

## СПОСОБ ПРИМЕНЕНИЯ УДАРНОГО КИНЕТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

**Автор:** Валентин Владимирович Подвысоцкий

4. 06. 2014 г.

**Аннотация.** В данной статье будет рассмотрен способ использования ударного кинетического двигателя для вывода грузов на околоземную орбиту. Разгон космического аппарата осуществляется за счет использования импульса и кинетической энергии специальных управляемых зондов. Эти зонды выбрасываются с поверхности Луны при помощи метательных устройств и движутся в направлении Земли. Под действием силы тяготения Земли скорость зондов возрастает. В результате, в околоземном пространстве формируется группировка зондов, которые движутся с очень высокой скоростью, и могут быть использованы для вывода грузов на околоземную орбиту, при помощи ударного кинетического двигателя. Космический аппарат поднимается над поверхностью Земли на высоту порядка нескольких десятков или сотен километров при помощи многоразового носителя. После этого многоразовый носитель возвращается на поверхность Земли, а космический аппарат начинает свой разгон за счет захвата лунных зондов.

**Ключевые слова:** космический, аппарат, корабль, многоразовый, носитель, полет, ударный, кинетический, реактивный, двигатель, рабочая, камера, зонд, мишень, взрыв, Земля, Луна, освоение, лунная, база, орбита, пространство, груз, транспортная, система

## METHOD OF USE A PERCUSSION KINETIC ENGINE

**Author:** Valentin Vladimirovich Podvysotsky

4. 06. 2014

**Abstract.** This article discusses a method of use a percussion kinetic engine for delivery of cargoes into orbit. Acceleration spacecraft carried out by the use of momentum and kinetic energy of special probes. These probes are ejected from the lunar surface by means of throwing devices and are moving toward the Earth. Under the force of Earth's gravity speed of probes increases. As a result, in the near-Earth space is formed grouping of probes that move at very high speeds, and can be used to delivery of cargoes into orbit, using the percussion kinetic engine. Spacecraft rises above the Earth's surface to a height of several tens or hundreds of kilometers using reusable carrier. Thereafter, reusable carrier returns to the surface of the Earth and the spacecraft begins its acceleration due to the capture of lunar probes.

**Keywords:** space, unit, ship, reusable, carrier, flight, percussion, kinetic, jet engine, working, camera, the probe, target, explosion, Earth, Moon, exploration, a lunar, base, orbit, space, cargo, transport, system

## **Введение**

Одной из основных задач современной космонавтики и важнейшим ключевым условием эффективного освоения космического пространства является доставка грузов с поверхности Земли на околоземную орбиту. В настоящее время эта задача решается при помощи мощных термохимических двигателей, применение которых сопровождается высокой стоимостью доставки и ограниченностью величины грузопотока. Для решения этой проблемы существует ряд перспективных проектов, реализация которых может снизить стоимость вывода грузов в космическое пространство и увеличить грузопоток. В частности с нашей точки зрения одним из наиболее интересных проектов является проект транспортной системы без использования ракет-носителей в виде космического лифта «Земля - Луна» А. В. Багрова [1]. В дополнение к существующим проектам в нашей статье будет предложен еще один способ совершения космических полетов в околоземное пространство, и рассмотрена проблема организации массовой доставки грузов с поверхности Земли на околоземную орбиту с точки зрения реализации проекта ударного кинетического двигателя [2, 3, 4, 5]. Ударный кинетический двигатель является одним из представителей нового класса реактивных двигателей, принцип действия которых основан на захвате и торможении внешнего потока вещества [6, 7]. В нашей статье будут рассмотрены некоторые частные случаи работы предлагаемого ударного кинетического двигателя, для организации грузопотока с поверхности Земли на околоземную орбиту, в рамках программ создания лунной базы и освоения лунной поверхности.

## **Лунная база как элемент космической транспортной системы**

Необходимым условием для работы ударного кинетического двигателя является наличие группировки специальных управляемых зондов, которые движутся относительно космического аппарата с большой скоростью. Для формирования такого дискретного потока вещества (группировки управляемых зондов) движущегося с высокой скоростью в окрестностях Земли целесообразно использовать метательные устройства различных типов, расположенные на поверхности Луны. Это могут быть: пороховые пушки (при условии дополнительного разгона зондов микрореактивными двигателями), пневматические метательные устройства [8], электромагнитные катапульты [3, 4] и т. д.

Вторая космическая скорость для Луны составляет  $\sim 2400$  м/с. Если лунное метательное устройство обеспечит разгон зондов до второй космической скорости, то эти зонды покинут поверхность Луны и начнут приближаться к Земле. Возможен также разгон зонда до более высоких значений скорости, однако особой потребности в этом пока что не существует. Минимальное расстояние Луны от Земли составляет 356,4 тыс. км (перигей), а максимальное расстояние равно 406,7 тыс. км (апогей). Некоторый выигрыш можно получить при запуске зондов в момент нахождения Луны в точке апогея. В этом случае, запускаемые с Луны зонды будут приобретать возле Земли максимальную скорость. При запуске зондов с лунной поверхности их скорость на небольшом расстоянии от поверхности Земли (порядка 100 км) составит примерно 11200 м/с.

Необходимо особо остановиться на возможности применения пневматических метательных устройств [8]. Принцип действия таких устройств основан на использовании сжатого до очень высоких давлений кислорода (или смеси кислорода с другими газами). При сжигании в сжатом кислороде металлического сгорающего элемента выделяется очень большое количество энергии. Причем, лишь часть кислорода (или кислородной смеси) вступает в химическую реакцию, а оставшаяся часть давит на снаряд, разгоняя его в канале ствола. Такие метательные заряды могут иметь очень высокое удельное

тепловыделение (значительно превышающее удельную теплоту сгорания пороха). За счет этого можно рассчитывать на достижение очень высокой начальной скорости снаряда, превышающей вторую космическую скорость на поверхности Луны. Кроме того, все необходимые элементы для изготовления таких метательных зарядов (кислород, металлы) в больших количествах содержатся в лунных породах [9]. Это обстоятельство позволяет организовать производство метательных зарядов из лунного сырья при условии создания и доставки на Луну соответствующего промышленного оборудования.

Данную технологию пневматических метательных устройств целесообразно использовать на первых этапах освоения лунной поверхности. Но в процессе дальнейшего развития лунной промышленной базы более целесообразным будет переход к электромагнитным ускорителям. Применение таких электромагнитных устройств, которые будут способны обеспечивать скорость метания лунных зондов порядка десятков км/с [3, 4] в комплексе с развитыми технологиями кинетических двигателей, позволит активно осуществлять космические полеты к дальним планетам Солнечной системы, и даже за ее пределы.

### **Принцип разгона космического аппарата попутным потоком лунного вещества**

Движущиеся с большой скоростью управляемые лунные зонды попадают в рабочую камеру ударного кинетического двигателя, где происходит их столкновение со специальными мишенями. В результате кинетического взрыва вещество зонда и мишени превращается в газ. Этот сгусток газа взаимодействует со стенками рабочей камеры ударного кинетического двигателя, передавая свой импульс космическому аппарату. Таким образом, происходит разгон космического аппарата в направлении, совпадающим с направлением движения группировки лунных зондов. Кроме того, образовавшиеся в процессе кинетического взрыва газы истекают через реактивное сопло, обеспечивая дополнительное ускорение космического аппарата в нужном направлении.

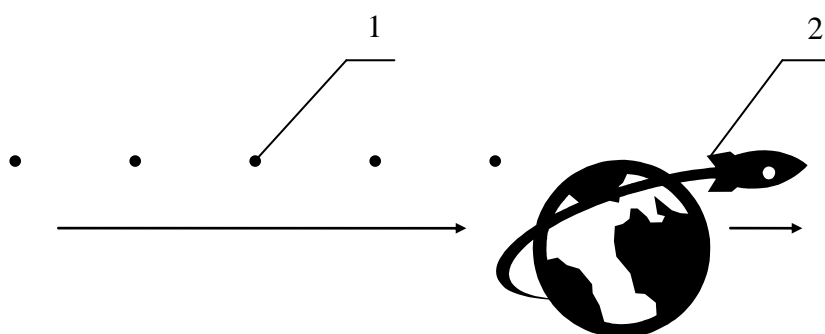


Рисунок 1. Схема разгона космического аппарата дискретным потоком лунного вещества (специальными управляемыми зондами): 1 – группировка зондов, движущихся в сторону Земли; 2 – космический аппарат

Ударный кинетический двигатель состоит из следующих основных частей: рабочая камера, задняя упрочненная стенка рабочей камеры, входное отверстие в рабочую камеру, реактивное сопло, система управления выпуском газов через реактивное сопло, мишень, система управления положением мишени, устройство для запираания входного отверстия (затвор), устройство поворота реактивного сопла и т. д.

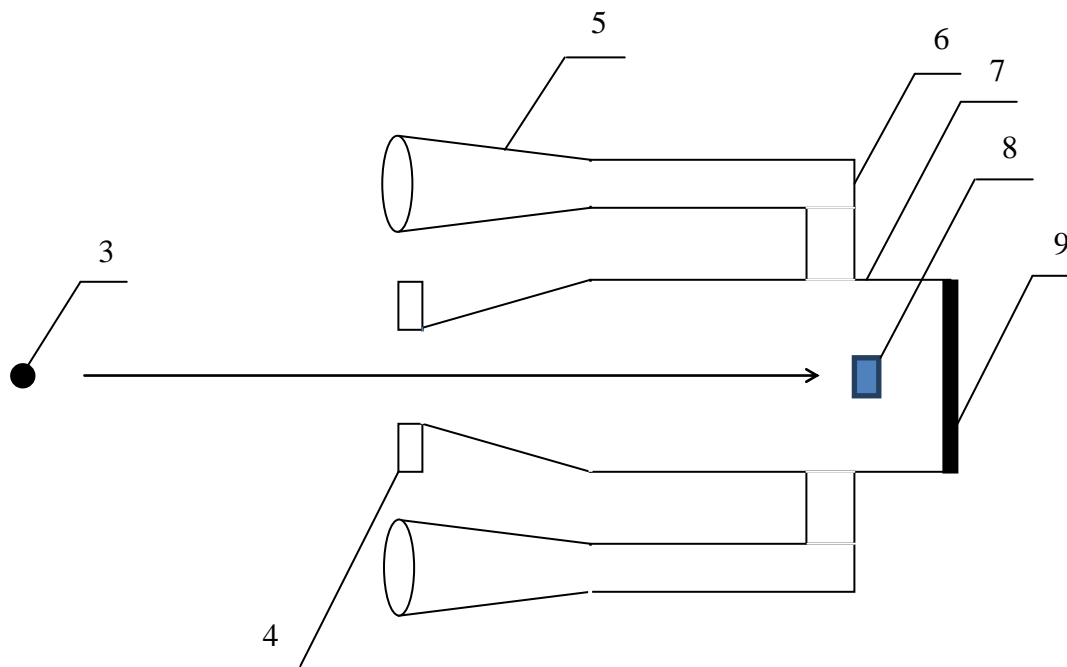


Рисунок 2. Принципиальная схема ударного кинетического двигателя, работающего на попутном потоке вещества: 3 – зонд; 4 – затвор на входном отверстии в рабочую камеру; 5 – реактивное сопло; 6 – труба подачи газа в реактивное сопло (с возможностью поворота, для изменения ориентации реактивного сопла); 7 – рабочая камера; 8 – мишень; 9 – задняя упрочненная стенка рабочей камеры

Работа ударного кинетического двигателя происходит следующим образом. Через входное отверстие зонд 3 попадает в рабочую камеру 7 двигателя, и там сталкивается с мишенью 8. Происходит кинетический взрыв, который приводит к испарению вещества зонда и мишени. На входном отверстии в рабочую камеру двигателя установлен затвор 4, который закрывается в момент кинетического взрыва. Образовавшийся в результате кинетического взрыва газ равномерно заполняет рабочую камеру. При этом ударные волны полностью гасятся в основном за счет столкновения со стенками рабочей камеры, и энергия кинетического взрыва переходит в тепловую энергию газа. Далее газ истекает из рабочей камеры через реактивное сопло 5, создавая реактивную тягу.

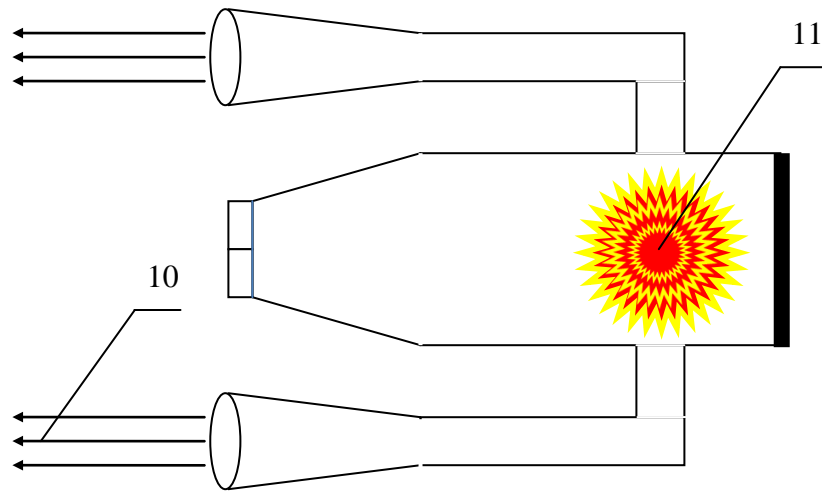


Рисунок 3. Изображение кинетического взрыва в рабочей камере ударного кинетического двигателя: 10 – газы, истекающие из рабочей камеры через реактивное сопло; 11 – кинетический взрыв при столкновении зонда и мишени внутри рабочей камеры

### Расчет эффективности ударного кинетического двигателя

Допустим, зонд имеет скорость  $v$  в системе координат космического аппарата. Зонд имеет массу  $M_z$ , мишень имеет массу  $M_t$ . Предположим, что при столкновении зонда и мишени, происходит полное испарение вещества зонда и мишени. Массовое соотношение  $n$  равно

$$n = \frac{M_z}{M_t} \quad (1)$$

Кинетическая энергия  $E_z$  зонда равна

$$E_z = \frac{M_z v^2}{2} \quad (2)$$

Кинетическая энергия реактивной струи  $E_{z+t}$  равна

$$E_{z+t} = \frac{(M_z + M_t)u^2}{2} \quad (3)$$

В кинетическую энергию истекающих из рабочей камеры через реактивное сопло продуктов взрыва (реактивной струи) перерабатывается только часть тепловой энергии плазмы, полученной в результате кинетического взрыва. Коэффициент полезного действия  $\eta$  кинетического реактивного двигателя определяется соотношением

$$\eta = \frac{E_{z+t}}{E_z} \quad (4)$$

Реактивное сопло ориентировано таким образом, что истечение плазмы (продуктов взрыва) из рабочей камеры двигателя происходит точно в отрицательном направлении оси координат, и определяется единственной скоростью истечения  $u$  (в системе координат космического аппарата). Кинетический реактивный двигатель является частью космического аппарата. Масса  $m$  космического аппарата много больше массы зонда  $M_z$  и массы мишени  $M_t$  ( $m \gg M_z$ ;  $m \gg M_t$ ). В этом случае скорость  $u$  означает не только скорость реактивной струи относительно рабочей камеры, но и в начальной системе координат, принятой при решении задачи (изначально связанной с космическим аппаратом до соударения с зондом). Используя ф. (1 – 4) получим эту скорость  $u$

$$u = v \sqrt{\frac{\eta n}{n + 1}} \quad (5)$$

После попадания зонда внутрь рабочей камеры двигателя, в результате полного торможения продуктов взрыва стенками рабочей камеры, космический аппарат получает толчок вправо с импульсом  $M_z v$ . Этот импульс имеет положительное значение, т. к. направлен вправо в системе координат космического аппарата (рис. 2). Далее в результате истечения продуктов взрыва через реактивное сопло космический аппарат получает еще один толчок вправо с импульсом  $(M_z + M_t)u$ . Этот импульс также имеет положительное значение, т. к. направлен вправо в системе координат космического аппарата (рис. 3). Общее изменение импульса  $\Delta p$  космического аппарата равно сумме двух полученных в результате толчков импульсов. Получаем следующее соотношение

$$\Delta p = (M_z + M_t)u + M_z v \quad (6)$$

Далее перейдем к рассмотрению динамики движения космического аппарата в другой системе координат, жестко связанной с зондом. Скорость космического аппарата равна  $V$  (в системе координат зонда) и связана со скоростью  $v$  зонда (в системе координат космического аппарата) соотношением  $V = -v$ . При нерелятивистской скорости полета, наблюдаемое изменение импульса  $\Delta p$  космического аппарата не меняется при переходе из системы координат космического аппарата, в систему координат зонда. Учитывая, что  $V = -v$ , а также используя ф. (1, 5, 6) получим следующую систему уравнений

$$\Delta p = -M_t V S \quad (7)$$

$$S = \sqrt{\eta n(n + 1)} + n \quad (8)$$

### Оптимизация работы ударного кинетического двигателя

Рассмотрим различные варианты оптимизации работы кинетического реактивного двигателя (при разгоне космического аппарата в попутном с группировкой зондами направлении). Используем в качестве критериев оптимальности следующие требования:

1. минимальный расход массы мишеней;
2. минимальный расход массы зондов;
3. минимальный суммарный расход массы зондов и массы мишеней.

*Режим минимального расхода массы мишени*

Минимальный расход массы мишени достигается в случае, когда масса мишени стремится к нулю. Это условие можно записать в виде

$$n_{opt} \rightarrow \infty \quad (9)$$

*Режим минимально расхода массы зонда*

Рассмотрим случай, когда критерием оптимальности является минимальный расход массы зонда. Используя ф. (1, 7, 8) получим

$$\frac{\Delta p}{M_z} = V \left( \frac{\sqrt{\eta n(n+1)}}{n} + 1 \right) \quad (10)$$

Для получения оптимального значения коэффициента  $n$ , необходимо решить уравнение

$$\left( \frac{\sqrt{\eta n(n+1)}}{n} + 1 \right)' = 0 \quad (11)$$

Решая уравнение (11), получим

$$n_{opt} \rightarrow \infty \quad (12)$$

*Режим минимального расхода суммарной массы зонда и мишени*

Рассмотрим случай, когда критерием оптимальности является минимальный расход суммарной массы мишени и зонда. Используя ф. (1, 7, 8) получим

$$\frac{\Delta p}{M_z + M_t} = V \left( \sqrt{\frac{\eta n}{n+1}} + \frac{n}{n+1} \right) \quad (13)$$

Для получения оптимального значения коэффициента  $n$ , необходимо решить уравнение

$$\left( \sqrt{\frac{\eta n}{n+1}} + \frac{n}{n+1} \right)' = 0 \quad (14)$$

Решив уравнение (14), получаем

$$n_{opt} = \frac{\eta}{4 - \eta} \quad (15)$$

## Работа ударного кинетического двигателя без использования мишеней

На начальных этапах эксплуатации лунной базы критерием оптимальности будет являться минимальный расход массы лунных зондов. В этом случае согласно ф. (9) разгон космического аппарата следует осуществлять исключительно за счет массы лунных зондов (т. е. без использования бортовых запасов реактивной массы). Движущиеся с большой скоростью зонды попадают в рабочую камеру двигателя, где происходит их подрыв по специальному сигналу. Зонды сделаны таким образом, что в результате взрыва их вещество полностью превращается в газ (т. е. без образования опасных осколков). Образовавшийся в результате взрыва зонда сгусток газа попадает в заднюю стенку рабочей камеры двигателя. В результате происходит передача импульса зонда космическому аппарату. Так происходит разгон космического аппарата (в направлении движения зондов). Кроме того, образовавшийся в результате взрыва газ истекает через реактивное сопло, обеспечивая дополнительное ускорение космического аппарата.

Рассмотрим скорость превращения лунного зонда в сгусток газа. Допустим, основная масса зонда состоит из бризантного взрывчатого вещества, с плотностью  $2000 \text{ кг/м}^3$ . Масса зонда  $10 \text{ кг}$ , радиус зонда  $0,106 \text{ м}$ . Предположим, что детонатор взрыва расположен в центре зонда, а скорость ударной волны в бризантном взрывчатом веществе равна  $5000 \text{ м/с}$ . Таким образом, полный подрыв зонда произойдет за время в  $21 \text{ мкс}$ . При скорости зонда  $11200 \text{ м/с}$ , он пройдет расстояние  $0,24 \text{ м}$  (сопоставимое с размерами самого зонда). Следовательно, даже при длине рабочей камеры ударного кинетического двигателя  $\sim 1 \text{ м}$ , в заднюю стенку попадет уже сгусток газа, образовавшийся в результате подрыва зонда.

Таким образом, чтобы предотвратить разрушение рабочей камеры ударного кинетического двигателя, необходимо включать в состав лунных зондов большое количество взрывчатых веществ. Изготовление этих взрывчатых веществ необходимо обеспечить из материалов, которые будут доступны на Луне в нужных количествах. В качестве таких взрывчатых веществ могут использоваться: оксиликвиты на основе металлических порошков; перекись водорода; смесь перекиси водорода с металлическими порошками; смесь перманганата калия с металлическими порошками и т. д.

Оксиликвиты могут изготавливаться из металлических порошков, пропитанных жидким кислородом. Однако при полете лунного зонда к Земле будет происходить испарение жидкого кислорода. Поэтому, следует обеспечить отражения солнечных лучей от поверхности зонда, за счет покрытия поверхности зонда металлической пленкой. Кроме того, понадобится создать надежную теплоизоляцию, и в качестве теплоизолирующего материала может использоваться кварцевый аэрогель. Сырьем для его производства является диоксид кремния  $\text{SiO}_2$ , содержание которого в лунном реголите (морском) может составлять  $45 \%$  [9]. Часть кислорода, которая будет испаряться, целесообразно использовать для работы микрореактивного двигателя системы управления. Испаряющийся кислород будет истекать через регулируемое реактивное сопло, создавая импульс тяги для управления зондом, и одновременно охлаждая зонд.

Металлы и кислород в больших количествах содержатся в лунных породах [9], что позволит организовать их добычу на Луне. Существует большое количество методов выделения чистых компонентов из химических соединений. В частности, один из методов заключается в восстановлении металлов свободным водородом. Водород может быть получен путем электролитической диссоциации воды, возможность обнаружения больших залежей которой показана в статье [10]. В результате электролитической диссоциации воды также можно получать кислород. Другим методом разделения является термическая диссоциация химических соединений на компоненты. Термическая



обработка лунных пород может осуществляться при помощи электрической дуги питаемой источником электрического тока (например, солнечными батареями). Либо термическая обработка может осуществляться при помощи солнечных установок с применением зеркал или линз, фокусирующих солнечный свет. Температура в фокусе может достигать значений в 6000 К, достаточных для термической диссоциации лунных пород с высвобождением кислорода, металлов и других химических элементов.

Установка для разделения может быть выполнена в виде закрытой камеры, с системой нагревания. Причем производится нагревание лишь порций лунной породы, располагаемой внутри разделительной камеры, при помощи фокусированного солнечного света или электрического тока. После выделения свободного кислорода осуществляется его откачка из разделительной камеры, охлаждение и сжатие. Оставшиеся химические элементы также могут быть откачаны в виде газа из разделительной камеры, с возможностью дальнейшего разделения в газовых центрифугах. Либо оставшаяся смесь может быть удалена из разделительной камеры в виде расплава, с последующим охлаждением. Затем из полученного слитка путем дробления можно получить гранулы или мелкодисперсную пыль, для использования в качестве компонента метательного заряда пневматического метательного устройства [8] и получения оксиликвитов. Причем поскольку все компоненты полученной химической смеси хорошо окисляются кислородом, то большого смысла в их дальнейшем разделении на компоненты нет.

Взрывчатые вещества на Луне также могут изготавливаться в виде смеси перманганата калия  $KMnO_4$  с металлическими порошками. Данная смесь является более стойкой к нагреванию, чем оксиликвиты, и все необходимые для ее приготовления элементы есть в составе лунного реголита. Вполне вероятно, что на Луне есть большие запасы воды в доступном виде [10]. В случае обнаружения этих запасов возникнет возможность изготавливать взрывчатые заряды в виде перекиси водорода, или ее смеси с металлическими порошками. Оптимальным вариантом будет обнаружение на Луне месторождений таких химических элементов как углерод, азот (связанный) и т. д, что позволит изготавливать взрывчатки типа тротила или др. Но если такие лунные месторождения воды, углерода и азота не будут обнаружены, то вполне можно обойтись оксиликвитами, или взрывчатыми веществами на основе перманганата калия.

Таким образом, для получения необходимых химических соединений из лунного грунта каких-либо фундаментальных ограничений не существует. Безусловно, необходима отработка новых технологий, использование которых возможно исключительно при условии доставки на поверхность Луны необходимого промышленного оборудования, специально разработанного для этих целей. Практически не возникает сомнений, что при отсутствии каких-либо глобальных разрушительных катаклизмов, реальные шаги по освоению Луны и созданию лунной промышленности рано или поздно будут сделаны.

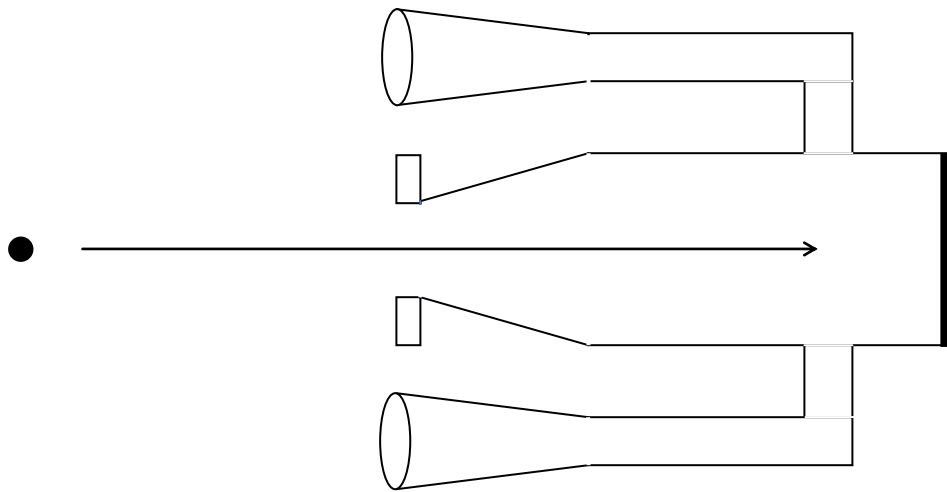


Рисунок 4. Принципиальная схема работы ударного кинетического двигателя без использования мишеней

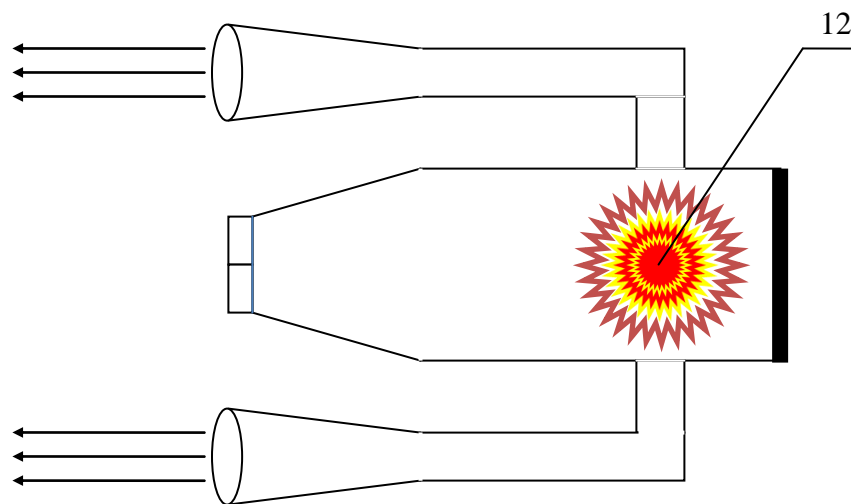


Рисунок 5. Изображение химического взрыва лунного зонда внутри рабочей камеры двигателя: 12 – взрыв лунного зонда внутри рабочей камеры двигателя за счет расположенного внутри зонда заряда химической взрывчатки

Как показал А. Д. Панов в статьях [3, 4] коэффициент полезного действия ударного кинетического двигателя является переменной величиной, и зависит от целого ряда факторов. Будем исходить из достаточно консервативной оценки А. Д. Панова базовой величины коэффициента полезного действия  $\eta = 60\%$ . Однако для предварительных расчетов целесообразно принять упрощение, что при разгоне космического аппарата КПД

кинетического двигателя не меняется. Основанием для такого упрощения является то обстоятельство, что в данном случае КПД двигателя критического значения не имеет, т. к. основной толчок космический аппарат получает за счет импульса захваченных зондов. Согласно ф. (9) минимальный расход массы зондов достигается при нулевой массе мишеней (т. е. в случае их отсутствия). Используя ф. (1, 8, 12), перепишем ф. (7) в виде

$$m \frac{dV}{V} = -M_z (\sqrt{\eta} + 1) \quad (16)$$

Суммируя бесконечно малые приращения в ф. (16) получим

$$\ln \frac{V_i}{V_f} = \frac{\sum M_z}{m} (\sqrt{\eta} + 1) \quad (17)$$

где  $V_i$  – начальная скорость космического аппарата (в системе координат зонда);  $V_f$  – конечная скорость космического аппарата (в системе координат зонда)

Рассмотрим далее движение космического аппарата в системе координат Земли. Скорость зонда в системе координат Земли равна  $\chi$  (причем  $\chi = \text{Const}$ ). Данное упрощение мы принимаем на том основании, что разгон космического аппарата происходит очень быстро (на относительно коротком участке разгона недалеко от Земли). Скорость космического аппарата равна  $w$  (в системе координат Земли) и одновременно равна  $V$  (в системе координат зонда, попадающего в рабочую камеру). Реализуется следующее соотношение

$$V = \chi - w \quad (18)$$

С учетом ф. (18) перепишем ф. (17) в виде

$$\ln \frac{\chi - w_i}{\chi - w_f} = \frac{\sum M_z}{m} (\sqrt{\eta} + 1) \quad (19)$$

где  $\chi$  – скорость захваченных космическим аппаратом зондов в системе координат Земли);  $w_i$  – начальная скорость космического аппарата (в системе координат Земли);  $w_f$  – конечная скорость космического аппарата (в системе координат Земли);  $m$  – масса космического аппарата ( $m = \text{Const}$ );  $\sum M_z$  – суммарная масса захваченных космическим аппаратом зондов;  $\eta$  – коэффициент полезного действия кинетического двигателя

По ф. (19) сделаем расчет потребной массы зондов для вывода космического аппарата массой 1000 кг на околоземную орбиту (без использования бортовых запасов массы).

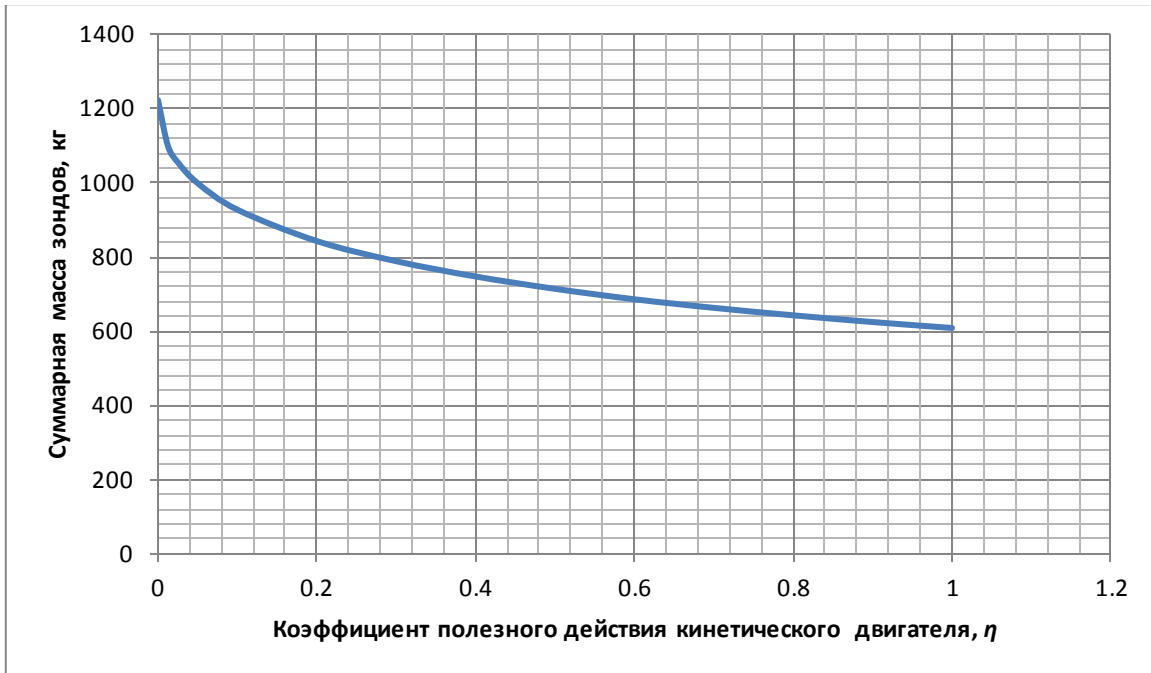


График 1. Расход массы зондов для разгона космического аппарата массой 1000 кг до скорости 7900 м/с (в системе координат Земли) при разных значениях КПД ударного кинетического двигателя, без использования бортовых запасов реактивной массы

Из графика 1 видно, что потребна суммарная масса лунных зондов, составляет 611 – 1222 кг (при разных значениях КПД ударного кинетического двигателя) в расчете на 1000 кг массы аппарата. При этом скорость зондов в момент попадания в рабочую камеру двигателя  $\chi = 11200$  м/с, начальная скорость космического аппарата  $w_i = 0$  м/с, конечная скорость космического аппарата  $w_f = 7900$  м/с. Причем все эти три значения скорости, лунных зондов и космического аппарата, рассматриваются в системе координат Земли.

Предполагается, что за время разгона космического аппарата скорость  $\chi$  лунных зондов (в системе координат Земли) не меняется. Очевидно, что это условие справедливо на небольшом удалении от поверхности Земли. Поскольку зонды разгоняются за счет силы тяготения Земли, то по мере удаления от ее поверхности скорость зондов будет уменьшаться (в системе координат Земли). Однако мы не будем учитывать это изменение скорости лунных зондов, исходя из максимально быстрого разгона космического аппарата. С учетом этого определим количество энергии, выделяемой внутри рабочей камеры кинетического двигателя. Для этого перепишем ф. (16) в виде

$$\frac{mVdV}{2} = -\frac{M_z V^2}{2} (\sqrt{\eta} + 1) \quad (20)$$

Очевидно, что выделяемая внутри рабочей камеры тепловая энергия  $Q$  равна суммарной кинетической энергии  $E_k$  зондов ( $Q = E_k$ )

$$dE_k = \frac{M_z V^2}{2} \quad (21)$$

С учетом ф. (21) суммируя бесконечно малые приращения в ф. (20) получим

$$E_k = \frac{\sum M_z (V_i^2 - V_f^2)}{2(\sqrt{\eta} + 1)} \quad (22)$$

Или же с учетом ф. (18) перепишем ф. (22) в более удобном (с нашей точки зрения) виде

$$E_k = \frac{\sum M_z \left( (\chi - w_i)^2 + (\chi - w_f)^2 \right)}{2(\sqrt{\eta} + 1)} \quad (23)$$

При следующих вводных данных  $\chi = 11200$  м/с,  $w_i = 0$  м/с,  $w_f = 7900$  м/с,  $\eta = 0,6$ ,  $\sum M_z = 688$  кг определим по ф. (23) суммарное количество выделяемой внутри рабочей камеры двигателя тепловой энергии, которая составит  $Q = 25,6$  ГДж. По данным А. Д. Панова в статьях [3, 4], потери на нагревание двигателя могут достигать 25%, что в нашем случае составит 6,4 ГДж. Разгон космического аппарата следует осуществить максимально быстро (допустим, с ускорением порядка 3 g). Поэтому, необходимо защитить рабочую камеру двигателя путем нанесения на внутреннюю поверхность теплоизоляционного покрытия по данным статей [3, 4, 5]. Причем это покрытие должно быть достаточно прочным. Можно предположить, что применение внутреннего теплоизоляционного покрытия может уменьшить потери тепла на нагревание рабочей камеры до 10% согласно данным А. Д. Панова в статьях [3, 4], что в нашем случае составит  $\sim 2,6$  ГДж.

Допустим, в процессе разгона космического аппарата, температура наружной поверхности рабочей камеры составит 2000 К. Площадь наружной поверхности рабочей камеры примем равной 10 м<sup>2</sup>. Будем исходить из предпосылок, что внутренняя поверхность рабочей камеры хорошо отражает световое излучение, а наружная поверхность по своим свойствам близка к абсолютно черному телу (за счет наличия соответствующего внешнего покрытия). Время разгона космического аппарата до скорости 7900 м/с составит 263 с (при ускорении 3 g). По закону Стефана-Больцмана мощность излучения наружной поверхности будет  $\sim 9$  МВт (при температуре 2000 К), а общее количество излученной энергии составит  $\sim 2,4$  ГДж (за промежуток времени в 263 с). Такой уровень излучения позволяет утилизировать практически все избыточное тепло при уровне тепловых потерь  $\sim 10\%$ . Если увеличить температуру наружной поверхности рабочей камеры до 2500 К, то при тех же условиях общее количество излученной энергии составит  $\sim 6,4$  ГДж. Это позволит уже сбросить избыточное тепло при уровне тепловых потерь 25%.

Таким образом, для отвода избыточного тепла вполне хватает теплового излучения наружной поверхности рабочей камеры ударного кинетического двигателя. Кроме того, необходимо отметить, что в качестве теплоизолирующего покрытия внутренней поверхности рабочей камеры могут использоваться материалы с высоким уровнем эффективной энтальпии (т. е. большим количеством теплоты, которое поглощается при разрушении единицы массы материала). Для достижения абсолютной уверенности в возможности защиты рабочей камеры от теплового разрушения, рассмотрим (в следующем разделе) дополнительный метод защиты рабочей камеры, за счет использования бортовых запасов сжиженного газа или легкокипящей жидкости.

Сравним затраты энергии на доставку грузов на околоземную орбиту (с поверхности Земли) путем применения ударного кинетического двигателя, и путем применения классической ракеты на жидком химическом топливе. Для вывода на околоземную орбиту космического аппарата массой 1000 кг (при помощи ударного кинетического двигателя) необходимо запустить с поверхности Луны 611 кг зондов с начальной скоростью около 2400 м/с. Их суммарная кинетическая энергия составит 1760 МДж, или в расчете на единицу массы космического аппарата 1,76 МДж/кг. При этом считаем КПД лунного метательного устройства и КПД ударного кинетического двигателя равными 100%.

Рассмотрим теперь затраты энергии для вывода груза на околоземную орбиту, при помощи ракетного двигателя на жидком топливе. Для этого выберем наиболее эффективное химическое топливо, которым является пара «водород + кислород». Низшая теплота сгорания водорода 120,9 МДж/кг (т. е. без конденсации полученного водяного пара). При стехиометрическом соотношении масс водорода и кислорода получаем скорость истечения продуктов сгорания 5183 м/с (КПД ракетного двигателя принимаем равным 100%). По формуле Циолковского, из общей стартовой массы 1000 кг масса топлива составит 782 кг, а масса самой ракеты 218 кг. Общая теплота сгорания топлива составляет 10,5 тыс. МДж, что дает в расчете на 1 кг массы ракеты 48,19 МДж/кг.

Еще раз отметим, что и в первом и во втором случае имеет место некоторая идеализация. Мы не учитывали КПД двигателей, не учитывали затраты на преодоление атмосферного участка полета, затраты на поддержание нужной высоты полета и т. д. Таким образом, в некоторых идеальных условиях энергетические затраты для вывода грузов на околоземную орбиту при помощи ударного кинетического двигателя примерно в 27 (!) раз меньше, чем при помощи ракетного двигателя на химическом топливе «водород + кислород». Дополнительно следует отметить, что если химическая ракета будет использовать менее калорийное топливо, например «керосин + кислород», то результаты сравнение энергетической эффективности будут выглядеть еще значительно более оптимистично для ударного кинетического двигателя.

Таким образом, сравнительный анализ энергетического баланса двух способов запуска, свидетельствует в пользу схемы с использованием ударного кинетического двигателя. Конечно, стоимость потраченной энергии не является основным источником формирования стоимости доставки груза на околоземную орбиту. Однако уменьшение количества потребляемой энергии может привести к значительному снижению стоимости техники и оборудования. Еще раз следует отметить, что данная сравнительная оценка будет справедливой при условии наличия на Луне развитой промышленной базы.

### **Работа ударного кинетического двигателя с подачей вещества через форсунки**

Выше мы исходили из того, что внутренняя теплоизоляционная защита сможет предотвратить критический нагрев и разрушение рабочей камеры. Однако даже если этот расчет не оправдается (что маловероятно), можно использовать дополнительный метод защиты. Этот метод будет заключаться в размещении на борту космического аппарата запаса сжиженного газа или другой легкокипящей жидкости. Подача водорода (или любого другого теплоносителя) будет осуществляться через форсунки в стенках рабочей камеры двигателя. Причем, каналы для циркуляции теплоносителя могут быть проложены в стенках рабочей камеры двигателя, в стенках реактивных сопел, в любых других нагреваемых поверхностях космического аппарата. Кроме того, сначала теплоноситель может циркулировать в наружных слоях охлаждаемых конструкций, а потом во внутренних слоях охлаждаемых конструкций. И лишь после этого теплоноситель может подаваться в рабочую камеру двигателя через расположенные в стенках форсунки, создавая тем самым тепловую подушку, которая предотвратит или уменьшит непосредственный контакт раскаленных продуктов взрыва со стенками рабочей камеры.

Предположим, для охлаждения ударного кинетического двигателя используется водород, нагреваемый до температуры 3500 К. Удельная теплоемкость газообразного водорода возрастает с увеличением температуры. По табличным данным [11] приблизительно считаем среднюю теплоемкость водорода в диапазоне температур 175 – 3500 К. Средняя теплоемкость водорода составит примерно 15,75 кДж/(кг · К), а его необходимая

масса для поглощения 6,4 ГДж тепловой энергии (при нагревании от 175 К до 3500 К), составит около 122 кг. Причем указанная средняя теплоемкость касается недиссоциированного газа, а при температуре свыше 1500 К диссоциация водорода становится существенной, и за счет этого теплоемкость будет еще больше увеличиваться. Кроме того, мы не учитываем теплоту парообразования водорода (т. к. он хранится в жидком виде), теплоту нагревания от температуры кипения  $\sim 20$  К до температуры 175 К и т. д. Поэтому указанная масса водорода в 122 кг является оценкой сверху. Рассмотрим более подробно данный способ использования бортовых запасов вещества для охлаждения рабочей камеры двигателя, с последующим выбросом нагретого вещества через реактивное сопло. Исходя из допустимых упрощений  $n = \text{Const}$ ,  $\eta = \text{Const}$ ,  $S = \text{Const}$ , и учитывая, что  $M_t = -dm$ , перепишем ф. (7) в виде

$$\frac{dV}{V} = \frac{dm}{m} S \quad (24)$$

Суммируя бесконечно малые приращения, получим

$$\frac{V_i}{V_f} = \left(\frac{m_i}{m_f}\right)^S \quad (25)$$

где  $V_i$  – начальная скорость космического аппарата (в системе координат зонда);  $V_f$  – конечная скорость космического аппарата (в системе координат зонда);  $m_i$  – начальная масса космического аппарата;  $m_f$  – конечная масса космического аппарата;  $V_i > V_f$  (т. е. скорость космического аппарата уменьшается в системе координат зондов, но возрастает в системе координат Земли);  $m_i > m_f$

Используя ф. (18) перепишем ф. (25) в виде

$$\frac{\chi - w_i}{\chi - w_f} = \left(\frac{m_i}{m_f}\right)^S \quad (26)$$

Используем следующие вводные данные:  $\chi = 11200$  м/с,  $w_i = 0$  м/с,  $\eta = 0,6$ ,  $\sum M_z = 688$  кг,  $\sum M_t = 122$  кг (масса водорода),  $m_i = 1000$  кг,  $m_f = 878$  кг. Используя ф. (1, 8) получаем  $n = 5,64$ ,  $S = 10,38$ . Определим по ф. (26) конечную скорость космического аппарата. Видно, что в случае использования бортовых запасов массы конечная скорость космического аппарата даже увеличится и составит  $w_f = 8298$  м/с (в системе координат Земли).

Необходимо дополнительно отметить, что в данном примере мы даже не пытались искать оптимальные режимы работы ударного кинетического двигателя. Данный расчет был проведен для того, чтобы показать возможность эффективной тепловой защиты рабочей камеры при любом случайном режиме работы ударного кинетического двигателя.

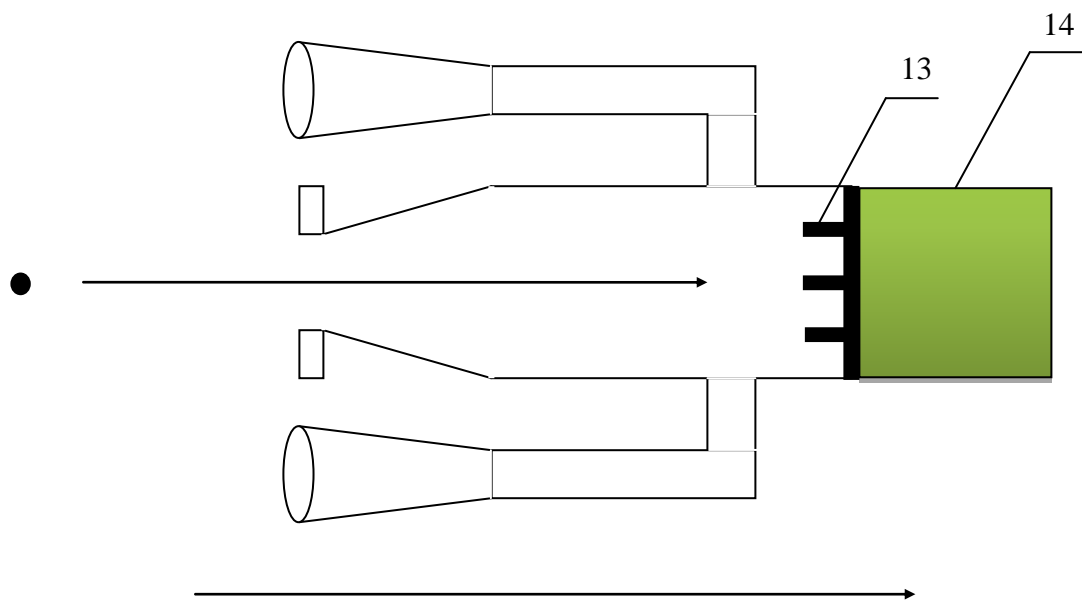


Рисунок 6. Схема кинетического двигателя с подачей рабочего тела в рабочую камеру через форсунки: 13 – форсунки для подачи бортовых запасов рабочего тела (жидкости или газа) в рабочую камеру двигателя; 14 – бак для хранения рабочего тела (охладителя) на борту космического аппарата

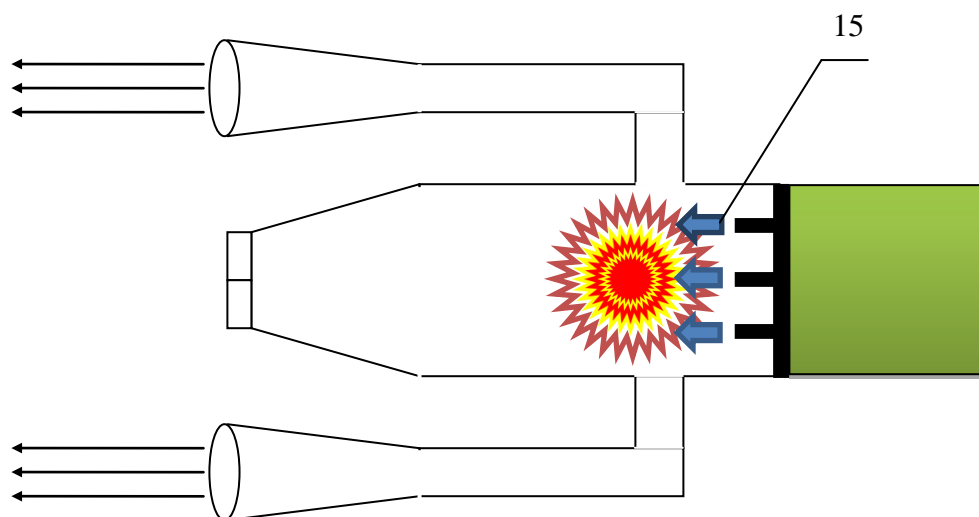


Рисунок 7. Момент взрыва лунного зонда и подача газа через форсунки в рабочую камеру двигателя (синими стрелками показана подача рабочего тела в рабочую камеру двигателя; черными стрелками показано истечение газов из рабочей камеры через реактивное сопло): 15 – подача бортовых запасов рабочего тела (охладителя) в рабочую камеру двигателя



## Некоторые возможные трансформации ударного кинетического двигателя

Очевидно, что предельная скорость космического аппарата в данном случае не может превышать 11200 м/с (т. е. скорость лунных зондов). Поэтому, для разгона космического аппарата до скорости 11200 м/с и выше, необходимо организовать движение космического аппарата навстречу еще одной группировке лунных зондов. Для этого космический аппарат совершает неполный оборот вокруг Земли и выходит на траекторию полета навстречу новой группировке лунных зондов. При дальнейшем движении навстречу зондам суммируется скорость зондов и скорость космического аппарата, что увеличивает удельную тягу ударного кинетического двигателя. При этом реактивные сопла следует повернуть на  $180^\circ$  относительно рабочей камеры, и кинетический двигатель будет выглядеть так, как это изображено на рис. 8, 9.

Как было показано в статьях [2, 6, 7] при определенных условиях, реактивная сила тяги превышает силу торможения, и космический аппарат увеличивает скорость полета, отбрасывая часть своей массы. Таким образом, при помощи единого ударного кинетического двигателя может быть осуществлен вывод космического аппарата на околоземную орбиту, и его дальнейший его разгон до скорости полета, необходимой для достижения любой точки Солнечной системы. Большой интерес также представляет собой возможность торможения космического аппарата при помощи ударного кинетического двигателя (за счет использования группировки лунных зондов). После выполнения своей миссии космический аппарат можно затормозить практически до нулевой скорости (в системе координат Земли) с дальнейшей посадкой на поверхность Земли тем или иным образом. В этой связи, для решения задачи возврата можно будет придать космическому аппарату соответствующую архитектуру (обтекаемая форма, наличие крыльев и т. д.).

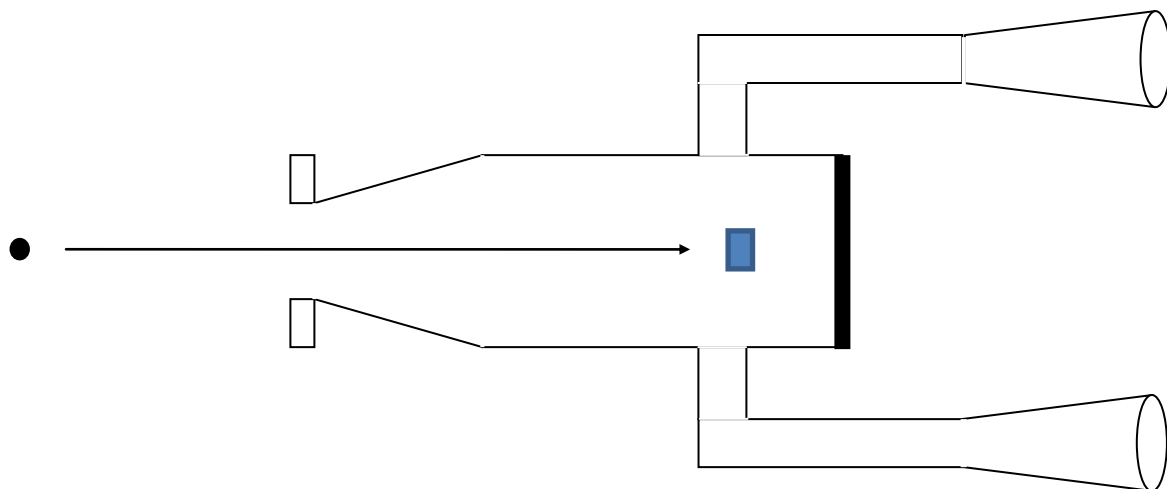


Рисунок 8. Схема ударного кинетического двигателя с использованием мишеней для разгона космического аппарата навстречу группировке лунных зондов

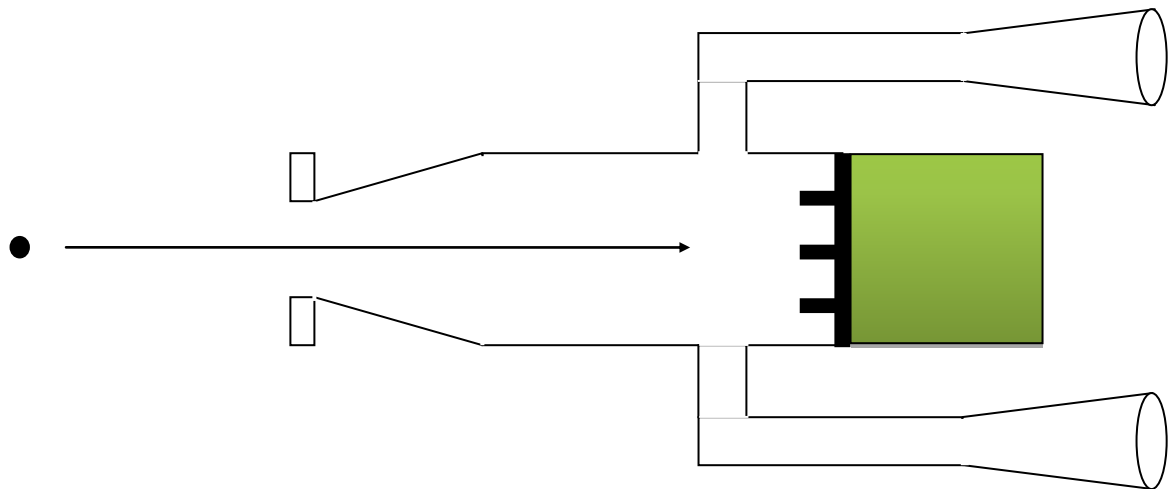


Рисунок 9. Схема ударного кинетического двигателя без использования мишеней для разгона космического аппарата навстречу группировке лунных зондов (подача бортовых запасов вещества в рабочую камеру осуществляется через форсунки)

Таким образом, в рамках концепции транспортной системы на основе ударного кинетического двигателя возможна разработка многоразового космического аппарата. Такой космический аппарат будет способен осуществлять самостоятельный выход в космическое пространство, с возможностью самостоятельного возвращения на Землю (естественно, при обязательном условии применения группировок лунных зондов).

Например, в схеме ударного кинетического двигателя, изображенной на рис. 9, показана возможность подачи в рабочую камеру бортовых запасов вещества с целью охлаждения. Но вполне очевидно, что если через форсунки подавать не только водород, но и кислород, то кинетический двигатель может быть использован как ЖРД. Следовательно, чтобы обеспечить подъем космического аппарата на нужную высоту понадобится лишь снабдить его запасом топлива. Помимо некоторой модернизации для этого необходимо установить дополнительный бак (подвесной или стационарный) с окислителем. Допустим, скорость истечения продуктов сгорания  $\sim 4000$  м/с (меньше, чем у существующих водородно-кислородных ЖРД по причине неоптимальности кинетического двигателя для выполнения им функций ЖРД). По аналогии с геофизическими ракетами можно предположить, что для подъема на высоту 100 км понадобится характеристическая скорость  $\sim 1700$  м/с. Таким образом, согласно формуле Циолковского, космическому аппарату при конечной массе 1000 кг понадобится на старте запас топлива  $\sim 530$  кг. Следовательно, масса топлива составит всего  $\sim 35\%$  от полной стартовой массы космического аппарата, что вполне возможно даже в одноступенчатом исполнении.

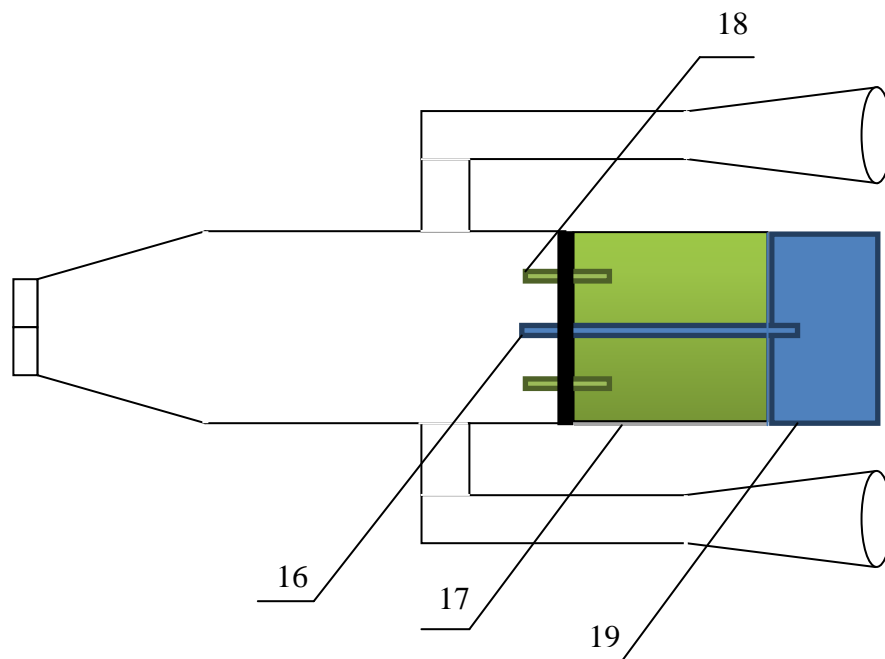


Рисунок 10. Принципиальная схема ударного кинетического двигателя, модернизированного для использования химического топлива: 16 – форсунка для подачи в рабочую камеру горючего (водорода или др.); 17 – форсунка для подачи в рабочую камеру окислителя (кислорода или др.); 18 – бак для хранения на борту космического аппарата горючего (водорода или др.); 19 – бак для хранения на борту космического аппарата окислителя в свободном или связанном виде (кислорода или др.)

Таким образом, космический аппарат стартует с поверхности Земли в конфигурации, изображенной на рис. 10. После выхода на высоту  $\sim 100$  км осуществляется разворот реактивных сопел на  $180^\circ$  (и может быть сброшен подвесной бак от жидкого кислорода). Кинетический двигатель трансформируется в одну из конфигураций, изображенных на рис. 2 – 7, и начинает разгон космического аппарата как минимум до первой космической скорости при помощи группировки управляемых лунных зондов. Причем, направление разгона космического аппарата совпадает с направлением движения группировки лунных зондов. Однако ударный кинетический двигатель в конфигурациях, изображенных на рис. 2 – 7, способен обеспечить космическому аппарату скорость, не превышающую максимальную скорость лунных зондов (составляющую в данном случае  $\sim 11200$  м/с).

При необходимости еще большего увеличения скорости до значений свыше  $11200$  м/с следует осуществить трансформацию кинетического двигателя в одну из конфигураций, изображенных на рис. 8, 9. После этого космический аппарат начинает разгон навстречу другой группировке лунных зондов. Дополнительно необходимо отметить, что высота  $\sim 100$  км является условным значением. При необходимости можно организовать встречу лунных зондов с космическим аппаратом ближе к поверхности Земли, на высоте порядка десятков километров. До некоторой критической скорости  $w_{kr}$  более выгодно разгонять космический аппарат в направлении, совпадающем с направлением движения группировки лунных зондов. Однако при превышении этой критической скорости  $w_{kr}$  более выгодным становится разгонять космический аппарат уже навстречу группировке лунных зондов. Причем в первом и во втором случае – это разные (!) группировки. Т. е. сначала при помощи одной группировки лунных зондов космический аппарат разгоняется до критической скорости  $w_{kr}$ , а затем целесообразно создать другую группировку зондов и разгонять космического аппарата навстречу новой группировке лунных зондов.

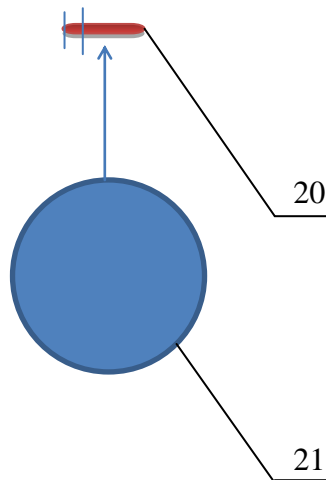


Рисунок 11. Вывод космического аппарата на высоту примерно 100 км над поверхностью Земли: 20 – космический аппарат; 21 – Земля

На рис. 11 схематично изображен выход космического аппарата на высоту примерно 100 км над поверхностью Земли. Этот маневр может быть выполнен при помощи многоразового носителя, который после доставки космического аппарата на заданную высоту возвращается на поверхность Земли. Кроме того, при необходимости космический аппарат может осуществить подъем на заданную высоту самостоятельно (за счет использования бортовых запасов химического топлива). Для этого можно использовать ударный кинетический двигатель в конфигурации, которая изображена на рис. 10.

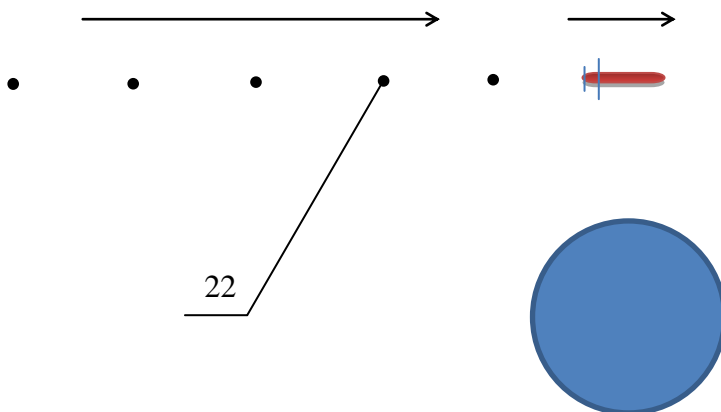


Рисунок 12. Разгон космического аппарата при помощи группировки лунных зондов, движущихся в попутном направлении до скорости более 7900 м/с (но не выше 11200 м/с): 22 – лунные управляемые зонды

На рис. 12 схематично изображен разгон космического аппарата в положительном направлении оси координат. Разгон космического аппарата осуществляется за счет

использования группировки лунных зондов, движущихся в том же положительном направлении системы координат, со скоростью примерно 11200 м/с. Для этого ударный кинетический двигатель должен иметь одну из конфигураций, изображенных на рис. 2 – 7. Разгон космического аппарата осуществляется до скорости не менее 7900 м/с. Кроме того, скорость космического аппарата не может превышать значение 11200 м/с, что гарантирует необходимый разворот траектории полета космического аппарата силой тяготения Земли.

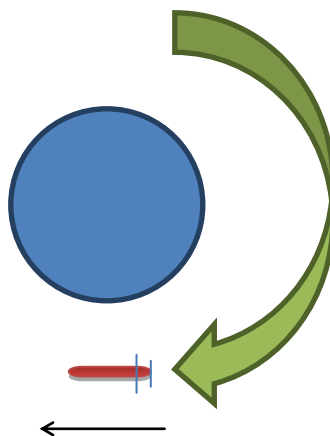


Рисунок 13. Разворот траектории полета космического аппарата силой тяготения Земли

На рис. 13 схематически изображен разворот траектории полета космического аппарата силой тяготения Земли, на угол примерно  $180^{\circ}$  для получения возможности движения космического аппарата навстречу группировке лунных управляемых зондов.

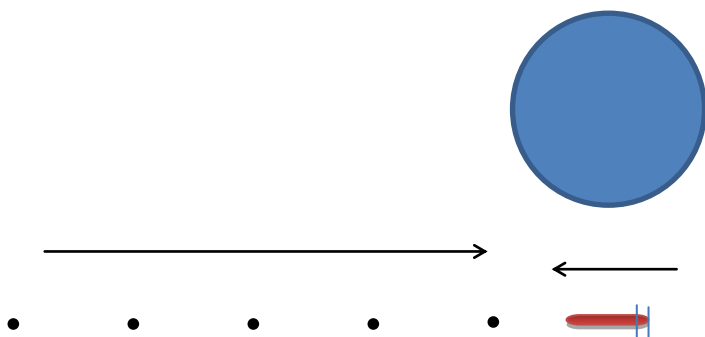


Рисунок 14. Разгон космического аппарата навстречу группировке лунных зондов

На рис. 14 схематически изображен разгон космического аппарата в отрицательном направлении системы координат. Разгон осуществляется за счет использования лунных

зондов, движущихся в положительном направлении оси координат (т. е. навстречу космическому аппарату). Для реализации такого способа разгона ударный кинетический двигатель должен иметь одну из конфигураций, изображенных на рис. 8, 9.

Необходимо дополнительно отметить, что изображенные на рис. 1 – 14 схемы и конфигурации не являются исключительным перечнем всех возможных вариантов реализации идеи кинетического двигателя. Существует большое количество других, уже известных и пока еще неизвестных кинетических двигателей и их модификаций. Кроме того, следует указать на некоторую возможность ограниченного использования в рамках предложенной космической транспортной системы тяговых систем в виде открытых отражающих экранов того или иного вида. Такие экраны предполагалось использовать в проекте «Орион» [12], и в проекте EPPP [13]. Однако ключевое отличие заключается в том, что в указанных проектах в качестве основного источника энергии рассматривается использование химической или ядерной энергии взрывов, а в нашем случае основным источником энергии будет являться кинетическая энергия лунных управляемых зондов. Преимуществом тяговых систем в виде открытых экранов является их относительная простота, и более простое наведение лунного зонда в фокус экрана. Недостатками являются: большие размеры и масса, отсутствие универсальности, некоторые сложности с управлением и стабилизацией в пространстве, ограниченная максимальная скорость (что не позволяет осуществить непосредственную доставку груза на Луну), меньший КПД и как результат меньшая удельная тяга (в расчете на 1 кг массы лунных зондов) и т. д.

## **Заключение**

База на Луне может использоваться в качестве платформы для создания глобальной космической транспортной системы будущего. Ключевым элементом данной транспортной системы является технология кинетического двигателя. Использование технологии кинетического двигателя в рамках космической транспортной системы, позволяет уменьшить затраты энергии на вывод грузов на околоземную орбиту в несколько десятков (!) раз. Данная система может развиваться в рамках программы создания лунной базы и освоения лунной поверхности. Причем при ее реализации будет проявляться обратная связь. Данная обратная связь заключается в том, что освоение лунной поверхности позволит увеличивать поток грузов на Луну, а увеличение потока грузов на Луну позволит еще более активно осваивать лунную поверхность. Создание космической транспортной системы на основе лунной базы и с применением ударного кинетического двигателя, может оказаться «волшебным» ключом для получения взрывного роста темпов освоения космического пространства в обозримом будущем.

## **Литература:**

1. Alexander V. Bagrov. The space elevator Earth-Moon as space transport system without carrier rocket employment. Space Colonization Journal, Vol. 2, 2013 (Журнал «Колонизация космоса», том 2, 2013). URL: <http://spacecolonization.info/volume/vol2/> (in English); <http://spacecolonization.ru/volume/vol2/> (на русском).
2. V.V. Podvysotsky. Theoretical Study of the Possibility of Creating Kinetic Jet Engine. Перспективы науки. 2013. Т. 4(43). С. 56 – 66. [http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4\(43\)-2013.pdf](http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4(43)-2013.pdf); В. В. Подвысоцкий. Теоретическое исследование возможности создания

- кинетического реактивного двигателя. 2013.  
<http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/media/Podvysockiy.pdf>
3. А. Д. Панов. О статье Д. Б. Зотьева об осуществимости кинетического двигателя.  
<http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Panov-2014-04-08.pdf>
  4. Alexander D. Panov. On the possibility of creating the kinetic jet engine for interstellar travel. Space Colonization Journal, Vol. 13, 2014 (Журнал «Колонизация космоса», том 13, 2014). URL: <http://spacecolonization.info/volume/vol13/> (in English);  
<http://spacecolonization.ru/volume/vol13/> (на русском).
  5. В. В. Подвысоцкий. К вопросу о критике кинетического двигателя.  
<http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Podvysotsky-2014-04-08.pdf>
  6. В. В. Подвысоцкий. Космический двигатель третьего тысячелетия. 2002.  
<http://kuasar.narod.ru/ideas/eol/index.htm>
  7. В. В. Подвысоцкий. Кинетические реактивные двигатели. 26. 02. 2014.  
<http://www.sciteclibrary.ru/texts/rus/stat/st5860.pdf>
  8. В. В. Подвысоцкий. Пневматическое устройство для метания снаряда. Патент RU 2301952. <http://www.findpatent.ru/patent/230/2301952.html>
  9. С. В. Викторов, В. И. Чесноков. Химия лунного грунта.  
[http://www.plam.ru/nauchlit/himija\\_lunngo\\_grunta/p8.php](http://www.plam.ru/nauchlit/himija_lunngo_grunta/p8.php)
  10. Arlin Crotts (Columbia University). Water on The Moon, III. Volatiles & Activity. 25. 05. 2012. <http://arxiv.org/abs/1205.5599>
  11. Инженерный справочник DPVA.info.  
<http://www.dpva.info/Guide/GuideMedias/Hydrogen/HydrogenO2SpecificHeatCpToT1/>
  12. F. J. Dyson. Interstellar Transport. Physics Today. October 1968. P. 42 – 45.  
[http://galileo.phys.virginia.edu/classes/109.jvn.spring00/nuc\\_rocket/Dyson.pdf](http://galileo.phys.virginia.edu/classes/109.jvn.spring00/nuc_rocket/Dyson.pdf)
  13. J. A. Bonometti, P. J. Morton. External Pulsed Plasma Propulsion (EPPP) Analysis Maturation. 2000. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097368.pdf>