

НЕКОТОРЫЕ СПОСОБЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПАРУСА

В. В. Подвысоцкий

Аннотация

В данной статье рассматриваются некоторые способы ускорения космического корабля за счет использования энергии взрывов, осуществляемых в космическом пространстве тем или иным образом. Преобразование энергии взрывов в энергию движения корабля предполагается осуществлять путем захвата и отражения продуктов взрыва, при помощи развернутого в космическом пространстве специального тонкого экрана (паруса). В центральной части паруса предусмотрено пропускное отверстие для пролета взрывных устройств, предварительно расположенных вдоль траектории полета корабля. Анализируются разные методы осуществления взрывов, и разные варианты размещения взрывных устройств в космическом пространстве или на борту корабля. В статье будет показано, что применение рассматриваемой двигательной системы позволяет разогнать космический корабль до высокой скорости, необходимой для осуществления особо дальних и сложных космических полетов (в т. ч. межзвездных) в приемлемые сроки.

Ключевые слова: космический, корабль, экран, парус, кинетический, взрыв

SOME WAYS OF USING SPACE SAILS

V. V. Podvysotsky

Abstract

This article discusses methods of acceleration of the spacecraft due to the use of explosive energy, carried out in outer space. Conversion of explosive energy into energy of motion of the spacecraft to be implemented by capturing the products of explosion, by means deployed in outer space special thin screen (the sails). In the central part of the sail is the hole for the passage of explosive devices, previously located along the flight path of the ship. Analyzed different methods of carrying out the bombings, and the different ways of placing explosive devices in outer space or on board the spacecraft. The article shows that the use of this propulsion system allows to accelerate a spacecraft to high speed necessary for the implementation of a particularly long and complex space missions (including interstellar) in a reasonable timeframe.

Keywords: space, spacecraft, screen, sail, kinetic, blast

Введение

В настоящее время известны ряд методов ускорения космического корабля при помощи двигателей, использующих энергию взрывов. Одним из наиболее известных является проект «Орион» [1], который предполагает хранение взрывных устройств на борту корабля, с поочередным их подрывом возле массивной плиты, расположенной в кормовой части корабля. Для осуществления взрывов предполагается использовать взрывные устройства на основе делящихся материалов. Достоинством проекта является его относительная простота реализации. К основным недостаткам проекта «Орион» можно отнести ограниченность доступных запасов делящихся материалов, избыточную энергию одиночных взрывов (что вынуждает увеличивать массу двигательной системы).

Существует также проект «Медуза» [2], в котором энергию взрывов предполагается использовать для ускорения корабля при помощи тонкого сплошного паруса, расположенного перед носовой частью корабля, и соединенного с кораблем стропами. Взрывные устройства выбрасываются с борта корабля и подрываются в пространстве между кораблем и парусом. Достоинством проекта является малая масса паруса при большой площади его поверхности, что позволяет эффективно осуществлять отвод избыточного тепла путем излучения. К основным недостаткам проекта «Медуза» можно отнести использование дефицитных делящихся материалов, и избыточную энергию одиночных взрывов (что может привести к разрывам строп и поверхности паруса).

Одной из возможных модификаций взрыволета является проект «Дедал» [3], на основе импульсного термоядерного ракетного двигателя. В его основе лежит концепция инерциального термоядерного синтеза, предполагающая осуществление микровзрывов путем облучения специальных мишеней лазерными лучами, электронными (ионными) пучками. Для отражения продуктов взрыва предполагается использовать магнитное зеркало. Достоинством проекта является использование в качестве термоядерного топлива дешевого и доступного вещества (дейтерия). К основным недостаткам проекта «Дедал» можно отнести сложность осуществления инерциального термоядерного синтеза, высокое потребление энергии для инициирования термоядерной реакции, низкую плотность термоядерного топлива (что затрудняет его хранение на борту корабля).

Известен проект EPPP [4], в котором проблема хранения взрывных устройств решается путем внешней (при помощи метательных устройств) подачи взрывных устройств, с последующим их подрывом возле массивной плиты в кормовой части корабля. Причем подачу взрывных устройств предполагается осуществлять вдогонку разгоняемому кораблю. Достоинством проекта является отсутствие запасов топлива на борту корабля. Основным недостатком проекта EPPP является низкая скорость корабля (т. к. скорость корабля не может превышать скорость метания взрывных устройств).

Существует группа проектов разгона корабля при помощи взрывных устройств, размещаемых на пути корабля, вдоль его расчетной траектории полета [5 – 15]. Взрывные устройства могут быть унитарными или бинарными (состоящими из двух компонентов). Применение бинарных взрывных устройств состоит в том, что один компонент (зонд) находится в космическом пространстве, а другой компонент (мишень) на борту корабля. В нужный момент времени мишень выбрасывается навстречу зонду, и при их столкновении

происходит взрыв. Полученные продукты взрыва могут использоваться для разгона корабля различными способами. Достоинствами данных проектов является возможность уменьшения запасов топлива на борту, возрастание эффективности двигательной системы по мере увеличения скорости полета корабля. К основным недостаткам этих проектов можно отнести необходимость размещения взрывных устройств (или их частей) в космическом пространстве, сложность позиционирования зонда и мишени в пространстве.

Перечисленные выше проекты представляют собой основные направления реализации концепции разгона корабля при помощи энергии взрывов. В данной статье ставится задача максимально использовать преимущества, и минимизировать недостатки различных двигательных систем. С целью решения поставленной задачи будет предпринята попытка объединения разных схем и способов разгона корабля за счет энергии взрывов, в рамках единой двигательной системы на основе космического паруса.

1. Устройство и принцип работы двигательной системы

Основой предлагаемой двигательной системы является тонкий парус, развернутый в космическом пространстве. Поверхность паруса может иметь различную форму: плоскую, полусферическую, коническую, параболическую, и т. д. В центре паруса предусмотрено специальное отверстие, предназначенное для пропускания взрывных устройств, предварительно размещенных на пути корабля. Работа двигательной системы основана на использовании энергии взрывов, осуществляемых между кораблем и парусом, тем или иным образом (на некотором оптимальном расстоянии от паруса и безопасном удалении от корабля). При взрыве образуется расширяющееся с большой скоростью облако газа (файрбол), которое воздействует на поверхность паруса, создавая тяговый импульс. Дополнительно в конфигурацию двигательной системы могут входить системы получения электрического тока за счет частичной утилизации энергии взрывов¹, с целью питания электрореактивных движителей, систем и механизмов корабля и прочее.

Существуют разные методы получения взрыва. Один из них заключается в использовании управляемых зондов, оснащенных взрывными зарядами, и предварительно расположенных вдоль расчетной траектории полета корабля. Другой метод заключается в использовании специальных мишеней, которые снабжаются взрывными зарядами, и хранятся на борту корабля. Однако наличие взрывных зарядов не является обязательной опцией, и взрыв можно осуществлять путем организации столкновения зонда и мишени

¹ При осуществлении взрыва часть энергии выделяется в форме электромагнитного излучения. На поверхность паруса можно нанести специальное покрытие [16], преобразующее электромагнитное излучение в электрический ток. Кроме того, в процессе работы двигательной системы на поверхностях паруса и корабля будут накапливаться электрические заряды. Это обстоятельство позволит вырабатывать электрический ток, путем подсоединения разноименно заряженных поверхностей к электрической сети корабля, при помощи специальных электродов (анода, катода). Для преобразования и стабилизации вырабатываемого электрического тока, в состав системы необходимо будет включить контролеры, накопители тока, инверторы и т. д. После стандартизации параметров полученный электрический ток можно использовать для питания систем и механизмов корабля, в т. ч. электрореактивных движителей.

при помощи специальных прецизионных систем наведения. Причем такой взрыв может происходить не только с выделением кинетической энергии, но и с протеканием ядерных реакций. Перечисленные варианты осуществления взрыва будем рассматривать в качестве основных режимов работы рассматриваемой двигательной системы.

В качестве простейшего паруса рассмотрим поверхность в виде плоского кольца (диска) с внутренним радиусом r и внешним радиусом R . Центральное отверстие паруса предназначено для пролета встречных зондов, располагаемых при необходимости вдоль расчетной траектории полета корабля. Стабилизация паруса в космическом пространстве обеспечивается путем его вращения в собственной плоскости (точка вращения совпадает с центром масс паруса и его геометрическим центром). Для поддержания формы парус дополнительно может содержать ребра жесткости, а по внутреннему и внешнему краям (периметру) паруса проходит прочная нить (или лента). К этой нити (ленте) и ребрам жесткости прикрепляются стропы, соединяющие парус с кораблем. Будем рассматривать фэйрбол как облако идеального газа, расширение фэйрбола в космическое пространство как изотропный процесс², а его взаимодействие с поверхностью паруса как упругое столкновение. Центр паруса, центр фэйрбола и вектор скорости корабля, лежат на одной прямой, которая пересекает плоскость паруса под прямым углом.

Зонд имеет массу M_z , мишень имеет массу M_t , фэйрбол имеет массу M_f ($M_f = M_z + M_t$). Будем использовать для расчетов угол α между перпендикуляром, проведенным из центра фэйрбола к плоскости паруса³, и вектором скорости единичной частицы фэйрбола (Рис. 1). Рассмотрим группу частиц фэйрбола, для которых указанный угол лежит в пределах $[\alpha; \alpha + d\alpha]$. Эта группа частиц формирует на плоской поверхности паруса бесконечно малое кольцо радиусом ρ , и шириной $d\rho$. Данное кольцо представляет собой геометрическое место точек удаленных от центра фэйрбола на расстояние $[l; l + dl]$. С учетом того, что $\rho/l = \sin \alpha$, общая масса dM_f рассматриваемой группы частиц фэйрбола равна

$$dM_f = \frac{(M_z + M_t) \sin \alpha}{2} d\alpha \quad (1)$$

Скорость корабля равна V (в системе координат окружающей среды), скорость центра масс⁴ фэйрбола равна χ (в системе координат окружающей среды), скорость расширения фэйрбола приближенно определяется единственной скоростью u (в собственной системе координат фэйрбола). С учетом того, что угол отражения равен углу падения, при упругом столкновении масса dM_f передает парусу импульс dp (в направлении движения корабля)

$$dp = 2dM_f(u \cos \alpha + \chi - V) \quad (2)$$

Из ф. (2) получим условие работоспособности двигательной системы

$$u \cos \alpha + \chi - V > 0 \quad (3)$$

² Одним из направлений повышения эффективности двигательной системы является осуществление тем или иным способом направленного взрыва, при котором продукты взрыва будут перемещаться преимущественно в заданных направлениях. В таком случае процесс расширения фэйрбола будет являться не изотропным, и фэйрбол приобретет форму облака, вытянутого вдоль траектории движения корабля.

³ Согласно условиям задачи данный перпендикуляр пересекает плоскость паруса точно в центре паруса.

⁴ При изотропном расширении центр масс фэйрбола совпадает с его геометрическим центром.

Степень эффективности паруса определяется коэффициентом тяговой эффективности k ($k < 1$). В данном случае коэффициент тяговой эффективности k равен отношению фактического прироста импульса, к максимально возможному для паруса заданной формы приросту импульса. Величина коэффициента k зависит от материала и отражающей способности паруса, частоты и энергии взрывов, мощности и спектра излучения фэйрбола, распределения частиц газа по скорости, химического состава и степени идеальности газа и т. д. С учетом коэффициента k , используя ф. (1; 2) запишем

$$dp = k(M_z + M_t) \sin \alpha (u \cos \alpha + \chi - V) d\alpha \quad (4)$$

Суммируя бесконечно малые приращения в ф. (4) получим

$$dP = \frac{1}{2} k(M_z + M_t) (u(\cos^2 \alpha_{min} - \cos^2 \alpha_{max}) + 2(\chi - V)(\cos \alpha_{min} - \cos \alpha_{max})) \quad (5)$$

Радиус центрального отверстия будем считать пренебрежительно малым по отношению к радиусу паруса. Поэтому принимаем нижним пределом $\cos \alpha_{min} = 1$. Верхний предел согласно ф.(3) равен $\cos \alpha_{max} = (V - \chi)/u$. Для этого случая⁵ перепишем ф. (5) в виде

$$dP = \frac{1}{2} k(M_z + M_t) \frac{(u - V + \chi)^2}{u} \quad (u - V + \chi > 0) \quad (6)$$

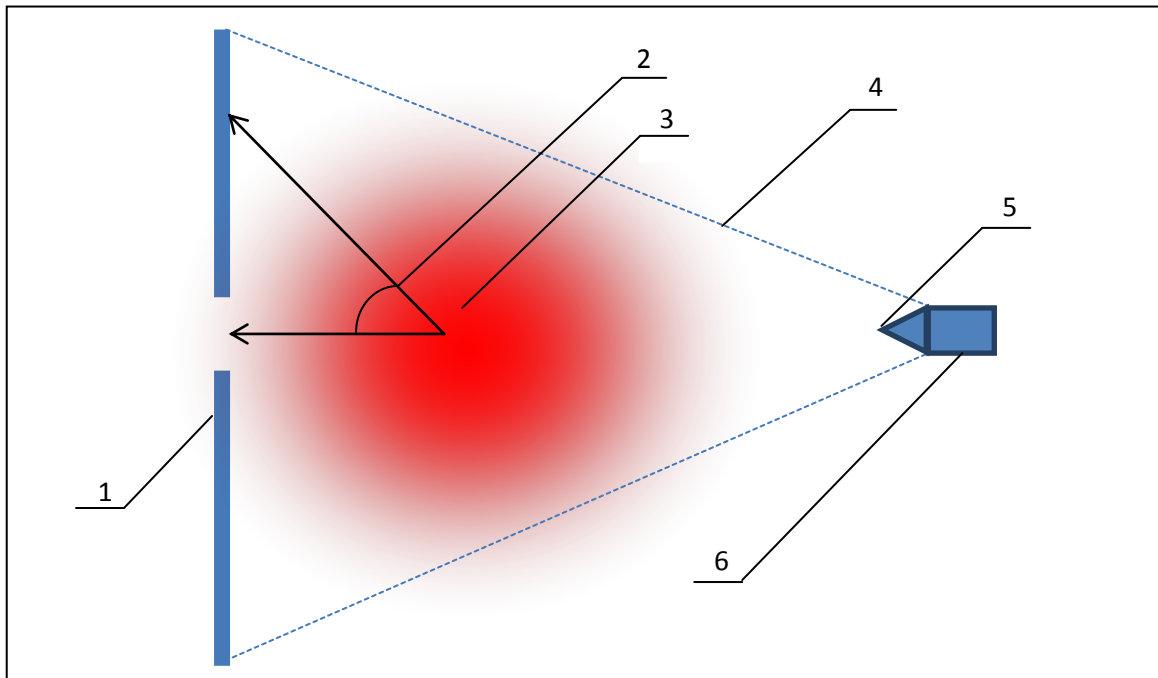


Рисунок 1. Схематическое изображение корабля и двигательной системы в боковой проекции: 1 – плоский кольцеобразный парус с центральным отверстием; 2 – угол α ; 3 – фэйрбол; 4 – стропы; 5 – обтекатель; 6 – корабль

⁵ При $\alpha_{min} \rightarrow 0$ плоское кольцо вырождается в так называемый проколотый круг (диск).

2. Отвод избыточной теплоты от поверхности паруса

При работе любой двигательной системы возникает необходимость отвода некоторого количества избыточной теплоты. В космическом пространстве этот процесс может осуществляться путем теплового излучения, или путем вынужденного излучения [17]. В рассматриваемой двигательной системе основную тепловую нагрузку испытывает поверхность паруса, охлаждение которой происходит путем естественного теплового излучения. Определим количество энергии, получаемой поверхностью паруса, в результате взаимодействия с веществом фэйрбола. Кинетическая энергия бесконечно малого элемента фэйрбола (в системе координат паруса), определяется соотношением

$$dE_k = \frac{1}{2} dM_f (2u(\chi - V) \cos \alpha + u^2 + (\chi - V)^2) \quad (7)$$

Используя ф. (1), перепишем ф. (7) в виде

$$dE_k = \frac{1}{4} (M_z + M_t) \sin \alpha (2u(\chi - V) \cos \alpha + u^2 + (\chi - V)^2) d\alpha \quad (8)$$

Суммируя бесконечно малые приращения в ф. (8) получим

$$E_k = \frac{1}{4} M_f (u(\chi - V) (\cos^2 \alpha_{min} - \cos^2 \alpha_{max}) + (u^2 + (\chi - V)^2) (\cos \alpha_{min} - \cos \alpha_{max})) \quad (9)$$

При условии $\cos \alpha_{min} = 1$, $\cos \alpha_{max} = (V - \chi)/u$, перепишем ф. (9) в виде

$$E_k = \frac{1}{4} (M_z + M_t) (u - V + \chi)^2 \quad (10)$$

Допустим, в начальный момент взрыва центр фэйрбола расположен на расстоянии L_i от поверхности паруса. За промежуток времени dt парус пролетает расстояние ΔL со скоростью V . Продукты взрыва за такое же время dt преодолевают расстояние $L_i + \Delta L$ (до поверхности паруса) со скоростью $u \cos \alpha + \chi$. С учетом этого запишем

$$L_i + \Delta L = L_i \frac{u \cos \alpha + \chi}{u \cos \alpha + \chi - V} \quad (11)$$

В момент попадания на поверхность паруса группы частиц фэйрбола, движущихся под углами $[\alpha; \alpha + d\alpha]$, расстояние между центрами паруса и фэйрбола равно L_f . Перемещение центра фэйрбола равно χdt , поэтому $L_f = L_i + \Delta L - \chi dt$. Используя ф. (11) получим

$$L_f = \frac{L_i}{1 - \frac{V - \chi}{u} \frac{1}{\cos \alpha}} \quad (12)$$

Выше было показано, что группа частиц фэйрбола, движущихся под углами $[\alpha; \alpha + d\alpha]$, формирует на плоской поверхности паруса бесконечно малое кольцо радиусом ρ , шириной $d\rho$. Площадь поверхности этого кольца dS определяется соотношением

$$dS = 2\pi\rho d\rho = 2\pi\rho l \frac{d\alpha}{\cos \alpha} \quad (13)$$

Будем использовать в расчетах понятие коэффициента поглощения ψ . Этот коэффициент показывает, какая часть энергии вещества фэйрбола (попадающего на поверхность паруса), поглощается материалом паруса. Используя ф. (7; 13), запишем получаемую парусом теплоту dQ_s в расчете на единицу площади паруса dS , следующим образом

$$\frac{dQ_s}{dS} = \frac{\psi(M_z + M_t) \sin \alpha \cos \alpha (2u(\chi - V) \cos \alpha + u^2 + (\chi - V)^2)}{8\pi r l} \quad (14)$$

Учитывая, что $\sin \alpha = \rho/l$, $\cos \alpha = L_f/l$, перепишем ф. (14) в виде

$$\frac{dQ_s}{dS} = \frac{\psi(M_z + M_t) \cos^3 \alpha (2u(\chi - V) \cos \alpha + u^2 + (\chi - V)^2)}{8\pi L_f^2} \quad (15)$$

По закону Стефана-Больцмана интенсивность излучения зависит от коэффициента Стефана-Больцмана σ , степени черноты поверхности ϵ , температуры поверхности T . Учитывая, что тепловое излучение происходит одновременно с двух противоположных сторон паруса⁶, используя ф. (12; 15) запишем

$$T^4 = \frac{\psi (M_z + M_t) \cos^3 \alpha (2u(\chi - V) \cos \alpha + u^2 + (\chi - V)^2)}{\epsilon \sigma \quad dt} \frac{L_i}{16\pi L_i^2} \left(1 - \frac{V - \chi}{u} \frac{1}{\cos \alpha}\right) \quad (16)$$

Определим температуру кольцевого участка поверхности паруса радиусом ρ , при условии $\chi = 0$, $V = 0$, $\psi = \epsilon$, $M_z = 0$. В этом случае согласно ф. (12) получаем $L_f = L_i$. Учитывая, что $\cos \alpha = L_f/l$, $l^2 = L_f^2 + \rho^2$, перепишем ф. (16) в виде

$$T = \sqrt[4]{\frac{M_t}{dt} \frac{u^2}{16\pi\sigma} \frac{L_i}{\left(\sqrt{L_i^2 + \rho^2}\right)^3}} \quad (17)$$

Допустим начальное расстояние центра взрыва от поверхности паруса $L_i = 1000$ м, постоянный поток массы взрывных устройств $M_t/dt = 1$ кг/с, постоянная скорость расширения фэйрбола $u = 10$ тыс. км/с. Используя ф. (17) составим графическую схему распределения температуры поверхности в зависимости от расстояния до центра паруса ρ .

⁶ Внешняя поверхность паруса (обращенная в открытое космическое пространство), и внутренняя поверхность паруса (обращенная в сторону корабля), могут иметь различную степень черноты. Черноту внешней поверхности желательно сделать близкой к абсолютно черному телу. Для разных участков внутренней поверхности могут существовать оптимальные значения черноты (с точки зрения наиболее эффективного их охлаждения). Этот вопрос нуждается в дополнительном исследовании, поэтому в рамках данной статьи будем считать, что степень черноты поверхности одинакова с обеих сторон паруса.

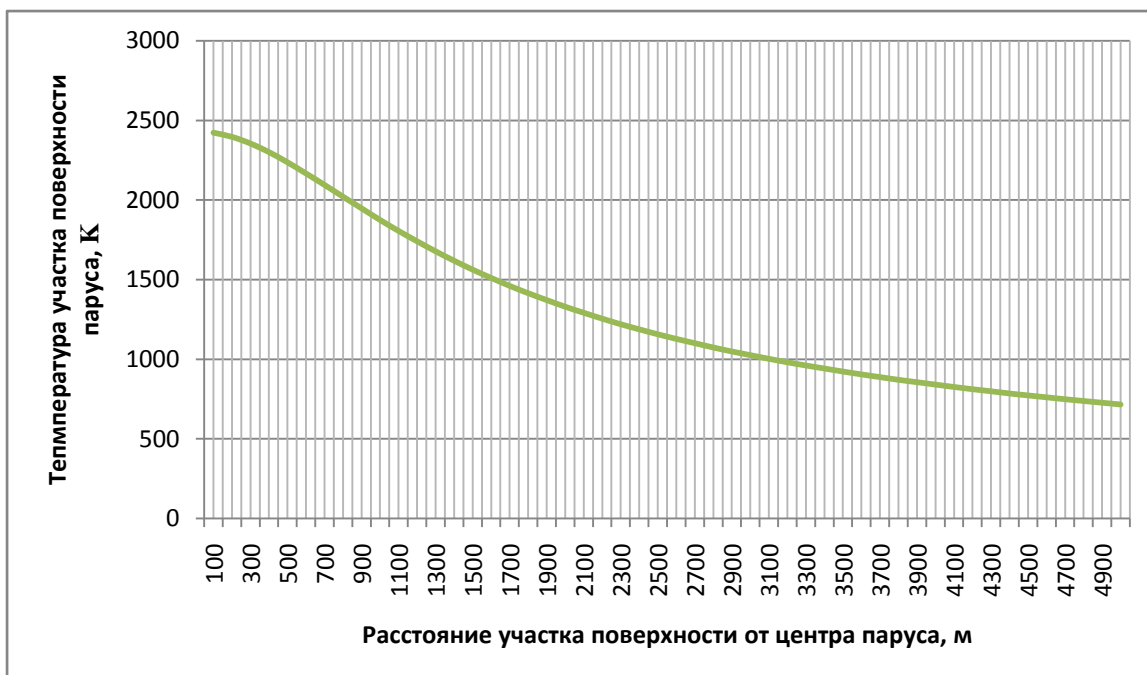


График 1. Изменение температуры поверхности паруса в зависимости от расстояния до центра паруса ρ , при условии $\chi = 0, V = 0, \psi = \epsilon, M_z = 0, L_j = 1000 \text{ м}, M_j/dt = 1 \text{ кг/с}, u = 10 \text{ тыс. км/с}$

Из Графика 1 видно, что максимальная температура поверхности не превышает 2500 К, что позволяет изготовить парус из известных тугоплавких конструкционных материалов (например, вольфрамовой⁷ фольги или др.). Температура поверхности возрастает в направлении центра, что подсказывает идею уменьшения нагрева паруса за счет увеличения радиуса центрального отверстия. Для перехвата продуктов взрыва за основным парусом (по ходу движения корабля) может располагаться дополнительный парус-отражатель. При необходимости, для уменьшения утечки плазмы возле центрального отверстия можно расположить магнитную катушку, выполняющую функцию магнитной пробки (Рис. 2).

⁷ По причине дискретного характера работы двигательной системы парус должен обладать большой тепловой инерцией. Материал паруса должен иметь высокую теплоемкость, что позволит поглощать часть энергии, сглаживая колебания температуры и уменьшая достигаемый максимум температуры в момент взрыва. Поэтому, основным недостатком вольфрама является низкая теплоемкость. Это обстоятельство заставляет обратить внимание на ряд других материалов (обладающих большей удельной теплоемкостью), например бериллий, а также сплавы. Возможно создание комбинированных конструкций (например, трехслойная фольга, внутренний слой которой состоит из бериллия, а внешние слои из вольфрама).

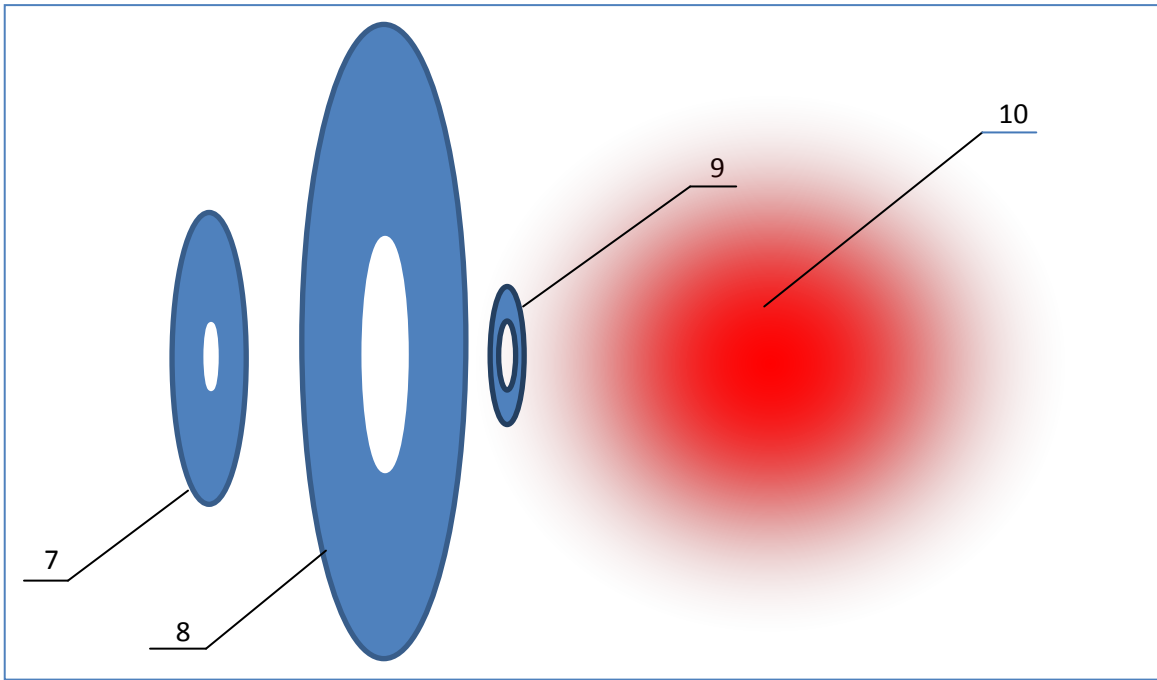


Рисунок 2. Принципиальная схема составного паруса: 7 – парус-отражатель; 8 – основной парус; 9 – магнитная катушка; 10 – фэйрбол

3. Режимы работы двигательной системы

3. 1. Режим использование внешних взрывных устройств

Рассмотрим режим использования внешних взрывных устройств⁸, заблаговременно расположенных вдоль расчетной траектории полета корабля (Рис. 3). Подрыв осуществляется по специальному сигналу в нужный момент времени, без столкновения с мишенью ($M_t = 0$). С учетом этого перепишем ф. (6) в виде

$$\frac{udV}{(u + \chi - V)^2} = \frac{1}{2} k \frac{M_z}{m} \quad (18)$$

Определим прирост скорости корабля при условии $u = \text{Const}$, $\chi = \text{Const}$, $m = \text{Const}$, $k = \text{Const}$, $M_z \ll m$. Будем использовать следующие обозначения: ΣM_z – суммарная масса зондов, используемых для разгона; m – масса корабля; V_i – начальная скорость корабля; V_f – конечная скорость корабля (скорость измеряется в системе координат окружающей среды). С учетом этого, суммируя бесконечно малые приращения в ф. (18), получим

$$\frac{1}{2} k \frac{\Sigma M_z}{m} = u \left(\frac{1}{u + \chi - V_f} - \frac{1}{u + \chi - V_i} \right) \quad (19)$$

⁸ Данный режим работы двигательной установки имеет общие черты с проектом EPPP [8]. В указанном проекте предлагалась внешняя подача взрывных зарядов в точку подрыва вблизи массивного экрана. Причем предполагалось осуществлять доставку взрывных зарядов метательными устройствами вдогонку корабля. Однако существенное отличие заключается в том, что в проекте EPPP не рассматривалось использование группировки встречных взрывных устройств (зондов), предварительно расположенных вдоль расчетной траектории полета корабля. Более того, в рамках указанного проекта разгон корабля при помощи встречных зондов невозможен, т. к. не предусмотрено отверстие в экране для пролета зондов.

Используя ф. (19) составим графическую схему для суммарной массы взрывных устройств, необходимой для разгона корабля массой $m = 1$ т до скорости порядка нескольких тысяч км/с (при условии $u = 10$ тыс. км/с, $\chi = 0$ км/с, $V_i = 0$ км/с, $k = 1$).

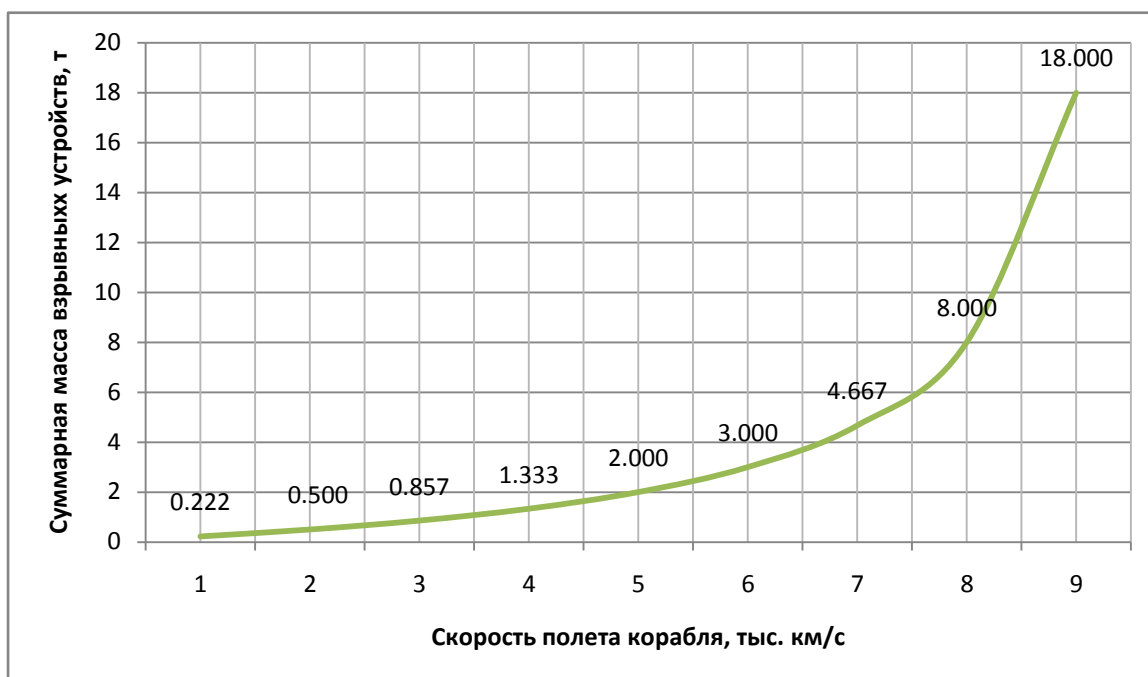


График 2. Потребная суммарная масса взрывных устройств в зависимости от скорости корабля массой $m = 1$ т, при скорости расширения фэйрбола $u = 10$ тыс. км/с, и значении тягового коэффициента $k = 1$

Скорость расширения фэйрбола $u = 10$ тыс. км/с, что соответствует удельной энергии взрыва 12 Мт/т (ТНТ). Из Графика 2 видно, что для разгона корабля массой 1 т до скорости 9 тыс. км/с суммарная масса взрывных устройств составит 18 т, а их общая энергия взрыва 216 Мт (ТНТ). Согласно ф. (19) снижение величины тягового коэффициента до $k = 0,5$ приведет к обратно пропорциональному увеличению потребной суммарной массы взрывных устройств до 36 т, а общей энергии взрыва до 512 Мт (ТНТ).

Режим размещения вдоль расчетной траектории полета корабля внешних взрывных устройств, хорошо подходит для разгона кораблей любого размера и массы. Однако минимальная энергия взрыва (на основе цепной реакции) определяется критической массой делящегося вещества, и может оказаться избыточной для корабля небольшой массы, движущегося с относительно низкой скоростью. Это обстоятельство заставит увеличивать расстояние между парусом и центром взрыва. При этом у корабля небольшой массы нет возможности использовать для перехвата продуктов взрыва парус соответственно большего размера. Поэтому такое увеличение расстояния приведет к существенному возрастанию непродуктивных потерь энергии взрыва. С учетом вышесказанного, для более полного и рационального использования энергии взрыва, целесообразно управлять скоростью расширения фэйрболов (например, путем добавления в состав зондов необходимого количества балластных веществ).

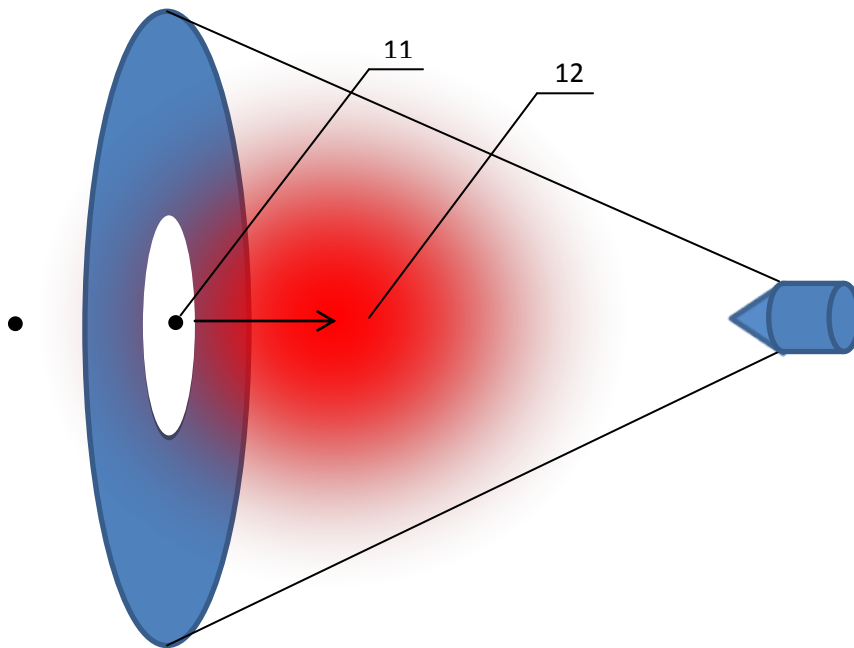


Рисунок 3. Ускорение корабля при помощи внешних зондов, оснащенных взрывными зарядами большой мощности: 11 – оснащенный взрывным зарядом зонд; 12 – образовавшийся при взрыве фейрбол

3. 2. Режим использования бортовых взрывных устройств

Для ускорения и торможения корабля можно использовать взрывные устройства, хранящиеся на борту корабля (Рис. 4). Причем подрыв происходит без столкновения с зондами ($M_z = 0$). Взрывные заряды из бортовых запасов подаются в точку подрыва⁹, и полученные при взрывах потоки плазмы обеспечат движение корабля в любом нужном направлении. Данный режим работы двигательной системы необходим для автономного передвижения корабля, без привязки к внешней группировке зондов. Будем предполагать, что скорость выброса мишеней существенно меньше скорости полета корабля, что эквивалентно условию $\chi \rightarrow V$. С учетом этого, перепишем ф. (6) в виде

$$dP = \frac{1}{2} k M_t u \quad (20)$$

Используя ф. (20), запишем удельную тягу I_{sp} двигательной системы в виде

$$I_{sp} = \frac{dP}{M_t} = \frac{1}{2} k u \quad (21)$$

Взрывные устройства на основе цепной реакции производят очень большое количество энергии. Для эффективного управления этой энергией взрыва двигательная система корабля должна обладать достаточно большой массой. Невыполнение данного условия существенно увеличит непродуктивные потери энергии взрыва, что приведет к снижению

⁹ При необходимости взрывные устройства могут выбрасываться в направлении, противоположном направлению полета корабля. Смысл этой операции заключается в получении некоторого прироста силы тяги за счет импульса отдачи, при выбрасывании взрывных устройств. Часть полученной при взрыве плазмы будет попадать на корму корабля, а другая часть плазмы будет попадать на парус. В таком режиме работы рассматриваемая двигательная система будет иметь общие черты с проектом «Орион».

эффективности двигательной системы. С учетом этого можно предположить, что режим размещения на борту корабля взрывных устройств (использующих цепную реакцию), будет целесообразен в случае разгона кораблей достаточно большого размера и массы.

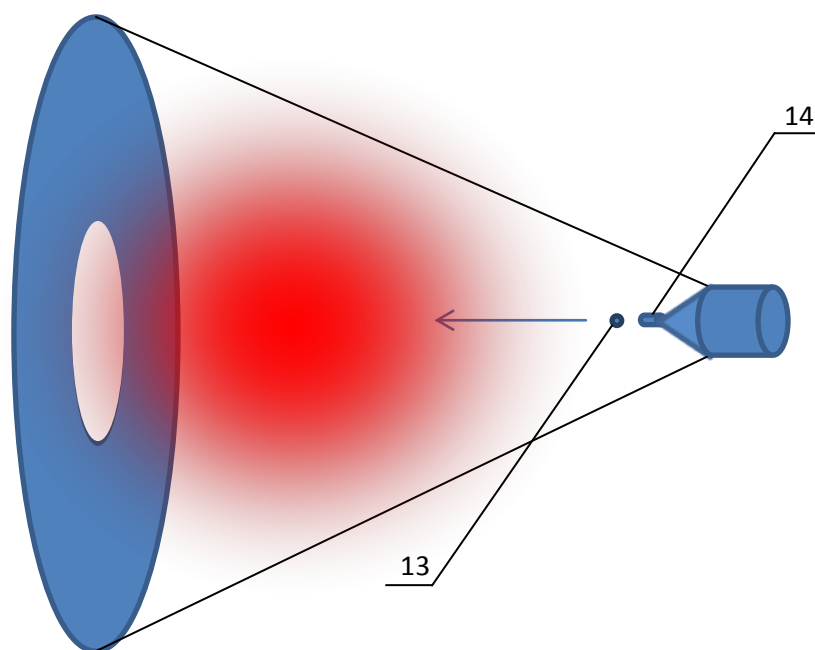


Рисунок 4. Ускорение корабля при помощи взрывных устройств, расположенных на борту корабля: 13 – взрывное устройство (или оснащенная взрывным зарядом мишень); 14 – бортовое метательное устройство корабля

3. 3. Режим ударного инициирования ядерных реакций

Рассмотрим способ получения ядерных реакций за счет столкновения зонда и мишени (Рис. 5). Зонд и мишень можно изготовить из обогащенного урана докритической массы (с тем, чтобы их суммарная масса была критической или надкритической)¹⁰. Можно также организовать докритический взрыв малой мощности (однако это приведет к чрезмерному расходу пригодных для получения цепной реакции делящихся веществ, запас которых ограничен). При дальнейшем возрастании скорости полета возникают условия для протекания термоядерных реакций. Для практической реализации этих условий необходимо включить в состав зонда (мишени) термоядерное топливо. При достижении некоторой критической скорости зонды и мишени могут быть изготовлены, например, из относительно дешевого дейтерия, что существенно снизит стоимость разгона корабля. Отметим также, что при использовании химических элементов с атомными номерами выше 26 (и достаточной скорости столкновения), возможна реакция распада атомных ядер с выделением ядерной энергии, без возникновения цепной реакции. За счет этого энергия взрыва будет превышать первоначальную кинетическую энергию зонда (в системе координат корабля), что существенно повысит эффективность двигательной системы.

¹⁰ Подобная «пушечная» схема применялась в ядерном оружии первого поколения. Высокая скорость столкновения позволяет использовать не только обогащенный уран, но и другие делящиеся материалы (например, плутоний). Кроме того, может наблюдаться некоторое снижение критической массы, за счет сильного сжатия делящегося вещества в ударных волнах при столкновении зонда и мишени.

Допустим, зонд неподвижен (в системе координат окружающей среды). После столкновения зонда и мишени образуется фэйрбол, скорость которого равна

$$\chi = \frac{V}{n+1}, \quad \text{где } n = \frac{M_z}{M_t} \quad (22)$$

В системе координат окружающей среды мишень имеет скорость V . Первоначальная энергия Q_k кинетического взрыва будет определяться следующим соотношением

$$Q_k = \frac{M_t V^2}{2} \frac{n}{n+1} \quad (23)$$

Суммарная энергия взрыва Q_s зависит от коэффициента усиления G (т.е. отношения выделившейся ядерной энергии к энергии кинетического взрыва, затраченной на инициирование ядерных реакций). С учетом этого перепишем ф. (23) в виде

$$Q_s = \frac{M_t V^2}{2} (1+G) \frac{n}{n+1} \quad (24)$$

Будем использовать понятие коэффициента полезного действия взрыва η_b . Указанный коэффициент η_b показывает, какая часть энергии взрыва Q_s переходит в кинетическую энергию радиального расширения фэйрбола, определяемую единственной скоростью u (в собственной системе координат фэйрбола)¹¹. Используя ф. (24) получим

$$u = \eta_b V \frac{\sqrt{n(1+G)}}{n+1} \quad (25)$$

Используя ф. (22; 25) перепишем ф. (6) в виде

$$I_{sp} = \frac{dP}{M_t} = \frac{1}{2} k \eta_b V \frac{(\sqrt{n(1+G)} - n)^2}{\sqrt{n(1+G)}} \quad (n < 1 + k_u) \quad (26)$$

Допустим, в порядке идеализации, что коэффициенты k и η_b , не зависят от коэффициентов n и G . Решая относительно переменной n уравнение $(I_{sp})' = 0$, получим оптимальное значение n , при котором удельная тяга I_{sp} приобретает максимальное значение

$$n_{opt} = \frac{1+G}{9} \approx 0,111(1+G) \quad (27)$$

Используя ф. (26; 27) запишем

$$(I_{sp})_{max} = \frac{2}{27} k \eta_b (1+G) V \approx 0,074 k \eta_b (1+G) V \quad (28)$$

Попытаемся приблизительно оценить затраты массы для ускорения корабля. Учитывая, что в рассматриваемом случае удельная тяга I_{sp} имеет размерность скорости (и противоположное вектору скорости корабля направление), перепишем ф. (28) в виде

¹¹ На самом деле скорости частиц фэйрбола будут иметь разные значения, но это обстоятельство будет учтено в расчете тягового импульса dP путем использования коэффициента тяговой эффективности k .

$$\frac{dV}{V} = -0,074k\eta_b(1+G)\frac{dm}{m} \quad (29)$$

Будем использовать следующие обозначения: m_i – начальная масса корабля; m_f – конечная масса корабля; V_i – начальная скорость корабля; V_f – конечная скорость корабля. Суммируя бесконечно малые приращения в ф. (29), при условии $k = \text{Const}$, $\eta_b = \text{Const}$, $G = \text{Const}$, получим

$$\frac{V_f}{V_i} = \left(\frac{m_i}{m_f}\right)^{0,074k\eta_b(1+G)} \quad (30)$$

Используя ф. (30) составим графическую схему, показывающую отношение конечной массы корабля к его стартовой массе, при разгоне от скорости 1 тыс. км/с до скорости 10 тыс. км/с (при разных фиксированных значениях коэффициента усиления G). При этом будет считать, что коэффициент тяговой эффективности $k = 0,5$, КПД взрыва $\eta_b = 0,5$.

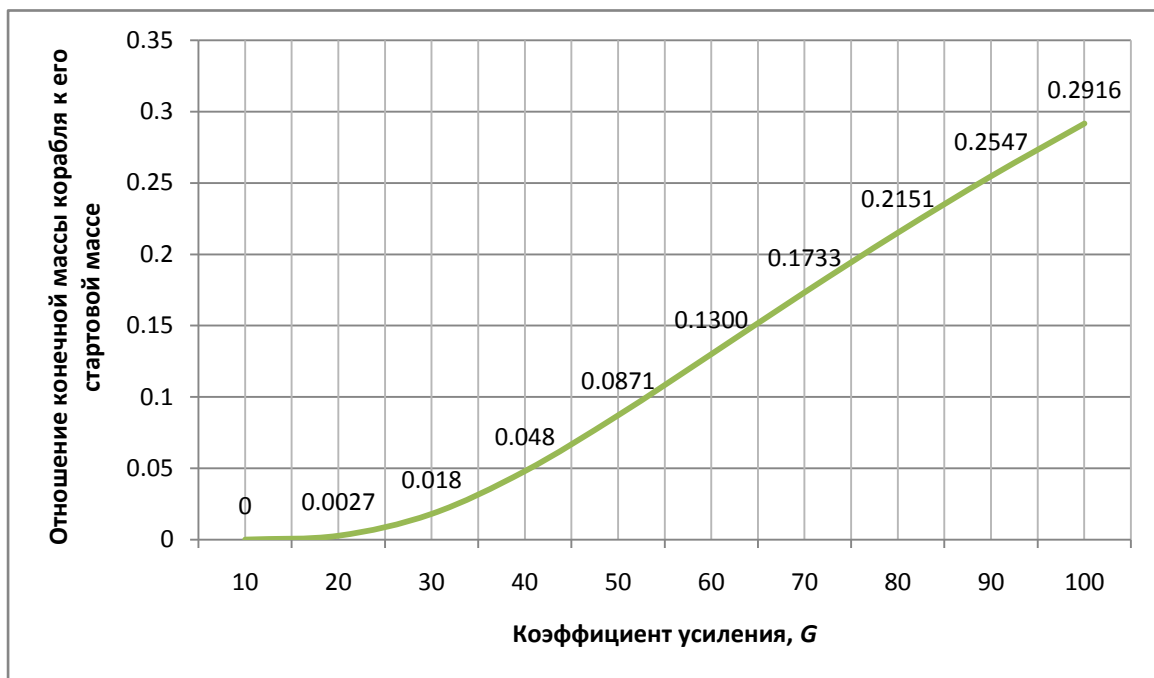


График 3. Динамика изменения конечной массы корабля относительно его стартовой массы в зависимости от величины коэффициента усиления G (при условии $k = 0,5$; $\eta_b = 0,5$)

На основе Графика 3 составим таблицу затрат массы зондов и мишеней, потребной для разгона корабля массой 1 т от скорости 1 тыс. км/с до скорости 10 тыс. км/с.

Таблица 1. Затраты массы зондов и мишеней для разгона корабля с конечной массой 1 т от скорости 1 тыс. км/с до скорости 10 тыс. км/с (при $k = 0,5$; $\eta_b = 0,5$)

Коэффициент усиления G	Оптимальный коэффициент n_{opt} , по ф. (27)	Масса мишеней, тонн	Масса зондов, тонн	Общая масса мишеней и зондов, тонн
20	2,333	369,4	861,7	1231,1
30	3,444	54,6	187,9	242,5
40	4,555	19,8	90,3	110,1
50	5,666	10,5	59,4	69,9
60	6,777	7,7	45,4	52,1
70	7,888	4,8	37,6	42,4
80	8,999	3,6	32,8	36,5
90	10,110	2,9	29,6	32,5
100	11,221	2,4	27,3	29,7

Из Таблицы 1 видно, что при $G = 50$ потребная масса мишеней равна 10,5 т. Конечная масса корабля 1 т, стартовая масса 11,5 т, масса мишеней составит 91% от стартовой массы корабля. В рамках консервативной модели будем считать, что мишени располагаются внутри корабля. С учетом низкой плотности термоядерного топлива (например, дейтерия) хранение такого количества мишеней может создать ряд неудобств и превратиться в серьезную проблему¹². Поэтому при заданных условиях ($k = 0,5$; $\eta_b = 0,5$) необходим коэффициент усиления не менее $G = 50$ (при меньших значениях коэффициента G сложно разместить внутри корабля необходимую массу мишеней)¹³.

С учетом распространенности на Земле химических элементов, наиболее востребованным термоядерным топливом может оказаться дейтерий. Рассмотрим реакцию слияния двух атомов дейтерия $D + D$, которая дает выход энергии ~ 4 MeV. При скорости $V = 1$ тыс. км/с кинетическая энергия одиночного встречного атома дейтерия равна $\sim 0,01$ MeV. Согласно ф. (23), и при условии $n = 1$, коэффициент усиления может достигать значений $G \approx 800$. При увеличении скорости до $V = 10$ тыс. км/с кинетическая энергия возрастает пропорционально квадрату скорости, и соответственно максимально возможное значение коэффициента усиления уменьшится до $G \approx 8$. Следовательно, с увеличением скорости полета дейтерий перестает давать достаточно энергии, для получения нужного значения коэффициента усиления $G = 50$. Таким образом, дейтерий можно использовать при достижении скорости полета, необходимой для инициирования термоядерной реакции. По мере дальнейшего ускорения корабля в состав зондов и мишеней нужно добавлять другие химические элементы и их изотопы, способные давать в качестве термоядерного топлива значительно большее количество энергии в расчете на единицу собственной массы.

Используя вышеприведенные данные, определим потребные затраты массы и энергии, для разгона корабля массой 100 т до скорости 10 тыс. км/с, при коэффициенте тяговой эффективности паруса $k = 0,5$, и КПД взрыва $\eta_b = 0,5$. Разгон состоит из двух этапов.

¹² Опыт практической космонавтики показывает, что в случае использования химического ракетного топлива (которое намного плотнее жидкого дейтерия, и соответственно занимает меньший объем), его масса составляет 80 – 90 % от общей массы ракеты космического назначения (в одноступенчатом исполнении).

¹³ Можно попытаться решить данную проблему путем размещения мишеней на внешней подвеске (Рис. 6).

Первый этап заключается в разгоне корабля при помощи внешних взрывных устройств¹⁴, расположенных вдоль траектории полета и проходит без уменьшения массы корабля (скорость полета возрастает до 1 тыс. км/с)¹⁵. Второй этап заключается в использовании зондов и мишеней и проходит с уменьшением массы корабля (на этом этапе скорость полета корабля предполагается увеличить от 1 тыс. км/с до 10 тыс. км/с).

Допустим, стартовая масса корабля 1150 т. На первом этапе разгона корабля скорость расширения фибролов постоянна и равна $u = 2$ тыс. км/с. Согласно ф. (19) для достижения скорости $V = 1$ тыс. км/с понадобится 4600 т внешних взрывных устройств, обладающих суммарной энергией взрыва 4398 Мт (ТНТ). При массе взрывного устройства 0,2 т, средний прирост скорости корабля в результате одного взрыва составит ~ 44 м/с. Парус соединяется с кораблем эластичными стропами, способными удлиниться под действием нагрузки на несколько десятков, сотен или даже тысяч метров (в зависимости от первоначальной длины строп). Это позволит увеличить время передачи тягового импульса кораблю до нескольких секунд. Процесс сокращения строп до первоначального состояния должен длиться еще дольше (порядка десятков секунд), с целью гашения неуправляемых колебаний. После возвращения системы в первоначальное состояние происходит следующий взрыв, и повторение цикла «растяжение – сжатие».

Допустим, на втором этапе $G = 50$. Тогда согласно Таблице 1 масса бортовых мишеней равна 1050 т, масса внешних зондов составит 5940 т (в общей сумме понадобится 6990 т термоядерного топлива). Конечная масса корабля составит 100 т. Приведенные данные являются чрезвычайно приблизительными, однако позволяют оценить порядок потребных затрат массы и энергии, для разгона корабля массой 100 т до скорости 10 тыс. км/с.

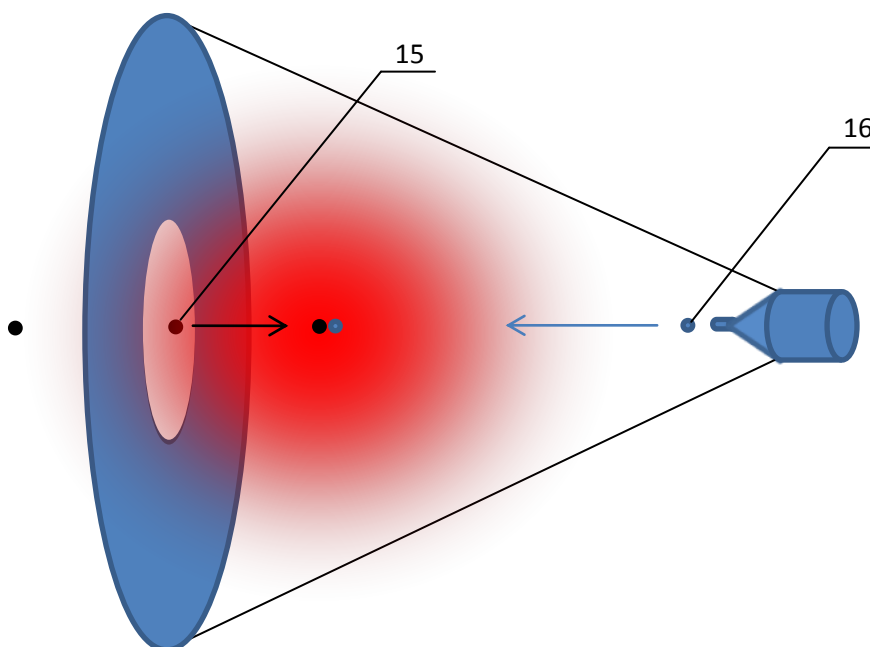


Рисунок 5. Схема разгона корабля путем использования энергии взрыва при столкновении внешнего зонда и бортовой мишени: 15 – зонд; 16 – мишень

¹⁴ Первый этап разгона корабля при необходимости может осуществляться с использованием бортовых взрывных устройств. Кроме того, на первом этапе могут применяться любые другие двигательные системы, и способы ускорения. Например, наличие в составе двигательной системы паруса, позволяет использовать для ускорения корабля лазеры, высокочастотные излучатели, ускорители элементарных частиц и т. д.

¹⁵ Возможность термоядерного взрыва при скорости столкновения 1 тыс. км/с показана в статье [18].

Вернемся к затронутому выше вопросу хранения необходимого количества мишеней на борту корабля. Для рассматриваемой двигательной системы существует эффективное решение данной проблемы. Это решение состоит в том, что мишени располагаются не внутри корабля, а снаружи, на внешней подвеске (Рис. 6). Например, эту внешнюю подвеску можно выполнить в виде длинного троса, на котором последовательно крепятся мишени. Можно также присоединять мишени непосредственно друг к другу (формируя гибкую цепь, звеньями которой будут являться сами мишени). При помощи специального устройства управления, будет происходить сматывание (втягивание) внешней подвески (в виде троса, цепи или др.), и автоматическая подача мишеней в метательное устройство.

Предположим, длина внешней подвески 1000 м, диаметр мишени 0,2 м, масса мишени 20 кг. В этом случае, внешняя подвеска позволит хранить до 5 тыс. мишеней (или взрывных устройств), общей массой 100 т. В реализации данной схемы существуют сложности (впрочем, вполне преодолимые). Например, необходимо будет решить задачу гашения колебаний гибкой подвески, возникающих в результате дискретного характера работы двигательной системы. В целом данная схема выглядит достаточно экзотично, однако позволяет обойти затруднения с созданием необходимого запаса мишеней, и обеспечить практически любое (!) нужное соотношение стартовой и конечной массы корабля.¹⁶.

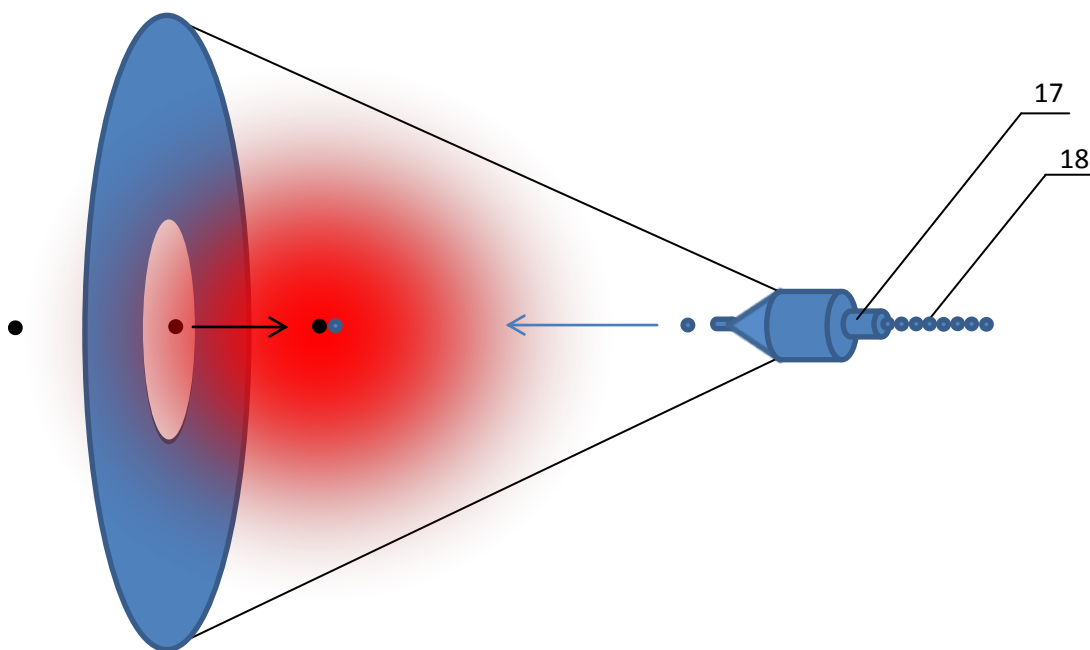


Рисунок 6. Схема размещения мишеней (или взрывных устройств) на внешней подвеске: 17 – устройство крепления и управления внешней подвеской; 18 – внешняя подвеска мишеней (или взрывных устройств)

¹⁶ Внешняя подвеска также может использоваться во многих других проектах космических кораблей (оснащенных двигательными установками различных типов), для хранения рабочего тела, топлива, реактивной массы, грузов, оборудования и т. д. Однако данный принцип хранения взрывных устройств не подходит для проекта «Орион», т. к. в этом проекте взрывы предполагается осуществлять позади корабля.

3. 4. Режим ускорения за счет энергии кинетических взрывов (кинетический двигатель)

Рассмотрим ускорение корабля без дополнительных источников энергии в виде ядерных реакций, исключительно за счет энергии кинетического взрыва при столкновении зонда и мишени. В данном режиме работы рассматриваемая двигательная система представляет собой еще одну разновидность так называемых кинетических двигателей [5 – 15]. Идею применения открытого экрана для отражения продуктов кинетического взрыва, с целью разгона корабля, предложил доктор физико-математических наук А. Д. Панов (Москва, МГУ) на семинаре по космической философии, состоявшемся 4 октября 2013 г. в ГАИШ МГУ [15]. Данный семинар проводился по инициативе и под руководством А. Д. Панова.

В порядке развития идеи А. Д. Панова, при условии $G \rightarrow 0$, перепишем ф. (26) в виде

$$I_{sp} = \frac{dP}{M_t} = \frac{1}{2} k \eta_b V \frac{(\sqrt{n} - n)^2}{\sqrt{n}} \quad (n < 1) \quad (31)$$

Решая относительно переменной n уравнение $(I_{sp})' = 0$, получим оптимальное значение коэффициента n , при котором удельная тяга I_{sp} приобретает максимальное значение

$$n_{opt} = \frac{1}{9} \approx 0,111 \quad (32)$$

Используя ф. (31; 32) запишем

$$(I_{sp})_{max} = \frac{2}{27} k \eta_b V \approx 0,074 k \eta_b V \quad (33)$$

С увеличением скорости полета до значений, необходимых для осуществления межзвездного полета в приемлемые сроки, коэффициент усиления будет уменьшаться. Например, при скорости полета $V = 50$ тыс. км/с кинетическая энергия одиночного встречного атома дейтерия составит ~ 26 MeV. При реакции слияния двух атомов дейтерия $D + D$ выход энергии равен ~ 4 MeV. Согласно ф. (23), и при условии $n = 1$, предельное значение коэффициента усиления составит $G < 0,32$. Повысить выход ядерной энергии можно за счет сложных многоступенчатых ядерных реакций, когда продукты одной ядерной реакции являются сырьем для последующих ядерных реакций, или др.¹⁷ Однако в любом случае, с увеличением скорости полета относительный выход ядерной энергии неизбежно будет уменьшаться, и ядерные реакции будут терять свою значимость. Поэтому, для предварительного анализа нерелятивистской динамики движения корабля при скорости полета порядка десятков тысяч км/с можно пользоваться ф. (31; 32; 33).

¹⁷ Энергию взрыва можно увеличивать за счет использования реакции аннигиляции вещества. Однако в настоящее время производство антивещества представляет собой чрезвычайно сложную задачу. Поэтому в качестве первого шага можно рассмотреть схему с использованием микроскопических порций антивещества для инициирования ядерных реакций деления и синтеза. Один из вариантов осуществления данной схемы заключается в обстреле встречного зонда (или любого объекта искусственного или естественного происхождения) направленным пучком частиц антивещества (позитронов, антипротонов или др.). Кроме того, микроскопические порции антивещества могут храниться внутри зонда или мишени (в магнитной ловушке Пеннинга, в магнитной ловушке Иоффе-Питчарда, в радиочастотной ловушке Пауля или др.). Внутри зонда или мишени содержится заряд ядерного или термоядерного топлива (либо сам материал зонда или мишени будут являться таким топливом). При высвобождении из ловушки достаточного количества антивещества, энергия аннигиляции позволит зажечь ядерные реакции деления и (или) синтеза.

4. Некоторые вопросы организации полета корабля

4. 1. Наведение зонда и мишени

При увеличении скорости корабля обостряется проблема взаимного наведения зонда и мишени. Существует несколько способов решения этой проблемы, один из которых заключается в увеличении размеров зонда (мишени) при неизменной массе. Для этого зонд (мишень) могут выполняться в виде наполненных газом тонких оболочек; изготавливаться в виде легких ажурных конструкций; изготавливаться из сверхлегких мезопористых материалов (аэрогели, пенометаллы, пенографит и т. д.). Следующий способ заключается в трансформации зонда и мишени в объемные скопления множества мелких частичек (пылевых, капельных или др.). Эти частички могут иметь различный химический состав, размер, форму, фазовое состояние, консистенцию и т. д., а процесс столкновения будет происходить в виде множества локальных микровзрывов. Еще один способ решения проблемы наведения состоит в преобразовании зонда (мишени) в два газовых облака непосредственно перед их столкновением¹⁸. С этой целью зонд (мишень) изготавливаются из химических взрывчатых веществ, и снабжаются специальной прецизионной системой подрыва, в нужный момент времени перед столкновением. Испарение зонда (мишени) также может осуществляться лазерным лучом, пучком электронов, пучком микрочастиц (пылевых или капельных), пучком протонов или др.

4. 2. Протяженность группировки зондов

При осуществлении дальних космических экспедиций нет необходимости располагать зонды вдоль всей траектории полета корабля (эта задача трудноосуществима). Зонды могут располагаться на относительно коротком начальном участке траектории полета, и использоваться для разгона корабля (после этого работа двигательной системы временно прекращается). Зонды также могут располагаться на конечном участке траектории полета, и использоваться для торможения корабля. Такой способ торможения наиболее эффективен при условии наличия развитой внеземной промышленности возле конечного пункта назначения (что вполне возможно в отдаленной перспективе). И только в случае осуществления регулярных полетов по одному маршруту может появиться практический смысл располагать множество зондов вдоль всей трассы полетов многих кораблей.

4. 3. Амортизация рывков

В процессе работы рассматриваемой двигательной системы (в особенности в режиме использования внешних взрывных устройств) возникает необходимость в смягчении рывков и относительно плавной передаче тягового импульса (от паруса к кораблю). Для решения указанной проблемы целесообразно изготовить стропы из демпфирующих материалов, способных эффективно поглощать механическую энергию, амортизируя мощные кратковременные рывки, возникающие при воздействии продуктов взрыва на парус. Причем, растяжение строп должно происходить быстро, а их сокращение должно происходить медленно, с целью предотвращения неуправляемых колебаний. Для

¹⁸ Можно предположить, что такой способ организации столкновения зонда и мишени снизит потери энергии взрыва в форме электромагнитного излучения, т. к. образующийся фэйрбол изначально будет обладать относительно низкой температурой и слабой светимостью. Кроме того, вещество фэйрбола будет находиться в разреженном состоянии, что уменьшит скорость его разогрева продуктами ядерных реакций.

изготовления паруса целесообразно использовать аналогичные конструкционные материалы, способные амортизировать мощные рывки и гасить колебания.

4. 4. Ресурс паруса

В данной статье не уделяется большого внимания вопросам прочности и устойчивости поверхности паруса к факторам взрыва. Причина состоит в том, что параметры паруса (толщина, размеры, свойства и др.) и параметры взрыва (энергия, расстояние от паруса и др.), можно менять любым нужным образом. Таким образом, минимизация вредного воздействия факторов взрыва на поверхность паруса является легко решаемой задачей. Однако постепенно парус будет терять свои свойства, и поэтому необходимо создать на борту корабля запас вспомогательных парусов, для плановой или аварийной замены. Поскольку условия полета постоянно изменяются, запасные паруса могут существенно отличаться от основного паруса своими характеристиками (размер, форма, толщина, химический состав, физические свойства и т. д.). Еще более эффективным решением будет размещение на борту корабля минифабрики для производства новых парусов (например, для этой цели могут использоваться технологии 2D-печати или 3D-печати)¹⁹. В качестве сырья для производства нового паруса целесообразно использовать материал старого паруса. С учетом длительности дальних космических полетов, минифабрика может иметь небольшую потребную массу и производительность. Часть массы паруса может использоваться для изготовления мишеней непосредственно на борту корабля.

4. 5. Оптимизация паруса

Центральные участки плоского кольцеобразного паруса, как видно из Графика 1, испытывают максимальный нагрев, а на периферии температура постепенно уменьшается. Поэтому центральные участки паруса будут изнашиваться более интенсивно, а края паруса будут изнашиваться в меньшей степени. С учетом этого, целесообразно уменьшить толщину паруса в направлении от центра к периферии. Можно также дифференцировать физические свойства и химический состав разных участков паруса (например, ближе к центру паруса применять более тугоплавкие и жаропрочные материалы). Такая оптимизация позволит уменьшить массу двигательной системы. Необходимо еще раз отметить, что плоская кольцеобразная форма не является единственно возможной или оптимальной формой поверхности паруса. Существует большое количество различных вариантов паруса, и поэтому поиск наиболее выгодной формы паруса (в зависимости от конкретных условий полета корабля), является задачей дальнейших исследований.

4. 6. Побочные эффекты при воздействии продуктов взрыва на парус

В результате воздействия продуктов взрыва парус приобретет электрический заряд (например, за счет жесткого электромагнитного излучения и др.). Это обстоятельство будет способствовать сохранению формы паруса, в результате действия сил электростатического отталкивания. Положительный заряд паруса также будет помогать отражению положительно заряженных массивных частиц (ионов). Кроме того, в результате вращения заряженного паруса возникает магнитное поле, силовые линии

¹⁹ При достаточно высоком уровне развития 3D-печати, специализированный 3D-принтер сможет напечатать контейнер со сложенным внутри парусом. Затем, напечатанный в сложенном виде парус, будет разворачиваться в космическом пространстве, и использоваться для ускорения (торможения) корабля.

которого пересекают плоскость паруса под прямым углом (направляя на парус заряженные частицы). Указанные эффекты будут способствовать некоторому увеличению силы тяги двигательной системы. Необходимо отметить, что в процессе разгона корабля в парусе могут возникать резонансные явления и различные деформации. Для противодействия этим опасным явлениям, и повышения устойчивости двигательной системы, можно применять следующие приемы: смещение точки подрыва относительно паруса (постоянное или эпизодическое); изменение дистанции между зондами (расположение зондов на различном расстоянии друг от друга); перемена соотношения n (путем изменения массы зондов и мишеней), стабилизация паруса путем вращения и т. д.

4. 7. Некоторые варианты модернизации паруса

Для управления потоками заряженных частиц также можно использовать магнитные катушки. Например, мощное магнитное поле можно получить путем включения в состав паруса металлических нитей, с последующим пропусканием через них электрического тока. Необходимо также отметить, что для получения тяги в рассматриваемой двигательной системе могут использоваться экраны типа «магнитного паруса» [19]. В этом случае развиваемая тяга будет несколько ниже, поскольку в состав расширяющейся облака газа (файрбола) могут входить не только заряженные, но и нейтральные частицы. Если взаимодействие вещества файрбола с магнитным парусом будет происходить как неупругое столкновение, то это существенно снизит эффективность двигательной системы. Кроме того, такая система будет нуждаться в постоянно работающем мощном источнике электрического тока. С другой стороны, использование магнитных экранов обладает рядом преимуществ. Наиболее очевидными из них являются большой ресурс, компактность, надежность, нечувствительность к тепловым нагрузкам и прочее. Кроме того, вещество файрбола частично будет накапливаться магнитным парусом, что позволит захватывать часть нейтральных частиц файрбола, увеличивая тягу двигательной системы.

5. Выводы

В данной статье рассмотрена двигательная система, принцип работы которой основан на использовании энергии взрывов при помощи тонких парусов различной формы и размера. В центральной части паруса предусмотрено специальное отверстие, предназначенное для пропускания в случае необходимости взрывных устройств (или их компонентов), предварительно расположенных вдоль расчетной траектории полета корабля. Взрывные устройства (или их компоненты) могут располагаться внутри корабля, на внешней подвеске, или вдоль расчетной траектории полета корабля. Для осуществления взрывов используется энергия ядерных реакций деления и синтеза, реакция аннигиляции вещества, кинетическая энергия зондов или мишеней. Рассмотренная двигательная система обладает высокой эффективностью, и в обозримом будущем сможет широко использоваться для осуществления космических полетов различной степени сложности (в т. ч. межзвездных).

Литература:

1. F. J. Dyson. Interstellar Transport. Physics Today. October. 1968. P. 42 – 45. URL: http://galileo.phys.virginia.edu/classes/109.jvn.spring00/nuc_rocket/Dyson.pdf
2. Solem, Johndale C. Medusa: Nuclear explosive propulsion for interplanetary travel. JBIS. January. 1993. 46 (1): 21 – 26. Bibcode: 1993JBIS...46R..21S. ISSN 0007-084X.
3. Project Daedalus Study Group. Project Daedalus – The final report on the BIS starship study. A. R. Martin (ed.). JBIS. Supplement. 1978.
4. J. A. Bonometti, P. J. Morton. External Pulsed Plasma Propulsion (EPPP) Analysis Maturation. 2000. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097368.pdf>
5. В. В. Подвысоцкий. Двигатель для космического корабля. Инженер. 1992. № 1. С. 39
6. В. В. Подвысоцкий. Космические двигатели третьего тысячелетия. НиТ. 2003. URL: <http://n-t.ru/tp/ts/kd3.htm>
7. В. В. Подвысоцкий. Прямоточный импульсный МГД-двигатель. 2012. URL: <http://www.sciteclibrary.ru/rus/catalog/pages/11948.html>
8. V.V. Podvysotsky. Theoretical Study of the Possibility of Creating Kinetic Jet Engine. Перспективы науки. 2013. Т. 4(43). С. 56 – 66. URL: [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. URL: <http://Infm1.sai.msu.ru/SETI/koi/media/Podvysockiy.pdf>
9. А. Д. Панов. О статье Д. Б. Зотьева об осуществимости кинетического двигателя. URL: <http://Infm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Panov-2014-04-08.pdf>
10. 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/>
11. А. Д. Панов. О возможности использования кинетического двигателя Подвысоцкого для перелетов внутри Солнечной системы и для создания межзвездного зонда. 2014. URL: <http://alpha.sinp.msu.ru/~panov/KinEngine-Panov-2-W.pdf>
12. В. В. Подвысоцкий. К вопросу о критике кинетического двигателя. 2014. URL: <http://Infm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Podvysotsky-2014-04-08.pdf>
13. В. В. Подвысоцкий. Кинетические реактивные двигатели. 2014. URL: <http://www.sciteclibrary.ru/texts/rus/stat/st5860.pdf>
14. В. В. Подвысоцкий. Способ применения ударного кинетического двигателя. НиТ. 2014. URL: <http://n-t.ru/tp/rz/spukd.htm>
15. В. В. Подвысоцкий. Кинетические двигатели, их особенности, и перспективы применения для полетов внутри Солнечной системы и для полетов к другим звездным системам. 2013. URL: <http://Infm1.sai.msu.ru/SETI/koi/seminars.html>
16. I. J. Kramer, G. Moreno-Bautista, J. C. Minor, D. Kopilovic, E. H. Sargent. Applied Physics Letters. 105. 163902. 2014. Colloidal quantum dot solar cells on curved and flexible substrates. URL: <http://scitation.aip.org/content/aip/journal/apl/105/16/10.1063/1.4898635>
17. В. В. Подвысоцкий. Лазерные системы отвода тепла. НиТ. 2003. URL: <http://n-t.ru/tp/ng/ls.htm>
18. Y. A. Lei, J. Liu, Z. X. Wang, C. Chen. Fast Ignition Impact Fusion with DT methane. 2008. URL: http://www-pub.iaea.org/MTCD/Meetings/FEC2008/if_p7-30.pdf
19. R. Zubrin. The Magnetic Sail. 2000. URL: http://www.niac.usra.edu/files/studies/final_report/320Zubrin.pdf