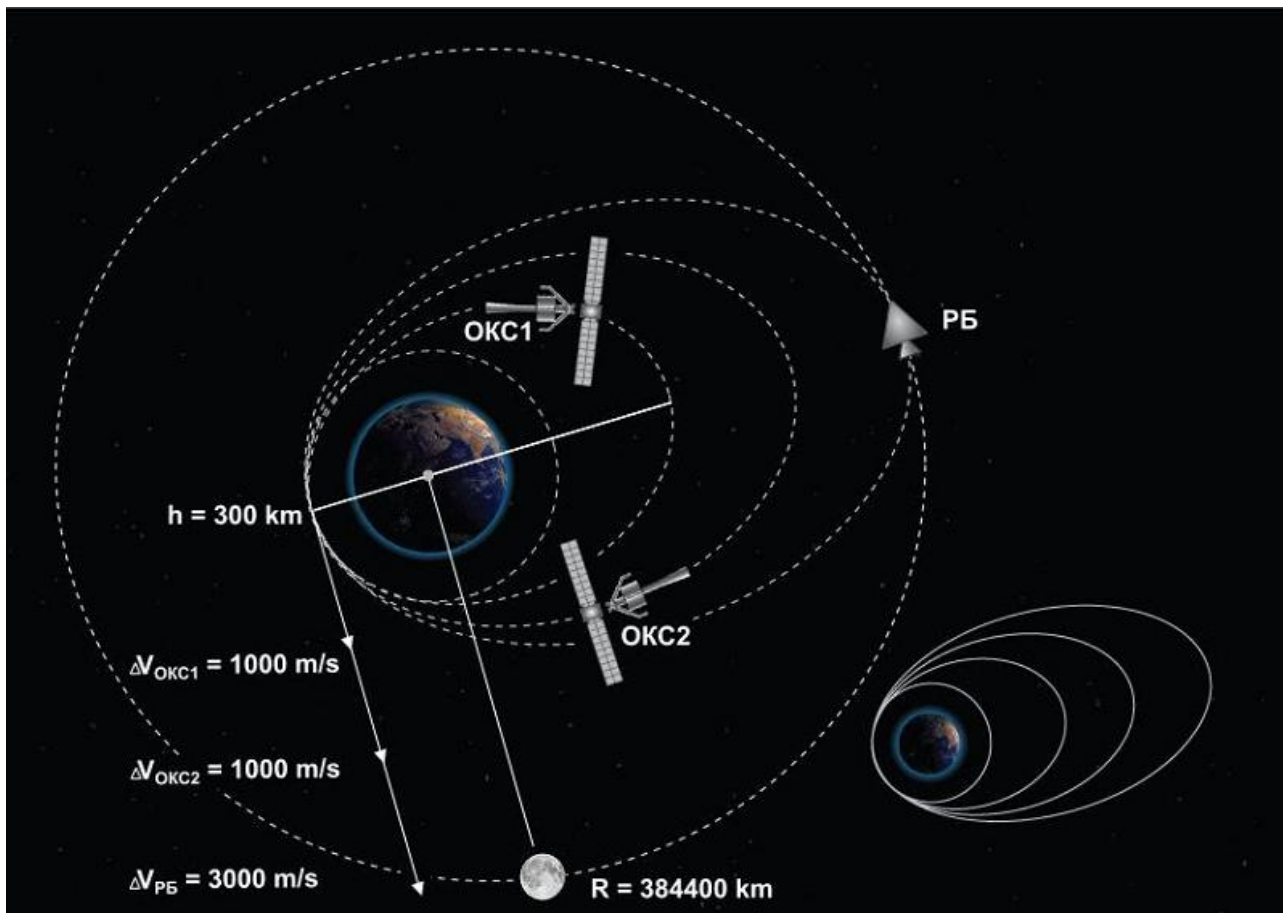


Рис. 29. Система синхронизированных орбитальных коллекторов высококипящего ракетного топлива с функцией дозаправки разгонных блоков на пути к Луне.

Приведенная схема идеализирована, так как она не учитывает параметры орбит для синхронизации станции, без которой станции не будут периодически встречаться и обмениваться ракетным топливом и бустерами. На практике, эта схема будет выглядеть примерно так как в ниже приведенных таблицах. В таблице 2 показан набор таких возможных орбит. В таблице 3 показан вариант выборки орбит, подходящих для создания системы орбитальных заправочных станций (ОЗС) с ОКС и СУМ.

В указанных таблицах использованы следующие обозначения:

№R – номер синхронной орбиты;

№ОЗС – номер орбитальной заправочной станции;

T – период обращения ОЗС (мин/час/сут);

a – большая полуось (км);

$h_n$  – перигейная высота (км);

$h_a$  – апогейная высота (км);

$V_n$  – скорость в перигее (м/с);

$\Delta V_c$  – разница скорости в перигее между соседними станциями (м/с);

$\Delta V_n$  – прирост скорости станции в перигее относительно ОЗС-1 (м/с).

Таблица 2

№ R	№ ОЗС	T	a (км)	h <sub>п</sub> (км)	h <sub>а</sub> (км)	V <sub>п</sub> (м/с)	ΔV <sub>с</sub> (м/с)	ΔV <sub>п</sub> (м/с)
1	ОЗС-1	90 мин	6 653,053	282,553	282,553	7741	0	0
2	ОЗС-2	112,5 мин	7 719,604	282,553	2 416,655	8258	518	518
3	ОЗС-3	135 мин	8 717,311	282,553	4 412,069	8609	350	868
4	ОЗС-4	157,5 мин	9 660,814	282,553	6 299,075	8864	256	1124
5	ОЗС-5	180 мин	10 560,27	282,553	8 097,987	9060	196	1320
6	ОЗС-6	225 мин	12 254,108	282,553	11 485,663	9344	283	1604
7	ОЗС-7	4,5 час	13 837,868	282,553	14 653,184	9541	197	1800
8	ОЗС-8	6 час	16 763,384	282,553	20 504,214	9801	260	2060
9	ОЗС-9	7,5 час	19 452,184	282,553	25 881,814	9967	166	2226
10	ОЗС-10	9 час	21 966,250	282,553	30 909,941	10084	117	2343
11	ОЗС-11	15 час	30 878,417	282,553	48 734,281	10340	256	2600
12	ОЗС-12	30 час	49 016,432	282,553	85 010,310	10569	228	2828
13	ОЗС-13	2,5 сут	77 808,735	282,553	142 594,917	10710	141	2970
14	ОЗС-14	5 сут	123 513,668	282,553	234 004,782	10798	88	3058
15	ОЗС-15	10 сут	196 065,725	282,553	379 108,898	10854	55	3113
16	ОЗС-16	20 сут	311 234,939	282,553	609 447,325	10888	35	3148

Таблица 3

№ R	№ ОЗС	T	a (км)	h <sub>п</sub> (км)	h <sub>а</sub> (км)	V <sub>п</sub> (м/с)	ΔV <sub>с</sub> (м/с)	ΔV <sub>п</sub> (м/с)
1	ОЗС-1	90 мин	6 653,053	282,553	282,553	7741	<b>0</b>	0
2	ОЗС-2	112,5 мин	7 719,604	282,553	2 416,655	8258	<b>518</b>	518
4	ОЗС-3	157,5 мин	9 660,814	282,553	6 299,075	8864	<b>606</b>	1124
6	ОЗС-4	225 мин	12 254,108	282,553	11 485,663	9344	<b>480</b>	1604
8	ОЗС-5	6 час	16 763,384	282,553	20 504,214	9801	<b>457</b>	2060
11	ОЗС-6	15 час	30 878,417	282,553	48 734,281	10340	<b>539</b>	2600
16	ОЗС-7	20 сут	311 234,939	282,553	609 447,325	10888	<b>548</b>	3148

В таблице 3 система ОЗС построена на основе таких орбит, где скорости станций относительно друг друга находятся в пределах 450-600 м/с, и при использовании СУМ, генерирующих струи со скоростями равными половине относительных скоростей станций, захват сырья будет происходить при скорости потока 225-300 м/с относительно ловушки грузов. Это значит, что перехват грузов (треков жидких веществ) верхними станциями от нижних не сопровождается избыточно высокими нагрузками как в выше рассмотренных вариантах перехвата грузов с относительными скоростями в диапазоне 1500-2500 м/с. Здесь могут использоваться ловушки грузов в виде простых устройств на основе камер с приёмными устройствами в виде конусов с малыми углами раскрытия и струйные ускорители жидкостей промышленного типа. Устраняется так же проблема испарения грузов в камере ловушки благодаря снижению тепловыделения при торможении захватываемых потоков веществ – при скорости поступления от 225 до 300 м/с при торможении выделяется всего 25-45 кДж тепла на каждый 1 кг перехватываемого груза, при теплоемкости многих веществ в жидкой фазе на уровне 200-420 кДж/кг. В виду того, что в ловушке имеется также буферное вещество, то исключается испарение (при умеренном давлении) многих аккумулируемых веществ, таких как НДМГ, гидразин, азотный тетраоксид, пероксид водорода, раствор аммиака, вода, легкие углеводороды, и т.п. Захваченные вещества

охлаждаются при помощи бескаркасного холодильника-излучателя станции, а затем перебрасываются в следующую накопительную станцию. При необходимости можно выбирать такую систему орбит ОЗС, при которых относительные скорости перехвата грузов станциями могут быть меньше или больше, в зависимости от условий определяемых конструкционной прочностью и эксплуатационным ресурсом.

Размещение ОЗС на эллиптических орбитах возможно благодаря водородному теплообменному двигателю, который при высоком удельном импульсе (8000-10000 м/с и больше – до 12000 м/с) обеспечивает также большую величину тяги, способную уравновесить силу торможения больших масс груза на коротком перигейном участке. Размещение теплообменного водородного двигателя на ОЗС с ОКС, работа которого не требует изменения скорости, в отличие от ракет, позволяет использовать относительно тяжелые и надежные конструкции теплообменных двигателей. В таблицах 4, 5 и 6 приведены данные по потреблению этим двигателем водорода в виде долей от масс доставленных грузов на каждую из станций системы, в зависимости от скорости истечения водорода, которая берется в трёх значениях – 8000, 9000 и 10000 м/с.

В таблицах использованы следующие обозначения:

$W_{\text{жрд}}$  — скорость истечения рабочего тела (водорода) из двигателя (м/с);

$M_0$  — масса вещества, включая рабочее тело, поступившее в ОКС ОЗС (кг);

$\Delta M$  — масса вещества, израсходованного в качестве рабочего тела (кг);

$M_f$  — масса вещества, оставшегося после расхода рабочего тела (кг).

**Таблица 4**

№R	№ ОЗС	$V_n$ (м/с)	$\Delta V_n$ (м/с)	$\Delta V_c$ (м/с)	$W_{\text{жрд}}$ (м/с)	$M_0$ (кг)	$\Delta M$ (кг)	$M_f$ (кг)
1	ОЗС-1	7741	0	0	0	100	0	100
2	ОЗС-2	8258	518	518	8000	100	6,46	93,54
4	ОЗС-3	8864	1124	606	8000	93,54	7,09	86,45
6	ОЗС-4	9344	1604	480	8000	86,45	5,19	81,26
8	ОЗС-5	9801	2060	457	8000	81,26	4,64	76,62
11	ОЗС-6	10340	2600	539	8000	76,62	5,16	71,46
16	ОЗС-7	10888	3148	548	8000	71,46	4,90	66,57
	<b>всего</b>			<b>3148</b>			<b>33,43</b>	<b>66,57</b>

**Таблица 5**

№R	№ ОЗС	$V_n$ (м/с)	$\Delta V_n$ (м/с)	$\Delta V_c$ (м/с)	$W_{\text{жрд}}$ (м/с)	$M_0$ (кг)	$\Delta M$ (кг)	$M_f$ (кг)
1	ОЗС-1	7741	0	0	0	100	0	100
2	ОЗС-2	8258	518	518	9000	100	5,74	94,26
4	ОЗС-3	8864	1124	606	9000	94,26	6,35	87,91
6	ОЗС-4	9344	1604	480	9000	87,91	4,69	83,22
8	ОЗС-5	9801	2060	457	9000	83,22	4,23	78,99
11	ОЗС-6	10340	2600	539	9000	78,99	4,73	74,26
16	ОЗС-7	10888	3148	548	9000	74,26	4,52	69,74
	<b>всего</b>			<b>3148</b>			<b>30,26</b>	<b>69,74</b>

**Таблица 6**

№R	№ ОЗС	$V_n$ (м/с)	$\Delta V_n$ (м/с)	$\Delta V_c$ (м/с)	$W_{жрд}$ (м/с)	$M_0$ (кг)	$\Delta M$ (кг)	$M_f$ (кг)
1	ОЗС-1	7741	0	0	0	100	0	100
2	ОЗС-2	8258	518	518	10000	100	5,17	94,83
4	ОЗС-3	8864	1124	606	10000	94,83	5,75	89,08
6	ОЗС-4	9344	1604	480	10000	89,08	4,28	84,81
8	ОЗС-5	9801	2060	457	10000	84,81	3,88	80,93
11	ОЗС-6	10340	2600	539	10000	80,93	4,36	76,57
16	ОЗС-7	10888	3148	548	10000	76,57	4,20	72,37
	<b>всего</b>			<b>3148</b>			<b>27,63</b>	<b>72,37</b>

На примере данных таблицы 5, видно, что порция груза, транспортируемая от ОЗС-1 на финишную ОЗС-7, которой для этого сообщается скорость в 3148 м/с, теряет только 30% первоначальной массы, тогда как при транспортировке груза на ОЗС-7 ракетным способом расход рабочего вещества составит более 60%. С учетом массы конструкции ракеты масса полезного груза будет в 2,5-3 раза меньше, чем при использовании рассматриваемого способа. Указанное преимущество, в аспекте решения задачи по снижению грузопотока на стадии развертывания лунной базы, достаточно для рассмотрения проекта многоуровневой сети ОЗС наряду с проектом создания флота солнечных и ядерных межорбитальных буксиров.

Все ОЗС, кроме первого номера, оснащены системами регенерации отработанного топлива, то есть системами электрического, термического и химического разложения окислов на исходные компоненты: кислород и горючее. Источником энергии служат фотоэлектрические тонкопленочные и турбомашинные преобразователи солнечного излучения. Мощность этих источников относительно невелика, что видно при расчете на основе примера из таблицы 6. В таблице дано значение расхода водорода при разгоне порции сырья до скорости 3148 м/с массой 72,37 кг. Расход водорода составляет 27,63 кг при скорости истечения 10000 м/с. При КПД двигателя равном 0,75 объем энергии, подведенной к рабочему веществу составляет 1842 МДж. Максимальный интервал между включениями двигателя равен лунному сидерическому периоду или 27,322 суткам. Этому же периоду равно время регенерации топливного запаса, что даёт мощность регенеративной установки: 780 Вт. С учетом потерь, электрическая мощность составит 1500 Вт. Таким образом, для доставки 72 кг ракетного топлива в ОЗС, имеющую в перигее скорость 3150 м/с, один раз в месяц, требуется источник энергии мощностью 1,5 кВт. Для выполнения той же операции каждую неделю требуемая мощность равна 6 кВт, а за сутки – 21 кВт.

Система ОЗС, в аспекте упрощения, может быть выполнена с отдельной доставкой высококипящего ракетного топлива для ЖРД бустеров и водорода для теплообменных двигателей ОЗС. Жидкий водород может доставляться в баках бустеров и передаваться на ОЗС во время стыковок в обмен на высококипящее топливо. А компоненты ракетного топлива в виде НДМГ и азотного тетраоксида перебрасываются от станции к станции струйным способом.

Рассмотренные варианты орбитальных группировок спутников-топливозаправщиков, помимо обеспечения доставки космических аппаратов на Луну, так же могут эффективно использоваться для отправки грузовых и пилотируемых КА на геостационарную орбиту, астероиды, Марс, к внешним планетам солнечной системы.

## 11.2

Разгонные блоки или бустеры также могут оснащаться водородными теплообменными ракетными двигателями. В этом варианте, на ОЗС должен поставляться только водород. Вместе с тем, в виду достижения почти равной эффективности двигателей ОЗС и двигателей бустеров, снижается значение станций промежуточной заправки бустеров водородом. В этой ситуации в качестве стадии предварительного развертывания сети ОЗС, достаточно использовать промежуточные станции только для заправки бустеров новыми порциями термических зарядов теплообменных двигателей, взамен отработанных порций топлива. Эти отработанные заряды регенерируются на борту ОЗС и в последующем передаются очередным бустерам взамен отработанных порций топлива. Рабочее вещество (водород) для своих теплообменных двигателей бустер несет на своём борту, так как его доля составляет всего около 30 процентов стартовой массы бустера. В некоторых случаях, например, на опорной орбите, возможна дозаправка бустеров водородом из ОКС, который получает водород от суборбитальных РН.

Бустерный теплообменный двигатель должен быть легче аналогичного двигателя на ОЗС. По этой причине, в качестве топлива термических зарядов теплообменника следует использовать вещества, продукты окисления которых, образуют нелетучие соединения при температуре в пределах 600-800 К или не создающих паров с высоким давлением. При выполнении этого условия, продукты сгорания термозаряда могут накапливаться в легких тонкостенных емкостях, корпуса которых выполнены из тугоплавких соединений, освоенных авиационной промышленностью. Такие жаростойкие баки позволяют использовать в термозарядах такие виды горючего как кремний, алюминий, бериллий, а в качестве окислителя кислород, продукты сгорания, которых дают твердые окислы при высоких температурах. Теплообменник двигателя, подвергающийся действию более высоких температур, изготавливается из жаростойких соединений, изготовленных, например, на основе карбидов вольфрама, циркония, ниобия, тантала и/или гафния.

Алюминий и бериллий используются в качестве горючего в порошкообразном виде. Способы их подачи в камеру сгорания освоены. С прошлого века известен проект В.П. Глушко по созданию ракетного двигателя РД-560, в котором реализована насосно-эжекторная система подачи порошкообразного горючего. Существуют и другие технологии подачи металлов в камеру: в виде проволоки; в виде потока продуктов горения из топливной шашки.

Бустер с водородным теплообменным двигателем может использоваться для доставки к окололунной орбитальной станции как сложных грузов, в виде космических аппаратов и технических агрегатов, так и простых сырых материалов: лития, алюминия, бериллия, кислорода, фтора и хлора в виде различных химических соединений друг с другом. В первом случае, при доставке технически сложных грузов, необходима многоуровневая сеть ОЗС, требующая небольших приращений скорости бустера при перелетах между станциями. Во втором случае, при доставке сырья, может быть достаточно наличия всего одной или двух ОЗС или даже, в некоторых особых случаях, использование ОЗС вообще не требуется, то есть бустер может совершать перелёт к Луне без дозаправки термических зарядов. Ниже рассматриваются эти три варианта.

Рассмотрим транспортировку технически сложных видов грузов на примере таблицы 3. Разгонный блок или бустер, оснащенный водородно-термическим двигателем, с удельным импульсом 10300 м/с, в этом варианте функционирует следующим образом. Грузовой блок с оборудованием для лунной базы и запасом жидкого водорода выводится на опорную орбиту обычным способом, например, аналогом РН «Зенит», и стыкуется с ОЗС-1. С этой же станцией стыкуется многозарядный бустер и соединяется с грузовым блоком. На ОЗС-1 теплообменник термического двигателя бустера заправляется (заряжается) термическим зарядом – топливом, которое при сгорании образует нелетучие окислы. Затем, в заданное время бустер отстыковывается от ОЗС-1 и разгоняется с приращением орбитальной скорости

на 518 м/с, в результате чего выходит на орбиту ОЗС-2 и стыкуется с ней. Здесь производится замена термического заряда теплообменника водородного ЖРД. Отработанный заряд поступает в хранилище станции, охлаждается в случае необходимости и затем перерабатывается в исходные металлическое горючее и окислитель, которые будут переданы очередному бустеру. После перезарядки бустер совершает перелет к ОЗС-3, для чего разгоняется на 606 м/с. На третьей станции бустер проходит аналогичное обслуживание – отработанный термический заряд передается на борт станции, а взамен принимается регенерированный заряд топлива. Далее бустер последовательно посещает станции ОЗС-4, ОЗС-5, ОЗС-6 и ОЗС-7, поэтапно наращивая орбитальную скорость, на соответствующие величины в перигее – 480, 457, 539 и 548 м/с. Итоговое приращение скорости составляет 3148 м/с.

При удельном импульсе в 10000 м/с, расход рабочего вещества составит 27,6 процентов (см. таблицу 6). Достигнув требуемой скорости, бустер сбрасывает свой груз в виде КА с оборудованием, который самостоятельно уходит к Луне и далее переходит на окололунную орбиту и стыкуется с орбитальной станцией, а бустер, выдав вспомогательными двигателями тормозной импульс в апогее, совершает тормозной маневр в перигее за счет прохождения земной атмосферы и возвращается на ОЗС-1. Здесь он проходит техническое обслуживание, заправляется водородом и осуществляет замену отработанного термического заряда на регенерированный. Топливный заряд, таким образом, непрерывно циркулирует между станциями: от ОЗС-1 вверх по цепи станций к ОЗС-7 и обратно вниз, на опорную орбиту бустера.

В качестве горючего в термозаряде может использоваться алюминий или бериллий. Масса термозаряда в варианте кислородно-алюминиевого состава, при разгоне бустера на максимальную скорость перелета между станциями равную 606 м/с и истечении водорода со скоростью 10000 м/с, составит 22,4% стартовой массы бустера (КПД РД = 0,8), а масса реактивной струи — 5,9%.

При составлении маршрутов перелетов и плана орбит ОЗС, выгодно уменьшать приращения скорости буксира, так как это ведет к уменьшению доли термозаряда в стартовой массе. Так при перелетах между ОЗС, требующих приращения скорости буксира на 300 м/с, масса кислородно-алюминиевого термозаряда уменьшается до 11,3%, а масса расходуемого водорода снижается до 3% (замена алюминия бериллием сокращает массу заряда до 7,6%). Общая масса станций при этом почти не увеличится — сократится только масса каждой отдельной станции. В результате сильной оптимизации масса каждой станции может стать существенно меньше обслуживаемого буксира. Масса ОЗС не велика при использовании бескаркасных пленочных солнечных батарей, с удельной мощностью 0,5 кВт/кг, так как, например, для регенерации за 1 год каждых 100 тонн термических зарядов, например, на основе бериллия и кислорода, требуется источник энергии мощностью 200 кВт.

При решении задач доставки больших масс сырья на окололунные, геостационарные и прочие высокоэнергетические орбиты в целях строительства системы зеркал и/или солнечных батарей, а также создания запасов кислорода на высоких орбитах, наиболее эффективной и технически простой будет система доставки термических зарядов с Земли в качестве единственного груза бустера. Окислы металлов из отработанных термозарядов, на окололунной или геостационарной орбите передаются на перерабатывающую станцию, где подвергаются разложению на кислород и металлы, например, алюминий или сплавы бериллия с алюминием. Металлы используются в качестве конструкционных материалов для изготовления корпусов орбитальных модулей, орбитальных платформ, каркасов КСЭС и в том числе подложек для тонкопленочных солнечных батарей, оболочек тепловой защиты для спускаемых КА и многоразовых ракетных ступеней. Кислород поступает в хранилища ракетного топлива. А использование термозарядов на основе кремния и кислорода, обеспечивает строительство КСЭС основным сырьем для производства тонкопленочных солнечных батарей.

Обобщая выше сказанное, следует констатировать, что разработано *транспортное средство нового типа – многоразовый межорбитальный разгонный блок (ММРБ или бустер) на основе теплообменной двигательной установки, с рабочим телом в виде водорода, использующей в качестве источника энергии многокомпонентное топливо, продукты химической реакции которого, образуют груз, доставляемый в место назначения.* Данная теплообменная двигательная установка (ДУ) обеспечивает высокое значение удельного импульса (8000-12000 м/с) при высокой удельной мощности. Применение установки возможно в двух основных вариантах, конструктивную основу которых составляют симуляторы твердофазных ядерных ракетных двигателей (ТФЯРД) и газофазных ядерных ракетных двигателей (ГФЯРД), использующие в качестве источника тепловой энергии нагреватели с химическим топливом. Например, термозаряды на основе кислорода и алюминия имеют удельную энергоемкость 16,4 МДж/кг, что достаточно для энергоснабжения бустеров.

Важной особенностью такого способа поставки сырых материалов на космические станции и базы, является то, что такого рода транспортные операции не нуждаются в сети большого количества промежуточных станций, которая необходима при поставках сложных грузов, т.е. изделий в виде промышленных и жилых блоков, что значительно упрощает реализацию предлагаемой транспортной схемы. В случае полета на Луну достаточно иметь одну промежуточную станцию перезарядки, перигейная скорость которой должна быть равна приблизительно половине максимальной скорости бустера в перигее. Бустер, стартовав с опорной орбиты высотой 200 км, разгоняется до половины своей возможной характеристической скорости (1700 м/с) и выходит на эллиптическую орбиту, совпадающую с орбитой станции перезарядки, где в перигее производит стыковку. Осуществив перезарядку теплообменного двигателя, за счет ресурсов станции, бустер совершает второй разгон и уходит к станции назначения: лунной орбитальной станции. При выборе конечным пунктом полета геостационарной станции, потребуется использование двух промежуточных станций перезарядки.

В случае полета к окололунной станции, бустер, войдя в сферу действия Луны, выдает тормозной импульс, уменьшая скорость приблизительно на 300 м/с и переходит на эллиптическую орбиту окололунной станции. После стыковки оксид алюминия и сопутствующий дополнительный груз переносятся на станцию и взамен, бустер загружается жидким кислородом, из запасов станции, которые образуются в результате переработки  $Al_2O_3$  на алюминий и кислород.

Кислород передается в количестве достаточном для того, что бы бустер за счет остатков водорода на борту или иного вида горючего, используя вспомогательный ЖРД мог получить разгонный импульс около 300 м/с и перейти на траекторию возвращения к Земле с последующей коррекцией импульсом величиной до 100 м/с выхода на низкую околоземную орбиту (НОО). Требуется 400 кг топлива  $H_2+O_2$  в т.ч. 57 кг  $H_2$  из бортовых запасов (при удельном импульсе ЖРД равном 4400 м/с и массе бустера в 4400 кг).

Бустер оснащен аэродинамическим тормозным экраном (с массой 5-10% сухой массы бустера). За счет аэродинамического маневра в верхних слоях атмосферы и корректирующего импульса величиной около 90 метров, бустер переходит на исходную круговую орбиту высотой 200 км. После получения новой порции термозаряда из кислорода и алюминия и дополнительного попутного груза, бустер повторяет описанный маршрут. Лунная база снабжается грузами с окололунной станции, обычным способом, предусматривающим использование многоразового лунного модуля, или же безракетным ударным прилунием части грузов в специальные малогабаритные ловушки или НКС в районе базы.

В случае полета к геостационарной станции, бустер после старта от второй на его пути перезарядной станции, в апогее геопереходной орбиты выдает разгонный импульс и осуществляет стыковку с орбитальной производственно-сборочной станцией. Здесь осуществляется передача отработанного термозаряда в виде  $Al_2O_3$  и прочих сопутствующих





В таблицах 7 и 8 рассмотрены варианты бустеров и схемы их работы, предназначенные для обслуживания окололунной орбитальной станции и лунной промышленной базы на этапе развертывания и геостационарной производственно-сборочной станции. В качестве основного варианта рассматриваются бустеры с характеристическими скоростями 3300 м/с и 4000 м/с. Первый бустер получает двукратно приращение скорости в 1650 м/с. Второй трехкратно наращивает скорость в среднем на 1333 м/с в каждом приращении. КПД теплообменных двигателей принят равным 0,8.

Значения используемых символов следующие.  $W$  – скорость истечения рабочего тела (водорода),  $V_f$  – итоговая характеристическая скорость бустера после последней зарядки теплообменного двигателя,  $V_1$  – характеристическая скорость бустера, развиваемая использованием единичного термозаряда,  $M_0$  – начальная масса бустера на опорной орбите,  $M_f$  – конечная масса бустера после расхода рабочего тела,  $M_k$  – масса конструкции бустера,  $M_{РТ}$  – масса рабочего тела ( $H_2$ ),  $M_{ПГ}$  – полная масса груза, включающая массу термозаряда и попутные дополнительные грузы,  $M_{ТЗ}$  – масса термозаряда ( $Al+O_2$ ).  $M_{ДГ}$  – масса дополнительного попутного груза,  $M_{O_2}$  – масса кислорода в отработанном термозаряде ( $Al_2O_3$ ),  $m_{O_2}$  – масса кислорода из стационарных запасов, передаваемая для вспомогательного кислородно-водородного ЖРД бустера,  $m_{H_2}$  – резервная масса водорода на борту бустера, для вспомогательного кислородно-водородного ЖРД,  $m_{H_2O}$  – итоговая масса ракетного топлива необходимая для возвращения на НОО.

Параметры орбитальных станций перезарядки приведены в таблицах 9 и 10. Энергозатраты на регенерацию топливных зарядов или разложение оксида алюминия ( $Al_2O_3$ ) на алюминий и кислород приняты в размере 32 МДж/кг в форме электроэнергии. Удельная масса фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) с прочим энергооборудованием станций принята равной 5 кг/кВт. Масса каждой станции перезарядки, принимается константной при всех вариантах обслуживаемых бустеров и приравнена к сухой массе бустера, что с учетом запаса химических реактивов для производственного процесса, даёт вероятное минимальное значение около 5000 кг, т.к. скорость разложения оксида алюминия на кислород и металл не более 0,2 кг/с, что предполагает незначительную массу оборудования. Полная масса станции получается суммированием константной части, равной 5000 кг и переменной части в виде ФЭП с прочим энергооборудованием.

Рабочий ресурс теплообменных ЖРД, принимается в расчетах равным порядка 50 часов. Данное значение принимается на основании опытов с аналогичными по термическим и прочим нагрузкам электронагревными и радиоизотопными ракетными двигателями, например, экспериментальных изотопных ЯРД, которые прошли наземную стендовую отработку. Один из них – американский ЯРД «Пудл» – при стендовых испытаниях работал в течение 65 ч при фактическом удельном импульсе 6500-7000 м/с и расчетном равном 7000-8000 м/с (рабочее тело – жидкий водород). Указанный рабочий ресурс достаточен для ММРБ, в случае совершения им рейсов каждую неделю, при трёх-четырёх включениях за рейс и суммарном времени работы двигателей 30-45 минут/рейс.

Бустеры однократного применения так же могут иметь практическое значение в виду увеличенной нагрузки (на 25-50 процентов). Такие разгонные блоки имеет смысл применять при относительно малых грузопотоках и на стадии отработки рассматриваемой транспортной технологии. И одноразовые РБ и ММРБ в одинаковой мере дополнительно увеличивают грузоподъемность при наращивании числа промежуточных станций перезарядки, за счет роста значения удельного импульса, что может поднять долю полезной нагрузки до 50-60 процентов стартовой массы бустера.

Следует иметь в виду, что масса полезного груза бустеров так же дополнительно возрастает в 2-3 раза, за счет сброса грузов сырьевого значения в лунные коллекторы сырья, т.е. применения так называемой безракетной посадки, жесткого или точнее ударного типа.

**Таблица 9**

Параметр							
<b>W (м/с)</b>	<b>6 000</b>	<b>6 500</b>	<b>7 000</b>	<b>7 500</b>	<b>7 750</b>	<b>8 000</b>	<b>8 250</b>
<b>V<sub>r</sub> (м/с)</b>	3 300	3 300	3 300	3 300	3 300	3 300	3 300
<b>Мпг (Мгз+Мдг) (кг)</b>	8 293	8 841	9 330	9 769	9 971	10 164	10 347
<b>Масса перерабатываемого Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> в период между пусками (кг)</b>	7 257	7 941	8 627	9 313	9 657	10 000	10 344
<b>Мощность оборудования при 1 пуске в месяц (Вт)</b>	88 305	96 636	104 978	113 330	117 509	121 690	125 872
<b>Мощность оборудования при 1 пуске в неделю (Вт)</b>	382 655	418 756	454 907	491 098	509 207	527 323	545 446
<b>Масса ФЭП – 1 пуск в месяц (кг)</b>	442	483	525	567	588	608	629
<b>Масса ФЭП – 1 пуск в неделю (кг)</b>	1 913	2 094	2 275	2 455	2 546	2 637	2 727
<b>Масса станции – 1 пуск в месяц (кг)</b>	5 442	5 483	5 525	5 567	5 588	5 608	5 629
<b>Масса станции – 1 пуск в неделю (кг)</b>	6 913	7 094	7 275	7 455	7 546	7 637	7 727
<b>Суммарная масса околоземной и окололунной станций – 1 пуск/месяц (кг)</b>	10 883	10 966	11 050	11 133	11 175	11 217	11 259
<b>Суммарная масса околоземной и окололунной станций – 1 пуск/неделя (кг)</b>	13 827	14 188	14 549	14 911	15 092	15 273	15 454
<b>Масса грузов доставленных на окололунную станцию за 1 год – 1 пуск/месяц (кг)</b>	<b>99 515</b>	<b>106 097</b>	<b>111 965</b>	<b>117 226</b>	<b>119 656</b>	<b>121 966</b>	<b>124 164</b>
<b>Масса грузов доставленных на окололунную станцию за 1 год – 1 пуск/неделя (кг)</b>	<b>431 231</b>	<b>459 754</b>	<b>485 182</b>	<b>507 978</b>	<b>518 510</b>	<b>528 520</b>	<b>538 046</b>

В таблице 9 показывается грузопоток, обеспечиваемый бустером многоразового применения. В течение расчетного срока эксплуатации равном одному году, ММРБ может доставить на окололунную станцию, а также и на лунную базу (при использовании коллекторов сырья) от 100 до 540 тонн грузов. В основном это грузы сырьевого значения, конструкционные материалы и компоненты ракетного топлива, с небольшой долей несырьевых грузов, в виде готовых промышленных изделий. Это соответствует потребностям в грузопотоке на стадии развертывании лунной базы, который оценивается в диапазоне 300-700 тонн грузов на этом этапе. Соответственно, рассматриваемая система так же обеспечивает меньший грузопоток на лунную базу, в пределах 60-100 тонн ежегодно, для обеспечения поддержки её существования, который в значительной мере также представлен грузами сырьевого значения. Следует ожидать дальнейшего роста доли поставок сырья на лунную базу с учетом быстрого развития технологии 3D-печати, которую планируют использовать как на орбитальных станциях, так и на лунной базе, что повышает значение ММРБ в проектах освоения Луны и развития космической энергетики для нужд Земли.

**Таблица 10**

Параметр							
<b>W (м/с)</b>	<b>6 500</b>	<b>7 000</b>	<b>7 500</b>	<b>8 000</b>	<b>8 500</b>	<b>9 000</b>	<b>9 250</b>
<b>V<sub>f</sub> (м/с)</b>	4 000	4 000	4 000	4 000	4 000	4 000	4 000
<b>Мпг (Мгз+Мдг) (кг)</b>	7 490	8 024	8 506	8 944	9 342	9 706	9 876
<b>Масса перерабатываемого Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> в период между пусками (кг)</b>	6 569	7 125	7 681	8 238	8 794	9 351	9 630
<b>Мощность оборудования при 1 пуске в месяц (Вт)</b>	79 941	86 702	93 469	100 239	107 013	113 791	117 180
<b>Мощность оборудования при 1 пуске в неделю (Вт)</b>	346 410	375 709	405 031	434 370	463 725	493 093	507 780
<b>Масса ФЭП – 1 пуск в месяц (кг)</b>	400	434	467	501	535	569	586
<b>Масса ФЭП – 1 пуск в неделю (кг)</b>	1 732	1 879	2 025	2 172	2 319	2 465	2 539
<b>Масса станции – 1 пуск в месяц (кг)</b>	5 400	5 434	5 467	5 501	5 535	5 569	5 586
<b>Масса станции – 1 пуск в неделю (кг)</b>	6 732	6 879	7 025	7 172	7 319	7 465	7 539
<b>Суммарная масса двух околоземных и одной геостационарной станций – 1 пуск/месяц (кг)</b>	16 199	16 301	16 402	16 504	16 605	16 707	16 758
<b>Суммарная масса двух околоземных и одной геостационарной станций – 1 пуск/неделя (кг)</b>	20 196	20 636	21 075	21 516	21 956	22 396	22 617
<b>Масса грузов доставленных на геостационарную станцию за 1 год – 1 пуск/месяц (кг)</b>	<b>89 874</b>	<b>96 286</b>	<b>102 075</b>	<b>107 324</b>	<b>112 104</b>	<b>116 472</b>	<b>118 517</b>
<b>Масса грузов доставленных на геостационарную станцию за 1 год – 1 пуск/неделя (кг)</b>	<b>389 455</b>	<b>417 238</b>	<b>442 323</b>	<b>465 071</b>	<b>485 782</b>	<b>504 710</b>	<b>513 574</b>

В таблице 10 расчетный грузопоток на ГСО соизмерим с потоком на лунную базу – от 90 до 500 тонн в год. В этом направлении так же есть ресурс развития, который реализуется наращиванием числа промежуточных станций перезарядки. Следует заметить, что увеличение числа станций перезарядки, при фиксированном грузопотоке, не влечет возрастания массы ФЭП. В этом случае происходит только рост общей массы станций.

В проекте для поставок сырья на геостационарные КСЭС не рассматривался вариант с использованием кремния вместо алюминия в качестве горючего в термозарядах, хотя этот вариант возможен в виду удовлетворительной энергоемкости топливной пары Si+O<sub>2</sub>, т.к. развитие технологий изготовления тонкопленочных солнечных батарей позволяет в настоящее время вывести одним пуском на орбиту все необходимое количество кремния.

При оценке конкурентных преимуществ проекта ММРБ по сравнению с проектами солнечных и ядерных межорбитальных буксиров с электрическими ракетными двигателями (ЭРД), следует, прежде всего, учитывать такой важный фактор как время перелёта, которое у тихоходных буксиров может занимать от 3 до 6 месяцев, по сравнению с 1 неделей полета в оба конца для ММРБ. Соответственно, на порядок возрастает количество буксиров, которое требуется для выполнения работы одного ММРБ (при равной стартовой массе). Вместе с тем, опыт создания солнечных и ядерных энергоисточников для буксиров с ЭРД, является очень ценным для создания орбитальных станций перезарядки теплообменных двигателей бустеров. Имеющийся научно-технический задел в этой сфере обеспечит быструю реализацию проекта ММРБ.

Современные методы обработки бериллия и его сплавов обеспечивают возможность его широкого применения в качестве конструкционных материалов для создания объектов на ГСО, окололунной орбите и на Луне. В России освоены технологии изготовления из

бериллия фольги толщиной 0,01 мм и проволоки с диаметром 0,5 мм. Производятся так же сплавы бериллия с алюминием: АБМЗ – высокомодульный сплав пониженной плотности (основа – сплав типа АМг6, содержащий 70 процентов бериллия). Из всех алюминий содержащих сплавов АБМЗ обладает наивысшей удельной жесткостью. Рекомендуется для элементов конструкций, в которых определяющими критериями являются высокие жесткость и удельная прочность при температурах до 250°С; АБМ4 – свариваемый высокопрочный алюминиевый сплав повышенной жесткости и пониженной плотности (основа – сплав типа АМг6, содержащий до 45 процентов бериллия). Сплав обладает удовлетворительной свариваемостью и рекомендуется для элементов конструкций, в которых определяющими критериями являются высокие жесткость и удельная прочность при температурах до 250°С. Эти материалы удобны для производства непосредственно в космосе подложек для фотоэлектрических преобразователей, каркасов и антенн. Алюминиевые сплавы, содержащие 45 и 70 процентов бериллия, более выгодны в качестве горючего для теплообменника двигателя бустера. Энергоемкость топливного кислородно-металлического заряда на основе 45 процентного сплава составляет 20 МДж/кг, а термозаряда на основе 70 процентного сплава – 22 МДж/кг. Ещё более перспективен чистый бериллий: энергоёмкость топливной смеси с кислородом равна 24,36 МДж/кг (близкое значение имеет только смесь лития и фтора – 23,7 МДж/кг).

Бустер с горючим на основе чистого бериллия предоставляет больше возможностей для снабжения сырьем космических производственных комплексов. В таблице 11 приведены проектные данные бустера, использующего кислородно-бериллиевые термические топливные заряды.

**Таблица 11**

Параметр			Значение параметра
<b>V (м/с)</b>	2536	2900	Характеристическая скорость бустера
<b>W (м/с)</b>	10000	10000	Удельный импульс
<b>M<sub>1</sub>/M<sub>2</sub> (Z)</b>	1,289	1,337	Отношение стартовой и конечной масс
<b>M<sub>1</sub> (кг)</b>	10000	10000	Стартовая масса
<b>M<sub>2</sub> (кг)</b>	7760	7480	Конечная масса
<b>M<sub>к</sub> (кг)</b>	2000	1000	Масса конструкции бустера
<b>M<sub>г</sub> (кг)</b>	5760	6480	Масса термического заряда = масса груза BeO
<b>M<sub>рт</sub> (кг)</b>	2240	2520	Масса водорода (рабочего тела)

КПД теплообменного двигателя здесь принят равным 0,8. Соответственно, на 1 кг водорода, как рабочего тела двигателя, приходится 2,57 кг топливного заряда из бериллия и кислорода. Температура теплообменника более 4200 К, температура оксида бериллия, поступающего в бак накопитель-радиатор около 800 К. Градиент температур между нагревателем и рабочим телом более 200 К. При данных параметрах бустер достигает скорости в 2500 м/с. При наличии одной ОЗС характеристическая скорость бустера достигнет 5000 м/с, при этом его полезный груз будет равен 58 процентам стартовой массы. Во втором варианте, с уменьшенной долей массы конструкции, что возможно для больших бустеров, характеристическая скорость бустера равна 2900 м/с и 5800 м/с с промежуточной ОЗС, при 65 процентах полезной нагрузки. С такими данными бустер с избытком обеспечивает грузопотоки в челночном режиме и на Луну и на ГСО.

Большой запас характеристической скорости таких типов бустеров, позволяет использовать их в качестве третьей ступени ракет-носителей или даже второй, при экономически оправданной переразмерности первой ступени. Для этого подходят бустеры, использующие как в качестве горючего и алюминий и бериллий, с характеристическими скоростями от 1700 до 2900 м/с так это даёт увеличение полезного груза в 1,6-2,3 раза и сокращают стоимость вывода бустера на НОО. На опорную орбиту в этом случае бустеры

выходят с израсходованным запасом водорода, поэтому для реализации этого способа необходимо создать так же систему поставок водорода через ОКС на низкой орбите либо увеличить запас водорода на бустере, с некоторым снижением эффективности его вывода на НОО.

Опытные экземпляры бустеров могут эксплуатироваться до создания системы ОЗС. Масса ОЗС, перерабатывающая, например, оксид BeO в металлический бериллий и жидкий кислород, достаточно мала, что бы поместить её на борту бустера вместе с полезной нагрузкой в виде готовых промышленных изделий. Такие транспортные аппараты, сохраняя все преимущества, обеспечиваемые высоким удельным импульсом, могли бы использоваться не только для транспортировки грузов на ГСО и Луну, но также для межпланетных перелётов.

В качестве источника энергии, необходимой для разложения окислов на исходные топливные компоненты наряду с солнечными батареями могут успешно применяться ядерные реакторы. В таком совмещенном с энергоустановками виде, бустеры конструктивно сближаются с межорбитальными буксирами, однако, сохраняют высокую грузоподъемность с короткими сроками доставки грузов.

Полёт бустера с бортовой энергоустановкой выглядит следующим образом. Бустер стартует с опорной орбиты с полным использованием термического заряда и частичным расходом водорода. После выхода на промежуточную эллиптическую орбиту, бустер разворачивает солнечные батареи или запускает ядерный реактор. В варианте бустера с ядерным реактором, перигей орбиты поднимается выше 800 км. Бустер находится на промежуточной орбите в течение времени (1-3 недели), необходимого для регенерации топливного заряда: восстановления горючих и окислительных компонентов топлива для теплообменника двигателя. После завершения процесса регенерации, бустер снова в перигее включает двигатель и выходит на расчетную орбиту, околоземную или межпланетную. В случае полёта к лунной орбитальной станции, по прибытию к ней, бустер выгружает оксиды металлов и за счет остатков топливного термозаряда и водорода стартует к Земле (дополнительно, для наращивания мощности, он может оставлять на станции энергоблок из солнечных батарей или ядерного реактора). По другой технологической схеме, он стартует к Земле за счет водородно-кислородного топлива. Полёт к Земле практикуется только для бустеров без ядерной энергоустановки. После аэродинамического торможения бустер выходит на НОО и принимает с Земли новые грузовые блоки с термическими зарядами и жидким водородом (и при необходимости получает солнечный или ядерный энергоблоки), после чего транспортный процесс повторяется.

Бустеры с бортовыми энергоблоками менее выгодны, чем бустеры, пользующиеся системой ОЗС, поэтому их применение целесообразно на этапе отработки технологии и стадии развертывания орбитальной станции и базы на Луне.

Солнечные и ядерные МБ из-за использования двигателей малой тяги имеют большие гравитационные потери. Дополнительно к этому, высокая удельная масса ЭРД (~1 кг/кВт) уменьшает долю полезного груза, а малая тяга увеличивает время транспортировки. От этих недостатков избавлены бустеры с водородными теплообменными двигателями. У них минимальные гравитационные потери, так как разгонный импульс сообщается в перигее, и на несколько порядков более низкая удельная масса двигательной установки. Оснащенные энергостанциями в виде солнечных батарей или ядерными реакторами, они вместо одной недели к Луне и обратно путешествовали бы две или три недели, тогда как для МБ время перелёта составляет от 3 до 6 месяцев.

## 12. Использование потока лунного вещества в качестве пропеллента (толкателя) для ускорения КА. Прямоточные кинетические реактивные двигатели с попутным и встречным потоками рабочего вещества

В перспективе кинетическая энергия грузопотока от Луны к Земле, может использоваться также для вывода КА с Земли, путем передачи импульса аппаратам, предварительно поднятым на высоту 100-150 км. Соответствующий проект зафиксирован в патенте RU 2385275. Для вывода каждого 1 кг груза на околоземную орбиту по этому способу требуется 1-2 кг лунного вещества, например, воды в виде шнуров из устойчивого гидрогеля (с диаметрами 1-10 мм).

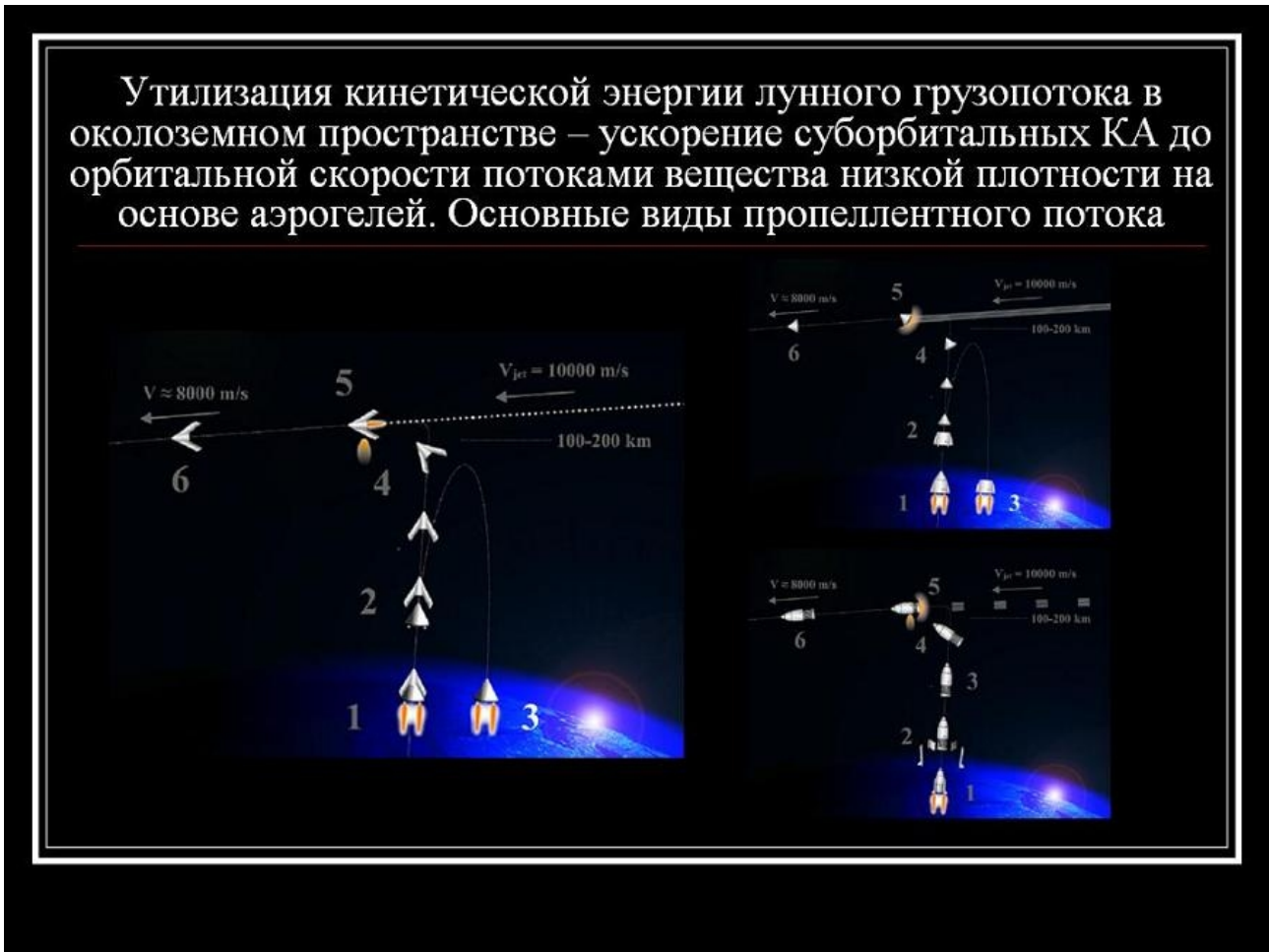


Рис. 30. Ускорение суборбитальных КА до орбитальной скорости различными видами потоков вещества. Основные виды пропеллентного потока.

Здесь ракетный запуск выполняет вспомогательную функцию, что позволяет использовать одноступенчатые суборбитальные РН [10;11] с грузоподъемностью 35-40 процентов от стартовой массы или с обычной грузоподъемностью, но в многоразовом исполнении, за счет повышения запаса прочности. Такой способ обеспечивает как минимум двадцатикратное снижение цены доставки сложных грузов в космос, включая пилотируемые корабли. Выше указанный пример с СУМ, выбрасывающим 5000 тонн воды в год (при механической мощности около 300 кВт), применительно к данному способу запуска КА, означает, что эта масса воды, в случае её полной доставки в околоземное пространство приобретает кинетическую энергию достаточную, что бы обеспечит запуск на НОО 2500-5000 тонн грузов простыми суборбитальными РН. В действительности, из-за расхода части рабочего тела на запуск межорбитальных бустеров-танкеров от Луны к Земле, грузопоток с Земли в космос будет меньше – около 2000 тонн.

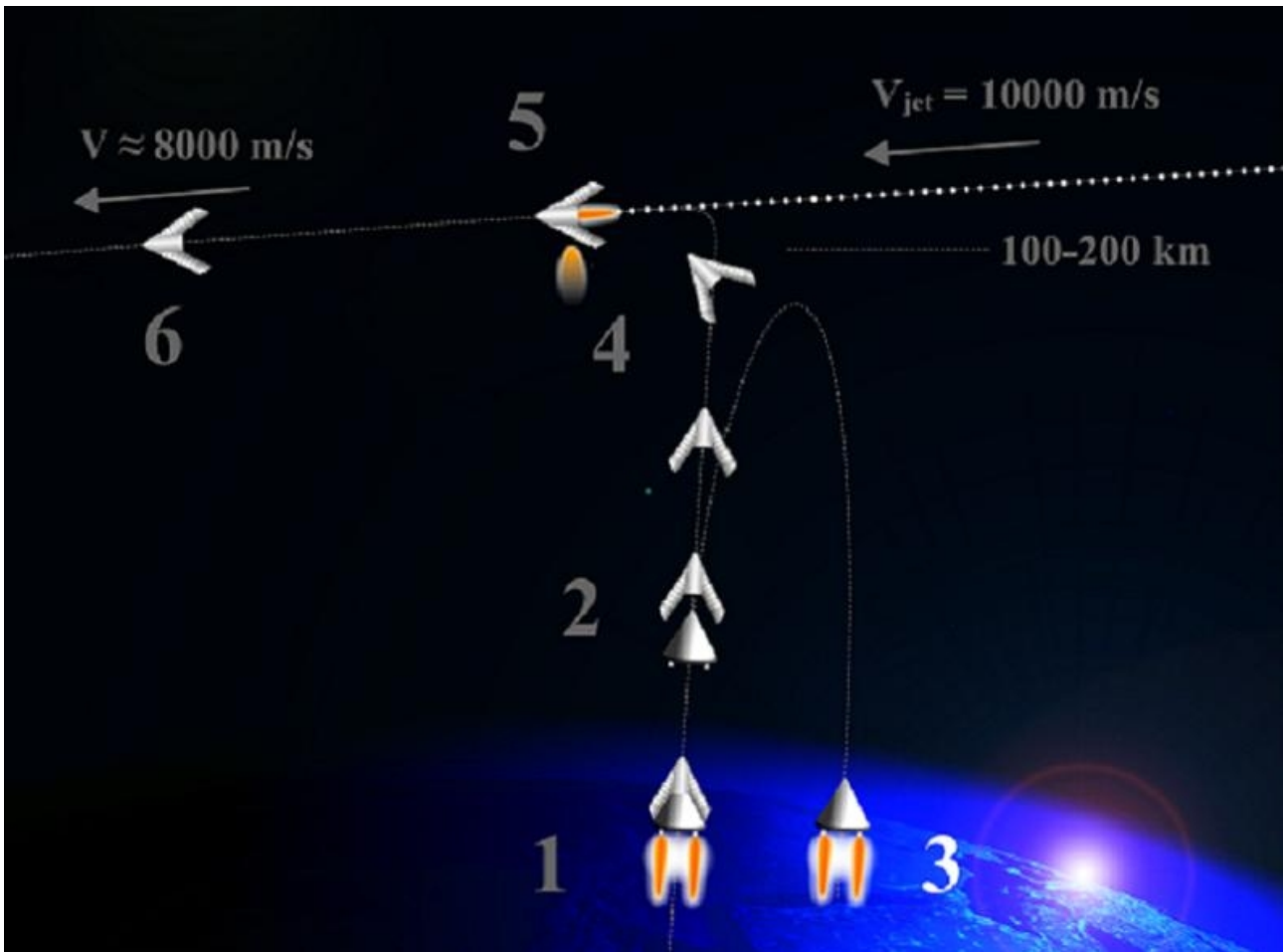


Рис. 31. Утилизация кинетической энергии лунного грузопотока в околоземном пространстве. Схема работы кинетического прямооточного двигателя с рабочим телом в виде троса.

Процесс использования кинетической энергии лунных грузов осуществляется следующим образом. Бустер, загруженный лунной водой, в виде свернутых шнуров из гидрогеля с армирующими волокнами, стартует с окололунной орбиты (за счет запасов ракетного топлива, произведенного из лунного сырья) и переходит на высокоэнергетическую околоземную орбиту с перигеем на высоте 100-150 км. При подлёте к перигейному участку, бустер отделяет от себя группу контейнеров, которые содержат бухты шнуров из гидрогеля (возможен и простой одноконтейнерный вариант без отделения от бустера). Системы управления контейнеров рассредоточивают их цепочкой вдоль траектории полета. Затем осуществляется размотка и вытяжение из контейнеров шнуров (с диаметром от 1 до 10 мм), с ориентацией их по вектору движения.

Одновременно с этим, с Земли стартует суборбитальный РН, который направляется в точку встречи с орбитальным потоком из гидрогеля. На вершине суборбитальной траектории, от РН отделяется КА. Аппарат выходит в точку встречи с опережением и, достигнув её, при помощи вспомогательного ракетного двигателя зависает на несколько секунд (от 5 до 30 с), позиционируя себя таким образом, что бы поток вещества из лунного бустера вошел через сопло в камеру сгорания основного двухрежимного реактивного двигателя.

Двигатель первоначально включается как ракетный за несколько секунд перед входом в него потока гидрогеля, что необходимо для формирования в камере эффективной тормозной газовой среды. После формирования устойчивой газовой среды из поступающего него внешнего потока, испаряющегося при торможении в камере, ограничивается подача топлива в двигатель из бортовых запасов. Далее двигатель КА функционирует как

прямоточный, поглощая и отражая обратно струю вещества, сформированного лунным бустером.

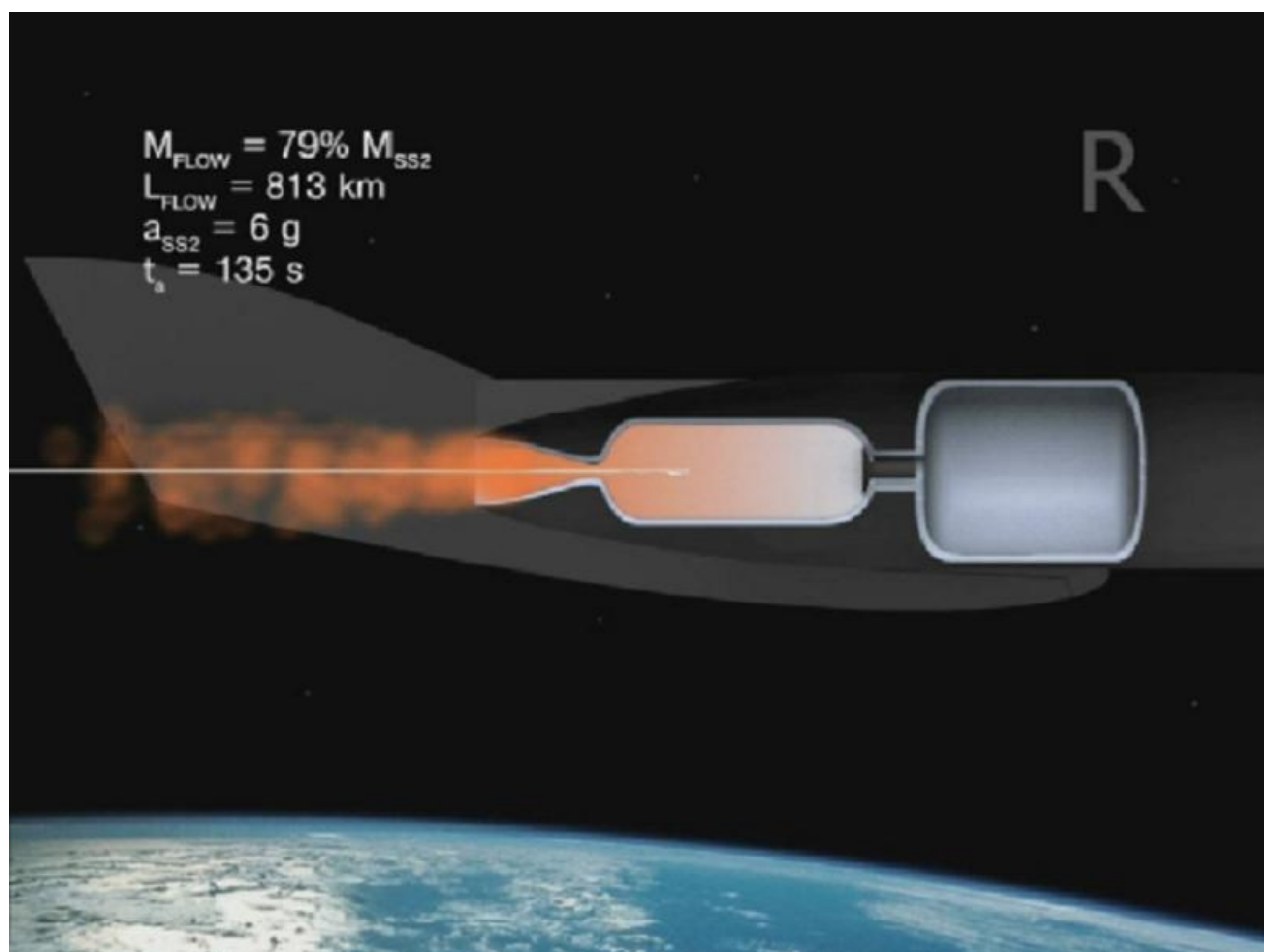


Рис. 32. Трос диаметром 3-10 мм из кевларовых нитей, с добавками легковозгоняемых веществ, например, водного льда, при скорости порядка 10000 м/с вхождения в газонаполненную камеру, испаряется достаточно быстро при умеренных габаритах камеры. Это делает возможным использование запасов механической энергии вещества Луны и астероидов.

Разгон КА продолжается по достижении скорости равной 80 процентам скорости трека из гидрогеля. Ускорение зависит от выбранной длины трека. Пилотируемые КА ускоряются при 3-4 g. Для беспилотных, грузовых КА, допустимы ускорения в пределах 100-300 g. Отдельные виды грузов могут разгоняться при артиллерийских величинах ускорений, например, от 3 до 10 тыс. g. В этом случае используются небольшие КА с толстыми стенками корпуса, аналогичные по конструкции снарядам пороховой артиллерии и электромагнитных рельсотронов.

Грузовой бустер, принимает на борт пустые контейнеры (оснащенные системами управления и коррекции полета) и по выполнении задачи, переходит на орбиту ожидания и в последующем возвращается на лунную орбитальную станцию.

При оценке сложности реализации описанного процесса передачи космическому аппарату импульса от высокоскоростной струи гидрогеля, следует понимать, что процесс торможения струи (точнее твердофазной нити) происходит в камере, подобной камере сгорания обычного ракетного двигателя. Высокоскоростная нить (до 11000 м/с в начале процесса и 1000 м/с в конце), движущаяся вдоль самой себя, входит в камеру передачи импульса через сопло работающего двигателя, проходит через сверхзвуковой встречный поток и, испаряясь в камере высокого давления, тормозится и передает импульс движения [12;13;14]. Образующийся высокотемпературный газ истекает из камеры через сопло,



создавая дополнительную тягу, что делает процесс поглощения и обратного выброса вещества нити близким к идеальному упругому удару. Контакты нити со стенками сопла и камеры сгорания предотвращаются газодинамической подушкой, формируемой истекающими газами между нитью и корпусом двигателя. В остальном, значения температуры и давления в камере двигателя принципиально не отличаются от значений свойственных обычным ракетным двигателям. Абляционное покрытие или же транспирационное и пристеночное завесное охлаждение будут достаточными для защиты двигателя.

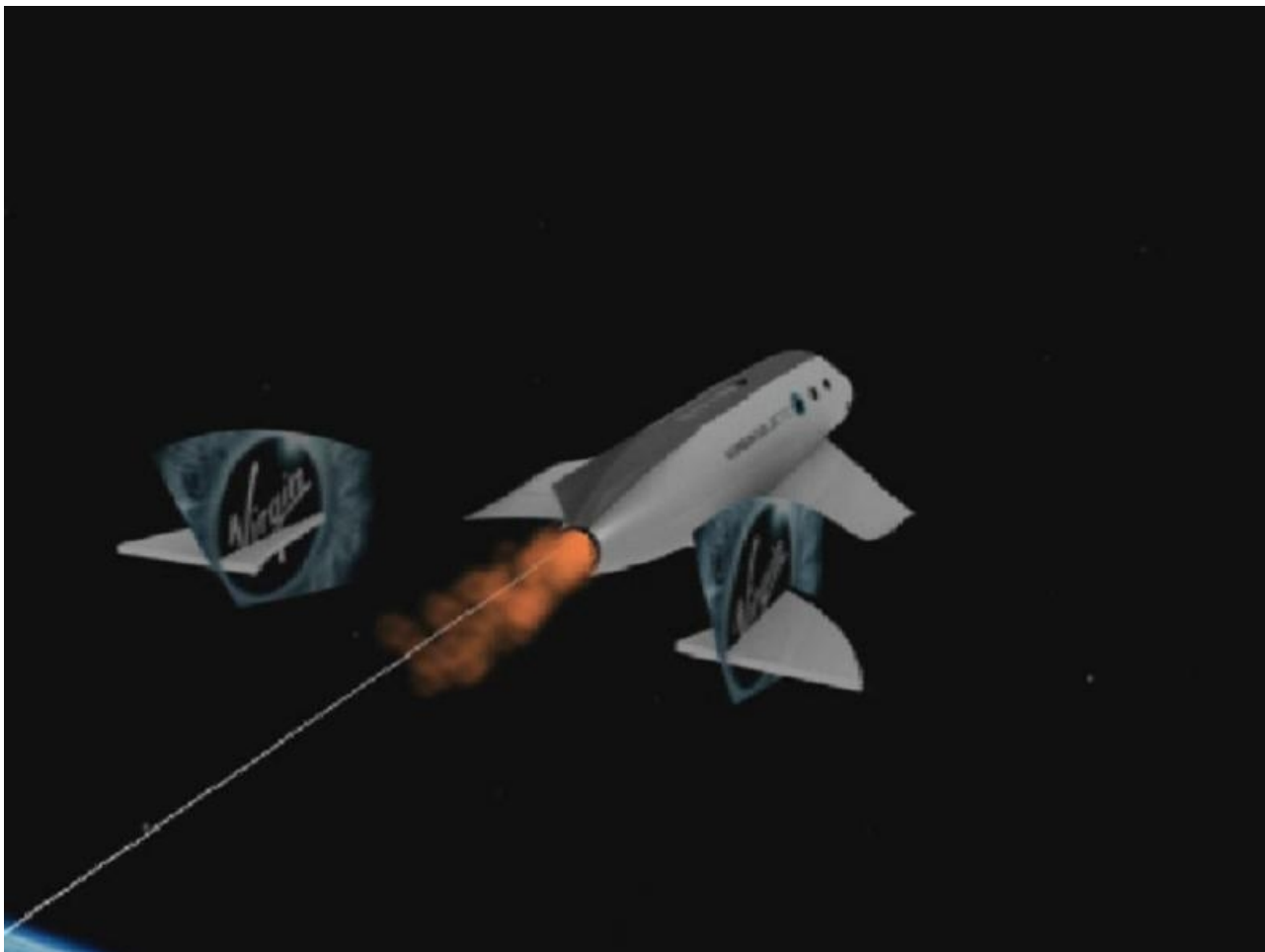


Рис. 33. Вариант разгона суборбитального ракетоплана пропеллентным потоком на гипотетическом примере использования реальной модели летательного аппарата.

Здесь же отметим, что выше описанная схема работы реактивного двигателя, утилизирующего кинетическую энергию высокоскоростного потока вещества, во многом подобна ранее рассмотренной схеме работы коллекторов сырья – налунных и орбитальных. Главное отличие здесь в направлении сверхзвукового газового потока, через который струя проходит в камеру торможения. В НКС и ОКС газовый поток направлен не из камеры наружу, а во внутрь камеры т.к. при таком направлении он выполняет функцию аэродинамического окна, которое позволяет частицам струи определенного размера проходить в камеру, но исключает истекание в наружный вакуум из камеры газа и неиспарившихся частиц заторможенной струи [16;17].

Указанный патент RU 2385275 описывает также второй вариант прямоточного кинетического двигателя, не менее перспективного для использования в космическом транспорте. Этот тип двигателя аналогичен обычному прямоточному воздушно-реактивному двигателю в способе подачи в него внешнего рабочего вещества: шнур из гидрогеля здесь входит в камеру двигателя не со стороны кормы, а с носовой части КА, в виде встречного

потока, через аэродинамическое окно. По принципу действия он аналогичен космическому воздушно-реактивному двигателю И.А.Меркулова, пионера развития ракетно-космической техники. В этом случае, если в прямоточную камеру двигателя подается рабочее вещество из бортовых запасов (например, водород) в количестве равном 100 процентам массы внешнего потока (при КПД двигателя равным 0,75), то при старте КА к Луне с низкой околоземной орбиты за счет кинетической энергии лунного потока вещества, выделяемой в прямоточной камере, удельный импульс в расчете на каждый 1 кг водорода будет равен 8300 м/с, причем по мере разгона КА, удельный импульс возрастает и достигает 9700 м/с в конце разгона.



Рис. 34. Схема работы кинетического прямоточного двигателя со встречным потоком рабочего тела.

Прямоточный кинетический реактивный двигатель со встречным потоком рабочего вещества (из внеземных ресурсов) удобен простотой использования лунных запасов воды, исключая процедуры её разложения на кислород и водород с сопутствующими сложностями хранения и использования. Кроме того, запас механической энергии потока лунной воды, который выделяется в прямоточной камере кинетического двигателя, составляет около 60 МДж/кг, тогда как химическая энергия водородно-кислородного топлива, полученного из лунной воды и доставленного на низкую околоземную орбиту, составляет всего 13 МДж/кг. Таким образом, очевидно преимущество рассмотренного способа использования лунных ресурсов перед традиционным способом, предполагающим только производство ракетного топлива.

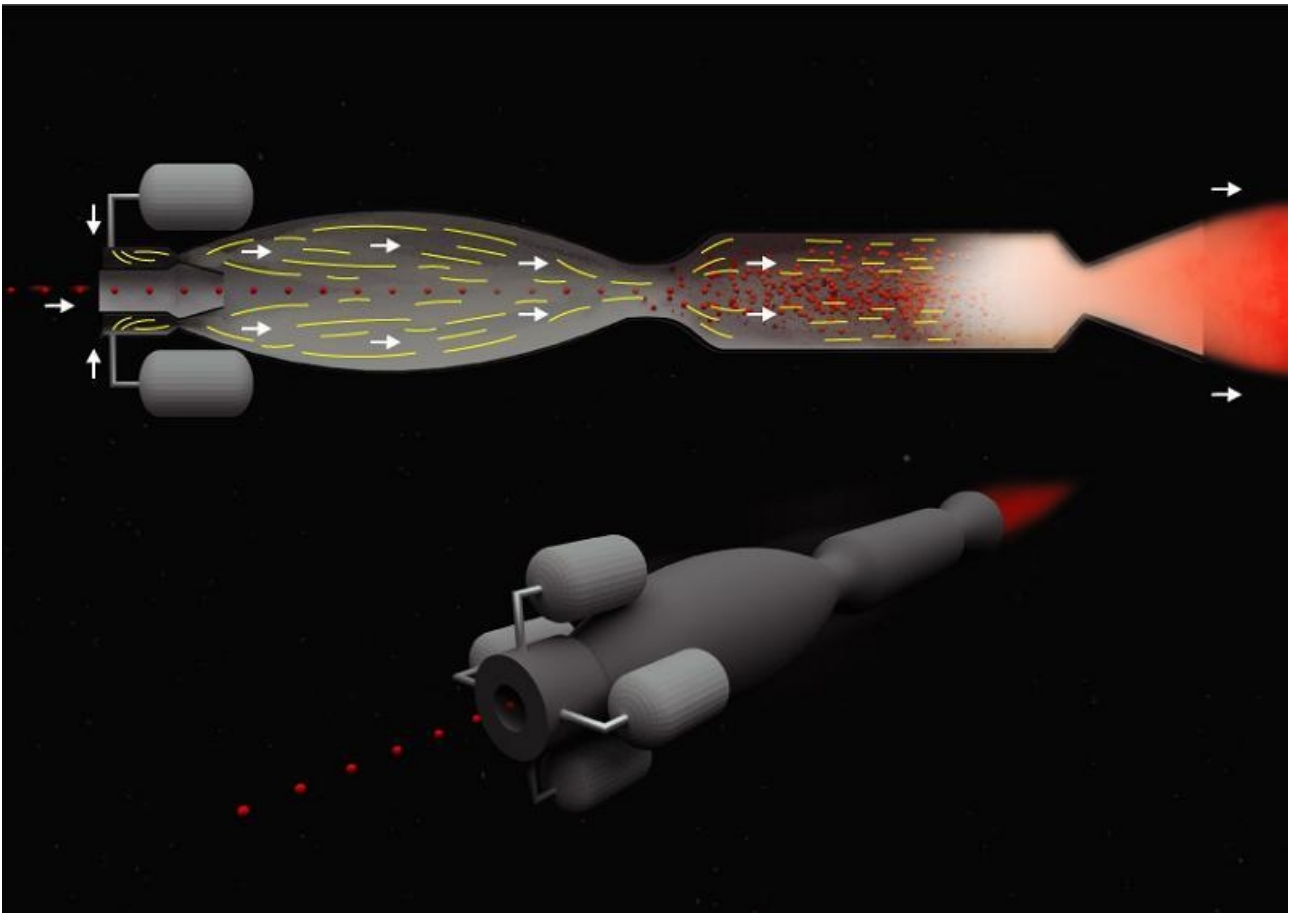


Рис. 35. ПКРД с треком из дискретных порций на общем тресе.

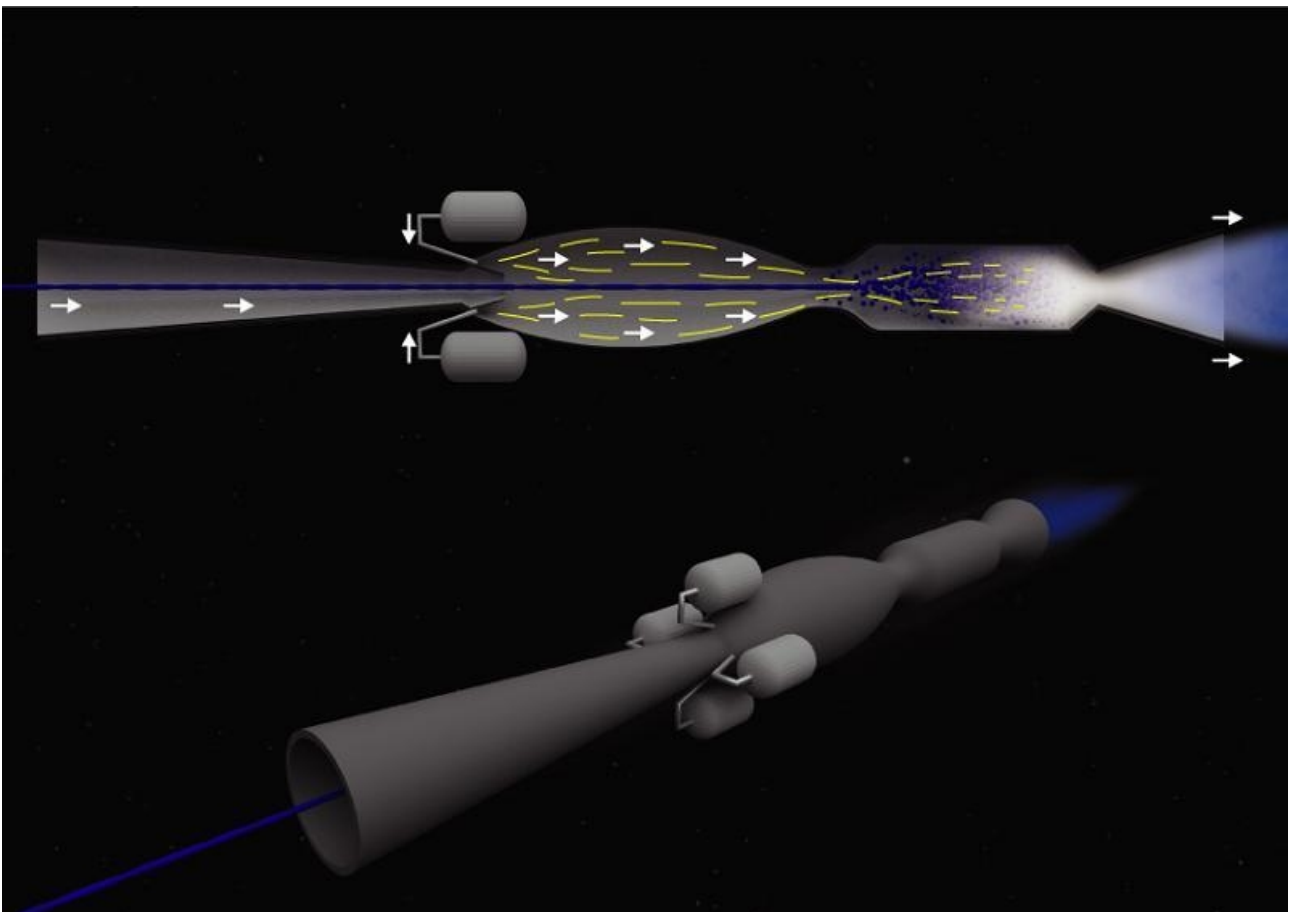


Рис. 36. ПКРД с треком из гидрогеля с армирующими нитями.

В перспективе, дополнительно будут использоваться атмосферные ресурсы Венеры и Марса. КА-накопители типа PROFAC, с электроядерными двигателями малой тяги могут применяться для накопления запасов углекислого газа и азота из венерианской и марсианской атмосфер. Из этого сырья могут создаваться твердофазные продукты, например, такие как углерод, диоксид триуглерода ( $C_3O_2$ ) в полимерной форме и полимеризованный дициан, из которых затем создаются тросы и ленты, способные при развешивании в околоземном пространстве (на высоте 100-150 км) формировать пропеллентные потоки.

В качестве рабочего вещества ЭРД аппаратов-накопителей используют углекислый газ, монооксид углерода и/или кислород. Сырье, аккумулированное инопланетными электроядерными КА-накопителями, транспортируется на околоземную орбиту солнечными межорбитальными буксирами с ЭРД. В околоземном пространстве эти инопланетные ресурсы используются выше указанным способом, наравне с водными ресурсами Луны, для вывода КА с Земли в космос.

Дополнительным бонусом здесь будет следующий выигрыш. Использование атмосферных ресурсов Венеры и Марса, открывает новые возможности в строительстве промышленных объектов и корпусов транспортных космических аппаратов в околоземном пространстве. Поставки венерианского и марсианского углерода с попутным извлечением азота из земной атмосферы (за счет кинетических ресурсов инопланетного сырья), позволяют наладить на орбитальных химических предприятиях производство полимеров дициана, особо прочного вещества. На Земле его не используют из-за высокой токсичности, но в космосе нет экологических ограничений на его использование в качестве конструкционного материала. В совокупности с углеродными наполнителями и композиционными материалами типа углерод-углерод, полимер дициана даёт неограниченные возможности в создании больших космических конструкций. Здесь даже не обязательно потребуются 3D-принтеры, так как обычное литье пластмасс под давлением в готовые формы будет достаточным для производства большинства изделий. Но, на стадии развития этого направления, при мелкосерийном производстве использование принтеров объемной печати предпочтительно.

Важно, что получение углерод-азотного сырья не требует использования летательных аппаратов типа челноков, которые должны периодически полностью сбрасывать орбитальную скорость и совершать посадки на планеты с последующим новым набором ранее бесполезно потраченной кинетической энергии. Всё сырьё собирается космическими атмосферными накопителями с электроядерными ЭРД (за исключением сырья из земной атмосферы), которые осуществляют сбор вещества без периодических торможений и ускорений. А перенос накопленного сырья от планет к Земле проводится межпланетными солнечными буксирами с высокими показателями доли полезной нагрузки.

Добавки водорода, поставляемого с Земли через ОКС, улучшат номенклатуру производимых пластических масс, но на первых этапах космического химического производства они не обязательны. Величина потока сырья, для нужд строительства орбитальных объектов, в конечном итоге определяется той мощностью энергоустановок КА-накопителей, которую потребители инопланетного сырья пожелают установить. Например, группировка спутников-накопителей на орбите Венеры, при 225 МВт электрической мощности своих ЭРД ( $W=15000$  м/с, КПД=0,5), за 1 год аккумулирует 31500 тонн углекислого и сопутствующих газов атмосферы (при таком же по массе расходе рабочего тела из  $CO_2$ ). На околоземную орбиту будет доставлена меньшая масса вещества из-за расхода части сырья в ЭРД межпланетных буксиров в качестве рабочего тела, но порядка 10000 тонн ежегодно может доставляться в околоземное пространство при умеренных затратах на транспортировку.

Для марсианской группировки спутников-накопителей, аккумуляция такого же количество сырья требует только 51 МВт электрической мощности своих ЭРД. А при 225

МВт, сбор вещества из марсианской атмосферы поднимается до 140000 тонн в год, при возможных 45000 тонн остатков сырья, доставленного в околоземное пространство.

### 13. Варианты рентабельной работы лунной базы на стадии предшествующей использованию лунных месторождений воды и водорода

Обобщенный вариант оптимальной схемы развертывания лунной базы может выглядеть следующим образом. Первоначально бустеры с теплообменными двигателями доставляют на окололунную орбиту запасы кислорода, бериллия и алюминия (в виде оксидов) и жидкого водорода, принтеры объемной печати, прочее оборудование и формируют платформу для лунной орбитальной производственно-заправочной станции, развертывают орбитальную солнечную электростанцию. Параллельно, за счет запасов водородно-кислородного топлива проводится доставка оборудования на Луну, включая беспилотные суборбитальные лунолёты с буровыми установками и бортовыми НКС.

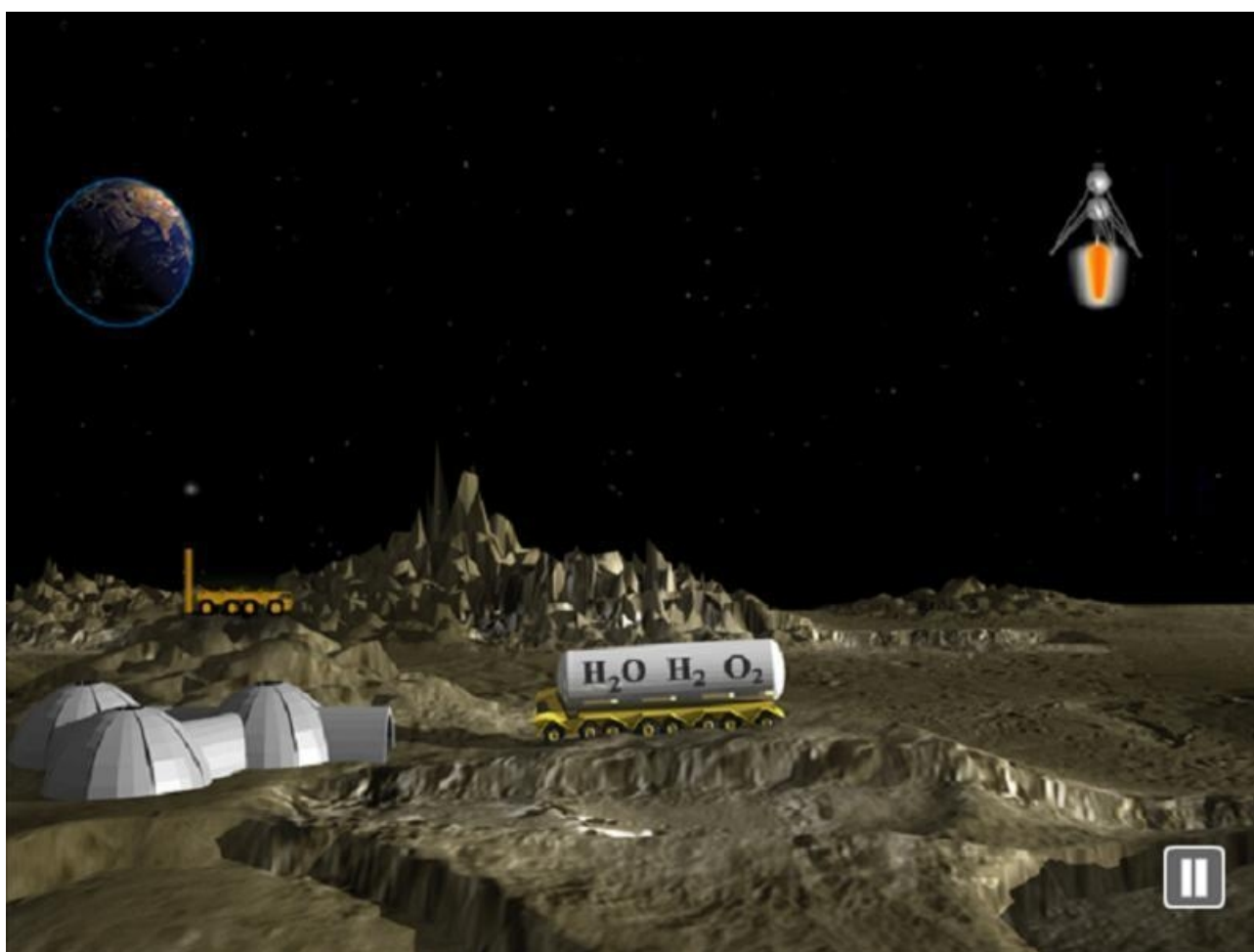


Рис. 37. Лунная база с НКС, обеспечивающим базу расходными материалами и топливом для лунолёта.

Создание базы начинается с посадки в заданном районе следующих устройств: НКС (специализированного на аккумуляции потока водорода с орбиты); генератора воды (водоснабженческого автомата, работающего по замкнутому метановому циклу); погрузочно-разгрузочного оборудования для снабжения генератора воды реголитом и удаления отходов; СУМ, способного генерировать высокоскоростные струи как чистой воды, так и различных суспензий с реголитом и/или металлическими порошками (до 10% массы струи, что необходимо для изготовления одноразовых тормозных аэродинамических экранов для МБ, возвращаемых на околоземную орбиту и других околоземных КА и РБ, спускаемых на Землю).

На окололунную орбиту с периселением над базой выводится группа ОКС, станция хранения и переработки воды в кислородно-водородное топливо (при электрической мощности в 100 кВт производится 100 тонн ракетного топлива в год) и группа окололунных бустеров, для подачи жидкого водорода в НКС.

Одновременно с этим, на околоземные орбиты выводятся: ОКС (настроенный на аккумуляцию потока водорода от суборбитальных РН), который оснащен водородно-кислородным ракетным двигателем; станция ожижения и хранения водорода, воды и производства водородно-кислородного топлива; группа МБ для транспортировки водорода на лунную станцию и доставки воды и ракетного топлива с окололунной станции на околоземную.

Система функционирует следующим образом. На Земле суборбитальные РН доставляют переохлажденный шугообразный водород на заданную высоту, выбрасывают в виде струи и формируют трек, который захватывается ОКС. Тормозной импульс уравнивается тягой двигателей, использующих лунное топливо. На борту ОКС, газообразный водород, разогретый вследствие торможения ( $T = 2300 \text{ K}$ ) в буферной среде улавливающей камеры (при давлении до 33 бар), химически связывается с веществами, дающими нелетучие соединения (литий, магний, углерод), которые частично охлаждаются (в результате смешения с буферными веществами температура понижается до 300-500 K) и передаются на борт станции хранения и переработки. Взамен на ОКС передается запас ракетного топлива, который необходим для компенсации сил торможения при захвате груза и запас реагентов для химического связывания водорода.

На околоземной станции водород выделяется из химического соединения, сжижается, выдерживается и затем перекачивается на бустер. На этой же станции буксиры заправляются ракетным топливом.

Заправленные бустеры с грузом замороженного водорода совершают переход к окололунной орбитальной станции. Здесь бустеры передают запас водорода (и забирают воду и ракетное топливо). Водород перекачивается на борт окололунных бустеров, которые перебрасывают водород (в виде треков из замороженного вещества) в НКС базы.

На базе водород (в составе метана) подается в генератор воды, в который загружен реголит. Смесь подвергается нагреву, продукты реакции в виде воды отделяются, охлаждаются и накапливаются. Далее синтезированная вода передается в СУМ. В момент синхронизированного прохождения ОКС над базой, СУМ выбрасывает воду в виде струи ( $V \approx 1680 \text{ м/с}$ ), которая перехватывается ОКС. Сила торможения коллектора, возникающая при захвате груза, компенсируется тягой реактивного двигателя или бортового водомета. Аккумулированная вода из ОКС передается на окололунную орбитальную станцию, где она частично перерабатывается в ракетное топливо.

Собранные на станции вода и/или жидкий кислород перегружаются на бустер, взамен доставленного водорода. Заправленные топливом и грузом бустеры отправляются к Земле и, после аэродинамического маневра с частичным торможением переходят на орбиту станции заправки, хранения и производства ракетного топлива. Груз передается на станцию взамен новой порции топлива (в дальнейшем, аэродинамическое торможение бустеров будет сочетаться с накоплением им атмосферного воздуха). Цикл завершен.

В ходе этих транспортно-производственных операций реализуется следующий баланс прихода и расхода масс вещества (расчет приблизительный). Из каждой 1 тонны водорода, доставленного на лунную базу, производится 9 тонн воды. После переброски её на окололунную станцию и частичной переработки в ракетное топливо 1,8 тонн расходуется на отправку бустера к Земле с лунным сырьём. Еще 1,7 тонн (уже на околоземной орбите) идет на заправку бустера, который должен перевести к Луне 1 тонну водорода. Из остатка массой 5,5 тонн 2 тонны расходуется на заправку околоземного ОКС, позволяющей захватить новую порцию водорода массой в 1 тонну (или больше при определенных условиях). Свободный остаток равен 3,5 тоннам ракетного топлива. Таким образом, инвестиции в процесс 1 тонны водорода приносят на выходе массу вещества в 3,5 раз больше начальной. Стоимость этих

3,5 тонн в итоге сводится к стоимости доставки 1 тонны  $H_2$  в околоземный ОКС ( $\leq 300$  долл./кг) плюс к этому добавляется амортизация выше перечисленного оборудования с эксплуатационными расходами, доля которых невелика. Итого, выходит меньше 100 долл./кг ( $\$ 300/3,5$  кг). Реальный прирост массы может быть как меньше, так и больше за счет других неучтенных здесь факторов производства и издержек, но эта цифра показательна и позволяет оценить преимущества предложенной технологии.

Промежуточный проект производства ракетного топлива из внеземных ресурсов, основанный на доставке водорода на Луну, может быть реализован и давать доход не зависимо от того на какой стадии решения находятся проблемы обнаружения запасов лунной воды и разработки методов промышленного их использования. При обнаружении практически значимых запасов воды, эта развитая система производства ракетного топлива достаточно просто и быстро, без задержек на ОКР переходит на использование лунных водных ресурсов. Экономятся время и средства.

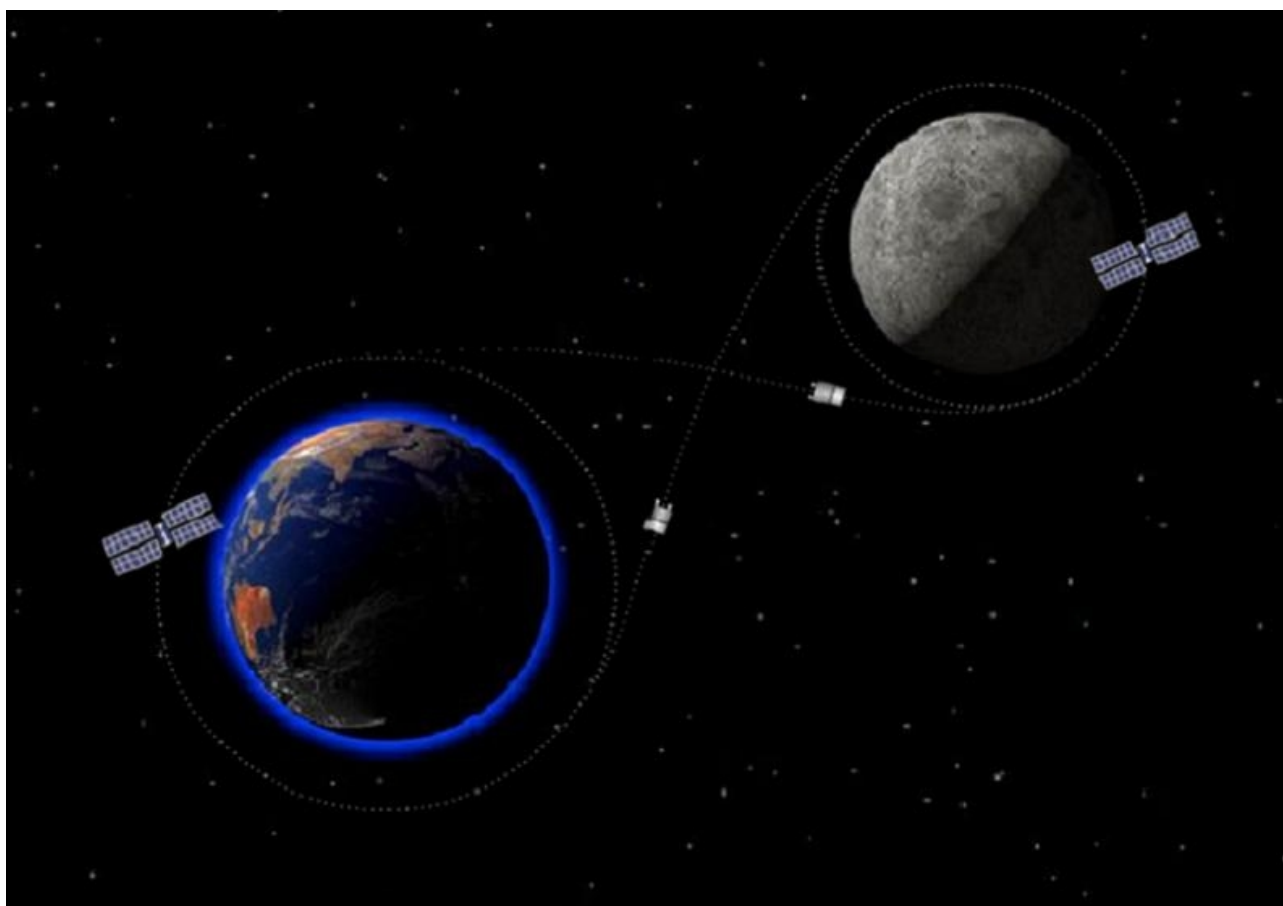


Рис. 38. Транспортный мост Земля-Луна-Земля.

## 14. Апологетика новых космических технологий

Орбитальные и напланетные коллекторы сырья и струйные ускорители масс напланетного и орбитального базирования имеют близкие степени сложности и реализации. В одном случае, устройства работают на приём высокоскоростных потоков вещества, в другом – на генерацию высокоскоростных струй. Возникающие при этом нагрузки на детали конструкции генераторов и поглотителей струй вещества близки. Во многих схемах работы исключается прямое действие высокоскоростной струи на стенки приемных устройств, а там где такой контакт периодически происходит, его разрушительное действие минимизируется.

В коллекторах сырья допускается (хотя не обязателен) контакт высокоскоростной струи со стенками приемного устройства, направляющего поток в камеру, поскольку, в большинстве практически значимых случаев эрозионное действие этого потока на стенки направляющей трубы минимально и, при малых углах входа, это действие почти не отличается от действия скоростного потока на стенки сопла, порождающего струю водомета. Ресурс смесительных трубок станков гидроабразивной резки, где происходит смешение струи жидкости (на скорости более 1000 м/с) с абразивными частицами, может достигать сотен часов, причем многие такие смесительные трубки и сопла могут быть восстановлены после несложного ремонта.

В налунных коллекторах сырья скорости входа струи относительно невелики – 1700-2800 м/с, что соизмеримо со скоростями потоков генерируемых водометами и гидропушками. А в окологрунтовых орбитальных коллекторах скорости входа струй воды самая низкая – в среднем 100 м/с, что не создает проблем с рабочим ресурсом ОКС. Наибольшая скорость захвата потока будет в околоземных ОКС, где она может варьироваться от 4000 до 8000 м/с. Однако, в случае поглощения потока состоящего из жидкого водорода, по причине его низкой плотности эффект от воздействия его струи на приемную трубку коллектора будет эквивалентен эффекту от струи воды со скоростью в 2120 м/с, при фактической скорости струи жидкого водорода в 8000 м/с.

Следует заметить, что приемная трубка не является сложным и дорогим устройством, влияющим на ценообразование и может многократно использоваться после восстановительного ремонта (непосредственно на орбите и в автоматическом режиме) либо замены изношенного вкладыша (лейнера) на новый. А в случае поглощения жидководородной струи с практически значимой скоростью в 4000 м/с, эрозионное воздействие будет эквивалентно действию водяного потока со скоростью в 1060 м/с. Промышленное оборудование, использующее такие сверхскоростные потоки, давно освоено промышленностью. Соответствующие этим гидротокам трубопроводы, конфузоры и смесители имеют длительный рабочий ресурс (до 500 часов для миксеров абразива) и стоимость, не препятствующую их использованию в конкуренции с альтернативными системами. Не видно принципиальных препятствий и на пути переноса струйных технологий в космические транспортные технологии.

Важно так же то, что с точки зрения энергозатрат, орбитальные накопители сырья являются наилучшими транспортными системами для грузов, не боящихся ударных ускорений и взрывных фазовых переходов, а в перспективе и для любых грузов. Существуют варианты ОКС, которые могут перехватывать хрупкие грузы и капсулы с экипажами, но из-за больших габаритов пока не рассматриваются. Ракетный транспортный аппарат, совершающий челночные рейсы по маршруту «поверхность планеты – орбита», бесполезно расходует энергию на разгон, а затем на торможение собственной массы и запасов топлива. Орбитальный коллектор сырья свободен от указанных недостатков: ОКС постоянно находится на орбите, практически не расходуя энергию на ускорение и торможение при захвате грузов компенсации потери скорости. Возможные колебания скорости ограничиваются несколькими десятками метров в секунду, что почти не сказывается на экономичности ОКС, в отличие от ракетных транспортных аппаратов, имеющих колебания скорости порядка 10000 м/с.



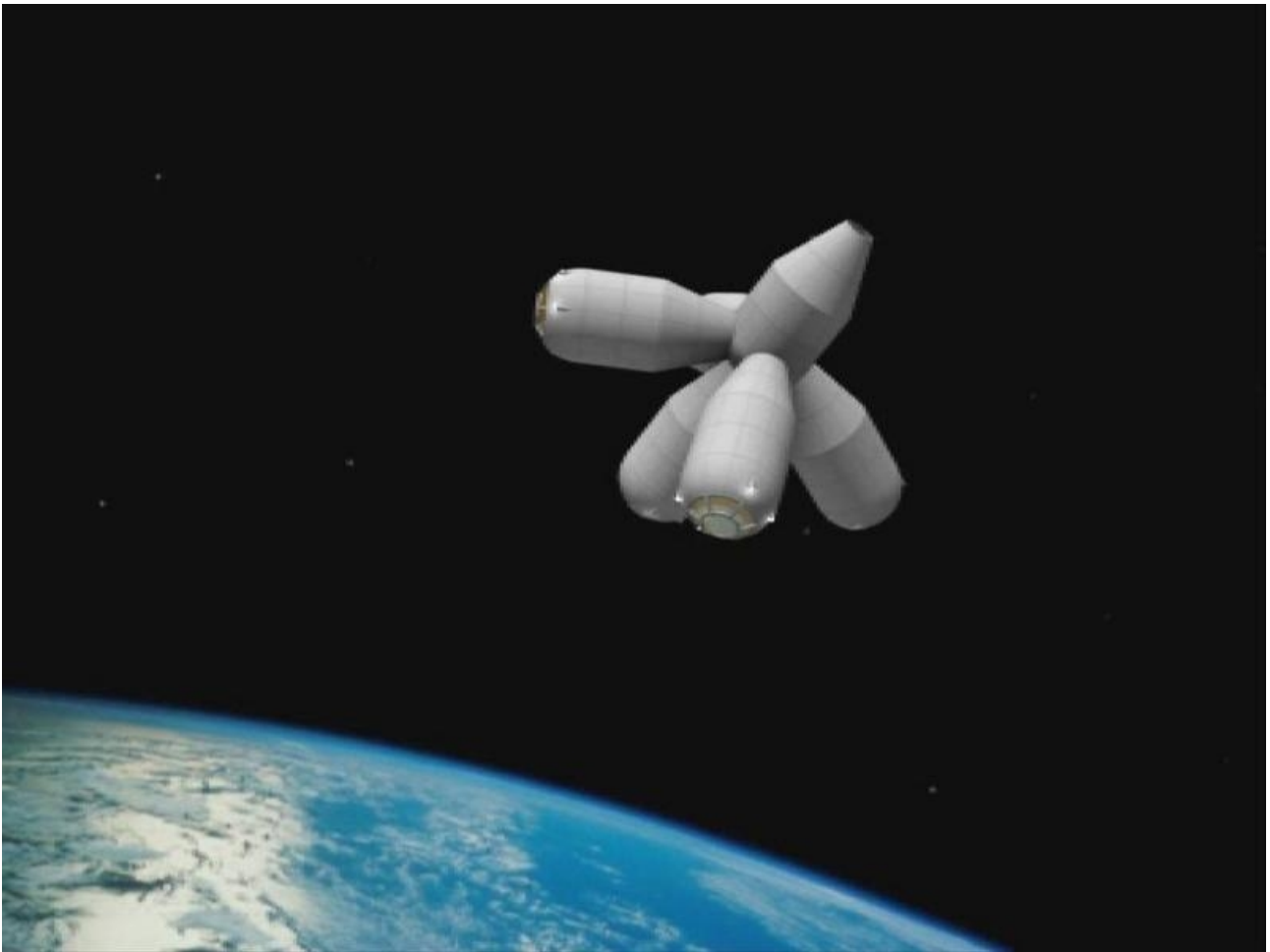


Рис. 39. Орбитальный туристско-волонтерский исследовательский комплекс.

## 15. Выводы

На основании выше изложенного делается вывод, что открытие первой лунной базы и её промышленная эксплуатация для нужд Земли может состояться значительно раньше сроков, намеченных без учета указанных инноваций. Для реализации этой важной перспективы требуется открытие финансирования для начала НИОКР по изложенному проекту. Следует принять во внимание, что значительная часть работ по проекту «НКС-СУМ-ОКС» в лунном и земном вариантах не требует проведения дорогостоящих работ в космическом пространстве и может проводиться в обычных лабораторных и заводских условиях.

Для отладки процесса поглощения коллектором сырья высокоскоростных струй вещества, таких как вода, трисилан, водород и высококипящие компоненты ракетного топлива имеется необходимое оборудование в виде водометов и гидропушек. Промышленные насосы высокого давления для станков гидроабразивной резки материалов создают, как правило, длительные по времени струи со скоростью от 800 до 1200 м/с. Проектируются еще более совершенные насосы, обеспечивающие генерацию постоянных струй до 2000 м/с. Импульсные водометы, как правило, генерируют струи со скоростью вылета 1200-1500 м/с. Современные гидропушки создают потоки воды со скоростью вылета 1500-4500 м/с. Кумулятивные импульсные водометы (основанные на использовании эффекта гидродинамической кумуляции) создают жидкостные струи со скоростью до 7000 м/с. В особых случаях для испытаний коллекторов сырья могут использоваться заряды ВВ кумулятивного действия, дающие струи со скоростью в диапазоне 8000-16000 м/с.

Испытания, требующие вакуума и больших расстояний также возможны без выхода в космос на высотах 30-40 км, например, на основе аэростатов. Таким образом, подготовка действующих образцов для работы в космических условиях не потребует много времени и больших ресурсов, а политико-экономический эффект от этих работ многократно превысит затраты.

Ракетные технологии, могут быть дополнены или замещены, там, где ракеты не справляются, новыми транспортными технологиями, которые не намного сложнее нынешних. В результате грузопоток, необходимый для развертывания лунной базы может быть сокращен в несколько раз.

На данном этапе требуется минимальная поддержка исследований по новым КТС – основные опыты возможны в наземных условиях, с использованием уже существующей техники генерации и приема высокоскоростных струй вещества.

Сохранение национального приоритета требует государственной и спонсорской поддержки процесса зарубежного патентования инновационных транспортных технологий.

Эти меры поддержки, могут быть реализованы путем учреждения компании-стартапа с международным участием в течение текущего года.

## 16. Приложение – анимированные принципиальные схемы:

- 1 – <http://mayboroda.com/images/flash3/rolik22.swf>
- 2 – <http://mayboroda.com/images/flash3/2.swf>
- 3 – <http://www.youtube.com/watch?v=dwABD466wns&feature=relmfu>
- 4 – <http://www.youtube.com/watch?v=V2HudwiGVd0&feature=plcp>
- 5 – [http://mayboroda.com/images/flash/11\\_3\\_eng.swf](http://mayboroda.com/images/flash/11_3_eng.swf)
- 6 – <http://mayboroda.com/images/flash3/moonbase4.swf>
- 7 – <http://mayboroda.com/images/flash3/duga5.swf>
- 8 – [http://mayboroda.com/images/flash/12\\_short\\_eng.swf](http://mayboroda.com/images/flash/12_short_eng.swf)
- 9 – [http://mayboroda.com/images/flash/12\\_1.swf](http://mayboroda.com/images/flash/12_1.swf)
- 10 – <http://www.youtube.com/watch?v=M6HOICsPFH8&feature=plcp>
- 11 – <http://www.youtube.com/watch?v=rOZLXftdFbs&feature=plcp>
- 12 – <http://www.youtube.com/watch?v=67fAzUY0RUk&feature=relmfu>
- 13 – <http://www.youtube.com/watch?v=imengKBoQj0&feature=plcp>
- 14 – <http://www.youtube.com/watch?v=h5OjSFDGSRk&feature=plcp>

## 17. Источники

1. А.О. Майборода. Лунная и инопланетная база – новые возможности создания и эксплуатации. Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVII академических чтений по космонавтике. Москва, январь-февраль 2013 г. / Под общей редакцией А.К.Медведевой. – М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства,. 2013. – 647 с.

<http://www.ihst.ru/~akm/9.pdf>

<http://technic.itizdat.ru/docs/MAO/FIL13559463980N179018001/>

2. А.О. Майборода. Лунная и инопланетная база – новые возможности создания и эксплуатации (предварительный вариант доклада). XXXVII научная конференция по космонавтике «Королёвские чтения».

<http://technic.itizdat.ru/docs/MAO/FIL13560961230N622943001/>

3. А.О. Майборода. Минимизация цены доставки сырья на станцию производства ракетного топлива и дозаправки межорбитальных буксиров при использовании орбитальных коллекторов сырья (часть 3)

<http://technic.itizdat.ru/docs/MAO/FIL13575024330N963466001/>

4. Описание изобретения к патенту RU 2398717 «Способ доставки грузов в космос и система его осуществления».

[http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2398717&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.09.10/DOC/RUNWC1/000/000/002/398/717/document.pdf)

[ty=29&docid=2398717&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.09.10/DOC/RUNWC1/000/000/002/398/717/document.pdf](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2398717&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.09.10/DOC/RUNWC1/000/000/002/398/717/document.pdf)

5. Описание изобретения к патенту RU 2385275 «Способ передачи рабочего вещества для двигателей космических летательных аппаратов и система его реализации».

[http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2385275&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.03.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/385/275/document.pdf)

[ty=29&docid=2385275&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.03.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/385/275/document.pdf](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2385275&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2010FULL/2010.03.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/385/275/document.pdf)

6. Описание изобретения к патенту RU 2451631 «Способ энергообеспечения космических аппаратов-накопителей».

[http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2451631&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2012FULL/2012.05.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/451/631/document.pdf)

[ty=29&docid=2451631&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2012FULL/2012.05.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/451/631/document.pdf](http://www.fips.ru/cdfi/fips.dll?ty=29&docid=2451631&cl=9&path=http://195.208.85.248/Archive/PAT/2012FULL/2012.05.27/DOC/RUNWC1/000/000/002/451/631/document.pdf)

7. А.О. Майборода. Безракетный космос. Ну, почти безракетный... ж. Техника – молодёжи, № 07/2011.

<http://zhurnalko.net/=nauka-i-tehnika/tehnika-molodezhi/2011-07--num32>

8. А.О. Майборода. Новая экономика космоса. ж. Техника – молодёжи, № 12/2011.

<http://zhurnalko.net/=nauka-i-tehnika/tehnika-molodezhi/2011-12--num10>

9. А.О. Майборода, Аванпроект оптимизации геокосмического грузооборота (на основе патентов RU2398717 и RU2385275) // «Академия Тринитаризма», М., Эл № 77-6567, публ.16111, 13.10.2010.

<http://www.trinitas.ru/rus/doc/0023/001a/00231043.htm>

10. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. – М.: РКК «Энергия». 2011. 584 с.