

В. В. Подвысоцкий

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В данной статье рассматриваются теоретические возможности использования кинетической энергии космического аппарата, в качестве основного источника энергии для работы его двигательной установки. Исследуется способ разгона космического аппарата при помощи зондов, предварительно расположенных вдоль расчетной траектории полета космического аппарата. Эффективность (удельная тяга) кинетического реактивного двигателя (реализующего данный способ разгона), прямо пропорциональна скорости полета космического аппарата. Рассматриваются также некоторые вопросы повышения эффективности предлагаемого двигателя, за счет ядерных реакций деления и синтеза. Данное исследование носит теоретический характер, и представляет собой русский перевод англоязычной версии статьи «Theoretical Study of the Possibility of Creating Kinetic Jet Engine», опубликованной ранее в журнале «Перспективы науки», № 4(43), 2013, С. 56 – 66 [http://tambov-konfcentr.ru/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4\(43\)-2013.pdf](http://tambov-konfcentr.ru/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4(43)-2013.pdf).

1. Введение

В 1960 г. была предложена концепция захвата межзвездной среды идущим на высокой скорости космическим аппаратом, и использование этого вещества для разгона космического аппарата [1]. Эта концепция предполагает использование захваченного вещества в качестве термоядерного топлива, или в качестве рабочего тела (при этом источником энергии является расположенное на борту термоядерное топливо).

Захват вещества межзвездной среды предполагалось осуществлять при помощи магнитной воронки. Однако межзвездная среда содержит малое количество вещества. Поэтому диаметр собирающей магнитной воронки должен составлять тысячи километров. Создание такой большой магнитной воронки может оказаться неразрешимой задачей.

Существует другое решение проблемы обеспечения веществом, которое заключается в повышении плотности вещества в космическом пространстве, путем использовании искусственных источников. Для снабжения двигателя можно предварительно расположить вдоль траектории полета космического аппарата необходимое количество вещества том или ином виде, например, замороженные шарики дейтерия микронного размера [2]. Решение этой задачи не связано с большими затратами энергии (т. к. нет особой необходимости разгонять распыляемое вещество до высокой скорости).

Необходимая масса вещества может располагаться на пути космического аппарата в виде газа (или пыли), которые будут впоследствии захватываться магнитной воронкой. Однако такой способ связан с непрерывным расширением газа (или пыли) в космическое пространство (что возвращает нас к проблеме повышения эффективности сбора

рассеянного вещества, путем увеличения диаметра магнитной воронки). Поэтому необходимую массу вещества целесообразно расположить вдоль траектории полета космического аппарата, в виде специальных управляемых зондов.

Зонды будут превращаться в облако плазмы непосредственно перед космическим аппаратом [3], что позволит значительно (на порядки) уменьшить потребный диаметр магнитной воронки, и свести потери вещества к минимуму. Либо зонд может попадать внутрь двигателя через небольшое отверстие, и подрываться уже непосредственно внутри двигателя (что позволяет вообще отказаться от использования магнитной воронки).

Точное наведение зонда (с ошибкой бокового отклонения менее 1 м) очевидно является вполне решаемой проблемой даже на современном уровне развития науки и техники. Тем более, в космическом пространстве (на большом удалении от крупных космических объектов) практически нет вещества, и практически отсутствуют внешние возмущающие факторы. С учетом этого, расчет траектории движения космического аппарата и зондов, контроль и корректировка их взаимоположения (при создании соответствующей инфраструктуры обеспечения полета), может оказаться относительно простой задачей.

Известны методы разгона космического аппарата, с использованием кинетической энергии захваченного вещества в качестве основного источника энергии для работы двигательной установки космического аппарата [4; 5]. В данной статье будут рассмотрены устройство и принцип работы еще одного двигателя, работающего на кинетической энергии встречного потока захваченного вещества. В процессе его работы масса и энергия космического аппарата будут уменьшаться, а скорость полета будет увеличиваться (в полном соответствии с законами сохранения импульса и энергии).

2. Устройство двигателя и принцип работы

Принцип работы рассматриваемого двигателя основан на использовании кинетической энергии специальных управляемых зондов, предварительно расположенных вдоль траектории полета космического аппарата. Двигатель состоит из следующих основных частей: рабочая камера, входное отверстие, реактивное сопло, мишень внутри рабочей камеры. Дополнительно двигатель может содержать устройство для запираания входного отверстия в рабочую камеру (затвор), щит, систему подачи мишеней в рабочую камеру, систему корректировки положения мишени внутри рабочей камеры, систему управления выпуском плазмы (продуктов взрыва) через реактивное сопло и т. д.

Двигатель работает следующим образом. Через входные отверстия зонд A попадает внутрь двигателя. Внутри рабочей камеры D двигателя располагается специальная мишень E . При попадании зонда A в мишень E происходит мощный кинетический взрыв, который приводит к полному испарению вещества зонда, и полному или частичному испарению вещества мишени. В результате кинетического взрыва получаем нагретую до очень высокой температуры плазму, которая равномерно заполняет рабочую камеру D двигателя. При этом ударные волны в плазме полностью гасятся в основном за счет столкновения со стенками рабочей камеры D , и практически вся энергия кинетического взрыва переходит в тепловую энергию плазмы. Далее плазма постепенно истекает из рабочей камеры D двигателя через реактивное сопло F , создавая реактивную тягу.

Столкновение зонда и мишени должно быть организовано таким образом, чтобы исключить образование крупных осколков. Дополнительно для обеспечения безопасности перед космическим аппаратом располагается специальный щит B . В этом щите

предусмотрено входное отверстие (для пролета зонда), расположенное напротив входного отверстия в рабочую камеру двигателя. На входном отверстии в рабочую камеру *D* двигателя установлен затвор *C*, который закрывается в момент кинетического взрыва внутри рабочей камеры двигателя. В качестве затвора могут использоваться различные устройства (тонкая мембрана, диафрагма, МГД-генератор, магнитная катушка и т. д.). Внутренняя сторона щита может быть выполнена в форме реактивного сопла. Часть газов, которые могут прорваться через затвор *C*, будут воздействовать на обратную сторону щита, создавая дополнительную тягу.

На рисунке 1 изображено устройство кинетического реактивного двигателя, расположение зонда в момент приближения космического аппарата, расположение мишени внутри рабочей камеры двигателя.

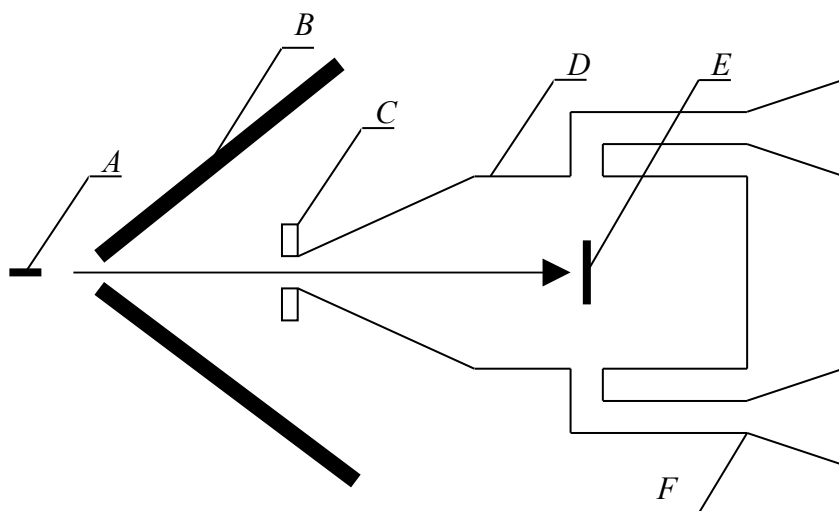


Рисунок 1. Принципиальная схема кинетического реактивного двигателя: *A* – зонд; *B* – щит; *C* – затвор; *D* – рабочая камера; *E* – мишень; *F* – реактивное сопло

На рисунке 2 схематически изображен кинетический взрыв внутри рабочей камеры кинетического реактивного двигателя (после попадания зонда в мишень), и выход продуктов взрыва через реактивное сопло. В момент взрыва затвор на входном отверстии в рабочую камеру двигателя закрыт.

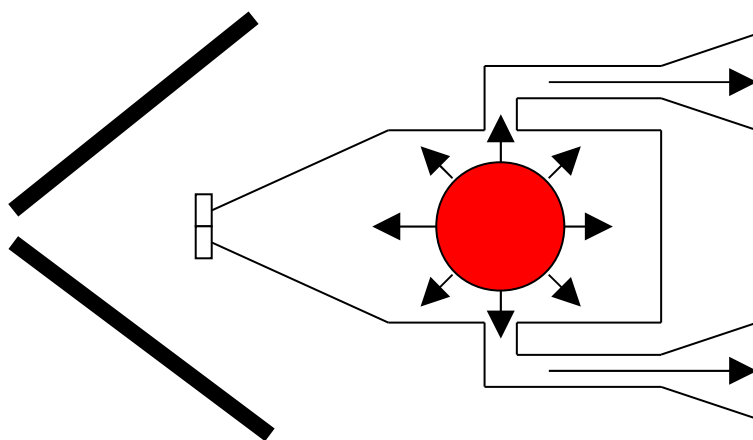


Рисунок 2. Изображение кинетического взрыва внутри рабочей камеры кинетического реактивного двигателя, и выхода продуктов взрыва через реактивное сопло

3. Расчет эффективности двигателя

Допустим, зонд имеет скорость v в системе координат космического аппарата. Зонд имеет массу M_3 , мишень имеет массу M_M . Допустим, что при столкновении зонда и мишени, происходит полное испарение вещества зонда и мишени. Массовое соотношение n равно

$$n = M_3/M_M \quad (1)$$

Кинетическая энергия E_3 зонда равна

$$E_3 = M_3 v^2 / 2 \quad (2)$$

Кинетическая энергия реактивной струи $E_{(3+M)}$ равна

$$E_{(3+M)} = (M_3 + M_M) u^2 / 2 \quad (3)$$

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 η кинетического реактивного двигателя определяется соотношением

$$\eta = E_{(3+M)} / E_3 \quad (4)$$

Реактивное сопло ориентировано таким образом, что истечение плазмы (продуктов взрыва) из рабочей камеры двигателя происходит точно в положительном 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_3 и массы мишени M_M ($m \gg M_3$; $m \gg M_M$). 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 $M_3 v$. 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 толчок влево с импульсом $-(M_3 + M_M) u$. Этот импульс имеет отрицательное значение, т. к. направлен влево в системе координат космического аппарата (рис. 2). Общее изменение импульса Δp космического аппарата после этих двух толчков равно сумме двух полученных в результате толчков импульсов. Получаем следующее соотношение

$$-\Delta p = (M_3 + M_M) u - M_3 v \quad (6)$$

Далее переходим 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 Δp 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

$$\Delta p = M_M V S \quad (7)$$

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

Максимальный прирост импульса Δp ($\Delta p = \Delta p_{max}$) достигается при максимальном значении коэффициента S ($S = S_{max}$). Решая относительно переменной n , уравнение $S' = 0$, получим оптимальное значение коэффициента n ($n = n_{opt}$)

$$n_{opt} = \frac{\frac{1}{\sqrt{1-\eta}} - 1}{2} \quad (9)$$

Поскольку $S_{max} = f(n_{opt})$, используя ф. (8, 9) получим

$$S_{max} = \frac{1 - \sqrt{1-\eta}}{2} \quad (10)$$

Одной из характеристик реактивного двигателя является эффективная скорость истечения $u_{эф}$ (синонимы: эквивалентная скорость, удельный импульс). Эффективная скорость истечения $u_{эф}$ равна отношению прироста импульса Δp к массе мишени M_M

$$u_{эф} = \Delta p / M_M \quad (11)$$

Используя ф. (7, 11) получим

$$u_{эф} = V S \quad (12)$$

Еще одной важной характеристикой реактивного двигателя является удельная тяга F_{y0} . Удельная тяга F_{y0} равна эффективной скорости истечения $u_{эф}$, деленной на ускорение свободного падения на поверхности Земли g_0 ($g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$). Используя (12) получим

$$F_{y0} = V S / g_0 \quad (13)$$

Масса космического аппарата равна m . Учитывая, что $M_M = -dm$, перепишем ф. (7) в виде

$$dV/V = -S dm/m \quad (14)$$

Интегрируя ф. (14), при условии $\eta = \text{Const}$, $n = \text{Const}$, получим соотношение начальной массы m_n и конечной массы m_k космического аппарата ($m_n > m_k$), начальной скорости V_n и конечной скорости V_k его полета ($V_n < V_k$)

$$V_n / V_k = (m_k / m_n)^S \quad (15)$$

Используя ф. (10, 13) получим максимальные значения удельной тяги F_{y0} реактивного двигателя, для разных значений скорости V (в диапазоне от 10 км/с до 90 км/с), и разных значений коэффициента полезного действия η (в диапазоне от 0,4 до 0,9).

Таблица 1. Максимальные значения удельной тяги F_{y0} при разных значениях скорости V и коэффициента полезного действия η

Скорость V , км/с	Удельная тяга F_{y0} , с					
	$\eta = 0,4$	$\eta = 0,5$	$\eta = 0,6$	$\eta = 0,7$	$\eta = 0,8$	$\eta = 0,9$
10	115	149	187	230	281	348
20	230	298	374	461	563	697
30	345	447	561	691	845	1045
40	460	597	749	922	1127	1394
50	574	746	936	1152	1408	1742
60	689	895	1123	1383	1690	2091
70	804	1043	1309	1610	1967	2436
80	920	1192	1498	1840	2254	2788
90	1035	1341	1686	2070	2535	3137

Используя ф. (10, 13) получим максимальные значения удельной тяги F_{y0} кинетического реактивного двигателя, для разных значений скорости V (в диапазоне от 100 км/с до 500 км/с), и разных значений коэффициента полезного действия η (в диапазоне от 0,4 до 0,9).

Таблица 2. Максимальные значения удельной тяги F_{y0} при разных значениях скорости V и коэффициента полезного действия η

Скорость V , км/с	Удельная тяга F_{y0} , с					
	$\eta = 0,4$	$\eta = 0,5$	$\eta = 0,6$	$\eta = 0,7$	$\eta = 0,8$	$\eta = 0,9$
100	1149	1493	1873	2305	2817	3485
150	1723	2239	2810	3458	4226	5228
200	2298	2986	3747	4610	5635	6970
250	2872	3732	4683	5763	7044	8713
300	3447	4478	5620	6916	8452	10455
350	4021	5225	6556	8068	9861	12198
400	4595	5971	7493	9221	11270	13940
450	5171	6719	8429	10373	12676	15683
500	5745	7465	9365	11525	14085	17425

Для сравнения приведем значения удельной тяги некоторых других перспективных реактивных двигателей: твердофазного ЯРД, ЯРД с жидкой активной зоной, газофазного ЯРД [6 – 9].

Таблица 3. Значения удельной тяги F_{y0} некоторых перспективных реактивных двигателей

Название реактивного двигателя	Удельная тяга F_{y0} , с
Твердофазный ЯРД	850 – 1000
ЯРД с жидкой активной зоной	1300 – 1500
ЯРД с псевдосжиженной активной зоной	1000 – 1100

Из рассмотрения Таблиц 1 – 3 видно, что кинетический реактивный двигатель способен развивать высокую удельную тягу, значения которой превышают удельную тягу других перспективных реактивных двигателей. Для этого необходимо обеспечить встречную скорость основного космического аппарата (относительно группировки зондов) в десятки

и сотни км/с. Некоторые возможные способы увеличения встречной скорости основного космического аппарата (относительно группировки зондов) будут рассмотрены ниже.

4. Ядерные реакции деления и синтеза при столкновении зонда и мишени

Рассмотрим возможность протекания ядерных реакций при столкновении зонда и мишени. Предположим, в состав зонда входят дейтерий и тритий (компоненты самой легкой реакции синтеза атомов гелия-4). Абсолютная температура газа является мерой средней кинетической энергии его частиц. При столкновении зонда с мишенью, поступательное движение зонда, переходит в хаотическое тепловое движение его частиц. При полном распаде молекул, вещество зонда можно рассматривать как идеальный одноатомный газ (с тремя степенями свободы). Внутренняя тепловая энергия U равна

$$U = 3\nu RT/2 \quad (16)$$

T – температура; ν – количество молей вещества зонда; R – универсальная газовая постоянная

Допустим, кинетическая энергия E_3 зонда, полностью преобразуется во внутреннюю тепловую энергию U взрыва ($U = E_3$). Используя ф. (2, 16) получим

$$T = M_3 V^2 / (3\nu R) \quad (17)$$

Из ф. (17) видно, что для повышения температуры кинетического взрыва, необходимо включить в состав зонда и мишени химические элементы, обладающие большой атомной массой. С этой целью, для изготовления зонда и мишени могут использоваться вольфрам, ртуть, свинец, висмут, уран (обедненный, природный или обогащенный) и другие тяжелые химические элементы. Допустим, зонд состоит из атомов урана-238 (10 моль), дейтерия (1 моль), трития (1 моль). Общее количество атомов вещества $\nu = 12$ моль. Масса зонда $M_3 = 2,385$ кг. Согласно ф. (17), для получения температуры $T = 45$ млн. К, понадобится скорость столкновения 75 км/с. Предельную скорость радиального расширения продуктов взрыва также оценим в 75 км/с. Время t расширения продуктов взрыва до сферы объемом $0,001$ м³, составит $t = 0,5$ микросекунды. Общая концентрация N ядер дейтерия и трития, составит $N = 12,04 \cdot 10^{26}$ 1/м³. Критерий Лоусона $Nt = 6 \cdot 10^{20}$ с/м³, что в 6 раз выше минимально необходимого уровня [10]. Таким образом, существуют все необходимые предпосылки для протекания ядерной реакции синтеза, и выделения при взрыве термоядерной энергии, превышающей начальную кинетическую энергию зонда.

При реакции слияния ядра дейтерия и ядра трития, образуется ядро гелия-4 (с энергией 3,5 MeV) и нейтрон (с энергией 14,1 MeV). Для указанного выше количества дейтерия и трития предельное количество выделяемой энергии составит $10,6 \cdot 10^{24}$ MeV (или 1,7 млн. МДж). Если прореагирует всего 1% термоядерного топлива, выход энергии составит 17 тыс. МДж (при кинетической энергии зонда 6,7 тыс. МДж). Таким образом, есть все основания предполагать, что ядерные реакции с большим выходом энергии, осуществимы уже при встречной скорости космического аппарата и зонда несколько десятков км/с.

Выполнение критерия Лоусона означает, что выделяемая термоядерная энергия превышает энергию, вводимую в систему (что является необходимым условием для промышленного производства термоядерной энергии). В том виде, в котором он записан выше критерий Лоусона практически не зависит от термоядерной системы. В нашем случае, в термоядерную систему вводится кинетическая энергия зонда, и критерий

Лоусона выполняется с многократным запасом. Однако это лишь грубая предварительная оценка, поскольку наличие преобладающего количества тяжелых ионов в плазме, может существенно повлиять на величину критерия Лоусона. Впрочем, для нашего случая выполнение критерия Лоусона не является необходимым условием, поскольку кинетический реактивный двигатель будет работать даже при полном отсутствии ядерных реакции деления и синтеза (исключительно на одной кинетической энергии зондов).

Первоначально уран выступает в роли катализатора, нагревая термоядерное топливо до высокой температуры. Далее уран может делиться под воздействием быстрых нейтронов, увеличивая энергию взрыва. В приведенном выше примере, количество первичных нейтронов на три порядка меньше количества атомов урана. С учетом этого, можно попытаться несколько увеличить массу термоядерного топлива, за счет уменьшения массы урана. При этом температура кинетического взрыва уменьшится, но общий выход ядерной энергии может вырасти, т. к. при температуре ниже 45 млн. К реакция синтеза гелия-4 также происходит (но с меньшей интенсивностью). Другими словами, должно существовать оптимальное соотношение между количеством атомов тяжелых и легких элементов (для максимального выхода ядерной энергии с 1 кг массы зонда и мишени).

Выше было показано, что когда кинетическая энергия космического аппарата (или зонда) является единственным источником энергии, оптимальное соотношение масс мишени и зонда определяется ф. (9). При использовании дополнительных источников энергии (в частности ядерных реакций деления и синтеза) оптимальное массовое соотношение будет определяться уже другими зависимостями. Например, при встречной скорости столкновения зонда и мишени в несколько десятков км/с, целесообразно увеличивать массу мишени по отношению к массе зонда ($n \rightarrow 0$). Увеличение массы мишени повышает удельную энергию кинетического взрыва. Это приводит к повышению интенсивности ядерных реакций деления и синтеза, и возрастанию суммарной энергии взрыва, даже при относительно низкой скорости столкновения зонда и мишени. Поскольку масса мишени возрастает, сложно обеспечить полное испарение ее вещества при столкновении с одним зондом. Из этого следует вывод о целесообразности применения (в определенном диапазоне скоростей полета космического аппарата) массивных многоразовых мишеней.

Однако с дальнейшим ростом скорости полета космического аппарата необходимо будет обратно вернуться к использованию легких одноразовых мишеней (т. к. при росте скорости столкновения энергия взрыва может разрушить даже самую массивную и прочную мишень). Определим оптимальное соотношение массы зонда и массы легкой одноразовой мишени (для получения максимальной температуры кинетического взрыва). До столкновения с мишенью зонд массой M_3 имеет скорость v . После столкновения образовавшийся сгусток плазмы массой $M_3 + M_M$ будет иметь скорость w (в системе отсчета космического аппарата). В соответствии с законом сохранения импульса имеем

$$M_3v = (M_3 + M_M)w \quad (18)$$

Тепловая энергия U сгустка плазмы, определяется соотношением

$$2U = M_3v^2 - (M_3 + M_M)w^2 \quad (19)$$

Используя ф. (1, 2, 18, 19) запишем

$$U = E_3/(1 + n) \quad (20)$$

Удельная тепловая энергия взрыва $U_{y\theta}$ (Дж/кг) составит

$$U_{y0} = U/(M_3 + M_M) \quad (21)$$

Используя ф. (1, 20, 21) получим

$$U_{y0} = (E_3/M_3)n/(1 + n)^2 \quad (22)$$

Решаем, относительно переменной n , уравнение

$$(n/(1 + n)^2)' = 0 \quad (23)$$

Получаем $n = 1$ ($M_3 = M_M$). Используя ф. (2, 16, 20, 23) запишем

$$T = M_3 v^2 / (12vR) \quad (24)$$

Из ф. (17, 24) видно, что организация ядерных реакций при помощи легких одноразовых мишеней является более сложной задачей (чем при помощи массивной многоразовой мишени). Например, для получения необходимой температуры взрыва, при столкновении зонда и легкой одноразовой мишени, понадобится увеличить скорость столкновения с 75 км/с до 150 км/с (если зонд и мишень имеют равную массу и одинаковый химический состав). Таким образом, на начальных этапах полета целесообразно использовать тяжелые многоразовые мишени, а при повышении скорости полета можно использовать легкие одноразовые мишени. В результате, можно значительно увеличить удельную тягу двигателя за счет ядерных реакций, начиная со скорости полета несколько десятков км/с.

Зонд может быть выполнен в виде контейнера, изготовленного из тяжелых химических элементов (например, урана-238), наполненного термоядерным топливом. Или же зонд может быть изготовлен из химических соединений тяжелых элементов с другими химическими элементами (например, дейтерида урана). Функцию триггера (создание высокой температуры и давления для протекания ядерных реакций) выполняет сам контейнер, состоящий в основном из тяжелых элементов, и обладающий огромной кинетической энергией. Мишень также может быть изготовлена в основном из тяжелых элементов, или химических соединений тяжелых элементов с более легкими элементами.

С увеличением скорости полета (и соответственно с ростом удельной энергии инициирующего кинетического взрыва) могут реализовываться любые схемы протекания ядерных реакций деления и синтеза. Спектр ядерных реакций будет расширяться за счет добавления в состав зонда и мишени различных химических элементов, выбор которых будет зависеть от многих факторов (доступности и низкой стоимости, энергетического выхода, легкости достижения необходимых для реакции условий и т. д.).

Например, при высокой встречной скорости можно отказаться от использования дорогостоящего трития, и изготовить зонд из урана-238 и дейтерида лития-6. Принципиальная схема двигателя при этом не изменится, т. к. двигатель работает независимо от того, происходят ядерные реакции или не происходят. Получение ядерной энергии, является средством повышения эффективности (удельной тяги) двигателя в широком диапазоне скорости полета. За счет этого, упрощается осуществление космических полетов любой сложности (в т. ч. особо дальних и межзвездных полетов).

На рисунке 3 изображен процесс расширения продуктов взрыва (образовавшихся в результате столкновения зонда и мишени) при использовании урана, дейтерия, трития.

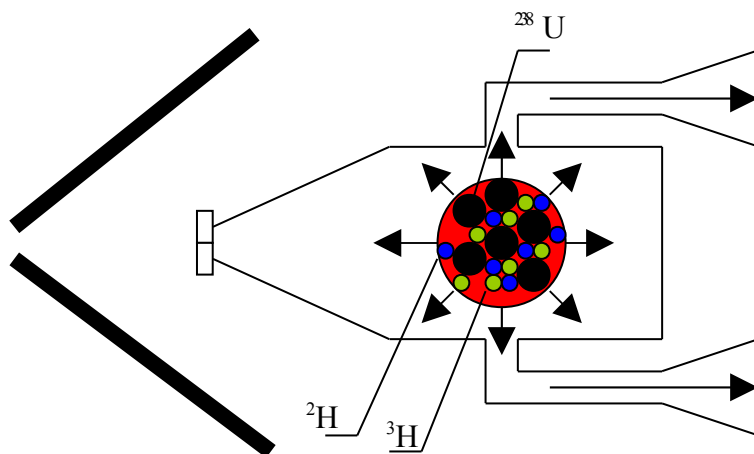


Рисунок 3. Ядерные реакции деления и синтеза при столкновении зонда и мишени внутри рабочей камеры кинетического двигателя: ^{238}U – уран-238; ^2H – дейтерий; ^3H – тритий

5. Выведение зондов на расчетную траекторию и определения их координат

Для размещения зондов в космическом пространстве необходимо использовать вспомогательный космический аппарат. Этот вспомогательный космический аппарат через определенные промежутки времени поочередно выбрасывает зонды строго вдоль касательной к траектории своего полета (скорость выброса зондов можно регулировать). Скорость вспомогательного космического аппарата постепенно меняется за счет работы его двигательной установки, и счет силы отдачи выбрасываемых зондов. В конечном итоге, создается группировка, зонды в которой непрерывно удаляются друг от друга (и протяженность группировки постепенно возрастает). Вблизи Солнца или планет (в частности планет-гигантов) группировка зондов может иметь форму спирали, круга, эллипса, параболы и т. д. На большом удалении от Солнца и планет, где силы тяготения стремятся к нулю, группировка зондов может иметь форму практически прямой линии.

После того, как зонды выброшены с борта вспомогательного космического аппарата, необходимо чтобы они двигались строго вдоль расчетной траектории (с минимальным отклонением). Контроль над зондами может осуществляться электромагнитными волнами: радиодиапазона (радиолокация), или оптического диапазона (лазерная локация). Различают первичную (пассивную) локацию и вторичную (активную) локацию. Принцип работы первичного (пассивного) локатора основан на том, что он освещает объект электромагнитной волной, и затем принимает отражение (эхо) этой волны. Особенность вторичной (активной) локации заключается в наличии на объекте активного ответчика.

Группировку зондов целесообразно объединить в единую автономную измерительно-вычислительную навигационную систему. Для этого зонды должны оснащаться соответствующим миниатюрным оборудованием (системами связи и управления, вычислительными системами, системами контроля времени, радиомаяками, активными ответчиками, уголковыми отражателями, микрореактивными двигателями и т. д.). Зонды находятся в космическом пространстве длительное время, и для коррекции их положения могут применяться микрореактивные двигатели с очень малой силой тяги. Требования к точности создаваемой силы тяги невысоки, т. к. ошибки в силе тяги компенсируются регулировкой продолжительности работы двигателя. Внутри этой автономной навигационной системы зонды самостоятельно определяют и корректируют свое

положение относительно друг друга, что позволит удерживать их группировку на нужной траектории, даже без привлечения внешних систем (дублирующих или вспомогательных).

В простейшем случае вместо пассивных или активных локаторов (оптического или радиодиапазона), зонды оборудуются передатчиками и приемниками радиоволн. Каждый зонд имеет либо отдельную частоту, либо отдельный опознавательный сигнал. При необходимости любые два зонда могут выйти на связь друг с другом (в пределах взаимной досягаемости). Поскольку скорость электромагнитных волн известна, измерение времени между отправкой и получением сигналов, позволяет определять расстояние между зондами. Далее на основе теорем тригонометрических функций определяется расположение зондов относительно друг друга. Эта информация используется для коррекции расположения каждого зонда, при помощи его микрореактивных двигателей.

Через определенные промежутки могут располагаться зонды с более точными и дальнедействующими системами определения расстояний и координат. Эти зонды послужат базовыми контрольными точками, для повышения точности измерений внутри навигационной системы. В случае незначительных нарушений в работе одного или нескольких зондов, их функции частично могут дублироваться соседними зондами (что повышает общую устойчивость группировки зондов). В случае возникновения критических неисправностей, подается сигнал на отвод неисправного зонда в сторону, или на его ликвидацию (при помощи системы самоуничтожения, зарядом взрывчатки). В случае выхода из строя системы самоуничтожения, зонд будет обстрелян с космического аппарата специальной пушкой, лазерным лучом, электронным пучком или каким-либо другим видом оружия. Образовавшиеся при разрушении зонда осколки блокируются щитом космического аппарата. Так обеспечивается безопасность космического аппарата.

Основное количество зондов в системе являются стандартными устройствами с одинаковой массой. Если эти зонды расположить равномерно вдоль расчетной траектории полета, то выделяемое в единицу времени количество теплоты внутри рабочей камеры двигателя, будет возрастать пропорционально кубу скорости полета космического аппарата. Поскольку предельная тепловая мощность рабочей камеры двигателя ограничена (физическими характеристиками ее конструкционных материалов), следует вывод о необходимости постепенного увеличения промежутков между зондами. Для этого, в процессе формирования группировки зондов, нужно постепенно менять частоту выброса зондов так, чтобы расстояние ΔL между зондами определялось соотношением

$$\Delta L \sim V^3 \quad (25)$$

Допустим, в начале разгона скорость космического аппарата составляет 20 км/с, а среднее расстояние между зондами 1 км. При возрастании скорости полета до 100 км/с, среднее расстояние между зондами согласно ф. (25) необходимо будет увеличить до 125 км. Необходимо отметить, что это минимальная оценка, поскольку с увеличением скорости полета космического аппарата, возрастает выделение тепловой энергии за счет ядерных реакций деления и синтеза при столкновении зонда и мишени в рабочей камере двигателя.

Таким образом, расстояние между зондами в системе постепенно увеличивается, и поддержание связи между ними, рано или поздно становится невозможным (по причине небольшой массы зондов и малой мощности располагаемого внутри зондов оборудования). По той же причине нельзя уменьшать массу зондов ниже некоторого предела. С учетом этого, объединение группировки зондов в единую автономную навигационную систему, возможно лишь при осуществлении полетов с относительно низкой скоростью в пределах Солнечной системы. Для полетов за пределы Солнечной

системы, когда потребная скорость космического аппарата будет исчисляться тысячами и десятками тысяч км/с, необходимо применение методов внешнего контроля над зондами.

Методы внешнего дальнего контроля над положением зондов включают в себя первоначальную корректировку с постановщика зондов, промежуточную проверку с аппаратов движущихся вдоль группировки зондов, завершающую корректировку непосредственно с борта основного космического аппарата. Современный уровень развития науки и техники позволяет с высокой точностью определять координаты зондов на больших расстояниях, при помощи соответствующих дальнедействующих устройств. Например, космический лазерный локатор (дальномер) «Сажень-ТМ-Д» имеет дальность действия до 25000 км при среднеквадратической погрешности измерения дальности не более 5 мм <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/115-2009-04-13-11-00-28.html>.

Упомянутый лазерный дальномер является устройством пассивной локации. При использовании методов активной локации, ошибки измерения могут быть значительно уменьшены. Достоинствами активной локации являются высокая точность, возможность получения дополнительной информации о зонде, малая по сравнению с пассивными локаторами потребная мощность излучения, большая дальность обнаружения и т. д.

6. Маневрирование и первоначальный разгон космического аппарата

Эффективность кинетического реактивного двигателя возрастает с увеличением встречной скорости космического аппарата относительно группировки зондов. При малой встречной скорости, внутри зондов можно размещать ядерные или термоядерные заряды. В настоящее время термоядерные взрывные устройства имеют слишком большие размеры и избыточную для нашей задачи мощность, однако нельзя исключать возможность создания в будущем компактных термоядерных зарядов малой мощности. За счет использования ядерных или термоядерных зарядов будет обеспечена эффективная работа двигателя в самом начале полета космического аппарата (при очень низкой его скорости).

Группировка зондов может вращаться либо вокруг Солнца, либо вокруг планет-гигантов Солнечной системы. Если в начале полета организовать движение космического аппарата навстречу группировке зондов, то даже в самом начале полета их встречная скорость может составить несколько десятков или даже сотен км/с. В этих условиях кинетический реактивный двигатель способен развить очень высокую удельную тягу (даже без размещения внутри зондов ядерных или термоядерных устройств). Наибольшая встречная скорость космического аппарата навстречу группировки зондов может быть достигнута в окрестностях Солнца. Однако для этого требуется приблизить космический аппарат и группировку зондов на такое расстояние к Солнцу, которое может привести к неприемлемо высокому уровню солнечного облучения. В этой ситуации солнечное излучение является фактором, ограничивающим возможности разгона космического аппарата при помощи кинетического реактивного двигателя вблизи Солнца.

Удобными стартовыми позициями для начала полета являются системы планет-гигантов (Юпитер, Сатурн, Уран, Нептун). Большинство спутников планет движутся по прямым орбитам, т. е. направление вращения спутника по орбите совпадает с направлением вращения планеты. Однако некоторые спутники движутся по обратным (ретроградным) орбитам. Это обстоятельство позволяет организовать движение основного космического аппарата навстречу группировки зондов, с очень высокой встречной скоростью. Кроме того, что в системах планет-гигантов существуют хорошие условия для работы кинетического реактивного двигателя, некоторые спутники планет-гигантов являются

удобными объектами для колонизации. Поэтому использование кинетических реактивных двигателей в системах планет-гигантов может иметь очень большие перспективы.

В системе Юпитера по обратным орбитам движутся спутники Карме, Синопе, Ананке, Пасифе и другие. Допустим, в качестве место базирования основного космического аппарата используется движущийся по прямой орбите спутник Каллисто, а в качестве места базирования вспомогательного космического аппарата используется движущийся по обратной орбите спутник Пасифе. При старте со своих мест базирования, основной и вспомогательный космические аппараты будут вращаться вокруг Юпитера в противоположных направлениях. Для создания условий для разгона основного космического аппарата, дополнительно необходимо перевести основной и вспомогательный космические аппараты на вытянутые эллиптические орбиты с совпадающими перигентрами, расположенными на близком расстоянии от Юпитера.

Для изменения орбиты (или совершения любых других маневров), основной космический аппарат должен иметь некоторый резерв автономного хода (без привязки к группировке зондов). Предположим, что космический аппарат в силу каких-то причин отклонился от расчетной траектории полета и не может захватывать зонды. Упомянутый резерв автономного хода поможет космическому аппарату вернуться на расчетную траекторию полета, и снова начать захватывать зонды. Можно воспользоваться вспомогательными ракетными двигателями. Но в случае необходимости также можно воспользоваться рабочей камерой кинетического реактивного двигателя. Для этого нужно хранить на борту космического аппарата некоторое количество ядерных или термоядерных зарядов малой мощности и поочередно осуществлять их подрыв внутри рабочей камеры. При истечении продуктов взрыва из рабочей камеры через реактивное сопло, будет получен импульс, необходимый для корректировки траектории полета, для свободного передвижения или совершения любых маневров без каких-либо вспомогательных ракетных двигателей.

На рисунке 4 изображено расположение орбит группировки зондов и основного космического аппарата, перед началом его разгона с использованием зондов.

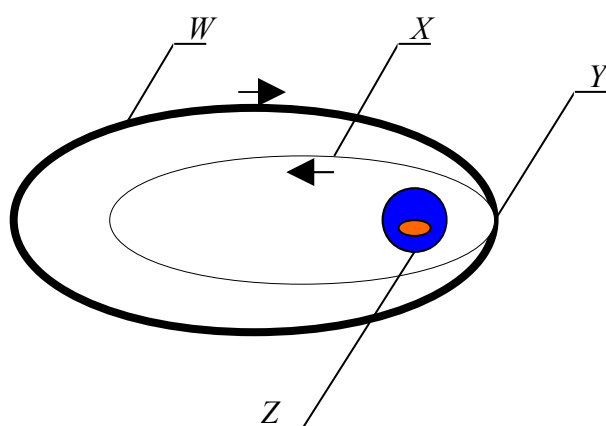


Рисунок 4. Расположение орбит группировки зондов и основного космического аппарата: *W* – орбита группировки зондов; *X* – орбита основного космического аппарата; *Y* – точка перехода основного космического аппарата на разгонную траекторию; *Z* – центральное тяготеющее тело (например, Юпитер)

На рисунке 4 орбита *W* изображена жирной линией. Стрелками указаны противоположные друг другу направления движения основного космического аппарата и группировки зондов. Затраты реактивной массы для удержания основного космического

аппарата на разгонной траектории (участок орбиты W), будут минимальными в случае, когда большая полуось орбиты W , длиннее большой полуоси орбиты X .

При помощи своих двигателей, основной космический аппарат и вспомогательный космический аппарат, выводятся на орбиты W и X (перигеи этих орбит совпадают). Необходимые для осуществления таких подготовительных маневров значения характеристической скорости не превышают несколько км/с. Это видно из того, что орбитальная скорость Каллисто (который ближе к Юпитеру, чем Пасифе), равна всего 8,204 км/с. Далее, двигаясь по орбите W , вспомогательный космический аппарат формирует протяженную группировку зондов. Таким образом, участок орбиты W (между перигеем и апогеем), подготавливается для использования в качестве траектории разгона основного космического аппарата. Совпадающие перигеи являются точкой перехода Y основного космического аппарата с орбиты X на орбиту W .

Допустим, точка перехода Y расположена на расстоянии 70 тыс. км от центра Юпитера (где первая космическая скорость 45 км/с, а вторая космическая скорость 64 км/с). Следовательно, в точке перехода Y встречная скорость космического аппарата и группировки зондов, лежит в пределах 90 – 128 км/с. Согласно Таблицы 1, при минимальной встречной скорости 90 км/с, удельная тяга F_{y0} кинетического реактивного двигателя составит $F_{y0} = 1035 - 3137$ с (даже без учета ядерных реакций). В таких условиях, его удельная тяга превышает удельную тягу ядерных ракетных двигателей разных типов (с твердой, жидкой, псевдосжиженной или газообразной активной зоной).

7. Некоторые возможные модификации кинетического реактивного двигателя

На рисунке 5 изображена принципиальная схема кинетического реактивного двигателя с расположением реактивного сопла в задней части рабочей камеры. Образовавшаяся в результате кинетического взрыва плазма истекает в положительном направлении оси координат через реактивное сопло в задней части рабочей камеры, создавая реактивную тягу в отрицательном направлении оси координат. Данная модификация кинетического реактивного двигателя отличается лишь другим местом расположения реактивного сопла.

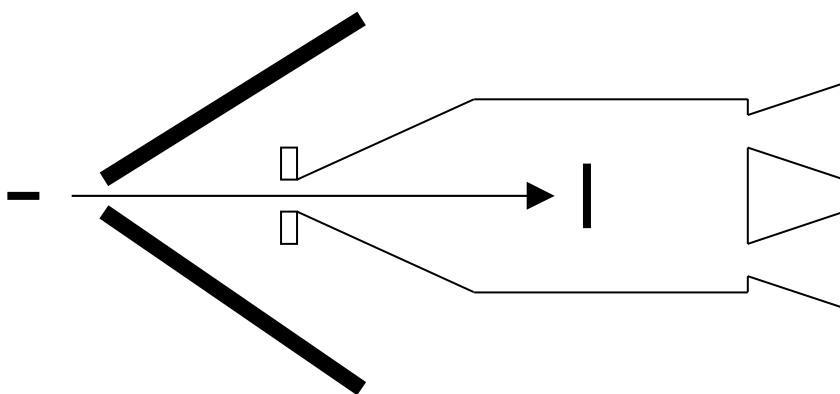


Рисунок 5. Принципиальная схема двигателя с расположением реактивного сопла в задней части рабочей камеры двигателя

На рисунке 6 изображена принципиальная схема кинетического реактивного двигателя с совмещением функций и конструктивным объединением рабочей камеры и реактивного сопла. Передняя часть рабочей камеры имеет форму сужающейся трубы, задняя часть рабочей камеры имеет форму расширяющейся трубы. Образовавшиеся продукты взрыва

двигаются с различной скоростью вдоль передней сужающейся части рабочей камеры. Одна часть продуктов взрыва движется со сверхзвуковой скоростью и испытывает торможение, другая часть движется с дозвуковой скоростью и испытывает ускорение. В процессе этого движения, происходит погашение ударных волн, выравнивание скоростей и температуры продуктов взрыва. В результате образуется поток нагретой плазмы, который постепенно переходит в заднюю расширяющуюся часть рабочей камеры, и движется в ней с ускорением. Затем поток плазмы вытекает из задней расширяющейся части рабочей камеры в положительном направлении оси координат, а космический аппарат получает прирост импульса в противоположном отрицательном направлении.

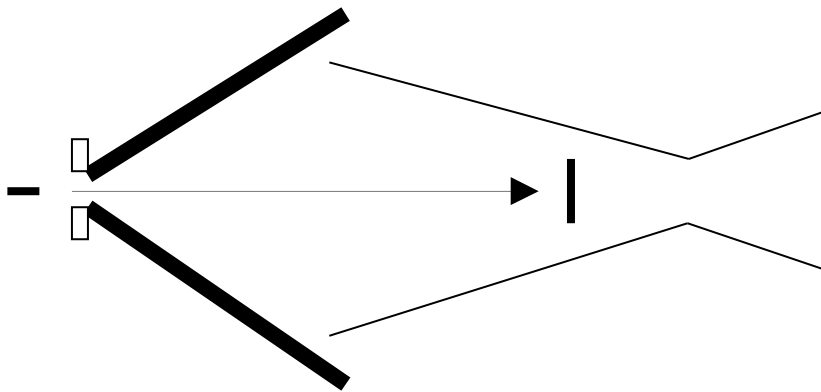


Рисунок 6. Принципиальная схема двигателя с совмещением функций и конструктивным объединением рабочей камеры и реактивного сопла

На рисунке 7 изображена принципиальная схема кинетического реактивного двигателя с конструктивным объединением и совмещением функций щита и реактивного сопла. Функцию реактивного сопла выполняет внутренняя поверхность щита. Рабочая камера имеет широкое отверстие в передней своей части. Рабочая камера выполняет функцию экрана, препятствуя прямому выходу плазмы в космическое пространство, и направляя поток плазмы сначала на внутреннюю поверхность щита. После этого, поток плазмы отражается от внутренней поверхности щита, и выходит в космическое пространство в положительном направлении оси координат. В результате космический аппарат получает тяговый импульс в противоположном отрицательном направлении. Внутренняя поверхность щита может иметь форму реактивного сопла, параболического зеркала, либо любую другую форму, необходимую для создания максимальной силы тяги.

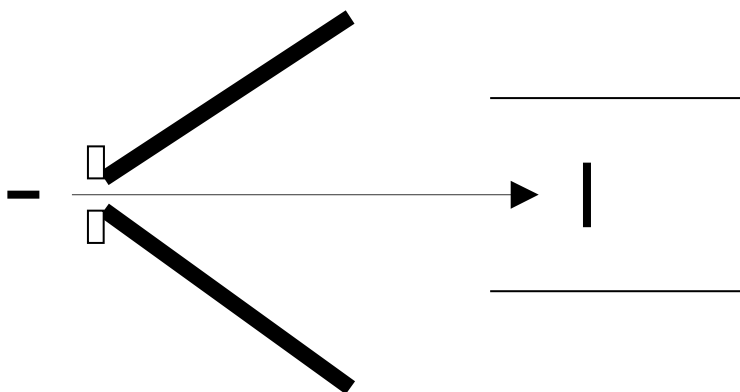


Рисунок 7. Принципиальная схема двигателя с совмещением функций и конструктивным объединением щита и реактивного сопла

8. Выводы

Основной особенностью кинетического реактивного двигателя является увеличение его эффективности (удельной тяги), по мере возрастания скорости полета космического аппарата. В результате, при высокой скорости полета удельная тяга кинетического реактивного двигателя превосходит удельную тягу других перспективных космических реактивных двигателей. Рассматриваемый двигатель не нуждается в топливе, имеет простую конструкцию, и может быть построен при современном уровне развития науки и техники. Высокая эффективность позволяет использовать кинетический реактивный двигатель для освоения Солнечной системы и для осуществления межзвездных полетов.

Литература

1. Bussard, R. Galactic Matter and Interstellar Flight / R. Bussard // *Astronautica Acta*. – 1960. – Vol. 6. – P. 94 – 179.
2. Whitmire, D.P. Laser Powered Interstellar Ramjet / D.P. Whitmire, A.A. Jackson, *JBIS* 30, 1977. – P. 223 – 226.
3. Подвысоцкий, В.В. Прямоточный импульсный МГД-двигатель / В.В. Подвысоцкий // Современная техника и технологии [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://technology.snauka.ru/2012/04/510>.
4. Подвысоцкий, В.В. Двигатель для космического корабля / В.В. Подвысоцкий // *Инженер*. – 1992. – № 1. – С. 39
5. Подвысоцкий, В.В. Космические двигатели третьего тысячелетия / В.В. Подвысоцкий // *НиТ «Наука и техника»*, 2003.
6. Паневин, И.Г. Космические ядерные ракетные двигатели / И.Г. Паневин [и др.]. – М.: Знание, 1978. – 64 с.
7. Dewar, J. The Nuclear Rocket: Making Our Planet Green, Peaceful and Prosperous / J. Dewar, R. Bussard. – Burlington, Ontario, Canada : Apogee Books, 2009.
8. Ракетные двигатели и энергетические установки на основе газофазного ядерного реактора / под ред А.С. Коротеева. – М. : «Машиностроение», 2002.
9. Коротеев, А.С. Развитие работ по газофазному ядерному реактору в России / А.С. Коротеев, Э.Е. Сон. – AIAA-2007-0035, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. – Reno, Nevada, 2007.
10. Lawson, J.D. Some Criteria for a Power Producing Thermonuclear Reactor / J.D. Lawson // *Proc. Phys. Soc.*, 1957.