

О статье Д.Б. Зотьева об осуществимости кинетического двигателя

А.Д. Панов (НИИЯФ МГУ)

Я был рецензентом статьи В.В. Подвысоцкого о принципе кинетического ускорения космических аппаратов [1] и публикация ее на сайте НКЦ SETI лежит полностью на моей ответственности. В этом качестве хочу представить свои соображения о замечаниях Д.Б. Зотьева к статье В.В. Подвысоцкого, в которых обосновывается точка зрения, согласно которой кинетический реактивный двигатель технически неосуществим.

Прежде всего следует отметить, что основной целью статьи В.В. Подвысоцкого было описание *нового принципа ускорения космических аппаратов*, но не анализ деталей технической реализации этого принципа. С принципиальной точки зрения эта работа была выполнена В.В. Подвысоцким вполне корректно, что и не оспаривается в заметках Д.Б. Зотьева. Работа В.В. Подвысоцкого важна и интересна: не каждый день удается придумать новый принцип ускорения космических аппаратов. Степень научной новизны и оригинальности идеи высоки, тем более, что принцип ускорения космического аппарата только за счет уже достигнутой им же кинетической энергии при первом знакомстве кажется совершенно парадоксальным. Теоретическое описание принципа кинетического ускорения дано в статье В.В. Подвысоцкого с необходимой полнотой и не вызывает особых сомнений, поэтому статью Д.Б. Зотьева нужно рассматривать скорее как анализ или развитие идеи, предложенной В.В. Подвысоцким, в техническом направлении.

Основной целью статьи Д.Б. Зотьева является обоснование невозможности технической реализации идеи кинетического ускорения космических аппаратов на практике. Автор поставил перед собой очень сложную задачу. В общем случае для того, чтобы доказать, что ни одной разумной технической реализации кинетического двигателя нет, нужно рассмотреть все возможные конфигурации такого двигателя, включая разные рабочие вещества, разные конфигурации зондов и мишеней и т.д., и показать, что ни одна конфигурация не приводит к удовлетворительному результату. Решение столь экстремальной задачи очень затруднительно, но задачу можно было бы упростить следующим образом. Все возможные режимы и конфигурации нужно классифицировать по степени оптимальности в зависимости от некоторого набора параметров и показать, что даже среди определенным образом понятых самых оптимальных конфигураций нет подходящих решений. Такое решение задачи не было бы вполне окончательным, так как в понимании оптимальности может сохраняться элемент субъективности, но оно было бы, во всяком случае, вполне понятным и разумным. Однако, Д.Б. Зотьев не делает ничего похожего. Напротив, он рассматривает несколько примеров, которые выглядят совершенно случайными, не пытаюсь реализовать какой-то системный подход к задаче. В этом, с моей точки зрения, состоит методическая ошибка статьи Д.Б. Зотьева.

Так, например, рассмотренная Д.Б. Зотьевым задача об «остановке» стального цилиндра массой 1 кг и высотой 10 см «неподвижной, абсолютно твердой мишенью» (упоминается вольфрам) не имеет никакого отношения к режимам работы двигателя, которые можно было бы назвать близкими к оптимальным (да и вообще непонятно, что понимается под «абсолютно твердой мишенью», так как в рассматриваемых условиях все известные твердые вещества ведут себя как жидкости или сверхплотные сильно неидеальные газы). Д.Б. Зотьев уделяет очень много внимания режимам с малой начальной скоростью зонда (10 км/сек и даже меньше), в которых кинетический двигатель работает в заведомо неоптимальных условиях. Начальная скорость зонда 100 км/сек тоже рассматривается¹, но этот анализ проведен некорректно. Даже если не вдаваться в детали

¹Однако, не рассматриваются никакие другие возможности, но ведь эффективность кинетического двигателя растет с ростом скорости.

анализа, это видно уже по чисто формальным внешним признакам. Критически важным параметром, который определяет эффективность работы кинетического двигателя, является отношение массы зонда к массе мишени², но этот параметр даже не появляется в анализе Д.Б. Зотьева. Корректный анализ работы кинетического двигателя не может быть проведен без явного использования этого отношения, поэтому результат Д.Б. Зотьева просто невозможно интерпретировать. Но даже если бы все выбранные примеры были рассмотрены вполне правильно, и было бы показано, что в этих частных случаях принцип кинетического ускорения не получает удовлетворительной реализации, то это ничего не дало бы для общего доказательства невозможности реализации схемы кинетического ускорения, так как за пределами анализа осталось бы множество конфигураций двигателя, некоторые из которых могли бы оказаться намного более оптимальными, чем рассмотренные.

Анализу Д.Б. Зотьева мы противопоставим здесь содержательный пример, который покажет, что практическая реализация кинетического реактивного двигателя в принципе возможна с достижением параметров, при которых такой двигатель может стать полезным. Наша задача много проще чем задача, которую ставил перед собой Д.Б. Зотьев. Нам не нужно искать обязательно оптимальный набор параметров двигателя. Напротив, чтобы обосновать возможность технической реализации проекта достаточно указать один-единственный пример такой реализации. Ниже мы построим такой пример, причем будем останавливаться на некоторых принципиальных технических аспектах реализации, чтобы пример был, по возможности, реалистичным.

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 (что почему-то предполагает Д.Б. Зотьев). 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. 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 фантастическим 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

²Отношение массы зонда к массе мишени n весьма радикальным образом определяет удельный импульс двигателя и его коэффициент полезного действия, что видно, в частности из рисунков 1–4. Видно, что при любых скоростях столкновения зондов с космическим аппаратом существуют такие отношения масс зонда и мишени, при которых двигатель является практически неработоспособным или очень неэффективным, но могут быть и режимы, в которых двигатель работает очень хорошо.

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 повернута на 180° с помощью серии гравитационных маневров. 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 если вместо чистого дейтерия использовать дейтерий-тритиевую смесь, то можно получить еще и выгоду от возможности дополнительного получения термоядерной энергии, но для нас нет необходимости исследовать эту интересную возможность.

Будем предполагать, что как зонды, так и мишени выполнены в виде очень тонких дисков одинакового диаметра, причем диски ориентированы точно 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.

Никакой «проблемы остановки» зонда, о которой много написано Д.Б. Зотьевым, не возникает. 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), либо в сверхплотную плазму. Если перейти в систему центра масс слившихся зонда и мишени, то мы обнаружим разлет облака газа или плазмы под действием

внутреннего давления во все стороны, хотя и не обязательно изотропно. Это и есть абсолютно неупругий тепловой взрыв. Будем называть объединенное расширяющееся облако раскаленных газов *файрболом*. Детали процесса расширения 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. 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 файрбол будет иметь большую скорость, направленную в сторону задней стенки камеры сгорания, проблемы повреждения двигателя очень легко избежать. Так как тепловой взрыв происходит, в том числе, в направлении, перпендикулярном вектору скорости зонда, то файрбол будет расширяться также и в этом направлении. Поперечное сечение файрбола будет все увеличиваться, при этом сам файрбол 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 файрбол достигнет задней стенки, он станет достаточно разреженным. Никаких ограничений на размер камеры сгорания 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 камеры сгорания 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 файрбола мало зависит от абсолютной массы зонда вместе с мишенью, поэтому сделав массу достаточно маленькой, файрбол на момент соударения со стенкой камеры можно сделать сколь угодно разреженным. Заметим, что достаточно длинная камера сгорания 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 файрбола 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 отведения 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.

Рассмотрим теперь динамику и термодинамику работы такого кинетического двигателя. Начнем с того, что перепишем формулу В.В. Подвысоцкого (7) из его статьи [1] как:

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

Здесь Δp – импульс, переданный КА в одном цикле соударения зонда с мишенью, M_t – масса мишени, n – отношение массы зонда к массе мишени, V – начальная скорость зонда относительно КА, и η – тепловой КПД кинетического двигателя. Величина, стоящая

в левой части равенства (1), есть ни что иное как удельный импульс кинетического двигателя – величина приобретенного импульса в расчете на единицу массы затраченного рабочего тела (мишени играют роль рабочего тела для кинетического двигателя). Это есть важнейшая характеристика любого ракетного двигателя, и мы будем сравнивать полученные результаты с показателями других известных типов ракетных двигателей.

Займемся теперь оценкой КПД η . 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. Более того, камера сгорания может быть помещена в теплоизолирующую оболочку, выполненную из материала, напоминающего облицовочные плитки многоразового корабля «Буран» с исключительно низкой теплопроводностью, а остаточные тепловые утечки 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 ионизованной плазмы, можно дополнительно внутри камеры сгорания 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 сгорания от соударения с файрболлом). Существует, однако, проблема потерь энергии на излучение. Если двигатель работает в режиме полностью ионизованной 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 [4, 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 составляют 25% кинетической энергии зондов, что представляется оценкой сверху. Сюда же включены возможные потери на ионизацию поверхности камеры сгорания, которые вряд ли могут быть большими, так как в этих потерях может принимать участие только верхний моноатомный слой вещества. Кроме этих потерь в КПД войдет фактор, связанный с КПД сопла Лавалья, которое должно быть использовано вместе с кинетическим двигателем, как оно используется практически со всеми другим видами газовых реактивных двигателей. Полные потери тяги в соплах Лавалья составляют 2.5–6% [3], 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 Лавалья составляет 88–95%, но мы будем исходить из величины 80%. Итого, получается, что КПД без учета ионизации рабочего тела составляет около $0.75 \times 0.8 = 60\%$. Эта оценка является весьма консервативной.

Помимо этого энергия будет тратиться на диссоциацию молекул D_2 на атомы (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 зон-

да 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 камере сгорания может быть записан в виде:

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

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 (2) 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 (2) найдем степень ионизации в зависимости от энергии зонда и отно-

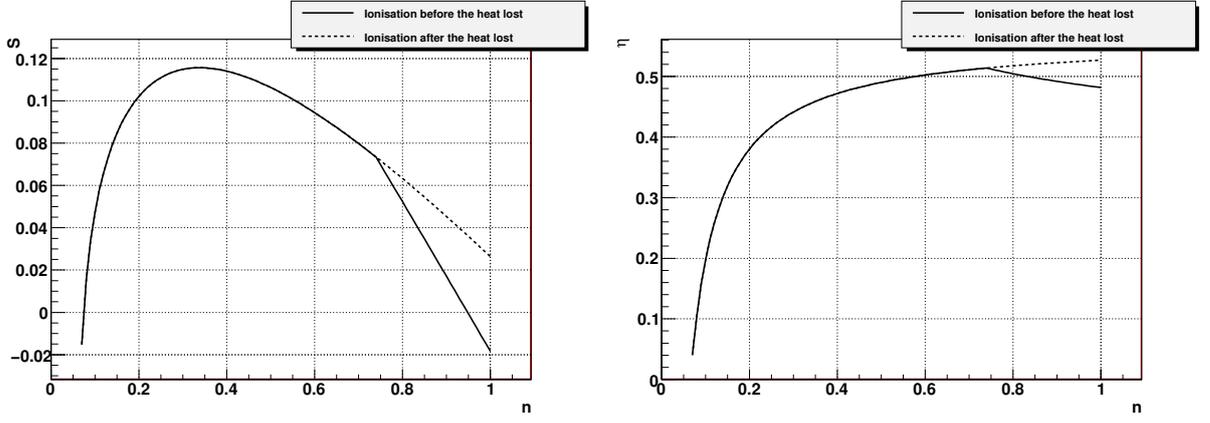


Рис. 1: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 60 км/сек (старт КА из солнечно-земной точки Лагранжа). Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями – в предположении, что потери тепла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

шения масс зонда и мишени:

$$\alpha(n, E_k) = \frac{1}{2} \left(\frac{n}{1+n} \frac{E_k(1-\beta)}{\Delta E_i} - 1 - \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i} \right). \quad (3)$$

Формула (3) справедлива в промежутке начальных энергий $E_k^{(0)} \leq E_k \leq E_k^{(1)}$, где

$$E_k^{(0)}(n) = \frac{\Delta E_i}{1-\beta} \frac{1+n}{n} \left(1 + \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i} \right); \quad E_k^{(1)}(n) = \frac{\Delta E_i}{1-\beta} \frac{1+n}{n} \left(3 + \frac{\Delta E_d}{\Delta E_i} \right) \quad (4)$$

и

$$\alpha(n, E_k^{(0)}) = 0; \quad \alpha(n, E_k^{(1)}) = 1. \quad (5)$$

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

$$\eta(n, E_k) = \frac{E_k - (1 + 1/n)[\alpha(n, E_k)\Delta E_i + \Delta E_d]}{E_k} \times 0.6. \quad (6)$$

Множитель 0.6 в формуле (6) учитывает общие тепловые потери и КПД сопла Лавалья, как это было описано выше, а оставшаяся часть выражения относится к потерям на ионизацию и диссоциацию. Формула (6) 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 (1) как

$$\frac{\Delta p}{M_t} = VS(n, E_k), \quad (7)$$

где

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

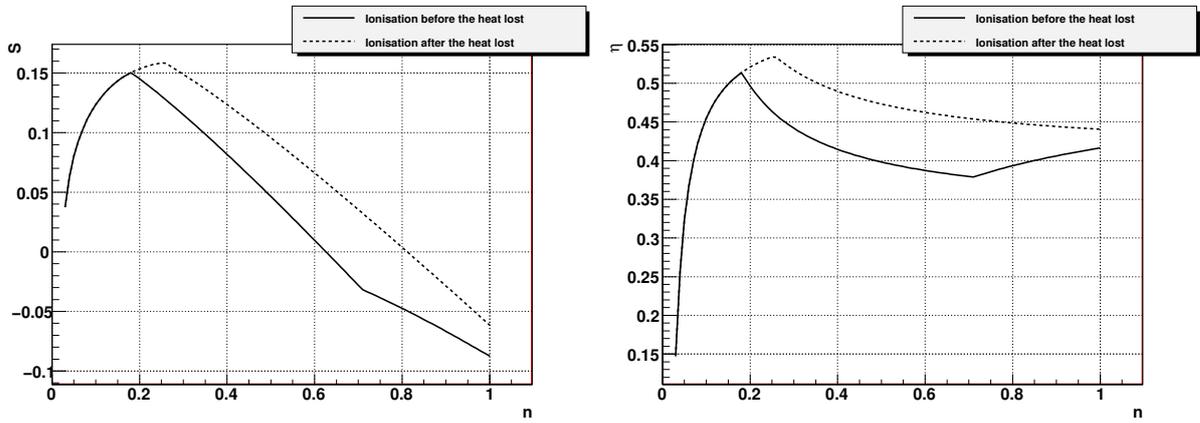


Рис. 2: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 100 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями – в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.

Из формулы (7) 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 . 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 $\Delta p/M_t = 6.9$ км/сек. Такой удельный импульс лучше чем у любых ЖРД (меньше 5 км/сек), приближается к удельному импульсу проектируемых твердофазных ЯРД (не более 10 км/сек), но меньше удельного импульса газофазных ЯРД (пока чисто гипотетических, 10–15 км/сек) [5]. То есть результат – вполне удовлетворительный. Заметим, что найденная рабочая точка находится вдали от фазового перехода, связанного с ионизацией, 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 зависи-

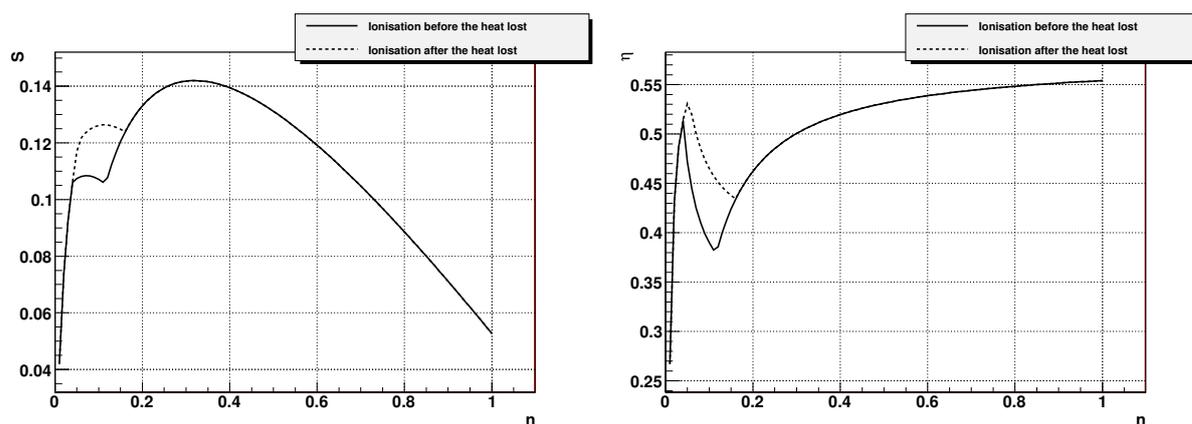


Рис. 3: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 200 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями – в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.

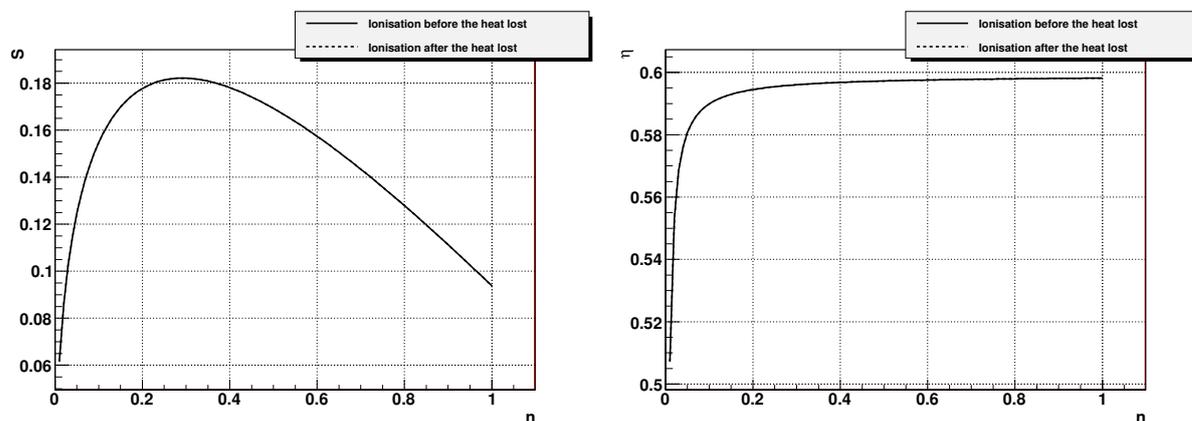


Рис. 4: Зависимости $S(n)$ и $\eta(n)$ для начальной скорости зондов 1000 км/сек. Сплошными линиями показаны кривые в предположении, что потери тепла происходят на очень поздней стадии работы двигателя, пунктирными линиями – в предположении, что потери тепла происходят на очень ранней стадии работы двигателя.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

мостях $S(n)$ 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, полученное 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, 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, ...). Полученный результат опровергает вывод Д.Б. Зотьева, что кинетический реактивный двигатель «...не обещает преимуществ перед ЖРД и ЯРД в отношении затрат рабочего тела».

Заметим еще раз, что приведенные оценки являются довольно консервативными. Например, в более оптимистичных предположениях тепловых потерь 10% (вместо 25%) и КПД сопла Лаваля 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 любых твердофазных ЯРД. Надо также отметить, 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. 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. Однако исследование всего многообразия открывающихся возможностей не входит в нашу задачу.

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 существования фэйрбола в форме 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 разобранным примере дейтерием.

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 и ГЛОНАСС, которые сейчас функционируют на Земле и в околоземном космическом пространстве. 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 с использованием только локальных средств КА и зондов.

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 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 он был бы очень 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.

В заключение еще раз обратим внимание на чрезвычайную схематичность рассмотренной в нашей заметке задачи и выполненных расчетов. Получение реалистичных результатов требует не только гораздо более детальных теоретических исследований, но и экспериментальной работы. Тем не менее, на наш взгляд приведенная иллюстрация достаточно убедительно показывает, что предмет для обсуждения действительно существует.

Список литературы

- [1] В. В. Подвысоцкий. Теоретическое исследование возможности создания кинетического реактивного двигателя. 2013. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/index.html>
- [2] Д.Б. Зотьев. Анализ осуществимости кинетического реактивного двигателя. 2014. <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/index.html>
- [3] В.Г. Попов, Н.Л. Ярославцев. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Издательско-типографский центр - «МАТИ» - КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001.
- [4] А.С. Дмитриев, В.А. Кошелев. Космические двигатели будущего, М.: Изд-во «Знание», 1982.
- [5] И.Г. Паневин, В.И. Прищепа, В.Н. Хазов. Космические ядерные ракетные двигатели. М.: Изд-во «Знание», 1978.