

# HIGH-SPEED SPACE VEHICLES FOR PLANETARY PROTECTION

**Alexander O. MAYBORODA**,  
CEO, LLC "AVANTA-Consulting"  
Research Company,  
Rostov-on-Don, Russia,  
[mayboro@gmail.com](mailto:mayboro@gmail.com)

**ABSTRACT** | Cosmonautics is primarily aimed at the protection against asteroid and cometary attacks. However the development level of cosmonautics fails to meet the theorists' requirements. The current scientific and technical trends in the development of space vehicles (SV) with chemical and possibly nuclear rocket engines show that in the near future cosmonautics is not going to provide effective protection against space threats. That's why the search and development of breakthrough projects with more advanced engines become relevant. Pioneers-theorists in cosmonautics have laid the groundwork for this direction. Many of their proposals for advanced development can be implemented successfully at the present technology level.

The article states that I.A. Merkulov who is cosmonautics pioneer and jet engines designer has created the "space ramjet" project which is ready to be implemented. The further development of Merkulov's project leads to the creation of a space ramjet which can boost SV to the speed of tens and hundreds km/sec using external resources of space (the potential energy of planets' natural satellites). The article shows that the exploitation of Jupiter's satellite system as a resource base will provide boost up to 200 km/sec for a SV. This allows a SV to cover a distance equal to Jupiter's orbit radius for 45 days providing effective speed of response to dangerous asteroids and comets as well as delivering them a deflection impulse at a distance which is enough for maximum effect at a minimum cost.

**Keywords:** *space threats, planetary protection, nuclear pulse engine, space ramjet, Igor Merkulov, shock-wave compression, radiation implosion, thermonuclear fusion, potential energy, kinetic energy, gravity well*

# ВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ АППАРАТЫ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ



**Александр Олегович МАЙБОРОДА,**  
директор научно-исследовательской компании  
ООО «АВАНТА-Консалтинг», Ростов-на-Дону, Россия,  
[mayboro@gmail.com](mailto:mayboro@gmail.com)

**АННОТАЦИЯ** | Важнейшей задачей космонавтики считается защита от астероидно-кометных атак. Однако уровень развития космонавтики не соответствует ожиданиям теоретиков. Наблюдаемые научно-технические тренды развития космического транспорта с ракетными химическими двигателями и возможными ядерными не свидетельствуют о скором превращении космонавтики в эффективного защитника от космических угроз. В связи с этим становятся актуальными поиск и развитие прорывных проектов с более совершенными двигателями. В этом направлении пионеры-теоретики космонавтики оставили большой задел. При нынешнем уровне развития техники многие из их перспективных предложений могут быть успешно реализованы. В статье показывается, что к таким важным разработкам, дозревшим до воплощения, относится проект космического воздушно-реактивного двигателя пионера космонавтики и конструктора реактивных двигателей И.А. Меркулова. Дальнейшее развитие проекта Меркулова ведет к созданию реактивного двигателя прямоточного типа, который, используя внешние ресурсы космоса (потенциальную энергию вещества естественных спутников планет), способен разгонять космические аппараты (КА) до скорости в десятки и сотни километров в секунду. Показывается, что использование в качестве ресурсной базы системы спутников Юпитера обеспечит разгон КА до скорости более 200 км/с. При такой скорости КА пересекают расстояние, равное радиусу орбиты Юпитера, за 45 суток, что обеспечивает эффективную скорость реакции на опасные астероиды и кометы и передачу им отклоняющего импульса на таком расстоянии, где обеспечивается максимальный эффект при минимальных затратах.

**Ключевые слова:** *космические угрозы, планетарная защита, ядерный импульсный двигатель, космический воздушно-реактивный двигатель, Игорь Меркулов, ударно-волновое сжатие, радиационная имплозия, термоядерный синтез, потенциальная энергия, кинетическая энергия, гравитационный колодец*



## ВВЕДЕНИЕ

Защита Земли от космических угроз признается одним из важнейших направлений развития космонавтики. Столкновение астероидов с Землей – событие редкое, но неизбежное. Вместе с тем некоторые из таких столкновений способны причинить разрушения, которые положат конец существованию цивилизации. Редкость такого события – не повод для его игнорирования: не все опасные объекты Солнечной системы открыты и учтены. При этом некоторые опасные объекты в силу неустрашимых пока причин не могут быть открыты заранее, чтобы остался запас времени на действия по защите от них. Считается, что астероиды диаметром несколько сотен метров можно отклонить ядерными взрывами, если они будут обнаружены за два года до падения на Землю, а астероиды больших размеров можно отклонить от опасной траектории, если они будут обнаружены за пять лет до падения. Обнаружение астероидов позднее этих сроков, таким образом, исключает эффективное реагирование – современная ракетно-космическая техника не дает такой возможности. В арсенале современной космонавтики нет ракет с ядерными двигателями,

а двигатели на химическом топливе не способны дать нужные скорости для быстрого реагирования на космические угрозы. Поэтому в настоящее время Земля должна рассматриваться как уязвимая мишень для астероидов.

Не меньшая угроза исходит от комет, скорость столкновения с которыми, вероятнее всего, будет в несколько раз больше, чем у околоземного астероида, – времени на предупреждение кометной атаки вряд ли останется больше нескольких месяцев.

Наблюдаемые научно-технические тренды развития космического транспорта с ракетными химическими двигателями и возможными ядерными не свидетельствуют о скором получении космонавтикой высокоскоростных аппаратов для отражения космических атак. В связи с этим становятся актуальными поиск и развитие прорывных проектов транспорта с более совершенными двигателями.

На заре развития космонавтики ее теоретики оставили большое наследство в виде различных проектов космического транспорта, более эффективных, чем ракетный. При нынешнем уровне развития техники многие из этих перспективных предложений могут быть успешно реализованы. К таким важным разработкам, дозревшим до воплощения, относится проект космического воздушно-реактивного двигателя для воздушно-космического самолета пионера космонавтики и конструктора реактивных двигателей И. А. Меркулова.

## ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ НОВОГО ТИПА ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

В группе энтузиастов, соратников С. П. Королёва, которые были зачинателями ракетной техники, выделяется Игорь Алексеевич Меркулов – конструктор и автор

60 научных работ по ракетодинамике, истории ракетной техники и теории реактивных двигателей различного типа – от воздушно-реактивных до ионных космических [1]. Ракета, как известно, имеет очень низкий КПД – доли процента при выполнении межпланетных перелетов. Возможности увеличения КПД ракеты имеют предел. И. А. Меркулов, как и К. Э. Циолковский, в переписке с которым он состоял, хорошо понимал недостатки ракетного транспорта и достаточно рано занялся анализом и разработкой летательных аппаратов, использующих внешние ресурсы.

С начала 1950-х годов И. А. Меркулов ищет новые перспективные схемы реактивных двигателей. Основной космического транспорта будущего он видел прямоточный воздушно-реактивный двигатель. В качестве альтернативы ракете Меркулов разработал воздушно-космический самолет (ВКС) для межпланетных перелетов с гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем (ВРД) нового типа [2]. ВКС конструкции Меркулова был предназначен для достижения скоростей до 60 М (М – число Маха), то есть до скорости около 18 км/с. Высота работы двигателя ВКС – 70–80 км.

Принципиальной особенностью космического воздушно-реактивного двигателя является использование для создания тяги запаса кинетической энергии самолета и рабочего тела на борту ВКС, предварительно разогнанного тем или иным способом. Значение химической энергии, запасенной в рабочем теле для создания тяги, стремится к нулю по мере увеличения скорости ВКС. Это освобождает ВКС от ограничений, накладываемых на аппараты с двигателями на химическом топливе – скорость ВКС теоретически может наращиваться неограниченно. Особенность ВРД Меркулова – возможность торможения входящего гиперзвукового потока до скорости ниже звуковой, с прямым скачком уплотнения,

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ТЯГИ ЗАПАСА КИНЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ САМОЛЕТА И РАБОЧЕГО ТЕЛА НА БОРТУ ОСВОБОЖДАЕТ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ ОТ ОГРАНИЧЕНИЙ, НАКЛАДЫВАЕМЫХ НА АППАРАТЫ С ДВИГАТЕЛЯМИ НА ХИМИЧЕСКОМ ТОПЛИВЕ. СКОРОСТЬ ВКС ТЕОРЕТИЧЕСКИ МОЖЕТ НАРАЩИВАТЬСЯ НЕОГРАНИЧЕННО.

что необычно для гиперзвукового двигателя.

Рассмотрим принципиальную схему ВРД Меркулова. Идеализированный двигатель, работающий без потерь, представляет собой систему, которая на каждую единицу массы воздуха, входящей в диффузор, выбрасывает из сопла две (в оптимальном варианте) единицы массы газов. Дополнительная единица массы берется из бортовых запасов. Кинетическая энергия реактивной струи равна кинетической энергии входящего потока воздуха (при этом скорость реактивной струи меньше скорости воздуха). Энергия для разгона реактивной струи берется из тепловой энергии заторможенного входящего воздушного потока. В этом случае тормозной импульс входящего воздушного потока меньше разгонного импульса реактивной струи, и значение тяги будет положительным.

Соотношение скорости потока воздуха и реактивной струи при выше указанных условиях:

$$w = \frac{v}{\sqrt{2}} = 0,707v, \quad (1)$$

где  $w$  – скорость реактивной струи,  $v$  – скорость воздушного потока до торможения в диффузоре. Соответственно, баланс импульсов следующий:

$$\Delta P = wM - vt = 0,707v2m - vt = 0,414vm, \quad (2)$$

где  $\Delta P$  – результирующий импульс,  $M$  – масса реактивной струи,  $m$  – масса воздушной струи. Таким образом, в идеальном двигателе Меркулова разгонный импульс на 41,4% превышает величину тормозного импульса входящего воздушного потока.

Уравнение (2) иллюстрируется следующим примером работы идеализированного двигателя: в ВРД поступает порция воздуха массой 1 кг со скоростью 10 км/с, а из ВРД соответственно истекает реактивная струя массой 2 кг со скоростью 7,07 км/с. Тогда тормозной импульс равен 10000 кг·м/с, а разгонный импульс равен 14140 кг·м/с. Разница импульсов

положительна – равна 4140 кг·м/с, то есть ВРД создает тягу при использовании запаса кинетической энергии, созданного предварительным разгоном ВКС до скорости 10 км/с. При этом кинетическая энергия входящей порции воздуха равна кинетической энергии порции газов, истекающей в виде реактивной струи, то есть существует принципиальная возможность использовать тепло, выделяемое при торможении воздуха, для нагрева рабочего тела и создания реактивной струи.

В пересчете на единицу бортового запаса рабочего тела удельный импульс растет при разгоне ВКС: при скорости 8 км/с равен 3,31 км/с, при скорости 11 км/с – 4,56 км/с, при скорости 18 км/с – 7,46 км/с.

Реальный импульс из-за потерь будет меньше, однако, как показано Меркуловым, потери сокращаются при росте скорости ВКС. При первой космической скорости для диффузора с прямым скачком уплотнения потери снижаются до 13% и продолжают снижаться по мере роста скорости.

Рабочим телом космического воздушно-реактивного двигателя Меркулова может быть любое инертное вещество, например азот или вода. Это открывает возможности использования лунных и астероидных запасов воды для заправки ВКС при межпланетных запусках с орбиты Луны или границы сферы действия Земли с использованием маневра Оберта при облете Земли. По сути, такое использование космических запасов воды означает использование их даровой потенциальной энергии в гравитационном поле Земли для получения кинетической энергии ВКС. Достаточно залить в баки ВКС воду на высоте орбиты Луны, и при совершении маневра Оберта каждый 1 кг воды передаст двигателю до 55 МДж. Заметим, что при использовании воды внеземного происхождения в качестве сырья для получения кислородно-водородного ракетного топлива высвобождаемая энергия

будет равна только 13 МДж/кг при затратах энергии на производство топлива порядка 30 МДж/кг. Выгода использования водных ресурсов космоса по схеме Меркулова очевидна.

В результате нырка в атмосферу с окололунной орбиты усредненный удельный импульс при конечной массе ВКС после разгона равной 25% составляет 14,3 км/с, при равной 20% – 13,5 км/с, при 15% – 13 км/с, при 10% – 12,7 км/с.

Таким образом, просматривается перспективная схема, в которой ВКС с ВРД Меркулова в составе добывающей лунной базы и лунной орбитальной заправочной станции формируют околоземный пусковой комплекс для запуска космических аппаратов со скоростью до 100 М (30 км/с при конечной массе ВКС равной 9% стартовой). С учетом уникальных скоростных характеристик, ВКС комплекса может использоваться и как средство исследования объектов дальнего космоса, и как носитель зарядов для корректирующего воздействия на орбитальные параметры опасных небесных тел.

ВКС, отправленные в дальний космос, по дороге к цели способны вторично взаимодействовать с атмосферами планет, лежащих на их пути, и получать в результате дополнительное приращение скорости. Возможны прохождения верхних слоев Венеры и Марса, но наиболее перспективно использование атмосфер планет-гигантов для дополнительного разгона. Это определяется значительным энергетическим бонусом – высвобождением большого количества кинетической энергии при погружении ВКС на дно гравитационного колодца таких планет. При нырке ВКС в верхний слой атмосферы со стороны границы сферы действия Юпитера из каждого 1 кг рабочего тела в ВРД выделится 1770 МДж тепла. В пересчете на тротиловый эквивалент это равно 423 кг тринитротолуола (ТНТ). В ходе разгона эквивалент в ТНТ растет.

НАХОДЯСЯ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ, ВКС СПОСОБЕН ВТОРИЧНО ВЗАИМОДЕЙСТВОВАТЬ С АТМОСФЕРАМИ ПЛАНЕТ, ЛЕЖАЩИХ НА ПУТИ СЛЕДОВАНИЯ, ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО РАЗГОНА.

Планеты как промежуточные ускоряющие станции на пути от Земли на окраины Солнечной системы вполне удовлетворительны при исследовательских полетах. А для решения задачи быстрого реагирования на внезапно возникающие космические угрозы необходимо создавать пусковые комплексы непосредственно в окрестностях Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна.

ВКС с космическими ВРД наиболее эффективны на орбитах вокруг Юпитера на границе атмосферы, где вторая космическая скорость равна 59,5 км/с. Итерационные вычисления, учитывающие рост удельного импульса ВРД по мере разгона ВКС, показывают, что если при облете Юпитера расход рабочего тела составит 80% первоначальной массы, то в результате ВКС достигнет скорости 116,4 км/с в перигеуме орбиты, а при выходе из сферы действия Юпитера его скорость составит 100 км/с. С поправкой на возможные энергетические потери на уровне 13% для достижения той же скорости на выходе из сферы действия расход рабочего тела составит 88% от начальной массы ВКС.

При вычислении результирующей скорости ВКС шаг итерации задается уравнением:

$$\Delta u = \frac{0,414vm}{M - N_i m}, \quad (3)$$

где  $\Delta u$  – приращение скорости ВКС, полученное в результате выброса минимальной порции рабочего тела;  $v$  – скорость газового

потока на входе в диффузор;  $M$  – стартовая масса ВКС,  $m$  – минимальная порция рабочего тела;  $N_i$  – количество порций рабочего тела, израсходованных к данному шагу расчетов. Для расчета с учетом энергетических потерь в числитель правой части уравнения добавляется квадратный корень из величины КПД.

Космический корабль, летящий к перехватываемому астероиду со скоростью 100 км/с, – это то, что необходимо для эффективной системы защиты Земли от атак астероидов и комет. Путь, равный расстоянию от Юпитера до Солнца, такой высокоскоростной ВКС преодолеет за 90 дней.

Вместе с тем все выводы справедливы для идеализированной модели ВКС с космическим ВРД. Тяга двигателя рассматривается независимо от внешнего сопротивления мотогондолы, в условиях отсутствия потерь при смешении газов в двигателе, потеря энергии на охлаждение, потеря вследствие диссоциации. Не учитывается проблема абляции защиты корпуса двигателя и изменения геометрических характеристик ВРД при длительной работе, а также преимущественно лучистый перенос тепла при соответствующем уровне температуры. Таким образом, конструкция ВКС для работы на орбите вокруг Юпитера и других планет-гигантов, а также технология запуска должны быть существенно доработаны и усовершенствованы.

## RETROSAT – РЕТРОГРАДНАЯ СИСТЕМА ЗАПУСКА

Концепция ВКС с космическим ВРД получила дальнейшее развитие в изобретении, описанном в патенте России RU 2385275, евразийском патенте ЕАПО 018524, патенте Украины 100625, и зарубежных заявках WO 2010095977 A1, US 13202304 и US 20140326832 A1 (priority date 2009-02-20).

В патентах предложены способ подачи в ВРД гиперзвукового потока без погружения ВКС в атмосферу и система для реализации способа. При помощи кортежа орбитальных аппаратов-заправщиков на пути ВКС создается трек из порций рабочего тела. Трек – искусственный аналог атмосферы. При этом аппараты-заправщики движутся по ретроградной орбите, то есть навстречу ВКС, и таким образом подают в ВРД поток вещества с относительной скоростью равной удвоенной скорости ВКС. Рабочее название системы – Retrosat. «Космическая транспортная система (КТС) на основе встречных потоков весьма перспективна, так как обеспечивает разгон КА до скорости, в несколько раз превышающей скорость встречного потока. К примеру, при наличии базы на одном из спутников Юпитера возможен разгон КА до 200 км/с» [3, с. 34].

Суммирование скорости ВКС и встречного потока должно учитываться в итерационных вычислениях, которые проводятся на основе формулы (3) – скорость потока вычитается из результирующей скорости ВКС.

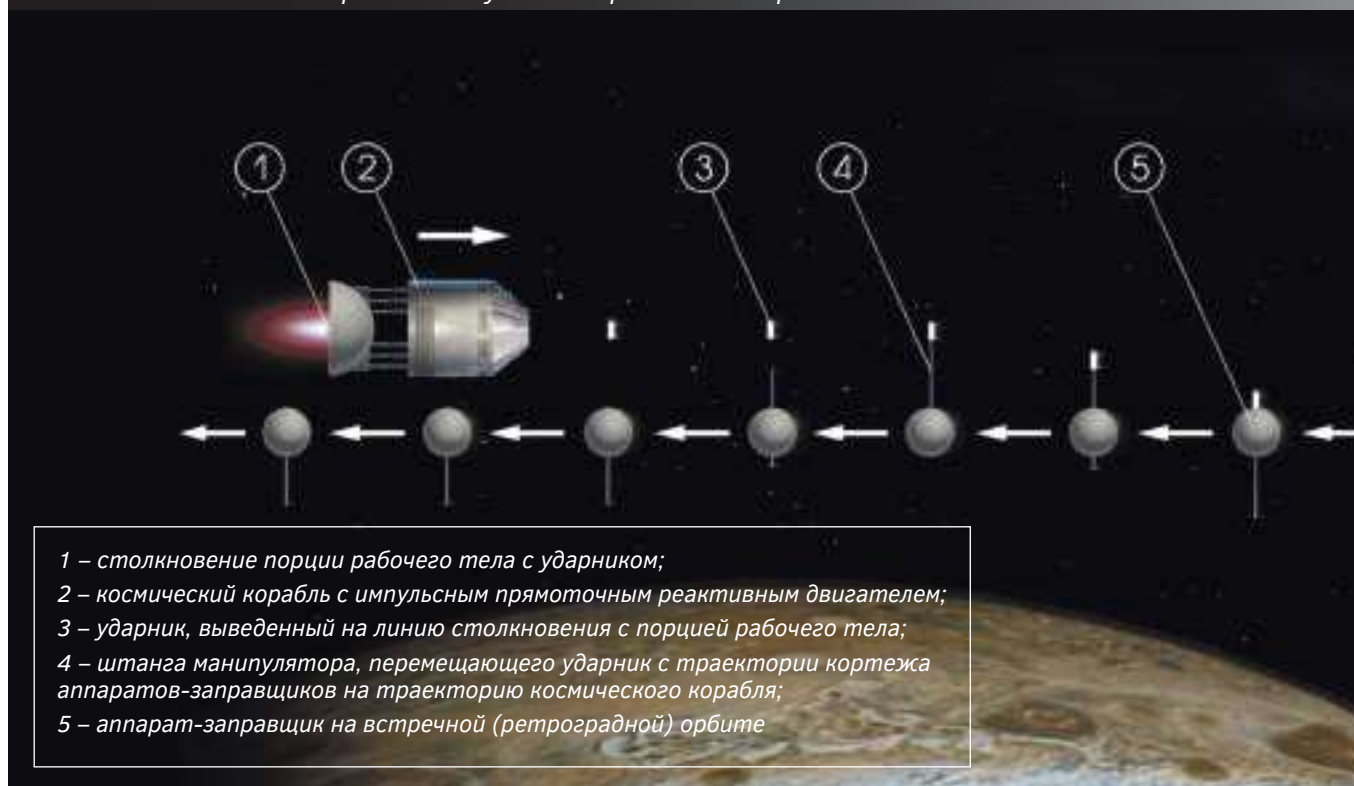
В этом случае при финальной массе равной 14,5% стартовой ВКС развивает скорость в 208,7 км/с, что на границе сферы действия Юпитера дает 200 км/с. Путь, равный расстоянию от Юпитера до Солнца, ВКС, запущенный ретроградным способом, преодолеет за 45 дней.

Способ внеатмосферного питания ВРД устраняет ряд проблем работы ВКС на гиперзвуковых скоростях. Это борьба с тепловыми перегрузками двигателя, в частности с перегревом всех передних кромок воздухозаборника. Для полетов на гиперзвуковых скоростях требуются особые конструкции и материалы не только для двигателя, но и для летательного аппарата. В ретроградной системе запуска процесс разгона ВКС начинается с подачи в ВРД потока вещества с относительной скоростью 119 км/с (59,5 км/с + 59,5 км/с), а в конце разгона относительная скорость пото-



Рис. 1.

Схема передачи ударников с ретроградной орбиты из кортежа аппаратов-заправщиков в космический корабль с импульсным прямоточным реактивным двигателем



ка достигает 268, 2 км/с (208,7 км/с + 59,5 км/с). Если поток образован водородом, то согласно основному уравнению молекулярно-кинетической теории (МКТ) температура заторможенного потока (состоящего из атомарного водорода) в начале разгона ВКС составит 572 тыс. К, а в конце – 2 млн 900 тыс. К. Подача рабочего вещества не из атмосферы, а из орбитальных аппаратов-заправщиков решает указанные проблемы. Зона высокой температуры локализуется в камере двигателя, имеющего абляционную защиту и охлаждение рабочим телом, а все остальные части конструкции ВКС избавляются от действия высокотемпературного гиперзвукового потока.

Замена атмосферы искусственной средой, создаваемой аппаратами-заправщиками, позволяет регулировать параметры гиперзвукового потока. В частности, согласно описанию системы

в патенте, поток может подаваться дискретно, с паузами. Во время пауз в двигателе могут совершаться различные обслуживающие процедуры, что упрощает процесс работы ВРД. При импульсном режиме работы ВРД можно использовать ранее отработанные решения, найденные для импульсного ядерного реактивного двигателя в ходе работ по американскому проекту Orion [4, 5, 6].

Вносимые изменения для работы на орбите Юпитера существенно меняют облик ВРД и ВКС – космический корабль утрачивает сходство с воздушно-космическим самолетом и становится подобен космическому кораблю Orion: камера прямоточного двигателя редуцируется до простой отражающей плиты (или полусферы) с амортизаторами, упрощающей передачу толкающих импульсов, обводы корабля теряют обтекаемые аэродинамические формы.

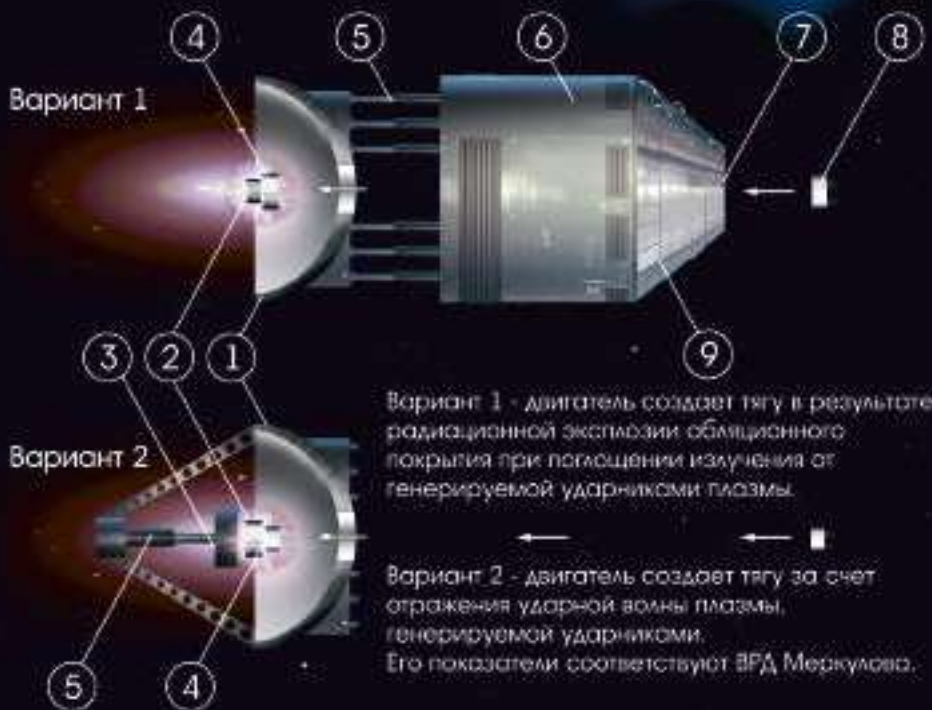
По большинству конструктивных признаков ВКС становится аналогом корабля с импульсным ядерным реактивным двигателем, но без использования взрывов ядерных зарядов для создания тяги. Ядерные взрывы в фокусе отражателя замещены взрывным испарением порций рабочего тела, подаваемых из бортовых запасов, в результате столкновения с ударниками, поступающими из аппаратов, идущих по встречной ретроградной орбите. Принцип подачи ударников из ретроградных спутников показан на рис. 1.

Встречные ударники проникают в зону столкновения через центральное отверстие – аналог диффузора ВРД. Энергетические возможности соответствуют задаче разгона: в начале разгона энергоемкость ударников в тротиловом эквиваленте равна почти 1700 кг ТНТ на 1 кг, а в конце разгона – 10200 кг ТНТ на 1 кг рабочего тела.

**Рис. 2.** Схема космического корабля с импульсным прямоточным реактивным двигателем (два варианта) и его взаимодействия со встречным потоком ударников

- 1 – отражатель;
- 2 – порция рабочего тела;
- 3 – дополнительный отражатель;
- 4 – ударник на выходе из корабля (в момент столкновения);
- 5 – амортизатор;
- 6 – отсек корабля с рабочим телом;
- 7 – окно канала пропуска ударников в зону столкновения;
- 8 – ударник на входе в корабль;
- 9 – полезная нагрузка.

Вариант 1 эффективен в случае, когда большая часть энергии плазмы переходит в излучение. Вариант 2 эффективен в случае, когда большая часть энергии плазмы переходит в ударную волну, показатели такого варианта двигателя соответствуют показателям ВРД Меркулова – оба двигателя имеют общую формулу расчета тяги



Заметим, что в конце разгона корабля порция ударников массой 2 т имеет эквивалент в ТНТ как плутониевая бомба Fat Man («Толстяк») – 21 килотонна. Прямоточный двигатель имеет несколько вариантов реализации, два из которых показаны на рис. 2.

Ретроградная система запуска космических кораблей, использующая потенциальную энергию рабочего тела, взятого на границе гравитационного колодца Юпитера, имеет экономические и технические преимущества перед ядерными системами запуска. Замена таких сложных устройств, как ядерные заряды, порциями рабочего тела из обычного вещества, полученного из ресурсов

малых дальних спутников Юпитера, – это многократный экономический выигрыш. Технические преимущества определяются, прежде всего, возможностью сокращения мощности взрывов, так как это позволяет оптимизировать массогабаритные характеристики космического корабля. Другим важным преимуществом является выбор вещества для материала ударников. Это позволяет регулировать параметры плазмы, возникающей при столкновении ударников, в том числе температуру и распределение энергии между лучистым переносом тепла плазмы и ударной волной, длину волны электромагнитного излучения. Использование ударников, изготовленных из вещества с боль-

шой атомной массой, к примеру, из вольфрама или урана, обеспечивает достижение наивысшей температуры плазмы.

Столкновение ударников из вольфрама в начале и конце разгона корабля создает плазму с температурой соответственно 105 млн К и 533 млн К, а из урана – 136 млн К и 690 млн К. Эти оценки приблизительные, они соответствуют расчетам на основе основного уравнения МКТ:

$$T = \frac{mv^2}{3k}, \quad (4)$$

где  $m$  – масса молекулы,  $v$  – средняя квадратичная скорость поступательного движения молекул,  $T$  – абсолютная температура,  $k$  – постоянная Больцмана.

При таких температурах основная доля выделяемой энергии приходится на излучение с короткой длиной волны. Для преобразования коротковолнового излучения в тепловое ударники, подаваемые аппаратами-заправщиками, должны иметь, к примеру, слой из окиси бериллия, так же, как и ядерные заряды корабля Orion.

Излучение плазменных вспышек воздействует на абляционное покрытие из смеси графита и адгезионной связки, наносимое на отражающую плиту. Излучение вызывает взрывное испарение покрытия, что создает реактивную тягу. Покрытие напыляется между взрывами. Эти и другие процессы здесь полностью соответствуют технологии проекта Orion. Дополнительно абляционный материал может распыляться (или подаваться иным способом) вокруг зоны столкновения ударников на минимально возможном расстоянии для увеличения скорости ударной волны.

Конструктивно ударники представляют собой пластины высокопористого вещества в виде дисков. Диски, подаваемые навстречу кораблю из кортежа аппаратов-заправщиков, имеют больший диаметр, чем диски из бортовых запасов корабля. Этим обеспечивается компенсация возможного отклонения встречного потока от оси отражающей плиты и центральное расположение столкновения и образования плазмы.

Столкновение ударников обеспечивается следующим образом. Кортёж из аппаратов-заправщиков движется навстречу кораблю по траектории, смещенной от траектории корабля на расстояние порядка 10 м, откуда ударники механизмом подачи, например рычажным, помещаются точно на траекторию корабля в момент, предшествующий столкновению ударника на ретроградной орбите и ударника из бортовых запасов корабля. В точку столкновения ударник попадает через центральное окно в отражающей плите.

Ретроградная система разгона космических кораблей за счет запаса потенциальной энергии вещества спутников Юпитера имеет перспективы развития. Юпитер занимает выгодное положение в Солнечной системе – маневры в его окрестностях позволяют при умеренных затратах запускать космические аппараты на ретроградные орбиты вокруг Солнца. Таким образом, принцип разгона космического корабля с прямоточным двигателем за счет встречного потока может быть распространен на искусственные спутники Солнца.

При запуске с орбиты Юпитера обеспечивается выход на эллиптические орбиты с предельно низким перигелием и высокой скоростью – расстояние до Солнца определяется только способностью аппарата выдерживать высокие температуры. Если ориентироваться на проект солнечного зонда Parker Solar Probe, имеющего эффективную термозащиту, то приближение к Солнцу возможно на расстоянии до 6,2 млн км [7]. На этом участке орбиты зонд имеет скорость около 200 км/с. При параллельном запуске группы аппаратов-заправщиков на ретроградную околосолнечную орбиту и космического корабля на проградную околосолнечную орбиту относительная скорость ударников достигнет 400 км/с. В этом случае идеализированный прямоточный двигатель при расходе 90% рабочего тела от стартовой массы разгонит корабль до скорости 850 км/с. При расходе рабочего тела на уровне 93,5% от стартовой массы скорость корабля достигнет 1050 км/с. На окраине Солнечной системы при выходе в межзвездное пространство из-за гравитационных потерь скорость корабля уменьшится до 1000 км/с.

При такой скорости, к примеру, достижение ближайшей точки (первой на фокальной линии), где возможно использование Солнца в качестве гравитационной линзы оптического супертелеско-

па, станет возможно меньше чем за три года. Эта точка расположена на расстоянии 550 а. е., обычным способом до нее не добраться [8]. Корабль с импульсным прямоточным реактивным двигателем решает эту задачу. При этом возможна полная остановка корабля для позиционирования в точке наблюдения.

Для организации торможения необходимо вслед космическому кораблю отправить кортеж аппаратов-заправщиков со скоростью, например, в два раза большей. Запуск кортежа заправщиков совершается с расчетом встречи с кораблем на нужном расстоянии. При скорости корабля в 500 км/с и скорости кортежа в 1000 км/с относительная скорость подачи ударников в двигатель корабля составит 500 км/с. Взаимодействуя с потоком ударников, корабль разгоняется в сторону, противоположную полету, и полностью гасит скорость. Аналогично, при меньших скоростях полета, например 100 км/с корабля и 200 км/с кортежа аппаратов-заправщиков, возможны полеты к карликовым планетам и другим объектам пояса Койпера, с остановкой у цели и высадкой исследовательских автоматов.

---

ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕИМУЩЕСТВА  
РЕТРОГРАДНОЙ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА  
КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ ПЕРЕД  
ЯДЕРНЫМИ СИСТЕМАМИ ЗАПУСКА  
ОПРЕДЕЛЯЮТСЯ ВОЗМОЖНОСТЬЮ  
СОКРАЩЕНИЯ МОЩНОСТИ ВЗРЫВОВ,  
А ТАКЖЕ ВОЗМОЖНОСТЬЮ  
РЕГУЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ  
ПЛАЗМЫ, ВОЗНИКАЮЩЕЙ ПРИ  
СТОЛКНОВЕНИИ УДАРНИКОВ.



## ВОЗВРАЩЕНИЕ К ДВИГАТЕЛЯМ С ТЕРМОЯДЕРНЫМ СИНТЕЗОМ

Ретроградные системы запусков с орбит спутников Юпитера и Солнца имеют плотность энергии рабочего тела, соизмеримую с ядерными зарядами. Благодаря этому возможен разгон космических кораблей до сотен километров в секунду. Вместе с тем высокие температуры, генерируемые ударниками в прямоточном двигателе, создают благоприятную возможность использования их для запуска реакций синтеза небольших порций термоядерного топлива.

Для инициирования реакции синтеза не обязательно использовать ударно-волновое сжатие топливных мишеней при столкновении ударников. Проще использовать хорошо отработанную радиационную имплозию цилиндрических или сферических ми-

шеней за счет излучения плазмы, образуемой при столкновении пластин ударников. Для этого устройство с микротермоядерным зарядом должно использоваться в паре с одним из ударников таким образом, чтобы действие излучения плазмы происходило до разрушения устройства ударом. Согласно современным представлениям, для осуществления управляемой термоядерной реакции с инерционным удержанием плазмы необходимо энергию в несколько мегаджоулей подвести за  $10^{-9}$  с к сферической мишени, для чего соответствующая мощность лазера должна на порядки превосходить мощности всех электростанций Земли, имеющих мощность около 3,5 ТВт [9]. Для этой цели создаются лазерные установки. Однако размещение таких лазерных установок на космических кораблях в обозримом будущем проблематично

и по массогабаритным, и по финансовым причинам. Вместе с тем создание сгустка плазмы как источника излучения за счет столкновения ударников в ретроградной системе запусков на много порядков проще и дешевле. При этом мощность генерируемого излучения практически не ограничена, а также устраняется трудноразрешимая проблема использования части энергии микровзрыва для питания лазеров. В перспективе разработка такого типа двигателей приведет к освоению субсветового диапазона скоростей.

Способ радиационной имплозии мишеней с термоядерным топливом за счет излучения при столкновении ударников может применяться в ретроградной системе и на околоземной орбите. Отработка и применение этой технологии возможны при современном научно-техническом уровне.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Воздушно-реактивный двигатель, в котором к потоку воздуха или газов атмосферы других планет подводится дополнительная масса, при скорости потока в 11 км/с имеет удельный импульс, равный водородно-кислородным ракетным двигателям – 4,56 км/с, при росте скорости до 18 км/с имеет удельный импульс, равный твердофазным ядерным ракетным двигателям (ТФЯРД) – 7,46 км/с. У него нет принципиальных ограничений по дальнейшему увеличению удельного импульса при росте скорости относительно атмосферы.

2. Предварительный разгон воздушно-космического самолета до оптимальной скорости в атмосфере может осуществляться за счет даровых запасов потенциальной энергии вещества естественных спутников, используемого в качестве рабочего тела. Потенциальная энергия переходит в кинетическую в результате перехода ВКС после заправки с удаленной круговой орбиты на эллиптическую с перигеумом в верхних слоях атмосферы. При использовании в качестве источника рабочего тела ресурсов удаленных спутников Юпитера удельный импульс двигателя ВКС при нырке в верхний слой атмосферы Юпитера составит 24,6 км/с в начале процесса разгона и будет расти по мере разгона ВКС. Такая величина удельного импульса превышает возможный аналогичный показатель газофазного ядерного ракетного двигателя (ГФЯРД).

3. Прямоточный реактивный двигатель, в котором поток воздуха из атмосферы заменен искусственной средой в виде порций вещества из аппаратов-заправщиков на ретроградной орбите, при запуске на низкой околоземной орбите имеет усредненный удельный импульс 14,1 км/с (без использования космических ресурсов), а при использовании запасов рабочего тела, полученного из космического сырья (вода астероидов и Луны), имеет усредненный удельный импульс 19,9 км/с. При этом ВКС не подвергается действию гиперзвуковых потоков воздуха благодаря разгону вне атмосферы, что решает проблему сокращения массы теплозащиты и увеличения ресурса работы ВКС. Разгон с облетом Юпитера обеспечивает усредненный удельный импульс величиной в 108 км/с. Данные приведены для кораблей, у которых масса после разгона равна 20% от стартовой массы.

4. Ретроградная система запуска космических кораблей (при расходе 90% стартовой массы) обеспечивает на околоземной орбите достижение скорости около 50 км/с, на орбите спутника Юпитера – более 250 км/с и на орбите спутника Солнца – 850 км/с. Такие скоростные характеристики и простые технические решения дают основание рассматривать ретроградную систему запуска как основу планетарной защиты от космических угроз. Высокоскоростные аппараты планетарной защиты способны благо-

временно оказывать корректирующее воздействие на орбиты опасных космических объектов, а также исследовать дальний космос для выявления скрытых угроз.

5. В перспективе прямоточные реактивные двигатели (без генераторов электроэнергии), благодаря простой и недорогой технологии создания высокотемпературной плазмы, открывают возможность использования излучения плазмы для проведения реакций нуклеосинтеза. Комбинация прямоточного двигателя и термоядерного источника энергии открывает реальную возможность достижения субсветовых скоростей.

6. ВКС и ретроградная система запуска на околоземной орбите – решения, соответствующие научно-техническим возможностям развитых стран. НИОКР по данной теме могут быть начаты в самое ближайшее время. Учитывая возможные коммерче-

ские направления использования высокоскоростного космического транспорта, привлечение инвесторов не должно занять много времени.

7. Реализацию ретроградной системы запуска Retrosat выгодно осуществлять в виде системы первого поколения, эксплуатация которой не требует использования ресурсов Луны и астероидов – доставочно выведения части рабочего тела на ретроградную орбиту с кортежем аппаратов-заправщиков. По стоимости это равноценно выведению той же массы только на одну проградную орбиту. При этом за счет эффекта столкновения встречных потоков вещества с относительной скоростью до 15,6 км/с усредненный удельный импульс прямоточного двигателя составит 14,1 км/с (при конечной массе 20%), что более чем в три раза превышает удельный импульс кислородно-водородного двигателя и равноценно импульсу газофазного ЯРД.

## Литература

1. **Тимошенко С.В.** И.А. Меркулов – один из пионеров ракетной техники (к 90-летию со дня рождения) [Электронный ресурс] // Научные чтения памяти К.Э. Циолковского. Секция «История ракетно-космической науки и техники». Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, Калуга, 2003. URL: <http://readings.gmik.ru/lecture/2003-I-A-MERKULOV---ODIN-IZ-PIONEROV-RAKETNOY-TEHNIKI-K-90-LETIYU-SO-DNYA-ROZHDENIYA> (Дата обращения: 19.06.2018).
2. **Меркулов И.А.** Проблема космических воздушно-реактивных двигателей // Известия АН СССР. Энергетика и транспорт. 1965. № 5. С. 159-172.
3. **Майборода А.О.** Система Satpush: использование вземных запасов потенциальной и кинетической энергий для космических запусков // Воздушно-космическая сфера. 2018. №2. С. 30-39.
4. **Everett, C.J.; Ulam, S.M.** On a Method of Propulsion of Projectiles by Means of External Nuclear Explosions. Part I. University of California, Los Alamos Scientific Laboratory, August 1955. See p. 5.
5. **Nance, J.C.** (1965). Nuclear Pulse Propulsion. IEEE Transactions on Nuclear Science, no. 12, pp. 177-182. DOI: 10.1109/TNS.1965.4323511
6. **Dyson, F.J.** (1968). Interstellar Transport. Physics Today, vol. 21, iss. 10, pp. 41-45. DOI: 10.1063/1.3034534
7. NASA в 2018 году запустит зонд для исследования Солнца [Электронный ресурс] // ТАСС. 20.09.2017. URL: <http://tass.ru/kosmos/4575930> (Дата обращения: 01.07.2018).
8. **Сажин М.В., Сурдин В.Г.** Астрономические инструменты, созданные природой // Земля и Вселенная. 1983. № 5. С. 22-28.
9. **Фортвов В.Е.** Экстремальные состояния вещества на Земле и в космосе // М.: Физматлит, 2008. 264 с.

## References

1. **Timoshenko S.V.** I.A. Merkulov – odin iz pionerov raketnoy tekhniki (k 90-letiyu so dnya rozhdeniya). Nauchniye chteniya pamyati K.E.Tsiolkovskogo. Sektsiya "Istoriya raketno-kosmicheskoy nauki i tekhniki" (Kaluga, 2003). Available at: <http://readings.gmik.ru/lecture/2003-I-A-MERKULOV---ODIN-IZ-PIONEROV-RAKETNOY-TEHNIKI-K-90-LETIYU-SO-DNYA-ROZHDENIYA> (Retrieval date: 19.06.2018).
2. **Merkulov I.A.** Problema kosmicheskikh vozdušno-reaktivnykh dvigateley. Izvestiya AN SSSR. Energetika i transport, 1965, no. 5, pp. 159-172.
3. **Mayboroda A.O.** Sistema Satpush: ispol'zovaniye vnezemnykh zapasov potentsial'noy i kineticheskoy energiy dlya kosmicheskikh zapuskov. Vozdušno-kosmicheskaya sfera, 2018, no. 2, pp. 30-39.
4. **Everett, C.J.; Ulam, S.M.** On a Method of Propulsion of Projectiles by Means of External Nuclear Explosions. Part I. University of California, Los Alamos Scientific Laboratory, August 1955. See p.5
5. **Nance, J.C.** (1965). Nuclear Pulse Propulsion. IEEE Transactions on Nuclear Science, no.12, pp. 177-182. DOI: 10.1109/TNS.1965.4323511
6. **Dyson, F.J.** (1968) Interstellar Transport. Physics Today, vol. 21, iss. 10, pp. 41-45. DOI: 10.1063/1.3034534
7. NASA v 2018 godu zapustit zond dlya issledovaniya Solntsa. Available at: <http://tass.ru/kosmos/4575930> (Retrieval date: 01.07.2018).
8. **Sazhin M.V., Surdin V.G.** Astronomicheskiye instrumenty, sozdaniye prirodoy. Zemlya i Vselennaya, 1983, no. 5, pp. 22-28.
9. **Fortov V.Ye.** Ekstremalniye sostoyaniya veshchestva na Zemle i v kosmose. Moscow, Fizmatlit, 2008. 264 p.

© Майборода А. О., 2018

### История статьи:

Поступила в редакцию: 24.06.2018

Принята к публикации: 27.07.2018

Модератор: Гесс Л. А.

Конфликт интересов: отсутствует

**Для цитирования:** Майборода А.О. Высокоскоростные аппараты планетарной защиты // Воздушно-космическая сфера. 2018. №3(96). С. 18-27.

