

О возможности использования кинетического двигателя Подвысоцкого для перелетов внутри Солнечной системы и для создания межзвездного зонда

А.Д. Панов (МГУ, г. Москва)

1 Введение

Поводом для написания данной статьи послужила публикация нескольких статей Д.Б. Зотьева (в частности [1,2]), посвященных критике так называемого кинетического реактивного двигателя, концепция которого была предложена В.В. Подвысоцким [3]. Основной вывод статей [1,2] состоит в том, что идея кинетического двигателя бесперспективна, так как не допускает разумной технической реализации, которая дала бы ему преимущества даже по сравнению с обычными жидкостными реактивными двигателями (ЖРД), не говоря уже о различных модификациях ядерных реактивных двигателей (ЯРД). Надо отметить, что критика [1,2] в очень многих отношениях представляется неубедительной и даже некорректной, однако целью настоящей статьи не является анализ положений статей [1,2]. Ответ на критику дан самим автором концепции кинетического двигателя в статье [4]. Автор настоящей статьи был рецензентом статьи В.В. Подвысоцкого [3] и в качестве такового тоже дал свои замечания по критике Д.Б. Зотьева [5]. Таким образом, с некоторым разбором замечаний, представленных в статьях [1,2] уже можно ознакомиться по публикациям [4,5]. Цель настоящей статьи иная. Мы, главным образом, конструктивно оппонируем лишь основному выводу статей [1,2], согласно которому кинетический двигатель не может иметь преимуществ перед ЖРД и ЯРД, представляя конкретные частные варианты использования кинетического реактивного двигателя, в которых он может быть вполне эффективен.

В то время как в статье В.В. Подвысоцкого [3] лишь вводится принцип кинетического ускорения, но обсуждается он в самом общем виде, мы значительно больше внимания будем уделять некоторым принципиальным деталям реализации проекта и доведем анализ до числа в нескольких частных случаях. Во избежание недоразумений сразу отметим, что теоретическое рассмотрение конкретных схем кинетического двигателя, которое могло бы иметь реальное прикладное значение, является чрезвычайно сложным делом и должно включать, в частности, детальные численные газодинамические и теплокинетические расчеты. Наша работа носит скорее иллюстративный и полуколичественный характер, основана на некоторых упрощениях, которые будут описаны в явном виде, и не должна рассматриваться как теоретическое исследование, претендующее на полноту. Это лишь очень небольшой шаг в сторону исследования реальных практических решений.

2 Кинетический принцип ускорения космических аппаратов

Опишем принцип работы кинетического реактивного двигателя согласно [3]. Основная идея кинетического реактивного двигателя, на первый взгляд, выглядит совершенно парадоксальной и заключается в том, что космический аппарат (КА) может ускоряться исключительно за счет энергии *встречного* потока вещества. Если перейти в систему отсчета, связанную с этим встречным веществом, то оно будет там неподвижным, а КА будет ускоряться исключительно за счет уже достигнутой им кинетической энергии. Более того, чем выше скорость, уже достигнутая КА, тем более эффективно (в строго определенном смысле, см. ниже) он ускоряется. Хотя такая картинка может показаться

похожей на вечный двигатель, никакого парадокса здесь нет. Рассмотрим некоторые детали устройства кинетического двигателя.

Кинетический двигатель может быть реализован в различных модификациях, и мы рассмотрим простейший вариант, наиболее удобный для описания основных принципов работы устройства. Представим себе цепочку небольших тел, называемых *зондами*, которые располагаются точно на линии движения КА. Будем считать зонды неподвижными, и массу одного такого зонда будем обозначать как M_z . Кинетический двигатель представляет собой полую камеру с входным отверстием, через которое зонды могут проникать внутрь камеры. Входное отверстие может открываться и закрываться. Камера имеет также выходное отверстие, снабженное соплом, и это отверстие тоже может открываться и закрываться. Помимо этого кинетический двигатель снабжен устройством, которое на пути влетающего в камеру зонда располагает мишень с массой M_t . Предполагается, что имеет место абсолютно неупругое соударение зонда с мишенью, и, благодаря очень высокой начальной скорости КА относительно зондов, происходит *кинетический взрыв*, в результате которого и зонд и мишень полностью испаряются и превращаются в облако раскаленного газа или плазмы, которое ниже мы будем называть *файрболом*. После попадания зонда в камеру входное отверстие закрывается, а выходное отверстие на момент входа зонда в камеру двигателя уже является закрытым. С раскаленным файрболом внутри рабочей камеры происходит некоторая весьма сложная эволюция, включающая его расширение, удар о заднюю стенку двигателя (или, возможно, о магнитную защиту задней стенки, если газ находится в полностью ионизированном состоянии), образование и взаимодействие многочисленных ударных волн, в результате чего через некоторое время происходит релаксация и закрытая камера оказывается заполненной раскаленным газом или плазмой в состоянии, более или менее близком к состоянию равновесия (ударные волны затухли и перешли в тепловую энергию газа). В действительности полной релаксации для работы двигателя не требуется, но в оценочных расчетах мы будем исходить из упрощенного представления о достигнутом равновесии.

Дальше анализ удобнее вести в системе отсчета, связанной с КА. В этой системе отсчета после термализации газа или плазмы в рабочей камере двигателя весь КА, включая газ в двигателе, сначала получают импульс, направленный *в противоположную* сторону по отношению к тому направлению, в котором требуется ускорять КА. Однако тут открывается выходное отверстие рабочей камеры, и через соответствующим образом ориентированное сопло раскаленный газ выходит в вакуум космического пространства, давая аппарату импульс в том направлении, в котором должно происходить ускорение. Для того, чтобы найти полный результат такого рабочего цикла, нет необходимости рассматривать чрезвычайно сложную динамику газа или плазмы в камере начиная с момента соударения зонда с мишенью и начала расширения файрбола. Достаточно предположить, что некоторая доля η начальной кинетической энергии зонда переходит в энергию направленного движения газов из сопла, после чего окончательный импульс, переданный КА, легко определяется исключительно из законов сохранения. Величина η есть ни что иное, как тепловой КПД кинетического двигателя. Детали анализа приведены в [3], и основной результат состоит в том, что КА может получить импульс в направлении его первоначального движения в системе координат, где покоятся мишени, или в направлении, противоположном начальной скорости зонда, если рассматривать движение в системе координат КА. Окончательная величина приращения импульса в направлении движения КА определяется формулой

$$\Delta p = M_t V (\sqrt{\eta n(n+1)} - n), \quad (1)$$

где V есть скорость соударения зонда с КА и $n = M_z/M_t$. Формула (1) получена в разумном предположении, что $M_z + M_t \ll M_a$, где M_a - масса космического аппарата. Из формулы (1) видно, что если $n < \eta/(\eta-1)$ то $\Delta p > 0$. Иными словами, при любых КПД двигателя существует такой диапазон отношений n , что КА получает толчок в направлении

движения. Видно, что условием работы кинетического двигателя является не слишком большое отношение M_z/M_t , значит масса мишени обязана быть, во всяком случае, больше нуля. Это значит, что неизбежен расход мишеней, которые перед старом должны храниться на борту КА точно так же, как на КА с обычным ракетным двигателем должен храниться запас топлива или рабочего тела. Мишени играют роль рабочего тела кинетического двигателя, и запас работы двигателя будет исчерпан вместе с исчерпанием запаса мишеней. Поэтому никакого вечного двигателя, конечно же, не получится. В этом смысле ничего парадоксального в работе кинетического двигателя нет.

Формулу (1) удобно переписать в виде:

$$I = \frac{\Delta p}{M_t} = V(\sqrt{\eta n(n+1)} - n), \quad (2)$$

Величина I , стоящая в левой части равенства (2), есть ни что иное как удельный импульс кинетического двигателя – величина приобретенного импульса в расчете на единицу массы затраченного рабочего тела. Это есть важнейшая характеристика любого ракетного двигателя, и мы будем сравнивать результаты, полученные для кинетического двигателя, с показателями других известных типов ракетных двигателей. Здесь отметим, что, согласно формуле (2), удельный импульс I растет вместе с ростом относительной скорости V космического аппарата и мишеней, если только предполагать η и n постоянными. То есть по мере ускорения КА работа кинетического двигателя становится все более и более эффективной в смысле роста его удельного импульса. Это очень сильно отличает кинетический двигатель от всех других типов ракетных двигателей. Как мы увидим ниже, в действительности картина будет более сложной в том отношении, что η и n будут изменяться с ростом V , но этот качественный вывод вполне сохранится.

3 Несколько простых примеров реализации идеи кинетического ускорения с использованием дейтерия в качестве рабочего вещества

Сделаем совершенно естественное предположение, что космический аппарат (КА) стартует с орбиты Земли вокруг Солнца. Так как речь идет о достаточно продвинутой фазе развития космонавтики, то нет нужды обсуждать сборку КА на поверхности Земли и последующую доставку тяжелого корабля в космос. КА может быть собран сразу на низкой околоземной орбите или, например, в одной из солнечно-земных точек Лагранжа. Будем для определенности предполагать именно последний вариант. В этом случае к месту строительства проще доставлять материалы, полученные из полезных ископаемых, добытых на астероидах. Предположим, что популяция зондов, которые используются в работе кинетического реактивного двигателя нашего КА, запущена на орбиту Земли вокруг Солнца, но в направлении, противоположном движению Земли. Так как зонды являются довольно мелкими и простыми объектами, для их выведения на такую орбиту можно обойтись вовсе без использования каких-либо реактивных двигателей, но вместо этого использовать устройство вроде электромагнитной пушки, установленной где-нибудь на поверхности Луны. Так как скорость движения Земли по орбите вокруг Солнца составляет около 30 км/сек, то пушка должна сообщить зондам начальную скорость около 60 км/сек относительно поверхности Луны. В таком устройстве нет ничего особенно фантастического или, тем более, принципиально неосуществимого. Например, если длина электромагнитного ускорителя составляет 100 км (что вовсе не выглядит чем-то странным по сравнению с размерами современных и планируемых на ближайшее будущее ускорителей элементарных частиц), то для достижения скорости 60 км/сек на этой длине зонд должен двигаться с ускорением $\approx 1800g$. Это в несколько раз меньше, чем ускорение артиллерийского снаряда в стволе орудия, поэтому не слишком хрупкая конструкция

вполне может выдержать такое ускорение. После запуска группировки зондов на орбиту нужно подождать полгода до момента старта КА. Это, однако, не является серьезной проблемой. Более того, это время можно с пользой потратить на тщательную коррекцию орбиты каждого отдельного зонда. Можно, конечно, рассмотреть и другие схемы выведения зондов на встречно-земную орбиту. Например, космический корабль-контейнер, нагруженный зондами, может быть сначала выведен на обычную околосолнечную орбиту, а затем плоскость орбиты может быть постепенно перевернута на 180° с помощью серии гравитационных маневров. Прямое орбитальное движение будет заменено обратным. Если точкой старта такого корабля-контейнера была одна из солнечно-земных точек Лагранжа, то все маневры могут быть выполнены с чрезвычайно низкими ускорениями, поэтому груз зондов может быть сколь угодно хрупок, если в этом есть необходимость. Этим возможные схемы выведения зондов на встречную орбиту, конечно же, не исчерпываются.

Для момента старта нашего КА из точки Лагранжа относительная скорость зондов и КА при встрече будет составлять около 60 км/сек. Будем в оценках исходить именно из этой величины.

Выберем теперь вещество рабочего тела для зондов и мишеней. В расчетах нам придется учитывать потери энергии на ионизацию атомов рабочего тела, так как от этих потерь критическим образом зависит режим работы двигателя и достигаемый КПД. Для тяжелых атомов этот учет выливается в довольно громоздкую задачу при вычислении баланса энергии, так как по мере роста температуры будут открываться все новые и новые каналы ионизации атомов рабочего тела, поэтому придется использовать большое количество табличных данных для соответствующих потенциалов ионизации. Нам, однако, хотелось бы избежать технических трудностей в построении примера. Поэтому остановимся на простейшем возможном выборе, который состоит в использовании в качестве рабочего тела атомов водорода. Энергия ионизации электрона атома водорода составляет 13.6 эВ, и существенных трудностей с учетом этого единственного значения не возникает. Можно представить себе, что водород зондов и мишеней находится в замороженном состоянии либо заключен в тонкую оболочку в газообразном состоянии при некотором подходящем давлении. Вместо обычного водорода выгоднее использовать дейтерий, так как для дейтерия энергия ионизации атомов составляет вдвое меньшую долю от начальной кинетической энергии, чем для обычного водорода, и это позволяет получать более высокие КПД. Использование дейтерия вместо обычного водорода не приводит к проблемам, так как дейтерий в достаточных количествах содержится в естественной смеси изотопов водорода. В частности, его можно практически в неограниченных количествах добывать прямо в космосе из кометного льда, возможны залежи льда вблизи полюсов Луны и т.д. Заметим, что использование дейтерия приводит к возможности использования дополнительной выгоды от энергии термоядерного синтеза, например в реакции $D+D = T + p$, но мы ниже лишь вскользь коснемся этой интересной возможности.

Будем предполагать, что как зонды, так и мишени выполнены в виде очень тонких дисков одинакового диаметра, причем диски ориентированы перпендикулярно вектору скорости. Для простоты будем считать соударение дисков центральным. Это, конечно, некоторая идеализация. Реально диаметр мишени может быть сделан несколько больше диаметра зонда с тем расчетом, чтобы зонд всегда взаимодействовал с мишенью всей своей поверхностью, но часть мишени может остаться и не провзаимодействовавшей напрямую непосредственно в соударении. Если мишень состоит из водорода, то не провзаимодействовавшие остатки мишени, скорее всего, просто испарятся в ходе кинетического взрыва.

При соударении как в зонде, так и в мишени возникают ударные волны, движущиеся в противоположных направлениях. Проходя через соответствующие диски, они нагревают их и превращают, в зависимости от начальной энергии зонда и от соотношения масс зонда

и мишени, либо в сверхплотный раскаленный газ (очень далекий от идеального, по свойствам может больше напоминать жидкость), либо в сверхплотную плазму. Если перейти в систему центра масс слившихся зонда и мишени, то мы обнаружим разлет облака газа или плазмы - фэйрбола – под действием внутреннего давления. Разлет фэйрбола в системе его центра масс происходит во все стороны, но не обязательно изотропно. Детали процесса расширения очень сложны, особенно в самой начальной его стадии, и должны быть предметом экспериментов и газодинамических вычислений (особый интерес представляет точная диаграмма направленности разлета). Однако отметим, что предполагаемая нами малая толщина зонда и мишени исключает развитие неустойчивости Рэлея-Тейлора при ударе, которая могла бы возникнуть для толстых дисков и привести к их частичной фрагментации вместо теплового взрыва (но может и не возникнуть – этот вопрос требует изучения). Поэтому в рассматриваемом нами примере можно обоснованно предполагать, что в момент взрыва высокоэнергетических осколков не образуется, и все вещество зонда и мишени переходит в состояние газа или плазмы.

Хотя фэйрбол будет иметь большую скорость, направленную в сторону задней стенки рабочей камеры двигателя, и неизбежен удар об нее, проблемы повреждения двигателя вполне можно избежать. Так как тепловой взрыв происходит, в том числе, в направлении, перпендикулярном вектору скорости зонда, то фэйрбол будет расширяться также и в этом направлении. По мере перемещения фэйрбола в сторону задней стенки камеры его поперечное сечение будет все увеличиваться, при этом скорость поперечного расширения будет сопоставима с продольной скоростью его центра масс (детали должны быть предметом газодинамических вычислений, но ясно, что все скорости зависят от отношения $n = M_z/M_t$ и будут порядка тепловой скорости атомов фэйрбола). В этом процессе фэйрбол будет становиться со временем все более и более разреженным. Поэтому повреждение задней стенки камеры можно предотвратить, просто отодвинув ее на достаточное расстояние от места взрыва: пока фэйрбол достигнет задней стенки, плотность его станет достаточно низкой. Никаких ограничений на размер рабочей камеры теория кинетического двигателя не накладывает, поэтому задняя стенка от точки взрыва может быть отодвинута настолько далеко, насколько это нужно (в пределах, конечно, разумного: слишком большие размеры рабочей камеры приведут к недопустимым тепловым потерям из-за большой площади стенок). Решение проблемы можно еще более упростить, если использовать зонды и мишени малой массы. Скорость расширения фэйрбола мало зависит от абсолютной массы зонда вместе с мишенью, поэтому сделав массу достаточно маленькой, фэйрбол на момент соударения со стенкой камеры можно сделать сколь угодно разреженным. Заметим, что достаточно длинная рабочая камера облегчит также проблему закрытия входного отверстия для зонда, так как по мере возрастания ее длины будет больше времени для закрытия. Более того, для смягчения удара фэйрбола о заднюю стенку двигателя там может быть установлен газоотражатель-газоделитель, напоминающий по форме криволинейный конус вроде рупора граммофона, направленный острым концом в сторону взрыва. Подобные отражатели используются в стартовых установках ракет для отвода газов. Заметим, что на поздних этапах эволюции теплового взрыва газ становится достаточно разреженным и может с разумной точностью описываться уравнениями идеального газа. Все приводимые ниже расчеты и оценки подразумевают именно эту фазу работы двигателя, и для понимания основных особенностей работы двигателя таких оценок достаточно.

С чисто технической точки зрения зонды должны быть управляемыми для того, чтобы обеспечить точное нацеливание во входное отверстие кинетического двигателя. Можно представить себе, что каждый зонд из дейтерия заключен в «оправу», содержащую элементы управления (например, микрореактивный двигатель), которая отделяется от собственно зонда незадолго до его входа в приемное отверстие кинетического двигателя.

Займемся теперь оценкой КПД кинетического двигателя, работающего на дейтерии. Прежде всего отметим, что нет никаких оснований предполагать, что тепловые потери на

нагревание стенок рабочей камеры благодаря прямому контакту газа и стенок будут велики. Если рабочее тело представлено легкими атомами вроде дейтерия, а поверхность камеры покрыта, напротив, тяжелым материалом вроде урана, то удар атомов рабочего тела о стенку камеры будет почти упругим, и больших передач тепла не будет. Потери тепла будут еще меньше, если использовать специальный материал с низкой теплопроводностью, вроде керамических плиток, используемых в обшивке корабля «Буран». Более того, остаточные тепловые утечки можно утилизировать с пользой, например, для снабжения энергией механизма управления заслонкой входного отверстия кинетического двигателя или для питания дополнительного электрореактивного двигателя. При очень больших скоростях зонда, когда кинетический двигатель работает в режиме полностью ионизированной плазмы, можно дополнительно внутри рабочей камеры устроить магнитную ловушку для плазмы, что может практически полностью исключить контакт раскаленной плазмы со стенками (заметим в скобках, что это полностью исключает также проблему повреждения задней стенки камеры от соударения с фэйрболом). Существует, однако, проблема потерь энергии на излучение. Если двигатель работает в режиме полностью ионизированной плазмы, то эта проблема не является существенной, так как плазма, из-за наличия большого числа свободных электронов, непрозрачна для света и ультрафиолета, поэтому излучение оказывается запертым внутри плазмы и утечки энергии малы. Если двигатель работает в режиме нейтрального газа (малые скорости зонда, относительно невысокие температуры), то проблема радиационных потерь энергии существует, но известен способ ее решения [7, стр. 17]. Достаточно в дейтерий добавить 1-2% лития. Потенциал ионизации лития низок (около 5 эВ), поэтому уже при довольно низких температурах происходит его довольно значительная ионизация. Появившиеся в газе свободные электроны делают его тогда полностью непрозрачным, что решает проблему утечки энергии через излучение. Присадка небольшого количества лития в рабочее тело практически не влияет на работу двигателя в других отношениях.

Будем предполагать, что чистые тепловые потери на нагрев двигателя составляют 25% кинетической энергии зондов, что представляется оценкой сверху. Сюда же включены возможные потери на ионизацию поверхности рабочей камеры двигателя, которые вряд ли могут быть большими, так как в этих потерях может принимать участие только верхний моноатомный слой вещества. Кроме потерь на нагрев двигателя в КПД войдет фактор, связанный с КПД сопла Лавалея, которое должно быть использовано вместе с кинетическим двигателем, как оно используется и с другими типами газовых реактивных двигателей. Полные потери тяги в соплах Лавалея составляют 2.5-6% [6], что соответствует потерям энергии в 5-12%. Таким образом, коэффициент преобразования тепловой энергии в кинетическую энергию реактивной струи (тепловой КПД) хорошо профилированного и тщательно обработанного сопла Лавалея составляет 88-95%, но мы будем исходить из величины 80%. Итого, получается, что КПД без учета ионизации рабочего тела и диссоциации молекул D_2 на атомы составляет около $0.75 \times 0.8 = 60\%$. Эта оценка является весьма консервативной.

Энергия зонда будет также тратиться на диссоциацию молекул D_2 (2.28 эВ на один атом) и может тратиться на ионизацию атомов дейтерия (13.6 эВ на атом), если для этого хватает тепловой энергии. Теплотой сублимации твердого дейтерия в молекулярный газ можно пренебречь, так как это всего лишь сотые доли эВ на атом.

Точный расчет степени ионизации дейтерия в зависимости от начальной энергии зонда и от отношения масс зонда и мишени представляет собой довольно сложную задачу, и мы используем упрощенный полуколичественный подход. Будем предполагать, что переход рабочего тела в плазменное состояние напоминает фазовый переход первого рода, похожий на кипение жидкости или таяние льда. Если средняя энергия теплового движения меньше энергии ионизации, будем считать, что ионизация мала, и газ можно считать нейтральным. Рассмотрим последовательно увеличивающуюся энергию зондов.

Когда тепловая энергия атомов фэйрбола достигает энергии ионизации, часть энергии зонда начнет уходить на ионизацию атомов рабочего тела. В соответствии с моделью фазового перехода первого рода будем предполагать, что до тех пор, пока ионизация не станет полной, энергия будет уходить на повышение степени ионизации, а температура фэйрбола повышаться не будет, точно так, как происходит при кипении воды. Реально это будет не вполне так и температура будет расти, но мы работаем в рамках упрощенной модели. В действительности зависимость степени ионизации от температуры имеет форму S-образной логистической кривой, наша же модель означает, что эта S-образная кривая заменяется функцией ступеньки. Нетрудно понять, что, в рамках модели фазового перехода первого рода, средняя тепловая энергия атомов фэйрбола на стадии частичной ионизации будет сохраняться равной энергии ионизации.

Для того, чтобы найти степень ионизации газа, нам нужно записать уравнение баланса энергии для стадии термализации газа в камере – это то состояние газа, сразу после которого происходит его выпуск через сопло для создания реактивной тяги. Однако, здесь возникает одна фундаментальная неопределенность. Процесс термализации сопровождается тепловыми потерями в двигателе (которые учтены в КПД), но неизвестно, каким образом эти потери распределены во времени. Иными словами, мы не знаем, какие именно тепловые потери надо учесть в уравнении баланса энергии в интересующий нас момент термализации, хотя от этих потерь радикально зависит степень ионизации газа. Мы будем исходить из двух крайних предположений. В первом предельном случае будем предполагать, что все тепловые потери происходят уже после термализации газа, поэтому степень ионизации будем считать без учета тепловых потерь. Во втором предельном случае будем предполагать что тепловые потери, напротив, уже полностью закончились. В результате расчет нам даст интервал неопределенности для степени ионизации. Истина лежит где-то посередине, скорее всего – ближе к последнему варианту, но мы не можем указать, где именно. Как будет видно, в большинстве случаев эта неопределенность не играет никакой роли, но в некоторых случаях она сохраняется в результате, хотя и невелика.

С учетом сказанного выше на стадии термализации газа баланс энергии газа в рабочей камере двигателя при частичной ионизации газа (т.е. в состоянии фазового перехода газ-плазма) может быть записан в виде:

$$nE_k(1 - \beta) = (1 + n)\Delta E_i + 2\alpha(1 + n)\Delta E_i + (1 + n)\Delta E_d, \quad (3)$$

где E_k – начальная кинетическая энергия зонда в расчете на один его атом; β – доля тепловых потерь газа на момент термализации: $\beta = 0$ в предположении поздних тепловых потерь энергии и $\beta = 0.25$ в предположении ранних потерь энергии; ΔE_i – энергия ионизации дейтерия (13.6 эВ), ΔE_d – энергия диссоциации в расчете на один атом (2.28 эВ), α – степень ионизации газа. Первое слагаемое в правой части (3) дает тепловую энергию атомов и ионов, второе слагаемое дает тепловую энергию электронов ионизации в предположении равномерного распределения энергии по степеням свободы и, плюс к тому, энергию, затраченную на отрыв электронов от атомов (отсюда множитель 2), последнее слагаемое дает энергию, затраченную на диссоциацию молекул D_2 на атомы. Энергией связи атомов в замороженном дейтерии, как мы уже отмечали, мы пренебрегаем.

Из формулы (3) найдем степень ионизации в зависимости от энергии зонда и отношения масс зонда и мишени:

$$\alpha(n, E_k) = \frac{1}{2} \left(\frac{n}{1+n} \frac{E_k(1-\beta)}{\Delta E_i} - 1 - \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i} \right). \quad (4)$$

Формула (4) справедлива в промежутке начальных энергий зонда $E_k^{(0)} \leq E_k \leq E_k^{(1)}$, где

$$E_k^{(0)}(n) = \frac{\Delta E_i}{1-\beta} \frac{1+n}{n} \left(1 + \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i}\right); E_k^{(1)}(n) = \frac{\Delta E_i}{1-\beta} \frac{1+n}{n} \left(3 + \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i}\right) \quad (5)$$

и

$$\alpha(n, E_k^{(0)}) = 0; \quad \alpha(n, E_k^{(1)}) = 1. \quad (6)$$

Для всех $E_k < E_k^{(0)}$ степень ионизации α равна нулю, для всех $E_k > E_k^{(1)}$ степень ионизации равна единице (газ полностью ионизован).

Для коэффициента полезного действия двигателя с учетом ионизационных потерь и потерь на диссоциацию найдем

$$\eta(n, E_k) = \frac{E_k - (1 + 1/n)[\alpha(n, E_k)\Delta E_i + \Delta E_d]}{E_k} \times 0.6. \quad (7)$$

Множитель 0.6 в формуле (7) учитывает общие тепловые потери на нагрев двигателя и КПД сопла Лавала, как это было описано выше, а оставшаяся часть выражения относится к потерям на ионизацию и диссоциацию. Формула (7) записана в предположении, что имеет место полная диссоциация молекул D_2 на атомы, поэтому она неприменима для очень малых скоростей столкновений с зондом и для очень малых отношений n , когда кинетическая энергия в расчете на один атом фэйрбола оказывается меньше энергии диссоциации.

Перепишем формулу (2) как

$$I = \frac{\Delta p}{M_t} = VS(n, E_k), \quad (8)$$

где

$$S(n, E_k) = \sqrt{\eta(n, E_k)n(n+1)} - n. \quad (9)$$

Из формулы (8) видно, что удельный импульс кинетического двигателя определяется фактором $S(n, E_k)$. На рис. 1 показаны зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 60 км/сек ($E_k = 37.35$ эВ/атом) в зависимости от отношения массы зонда к массе мишени n , полученные с использованием формул (7) и (9). То есть, рис. 1 соответствует нашей модельной ситуации со стартом КА из одной из солнечно-земных точек Лагранжа. Излом на кривых соответствует началу ионизации атомов дейтерия в фэйрболе. Хорошо видно, что начало ионизации приводит к падению КПД. Резкий излом на кривых, конечно же, является артефактом использованной упрощенной модели ионизации. Более точные вычисления привели бы качественно к той же зависимости, но изломы были бы сглажены. Максимум на кривой $S(n)$ достигается при отношении масс зонда и мишени $n=0.34$, при этом $S=0.116$. Для выбранной начальной скорости $V=60$ км/сек это дает величину удельного импульса $I = 6.9$ км/сек. Такой удельный импульс лучше чем у любых ЖРД (меньше 5 км/сек) и приближается к удельному импульсу проектируемых твердофазных ЯРД (8-10 км/сек) [8]. То есть результат – вполне удовлетворительный. Заметим, что найденная рабочая точка находится вдали от фазового перехода газ-плазма, поэтому приближенность используемой модели ионизации не может существенно повлиять на результат. Более того, в рассмотренном частном случае двигатель работает в режиме нейтрального газа, поэтому упомянутая выше неопределенность расчетов степени

ионизации газа в режимах частичной ионизации не играет роли: в любых предположениях степень ионизации равна нулю.

Отметим, что полученный результат (рис. 1) относится к самой начальной фазе ускорения, когда использование кинетического двигателя наименее эффективно. На рисунках 2, 3, 4 показаны результаты расчетов для скорости соударения зондов с КА 100, 200 и 1000 км/сек соответственно. Для скорости 100 км/сек рабочая точка оказывается на границе фазового перехода газ-плазма, поэтому неопределенность в расчете степени ионизации оказывается существенной. Для двух предельных предположений о доле тепловых потерь на момент термализации газа получаются значения удельного импульса 15.0 км/сек и 15.9 км/сек. Для скоростей соударения 200 и 1000 км/сек рабочая точка оказывается в режиме полностью ионизованного газа, и неопределенность в расчете степени ионизации в переходных режимах снова оказывается несущественной – в любых предположениях о тепловых потерях газ полностью ионизован. Максимумам в зависимостях $S(n)$ для начальных скоростей 200 и 1000 км/сек отвечают удельные импульсы 28.4 км/сек и 182 км/сек соответственно. Значения 15.0 км/сек-15.9 км/сек, полученные для скорости зонда 100 км/сек, могут быть несколько завышенными, так как рабочая точка оказалась на границе фазового перехода газ-плазма, где модель фазового перехода первого рода наименее точна, и «угол» на кривой $S(n)$ вблизи $n = 0.2$ должен быть заметно сглажен. Однако рабочие точки для скорости 200 и 1000 км/сек находятся вдали от фазового перехода, поэтому полученные значения удельных импульсов достаточно надежны. Видно, что эффективность двигателя быстро растет по мере разгона аппарата. Последние два значения лежат уже в области достижимого только для гипотетических термоядерных ракетных двигателей или других подобных экзотических конструкций (лазерные или пучковые ускорители,...).

Заметим еще раз, что приведенные оценки являются довольно консервативными. Например, в более оптимистичных предположениях тепловых потерь 10% (вместо 25%) и КПД сопла Лавала 90% (вместо 80%) для скорости зондов 60 км/сек (старт КА из точки Лагранжа) получается удельный импульс 12.4 км/сек (вместо 6.9 км/сек в консервативной оценке). Это уже за пределами возможностей не только любых ЖРД, но и любых твердофазных ЯРД.

Теперь следует заметить, что внутри Солнечной системы можно создать и гораздо более благоприятные условия для старта КА с кинетическим реактивным двигателем чем те, которые были рассмотрены в нашем примере со стартом из солнечно-земной точки Лагранжа. Например, если КА запустить на вытянутую околосолнечную орбиту с низким перицентром (ниже орбиты Меркурия), зонды запустить на такую же орбиту в противоположном направлении, и обеспечить точку встречи в нижней точке орбиты, то можно обеспечить относительную скорость зондов и КА в сотни километров в секунду и уже в момент старта получить удельный импульс, который достигим только для гипотетических термоядерных двигателей. Пример: для сильно вытянутой эллиптической орбиты с перицентром 20 млн. км. скорость встречи зондов с КА будет чуть меньше 230 км/сек – удвоенной второй космической скорости для расстояния от Солнца 20 млн. км. Такие начальные орбиты особенно удобны для вывода КА на межзвездную траекторию. Существует, естественно, и множество других возможностей, но в наши цели не входит анализ всего этого разнообразия. Два рассмотренных характерных примера со стартом с околосолнечной орбиты Земли и с эллиптической орбиты с низким солнечным перицентром будут более подробно изучены в следующем разделе.

Интересно отметить, что, в зависимости от относительной скорости КА и зондов, максимум удельного импульса достигается в совершенно разных режимах работы кинетического двигателя. При относительно небольших скоростях (рис. 1) рабочая точка оказывается в области нейтрального газа, далекого от ионизации, при скорости 100 км/сек - вблизи границы ионизации дейтерия, при больших скоростях - в режиме полностью ионизованной плазмы. При этом для получения оптимального результата постоянно

требуется менять отношение масс зонда и мишени n . То есть по мере ускорения КА необходимо непрерывно менять режим работы двигателя. Это радикально отличается от работы ЖРД или ЯРД в режиме формулы Циолковского. Отметим также, что смена режимов может означать и смену материала рабочего тела или даже использование разных материалов для зонда и мишеней. Заметим, что разумный выбор рабочего вещества заведомо не исчерпывается использованным в разобранный примере дейтерием.

4 К проблеме технической реализации кинетического двигателя: нацеливание зондов во входное отверстие рабочей камеры

Вероятно одной из самых сложных задач в практической реализации проекта кинетического реактивного двигателя является очень точное нацеливание зондов в приемное отверстие двигателя при огромной встречной скорости КА и зондов. Однако, не видно принципиальных препятствий, которые могли бы помешать решению этой проблемы. Это задача сверхточной космической навигации, которая может быть решена естественным образом вместе с реализацией космической высокоточной системы позиционирования в масштабе Солнечной системы, аналогичной системам GPS или ГЛОНАСС, которые сейчас функционируют на Земле и в околоземном космическом пространстве и позволяют получать сантиметровые точности в определении координат. Такая система в любом случае станет необходимой при масштабном освоении Солнечной системы и она может быть создана с использованием достаточно ограниченных ресурсов при условии, что решение задачи будет «поставлено на поток». Возможны и решения задачи нацеливания зондов с использованием только локальных средств КА и зондов, но такое решение было бы менее эффективным.

Приведем уместную аналогию. На заре существования вычислительной техники, в начале 1950-х годов, одна триггерная ячейка ЭВМ содержала, в типичном случае, две радиолампы, и занимала объем масштаба одного литра. При этом время непрерывной безаварийной работы первых ЭВМ, содержащих всего несколько тысяч таких ячеек, составляло лишь несколько десятков минут. Если бы радиоинженер тех далеких времен откуда-то узнал, что через 50-60 лет будут миллиардными тиражами изготавливаться электронные схемы, содержащие сотни миллионов триггерных ячеек на одном квадратном сантиметре, выполненные без единой ошибки, работающие безаварийно в течение многих тысяч часов и при этом стоимостью всего лишь несколько десятков долларов за штуку, то был бы сильно удивлен. Но прозорливый физик заметил бы, что такая ситуация не нарушает никаких фундаментальных законов природы, поэтому – а почему бы и нет? Если задача принципиально разрешима и имеется насущная потребность в ее решении, то рано или поздно она будет решена.

5 Стартовые массы космических кораблей, использующих кинетический двигатель, и предельные достижимые скорости

Рассмотрим теперь вопрос о том, как скорость, которую может достигнуть космический корабль, снабженный кинетическим двигателем, зависит от его стартовой массы M_{start} при заданной массе полезной нагрузки M_{end} . В стартовую массу входит как полезная нагрузка, так и масса запаса мишеней. Туда же включена масса контейнеров для хранения мишеней, но мы, однако, будем ей пренебрегать. Фактически мы ее включаем в массу полезной нагрузки, хотя реально эти контейнеры по мере их опорожнения могли бы и отбрасываться, что улучшило бы результат. Поскольку мы пренебрегаем этой возможностью, те величины, которые мы получим для достигаемой скорости, являются оценками снизу.

Для обычных космических аппаратов, которые используют реактивные двигатели с постоянным удельным импульсом, поставленный вопрос решается очень просто и в общем виде с помощью формулы Циолковского. Для КА с кинетическим двигателем задача гораздо сложнее, так как удельный импульс двигателя сложным образом зависит от скорости, уже достигнутой аппаратом. Как будет показано ниже, в этом случае задачу можно свести к численному решению дифференциального уравнения, связывающего текущую массу КА и достигнутую скорость, и в общем виде решение получить нельзя - можно исследовать только отдельные частные случаи. По этой причине мы ограничимся исследованием всего двух упоминавшихся выше примеров: старт КА с околосолнечной орбиты Земли с начальной скоростью соударения с зондами 60 км/сек и старт с околосолнечной орбиты с перицентром около 20 млн. км с начальной скоростью соударения с зондами 230 км/сек. Как будет видно, эти два частных случая могут представлять два различных характерных способа использования КА с кинетическим двигателем.

Несмотря на то, что зонды в наших примерах являются существенно дискретными объектами, мы будем использовать непрерывное приближение для описания расхода массы рабочего тела. Это позволит свести задачу к решению дифференциального уравнения. Если текущая масса КА есть m , то это означает, что всегда должно быть выполнено условие $M_t \ll m$, которое, впрочем, уже и так было включено в получение основного уравнения кинетического двигателя (1).

Уравнение, которое нужно решать, можно получить из формул (8) и (9). Нас интересует зависимость скорости корабля от его оставшейся массы m при заданной стартовой массе M_{start} . Пусть при полной массе m корабля, который уже движется со скоростью $v(m)$, на ускорение была затрачена масса dm рабочего тела. В соответствующем бесконечно малом рабочем цикле корабль получил добавку импульса dp и приращение скорости $dv(m)$. Тогда $dp = mdv(m)$. Используя уравнения (8) и (9) можно записать:

$$\frac{dv(m)}{dm} = -\frac{1}{m}V(v) \left[\sqrt{\eta(v)n(v)[n(v) + 1]} - n(v) \right] \quad (10)$$

Скорость столкновения КА с мишенями V , КПД η , отношение масс зонда и мишени n мы представили как функции скорости v , уже достигнутой кораблем. Скорость V есть сумма встречной скорости мишеней, которую мы обозначим как v_0 , и скорости корабля: $V(v) = v_0 + v(m)$. Заметим, что в общем случае встречная скорость мишеней v_0 сама должна рассматриваться как функция текущей массы корабля, так как по мере ускорения космический аппарат перемещается с орбиты на орбиту и должен встречаться с различными популяциями зондов, населяющими разные встречные орбиты и имеющими разные встречные скорости. Под КПД η и отношением масс n понимаются оптимальные значения, которые сами должны вычисляться путем численной оптимизации функций, подобных показанным на рисунках 1-4 для каждого частного текущего значения $V = v_0 + v(m)$. Знак минус в правой части уравнения (10) показывает, что уменьшение массы корабля (расход рабочего тела) ведет к возрастанию скорости. Уравнение (10) должно решаться с начальным условием $v(M_{start}) = v_0(M_{start})$, где $v_0(M_{start})$ – скорость движения зондов и КА на встречных орбитах в самом начале ускорения в гелиоцентрической системе координат.

Величина, стоящая в правой части равенства, есть просто удельный импульс двигателя с правильным учетом его знака, деленный на текущую массу корабля. Уравнение показывает, что удельный импульс сложным образом зависит от массы корабля (через зависимость скорости от массы), причем удельный импульс рассчитывается путем численной оптимизации. Поэтому и решение уравнения (10) может быть только численным. Заметим, что если предположить, что удельный импульс есть

константа, то уравнение (10) легко решается аналитически и приводит к формуле Циолковского, что и следует ожидать.

Самой сложной проблемой в получении реалистичных решений уравнения (10) является учет зависимости скорости зондов $v_0(m)$ от фазы ускорения (что можно записать как зависимость от текущей массы аппарата m), связанной со сменой орбиты КА по мере его разгона. Для преодоления этой трудности мы будем исходить из приближения очень быстрого ускорения, которое означает, что весь процесс ускорения протекает настолько быстро, что космический аппарат не успевает существенно сойти со стартовой орбиты или удалиться от точки перицентра, если старт состоялся в перицентре. Следовательно изменением скорости зондов, находящихся на встречной орбите, можно пренебречь: мы отвлекаемся от зависимости скорости v_0 от m и считаем $v_0(m) = v_0 = \text{const}$. Получив окончательные решения задачи мы задним числом проверим, насколько оправданным было такое приближение.

С практической точки зрения будет удобнее следить не за абсолютной скоростью КА в гелиоцентрической системе координат, а за приращением этой скорости: $v'(m) = v(m) - v_0$. Именно это приращение скорости отвечает за скорость передвижения КА между орбитами планет, а в случае старта из низкого солнечного перицентра со второй космической скоростью (как это было рассмотрено в примере выше) именно это приращение будет в значительной степени определять скорость аппарата на межзвездной траектории: $v_\infty = v' \sqrt{1 + 2v_0/v'}$. Эта добавочная скорость v' откладывается по оси ординат приводимых ниже графиков.

На рис. 5 показаны решения задачи для двух упоминавшихся ситуаций – с начальной встречной скоростью 60 км/сек и 230 км/сек, причем для каждого случая приведен расчет в консервативном и оптимистическом предположениях о тепловых потерях и КПД сопла Лаваля: $0.75 \times 0.80 = 60\%$ и $0.9 \times 0.9 = 81\%$ соответственно. Чтобы оценить полученные результаты заметим, что стартовые массы самых больших ракетополетителей, спроектированных для выведения космических аппаратов в космос с поверхности Земли, составляют величину масштаба 5 тыс. тонн (носитель «Энергия/Вулкан» с восемью боковыми блоками для выведения полезной нагрузки 175 тонн на низкую орбиту). Так как при старте из открытого космоса не требуется преодолевать сопротивление воздуха, не требуется развивать очень большие ускорения, как при старте с Земли, то конструкция космического корабля может быть значительно более хрупкой, и стартовая масса может быть значительно больше. Будем считать, что стартовые массы до 100 тыс. тонн являются приемлемыми для перспективной техники космического базирования (в 20 раз тяжелее самых тяжелых наземных ракет). В качестве приемлемой массы полезной нагрузки будем исходить из величины 100 тонн. Следовательно в диапазон интереса попадают отношения $M_{\text{end}}/M_{\text{start}}$ больше 0.001.

В Таблице 1 приведены некоторые результаты расчетов для конечных скоростей КА и оценки температур газа или плазмы в рабочей камере двигателя (в приближении идеального газа и с учетом разогрева электронов ионизации, см. ниже) в конечной фазе ускорения космического аппарата для различных начальных масс, в предположении массы полезной нагрузки 100 т.

Прежде всего проверим, насколько разумным является использованное приближение очень быстрого ускорения. Для случая старта с околосолнечной орбиты Земли продолжительность ускорения КА порядка десяти суток заведомо не приведет к очень сильному сходу с первоначальной орбиты. Максимальные скорости, которые фигурируют в Таблице 1 для этого случая, составляют 200 км/сек. Поэтому максимальная величина ускорения, которая может оказаться релевантной этой ситуации, составляет всего около 0.02g. Такие величины ускорения выглядят вполне допустимыми, поэтому есть все основания предполагать, что использованное приближение здесь достаточно разумно. Для случая старта из низкого околосолнечного перицентра в качестве характерного допустимого времени ускорения можно использовать время прохождения нижней части

орбиты, которое для расстояния 20 млн. км до Солнца составляет величину масштаба 5 суток. Для максимальной скорости 1284 км/сек, которая фигурирует в Таблице 1, это приводит к среднему ускорению около 0.3g, что для крупного КА и импульсного характера ускорения явно находится на пределе возможного (или даже за пределом). Можно этот же вопрос обсудить в терминах скорости расхода рабочего тела в виде мишеней. Данные таблицы соответствуют диапазону от 1 тыс. т за 10 суток до 100 тыс.т. за 5 суток – примерно от 1 кг/сек до 200 кг/сек. Если 1 кг/сек представляется достаточно реалистичной величиной, то 200 кг/сек представляется уже несколько проблематичной. Последняя цифра означает, что КА должен принять около 70 кг/сек зондов, что довольно трудно вообразить, хотя и нет оснований утверждать, что такое невозможно в принципе. Скорее всего для наивысших достигаемых скоростей при старте из солнечного перицентра использованное приближение является не слишком точным и может дать лишь масштабы величин. Для получения более точных результатов нужны гораздо более детальные вычисления, включающие подробный расчет траектории корабля и т.д. Тем не менее, для предварительной ориентировки в ситуации вполне можно исходить и из полученных нами значений. Заметим, что при сходе КА с орбиты по мере его ускорения он переходит на более высокие орбиты, поэтому и скорость зондов в гелиоцентрической системе координат будет меньше, чем в начале ускорения. Поэтому в случае нарушения приближения быстрого ускорения надо понимать, что использованное приближение дает завышенные результаты для конечной скорости КА.

Таблица 1: Приращение скорости космического аппарата $v' = v - v_0$ и оценки температур газа или плазмы рабочей камеры в конце ускорения космического аппарата для различных стартовых масс, в предположении массы полезной нагрузки 100 т.

Начальная скорость столкновения 60 км/сек			
M_{end}/M_{sta} <i>rt</i>	M_{start} (тыс.т)	v' (км/сек)/ $T(K^{\circ})$ - консерв.	v' (км/сек)/ $T(K^{\circ})$ - оптимист.
0.1	1	21.5 / 108000	39.4/1.06·10 ⁶
0.01	10	55.8 / 126000	94.7/1.58·10 ⁶
0.001	100	100.3 / 151000	204.7/2.90·10 ⁶
Начальная скорость столкновения 230 км/сек			
M_{end}/M_{sta} <i>rt</i>	M_{start} (тыс.т)	v' (км/сек)/ $T(K^{\circ})$ - консерв.	v' (км/сек)/ $T(K^{\circ})$ - оптимист.
0.1	1	103.8 / 17300	190.2/2.70·10 ⁶
0.01	10	267.9 / 93500	563.8/9.85·10 ⁶
0.001	100	522.4 / 3.03·10 ⁶	1284/ 36.0·10 ⁶

С другой стороны, возможна просто другая точка зрения на решаемую нами задачу. Надо представить себе, что в пустом пространстве вдали от источников гравитации расположена длинная редкая цепочка неподвижных зондов, на которую КА налетает со скоростью $2v_0$, где v_0 – скорость движения КА и зондов по встречным орбитам из предыдущей задачи. Вычисляется приращение скорости аппарата в зависимости от его начальной массы. Для такой задачи наше приближение является точным для любых конечных скоростей КА, хотя сама задача несколько абстрактна.

Вернемся к Таблице 1. Видно, что при старте КА с околосолнечной орбиты Земли уже при очень скромной стартовой массе в 1 тыс. тонн полезную нагрузку 100 т. можно разогнать до скорости 21.5 км/сек (консервативная оценка) или 39.4 км/сек (оптимистичная оценка). Для краткости будем ориентироваться далее на средние значения между оптимистической и консервативной оценками, в данном случае это около 30 км/сек. Такие скорости хорошо подходят для межпланетных перелетов между ближними

планетами земного типа. Например, перелет с Земли на Марс займет немного больше месяца. Однако для межпланетных перелетов корабль мало разогнать, его нужно еще затормозить вблизи пункта назначения. Если на разгон ушла масса рабочего тела в десять раз больше полезной нагрузки, то с учетом необходимости торможения стартовая масса должна быть увеличена еще примерно во столько же раз. Поэтому стартовая масса для реализации полного цикла разгона и торможения должна быть около 10 тыс. тонн. Такая масса КА с большим запасом попадает в установленные выше допустимые пределы. Имеется даже некоторый запас, который можно использовать для достижения более высоких скоростей. С учетом необходимости разгона и торможения, достижимой является скорость масштаба 50-55 км/сек. Это не выводит корабль за пределы стартовой массы 100 тыс. тонн, и такие скорости позволяют примерно за полгода достигнуть системы Юпитера и за год - системы Сатурна. Таким образом, использование кинетического реактивного двигателя для старта КА с околосолнечной орбиты Земли с начальной скоростью встречи с зондами около 60 км/сек дает очень хорошие возможности для полетов внутри Солнечной системы, как к ближним планетам земного типа, так и в системы Юпитера и Сатурна. Для торможения в системах Юпитера и Сатурна и для старта в обратную сторону удобно использовать орбиты этих планет с низким перицентром.

Заметим, что если кинетический двигатель при старте КА с околосолнечной орбиты Земли использовать только для разгона, то, согласно Таблице 1, корабль можно разогнать до скорости масштаба 150 км/сек. Это дает возможность создать эффективный межзвездный зонд для исследования ближнего межзвездного пространства. В данном контексте слово «межзвездный» означает, во-первых, что КА аппарат выйдет на траекторию, расположенную в межзвездном пространстве полностью за пределами Солнечной системы (точнее – за пределами гелиопаузы) и через какое-то достаточно большое время удалится от Земли на расстояния, сопоставимые с расстоянием до ближайших звезд, и, во-вторых, что он занят прямым изучением межзвездной среды «на месте», находясь сам в межзвездной среде. Межзвездное пространство обязательно должно быть тщательнейшим образом исследовано прямыми методами, прежде чем по нему полетят первые настоящие звездолеты, способные за приемлемое время достичь других звезд. Всякие неожиданности и неопределенности на этом пути должны быть заранее сведены к минимуму, не говоря уже об огромном количестве научной информации, которая может быть получена такими ближними межзвездными зондами. При скорости 150 км/сек корабль выйдет за пределы гелиопаузы (около 200 а.е.) в открытое межзвездное пространство всего через 6-7 лет после старта (заметим, что Вояджеры удалились от Земли за 37 лет полета только на 105 а.е.).

Еще более широкие возможности для создания межзвездных зондов открывает старт КА с кинетическим двигателем с низких околосолнечных орбит. Как видно из Таблицы 1, скорости масштаба 150 км/сек, достаточной для исследования ближнего межзвездного пространства, для полезной нагрузки 100 т можно достичь со стартовой массой всего 1 тыс. тонн. Более того, для решения этой относительно скромной задачи нет необходимости создавать тяжелые космические аппараты с полезной нагрузкой масштаба 100 т. Автоматических зондов массой 10 т, скорее всего, будет вполне достаточно. В этом случае стартовая масса межзвездного зонда составит всего 100 т. Такие зонды для исследования ближнего межзвездного пространства можно производить в массовом масштабе, и исследовать это самое пространство во всех направлениях весьма детальным образом. С использованием предельно допустимой стартовой массы 100 тыс. тонн для полезной нагрузки 100 т можно достичь скорости уже масштаба 800-1000 км/сек (напомним, что этот результат получен в приближении быстрого ускорения). Такой зонд покинет пределы Солнечной системы (преодолеет гелиопаузу) уже через год, а через десять лет окажется посреди глубокого межзвездного пространства и, возможно, сможет проводить прямые наблюдения на подступах к облаку Оорта. Однако до ближайшей звезды такой зонд доберется только примерно через 1200 лет, поэтому для строительства

настоящих звездолетов, как кажется, требуются другие решения – одного только кинетического двигателя вряд ли хватит.

Однако это утверждение не является вполне окончательным. Обратим внимание на возможность использования энергии термоядерного синтеза, который может сопутствовать работе кинетического двигателя при наивысших скоростях движения КА. Разумные количественные оценки дать довольно трудно, но совершенно очевидно, что термоядерный синтез даже для таких высокопороговых реакций как $D+D \rightarrow T+p$ начнется при температурах плазмы в рабочей камере в несколько десятков миллионов градусов. В приближении идеального газа оценка температуры плазмы со степенью ионизации α в рабочей камере кинетического двигателя может быть получена по формуле

$$T = \frac{2}{3k} \times \frac{E_k - (1 + 1/n)(\alpha \Delta E_i + \Delta E_d)}{(1 + 1/n)(1 + \alpha)} \quad (11)$$

Заметим, что на начальных фазах расширения фэйрбола, когда газ является сильно неидеальным, температура может быть другой, но масштабы величины те же. В Таблице 1 приведены температуры в рабочей камере на заключительной фазе ускорения КА, рассчитанные по формуле (11). Видно, что температуры в десятки миллионов градусов могут достигаться в конечных фазах ускорения КА при старте с низких околосолнечных орбит при достаточно больших стартовых массах. Появление дополнительного источника энергии эквивалентно увеличению КПД двигателя (причем возможно увеличение за 100%). Но из рис. 5 видно, что даже относительно небольшое увеличение КПД может привести к довольно радикальному улучшению показателей двигателя в смысле максимально достижимой скорости при заданной стартовой массе. Для того, чтобы термоядерная энергия начала положительно влиять на эффективность ускорения, вовсе не требуется выполнения критерия Лоусона. Важно, что если термоядерная реакция на каком-то этапе ускорения КА включается, то дальше она начинает работать как положительная обратная связь: чем больше будет ускорен корабль, тем эффективнее будет протекать термоядерный синтез, и тем проще корабль будет ускорять дальше. Например, при встречной скорости зондов и корабля 2500-3000 км/сек температура достигает уже ста миллионов градусов и при дальнейшем росте скорости продолжает очень быстро расти. Очевидно, имеет смысл более детально и количественно исследовать возможности использования энергии термоядерного синтеза в кинетическом двигателе.

6 Резюме

Проведенный в этой статье анализ реализации некоторых схем использования кинетического реактивного двигателя для ускорения космических аппаратов не выявляет принципиальных нерешаемых проблем на этом пути. Напротив, показано, что его использование может быть очень эффективным при решении двух различных классов задач: для осуществления перелетов внутри Солнечной системы со стартом с околосолнечной орбиты Земли (например, из одной из солнечно-земных точек Лагранжа) и для создания межзвездных зондов, предназначенных для изучения межзвездного пространства за границами гелиопаузы. В последнем случае старт КА осуществляется с вытянутой околосолнечной орбиты с низким перицентром. Более того, открыты возможности еще более эффективного использования кинетического двигателя, если будет показана возможность использования реакций термоядерного синтеза, которые могут возникать как побочный продукт в кинетической схеме ускорения. Этот вопрос требует тщательного изучения. Имеется и много других возможных схем использования идеи кинетического ускорения, которые не рассматривались в этой статье (но частично упоминались в оригинальных статьях В.В. Подвысоцкого [3,9]).

Технические трудности, которые нужно преодолеть на пути создания кинетических двигателей, конечно же очень велики, но то же самое можно сказать и о любых других перспективных двигателях, которые могли бы послужить основой реализации быстрого межпланетного транспорта или стать двигателями звездолетов. Основными трудностями в реализации кинетической схемы ускорения являются точное нацеливание зондов во входное отверстие рабочей камеры двигателя и импульсный характер ускорения КА. Очевидно, что схема нацеливания зондов во входное отверстие двигателя не может обладать стопроцентной надежностью, поэтому, в частности, зонды должны быть снабжены чем-то вроде системы самоликвидации на случай неудачного прицеливания [3]. Более того, есть ненулевая вероятность, что одновременно и зонд не попадет точно во входное отверстие, и система самоликвидации не сработает. В проекте кинетического двигателя такая ситуация должна рассматриваться как штатная. Поэтому КА должен быть снабжен броневым щитом-обтекателем, выдерживающим некоторое ограниченное количество прямых попаданий зондов без его разрушения. Что касается импульсного характера ускорения КА, то кинетический двигатель разделяет этот недостаток с некоторыми перспективными ЯРД. Для смягчения толчков полезная нагрузка должна быть соединена с кинетическим двигателем через некоторый демпфер, тем не менее и в этом случае вряд ли пребывание человека внутри такого космического корабля может быть сделано достаточно комфортным. Учитывая еще и риск, связанный с разрушением КА зондами, не попавшими точно во входное отверстие двигателя, следует предположить, что кинетический двигатель может быть гораздо более пригодным для грузовых перевозок или для создания автоматических космических станций, чем для пилотируемых полетов. Впрочем, здесь есть что обсуждать.

В заключение еще раз обратим внимание на чрезвычайную схематичность рассмотренных в настоящей статье задач и выполненных расчетов. Получение реалистичных результатов требует не только гораздо более детальных теоретических исследований, но и экспериментальной работы. Тем не менее, на наш взгляд приведенные иллюстрации достаточно убедительно показывают, что идея кинетического двигателя имеет право на существование, и детали его возможной технической реализации должны изучаться.

References

- [1] Д. Б. Зотьев. Критический анализ идеи кинетического реактивного двигателя. *Space Colonization Journal*, Vol. 12, March, 23, 2014. (Журнал «Колонизация космоса», том 12, 23.03.2014) URL: <http://spacecolonization.ru/volume/vol12/>
- [2] Д.Б. Зотьев. Анализ осуществимости кинетического реактивного двигателя. 2014. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-2014-03-25.pdf>
- [3] V.V. Podvysotsky. Theoretical Study of the Possibility of Creating Kinetic Jet Engine. *Перспективы науки*, 2013, Т. 4(43), С. 56 – 66; В. В. Подвысоцкий. Теоретическое исследование возможности создания кинетического реактивного двигателя. 2013. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/media/Podvysotskiy.pdf>.
- [4] В. В. Подвысоцкий. К вопросу о критике кинетического реактивного двигателя. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Podvysotsky-2014-04-08.pdf>
- [5] А.Д. Панов. О статье Д.Б. Зотьева об осуществимости кинетического двигателя. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/Zotiev-Panov-2014-04-08.pdf>
- [6] В.Г. Попов, Н.Л. Ярославцев. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Издательско-типографский центр - «МАТИ» - КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001.

- [7] А.С. Дмитриев, В.А. Кошелев. Космические двигатели будущего, М.: Изд-во «Знание», 1982.
- [8] И.Г. Паневин, В.И. Прищепа, В.Н. Хазов. Космические ядерные ракетные двигатели. М.: Изд-во «Знание», 1978.
- [9] В.В. Подвысоцкий. Кинетические реактивные двигатели. 2014.
<http://www.sciteclibrary.ru/rus/catalog/pages/13483.html>

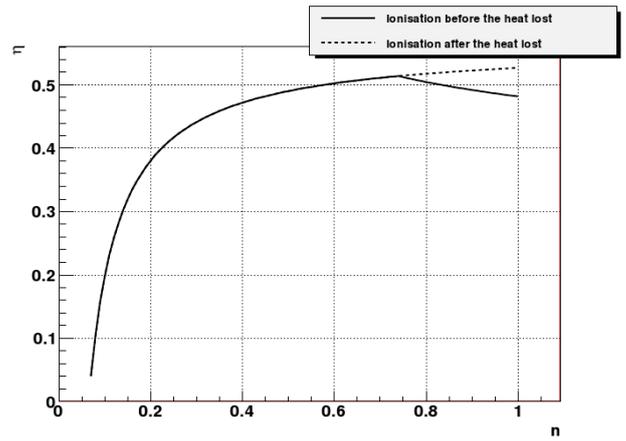
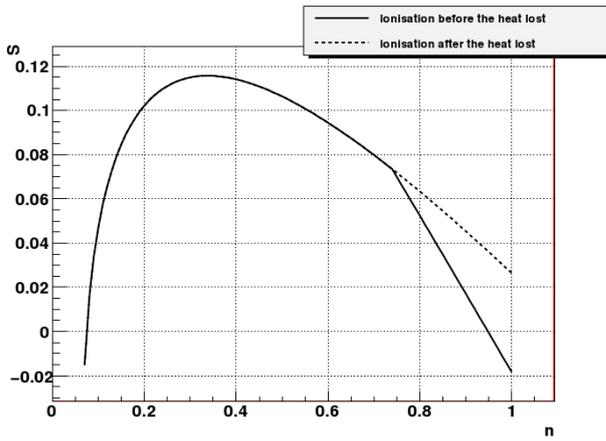


Рисунок 1: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 60 км/сек (старт КА из солнечно-земной точки Лагранжа). Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями - в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.

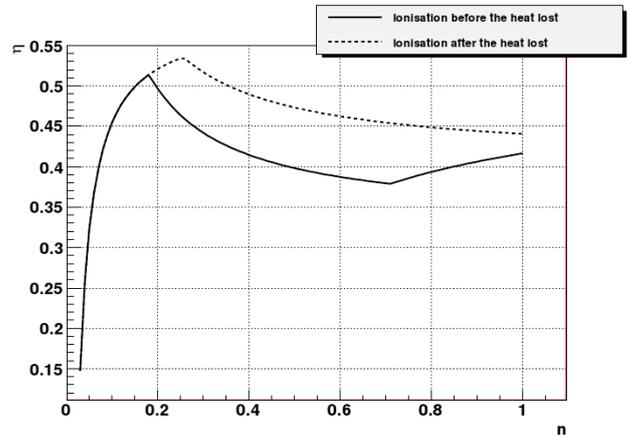
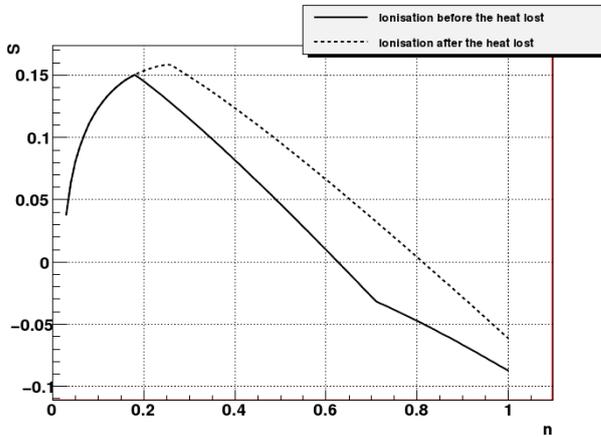


Рисунок 2: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 100 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями - в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.

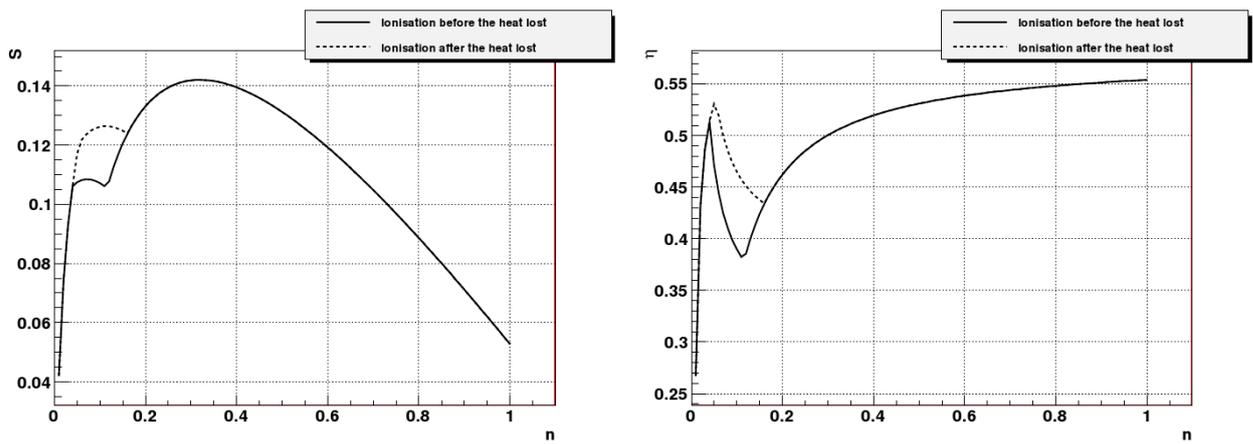


Рисунок 3: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 200 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями - в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.

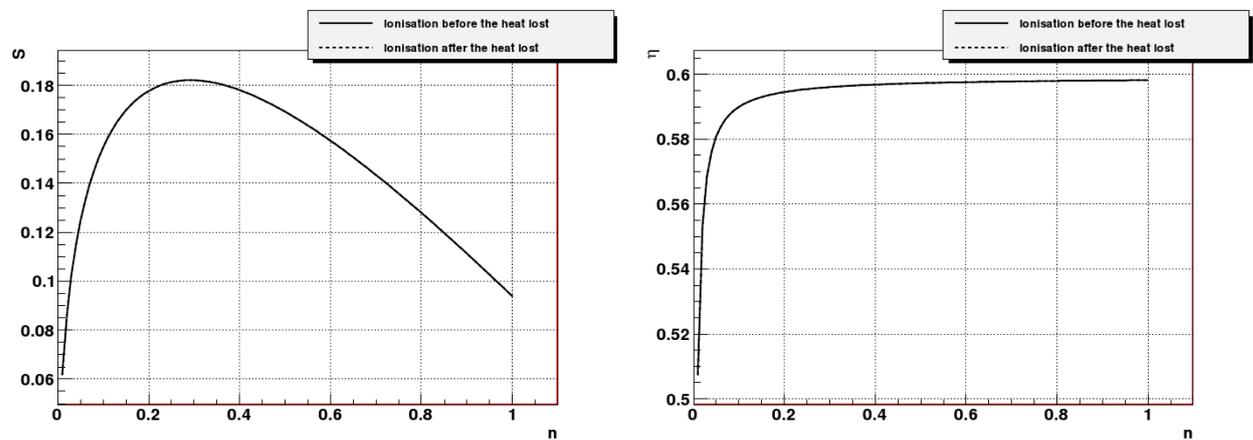


Рисунок 4: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 1000 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями - в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя. Обе кривые на этом рисунке сливаются

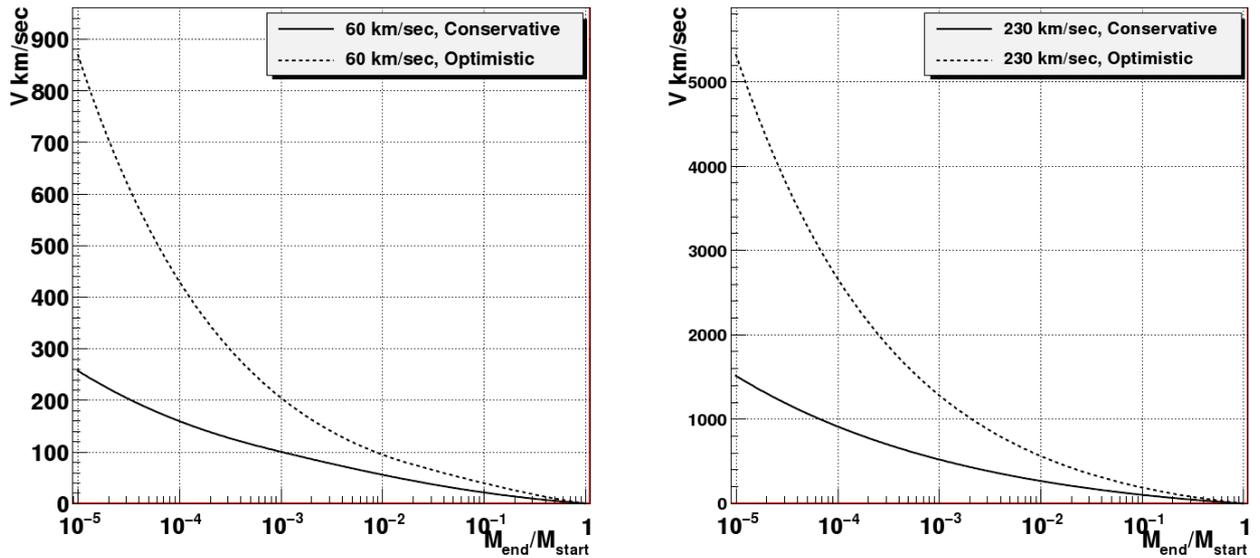


Рисунок 5: Расчеты конечной скорости КА в зависимости от отношения полезной конечной массы к стартовой массе M_{end}/M_{start} . По оси ординат отложено приращение скорости космического аппарата $v' = v - v_0$. Сплошные кривые соответствуют консервативным предположениям о тепловых потерях и КПД сопла Лаваля: $0.75 \times 0.80 = 60\%$, пунктирные кривые соответствуют оптимистическим предположениям: $0.9 \times 0.9 = 81\%$. Левая панель соответствует старту КА из солнечно-земной точки Лагранжа с начальной скоростью встречи КА с зондами 60 км/сек; правая панель соответствует старту КА из перигея сильно вытянутой эллиптической околосолнечной орбиты с расстоянием от перигея до Солнца около 20 млн. км. с начальной скоростью встречи КА с зондами 230 км/сек (близко к удвоенной второй космической скорости).