

ЗНАНИЕ
НОВОЕ
В ЖИЗНИ, НАУКЕ, ТЕХНИКЕ

СЕРИЯ

КОСМОНАВТИКА, АСТРОНОМИЯ

3/1982

А.С. Дмитриев, В.А. Кошелев

КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ БУДУЩЕГО



НОВОЕ В ЖИЗНИ, НАУКЕ, ТЕХНИКЕ

СЕРИЯ

**КОСМОНАВТИКА,
АСТРОНОМИЯ**

3/1982

Издается ежемесячно с 1971 г.

А. С. Дмитриев,
кандидат физико-математических наук,

В. А. Кошелев

**КОСМИЧЕСКИЕ
ДВИГАТЕЛИ
БУДУЩЕГО**

ББК 39.62
Д53

Дмитриев А. С., Кошелев В. А.
Д53 **Космические двигатели будущего.** — М.:
Знание, 1982. — 64 с., ил. — (Новое в жизни,
науке, технике. Сер. «Космонавтика, астрономия»; № 3).

11 к.

В брошюре сделана попытка представить себе возможные пути развития космических двигательных систем завтрашнего дня. Рассматривается ряд традиционных и новых идей и проектов в области космических двигателей, их возможности и соответствие тем задачам, которые по сегодняшним представлениям станут наиболее актуальными в не очень отдаленной перспективе.

Брошюра рассчитана на широкий круг читателей.

31900 3607000000

ББК 39.62

6Т6

ВВЕДЕНИЕ

Два с половиной десятка лет отделяют нас от 4 октября 1957 г., которому суждено было разделить историю человечества на две эпохи: докосмическую и космическую. За это время родилось и выросло поколение, которое первичные знания о космосе приобрело не из романа Жюль Верна, а из почти ежедневных сообщений телеграфных агентств, телерепортажей и кинохроники. Космосом сегодня в той или иной степени «занимаются» сотни тысяч людей в лабораториях, научных центрах, конструкторских бюро, заводах и фабриках. Он давно перестал быть сенсацией, но стал очень нужным. Пилотируемые аппараты, космические средства связи, метеорологические спутники и навигационные системы в значительной степени определяют облик нашего времени.

Вместе с тем не зря дороги космоса называют крутыми. Не все на них происходит так, как этого бы хотелось. Радикально изменились за прошедшие два с половиной десятилетия представления о первоочередных задачах освоения космического пространства. Почти очевидная не только для любителей, фантастов, но и для специалистов «магистральная» линия развития космонавтики «Луна—Марс — далее везде» значительно трансформировалась с учетом потребностей и возможностей общества. Ряд проектов, как, например, полет человека на Марс, оказались на грани технически реализуемых при современном уровне развития космической техники и в то же время за гранью экономически допустимых на эти цели затрат¹.

Сам факт отказа от дальнейшего следования по «магистральному» пути показывает, что космос и космическая индустрия превратились в весьма существен-

¹ Следует отметить, что уже программа достижения человеком Луны обошлась примерно в 24 млрд. долл. Стоимость же программы марсианской экспедиции оценивается в 70—80 млрд. долл.

ный не только эмоциональный и политический, но и экономический фактор. Дальнейшее увеличение затрат становится оправданным только в том случае, если от вложенных средств можно будет ожидать отдачи, покрывающей значительную часть вложений. Требование экономической окупаемости космических программ на этом новом этапе в значительной степени определяет пути развития космонавтики в целом.

В данной брошюре сделана попытка представить себе возможные пути развития космических двигательных систем завтрашнего дня. Естественно, в таком сложном и трудном деле, как создание космических средств, всегда существуют многочисленные варианты решения одной и той же задачи. Кроме того, арсенал технических идей и возможностей постоянно пополняется, и многие из новых могут оказаться в чем-то лучше тех, которые известны сегодня. Поэтому тех из читателей, которые хотели бы получить ясный ответ на вопрос, какими же двигателями будут оснащены космические аппараты, скажем, через 30—50 лет, возможно ждет разочарование. В брошюре не содержится однозначного ответа на этот вопрос, да и вряд ли он вообще возможен. Здесь рассматривается ряд традиционных и новых идей и проектов в области космических двигателей, их возможности и соответствие тем задачам, которые по сегодняшним представлениям станут наиболее актуальными в не очень отдаленной перспективе.

С точки зрения перспектив космического двигателестроения основные направления развития космической техники условно можно разбить на четыре группы.

1. Организация больших грузопотоков (десятки и сотни тысяч тонн в год) с поверхности Земли на низкие орбиты. В настоящее время эти грузопотоки примерно в 10 раз меньше. Значительное увеличение грузопотоков необходимо как для решения принципиально новых задач (в частности, для создания космических технологических производств и энергетических систем), так и для обеспечения продолжения исследований в дальнем космосе.

2. Транспортировка крупногабаритных грузов с низких орбит на высокие и обратно, транспортировка аналогичных грузов с околоземной орбиты к Луне. Для большинства задач вывод космического аппарата на опорную орбиту является промежуточным этапом. Спут-

ники связи, упомянутые энергетические системы и многие другие космические средства должны располагаться на высоких орбитах. Поэтому растет потребность в экономичных средствах для межорбитальных перелетов.

3. Быстрые межпланетные перелеты.

4. Создание космических аппаратов для полетов вне Солнечной системы, запуск космических аппаратов к ближайшим звездам.

В целях систематизации рассматриваемые в брошюре космические двигатели условно разбиты на три группы: 1) автономные, характеризующиеся тем, что источник энергии и рабочее тело у них находятся на борту; 2) двигательные системы с внешними источниками энергии и 3) двигательные системы, использующие в качестве рабочего тела внешние источники массы.

В первую группу входят жидкостные и другие химические ракетные двигатели, ядерные и термоядерные двигатели, во вторую — космические двигатели, использующие для ускорения рабочего тела энергию лазеров или сверхвысокочастотных генераторов, расположенных вне космического аппарата, а также двигатели, в той или иной форме использующие энергию Солнца. Наконец, к третьей группе относятся двигатели, в которых в качестве рабочего тела используется атмосфера, межпланетная среда, горные породы планет и астероидов.

АВТОНОМНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Возможности автономных двигательных систем. Роль ракетного двигателя заключается в преобразовании какого-либо вида энергии в кинетическую энергию ракеты. В соответствии с известным принципом реактивного движения это преобразование может быть реализовано путем отбрасывания вспомогательной массы, т. е. путем сообщения рабочему телу двигателя некоторой скорости. Таким образом, любая двигательная система должна включать в себя источник энергии, источник отбрасываемой массы (рабочее тело двигателя) и собственно двигатель — устройство, в котором энергия источника преобразуется в кинетическую энергию рабочего тела.

В некоторых схемах двигателей источник энергии и рабочее тело могут быть совмещены. Например, в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) энергия выделя-

ется за счет химической реакции компонентов рабочего тела. Если же источник энергии и рабочее тело располагаются на борту ракеты, то такие двигательные системы называются автономными.

Из закона сохранения энергии следует, что минимальный ее запас на борту ракеты должен равняться сумме кинетической энергии полезного груза и работы, затрачиваемой на преодоление силы тяжести и сопротивления воздуха при старте ракеты с поверхности Земли. Например, затраты на вывод массы 1 кг при запуске искусственного спутника на орбиту высотой 300 км составляют $4,5 \cdot 10^7$ Дж.

Поскольку на разгон источника энергии также требуются затраты работы, то желательно использовать такие источники, которые обладали бы максимальным энерговыделением на единицу массы. Энергия может быть запасена в самой разнообразной форме — механической, электрической, магнитной, химической, ядерной. Наилучшие характеристики имеют источники энергии, использующие химические и ядерные реакции.

Удельные энергии для реакций, используемых в настоящее время, и перспективных реакций, приведены в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

**Параметры источников энергии
для различных типов ракетных двигателей**

Источники и используемые реакции	Энерговыделение, МДж/кг	Скорость истечения, км/с	Удельная тяга, с
Химические реакции:			
1) $2\text{H}_2 + \text{O}_2 = 2\text{H}_2\text{O}$	10	4,5	456
2) $\text{H}_2 + \text{F}_2 = 2\text{HF}$	11,5	4,8	490
Реакции свободных радикалов ($\text{H} + \text{H} = \text{H}_2$)	436	29	3000
Радиоизотопные источники энергии ($\text{Po}^{210} \rightarrow \text{Pb}^{206}$)	$5 \cdot 10^5$	10^3	10^5
Ядерные реакции деления ($\text{U}^{235} \rightarrow 2$ осколка)	$8 \cdot 10^7$	$12,6 \cdot 10^3$	$12,8 \cdot 10^5$
Ядерные реакции синтеза ($\text{D} + \text{T} \rightarrow \text{He}^4 + \text{H}$)	$3,36 \cdot 10^8$	$2,59 \cdot 10^4$	$2,64 \cdot 10^6$
Аннигиляция вещества ($\text{p}^+ + \text{p}^- \rightarrow \gamma$)	$9 \cdot 10^{10}$	$3 \cdot 10^6$	$3 \cdot 10^7$

Из нее можно сделать вывод, что для запуска на орбиту спутника Земли массой 1 кг, казалось бы, достаточно энергии, выделяющейся при реакции кислород-

водородной смеси массой 3,5 кг или при расщеплении урана-235 массой 0,5 мг. Однако полное превращение энергии, запасенной на борту ракеты, в ее кинетическую энергию на практике неосуществимо.

Во-первых, это связано с тем, что КПД преобразования запасенной энергии в кинетическую энергию рабочего тела всегда меньше 100%. Часть энергии (в случае электрических двигателей — большая часть) бесполезно рассеивается в пространстве в виде теплового излучения, а другая — уносится в виде внутренней энергии отбрасываемой массы (тепла, энергии диссоциации и т. д.). Эти потери характеризуются КПД двигательной установки.

Во-вторых, полное использование кинетической энергии отбрасываемой массы возможно лишь в том случае, когда ее скорость противоположна и равна скорости ракеты, т. е. если эта масса после ее выхода из двигателя остается неподвижной относительно точки старта ракеты. Потери, вызываемые разностью абсолютных величин скоростей отбрасываемой массы и ракеты, характеризуются так называемым тяговым КПД.

На рис. 1 приведена схема энергетического баланса для различных ракетных двигателей. Примерные значения относительных потерь даны для ЖРД, а также для электрического двигателя (в скобках).

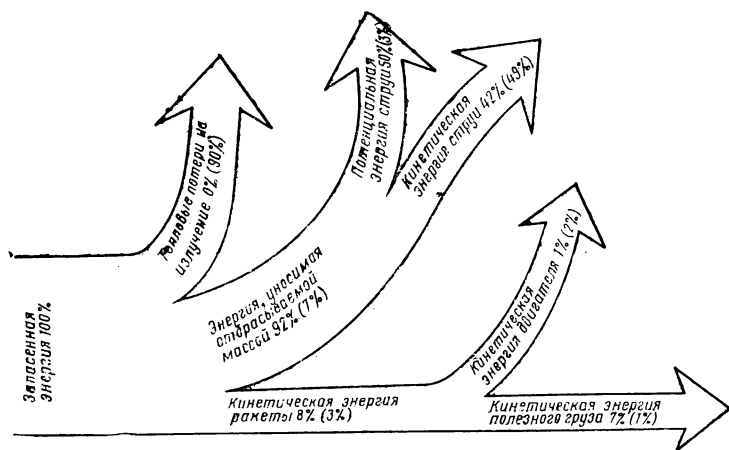


Рис. 1. Энергетический баланс двигательной системы в ЖРД и ЭРД (в скобках)

Работа, затраченная ракетным двигателем на разгон единицы массы ракеты, имеет размерность квадрата скорости, поэтому в качестве меры этой работы удобно принять некоторую характеристическую скорость — v_x . При ускорении ракеты в пустоте в отсутствии гравитационных полей эта скорость совпадает с собственной скоростью ракеты. Соответственно работа, затраченная на разгон в двигателе рабочего тела, может быть выражена через его скорость — так называемую скорость истечения $v_{и}$.

Зависимость между этими скоростями, при постоянной скорости истечения, описывается уравнением Циолковского $v_x = v_{и} \ln(1 + z)$, где z — число Циолковского, равное отношению массы рабочего тела, запасенного на борту ракеты, к массе «пустой» ракеты (включающей массу полезного груза, двигателя и конструкции).

Характеристическую скорость обычно выражают через соответствующие скорости, обусловленные затратами энергии, необходимой для выполнения какой-либо задачи. Это скорость для выхода из сферы притяжения, орбитальная скорость и скорость сближения с планетой, если она является целью полета. Для запуска искусственного спутника Земли, например, характеристическая скорость равна 9,5 км/с, для выхода из сферы притяжения Земли — 12,5, для межпланетных полетов — 30—50 км/с.

Число Циолковского является важнейшей характеристикой ракеты: для заданной массы полезного груза оно определяет стартовую массу ракеты и поэтому желательна как можно меньшая его величина. Из уравнения Циолковского следует, что для данной характеристической скорости число Циолковского можно уменьшить лишь за счет увеличения скорости истечения. Таким образом, скорость истечения является одной из основных характеристик двигателя, и ее повышение является главной задачей совершенствования ракетных двигателей.

Исходя из определения скорости истечения для двигателей с совмещенными источниками энергии и отбрасываемой массы, когда рабочее тело ускоряется за счет его внутренней энергии, скорость истечения легко подсчитать, приравнявая кинетическую энергию отбрасываемой массы ее внутренней энергии, помноженной на КПД двигателя. В табл. 1 были приведены скорости

истечения, соответствующие различным реакциям при КПД двигателя, равном 100%.

На рис. 2 дан график зависимости характеристической скорости от скорости истечения для различных чисел Циолковского. Из сравнения этого графика с данными табл. 1 можно сделать вывод о том, что все задачи космических полетов легко решить, используя в качестве ракетного топлива уран-235, не говоря уже о дейтерии и тритии. Действительно, для характеристической скорости 50 км/с, необходимой для полета к планетам, число Циолковского при скорости истечения, соответствующей энергии деления урана, равно $5,5 \cdot 10^{-3}$. Даже при КПД двигателя, равном 1%, отношение массы урана к массе ракеты будет всего 0,056.

Однако для достижения расчетной скорости истечения в двигателе должны прореагировать все атомы урана. Поскольку для осуществления самоподдерживающейся ядерной реакции деления необходима масса делящегося вещества, не меньшая так называемой критической (для урана примерно 1 кг), то при этом в двигателе за время около 10^{-6} с выделится громадная энер-

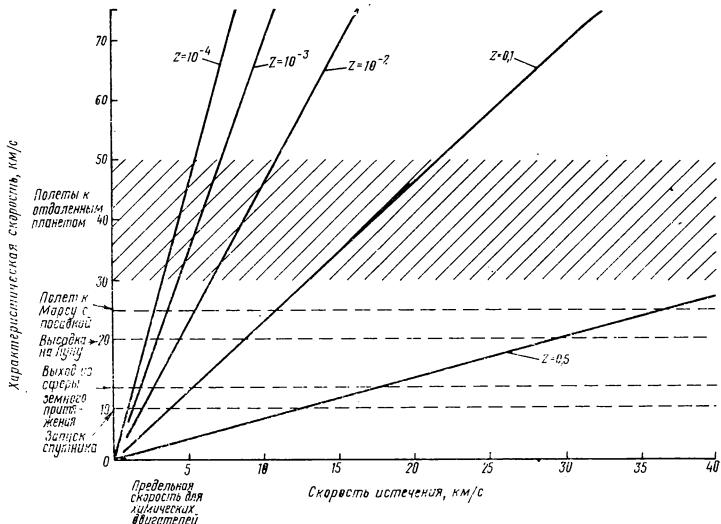


Рис. 2. Зависимость характеристической скорости от скорости истечения для различных чисел Циолковского

гия 10^{13} Дж. Переход даже части этой энергии в кинетическую энергию ракеты за столь короткое время соответствует чрезвычайно большим ускорениям, а следовательно, и перегрузкам, которые не в состоянии выдержать никакая конструкция ракеты. Кроме того, продукты реакции имеют температуру более 50 млн. К, и взаимодействие их со стенками двигателя приведет к его тепловому разрушению.

В случае замедленной управляемой ядерной реакции, которая осуществляется в атомных реакторах, осколки деления теряют энергию на столкновения с еще не прореагировавшими атомами, концентрация которых на несколько порядков больше, и в целом все делящееся вещество приобретает энергию, намного меньшую удельной энергии ядерной реакции. Использовать эту энергию для создания скорости истечения самого делящегося вещества невыгодно, так как будет теряться слишком много энергии в виде внутренней энергии непрореагировавших ядер, и, следовательно, КПД двигателя будет недопустимо низким.

В связи с этими ограничениями использование ядерных реакций в ракетных двигателях в первую очередь предполагает передачу энергии нейтральной массе, запасаемой на борту ракеты, т. е. источники энергии и отбрасываемой массы оказываются разделенными.

Следует отметить следующую принципиальную разницу в требованиях к скорости истечения для таких двигателей и для двигателей, в которых рабочее тело является одновременно и источником энергии. Режим полета с постоянной скоростью истечения, описываемый уравнением Циолковского, невыгоден с точки зрения тяговых потерь (тяговый КПД равен 100% лишь в той точке траектории, где скорость истечения равна скорости ракеты). Действительно, как следует из рис. 1, для типичного двигателя с постоянной скоростью истечения (ЖРД) потери, связанные с кинетической энергией отбрасываемой массы, составляют около половины всех потерь.

Однако из анализа уравнений движения ракеты следует, что для двигателей, использующих в качестве источника энергии внутреннюю энергию рабочего тела, при максимально возможной для данного двигателя скорости истечения минимальное значение числа Циолковского обеспечивается независимо от величины характе-

ристической скорости. В двигателях же с разделенными источниками энергии и отбрасываемой массы режим ускорения ракет с постоянной скоростью истечения уже не является оптимальным, и повышение тягового КПД может существенно улучшить характеристики ракеты. Скорость истечения в этом случае должна увеличиваться пропорционально скорости ракеты.

Зависимости, описывающие конкретные значения скорости истечения, достаточно сложны и мы на них не будем останавливаться. Кроме того, двигатели с переменной скоростью истечения трудно осуществить на практике. Поэтому двигатели с разделенными источниками энергии и отбрасываемой массой целесообразно характеризовать некоторой средней скоростью истечения. Минимальный запас энергии на борту ракеты (характеризуемый, например, массой урана-235) достигается при скорости истечения, равной примерно 62% от величины характеристической скорости, и числе Циолковского, равным 4. И наоборот, если заданы запас энергии на борту и характеристическая скорость, то данное оптимальное значение скорости истечения соответствует максимально возможному полезному грузу ракеты.

Отсюда следует, что в двигателях с разделенными источниками энергии и отбрасываемой массы скорость истечения не должна превышать оптимальной величины, определяемой конкретной задачей космического полета. Это положение не противоречит сделанному выше утверждению о стремлении к повышению скорости истечения при разработке новых двигателей, так как для большинства задач в существующих схемах двигателей еще не достигнута оптимальная скорость истечения.

В некоторых случаях даже для двигателей, использующих внутреннюю энергию рабочего тела, выгодно снижать скорость истечения за счет добавления пассивной массы. Например, ракета с ЖРД, покидающая Луну, должна сообщить полезному грузу характеристическую скорость около 2,5 км/с. Оптимальная же скорость истечения для выполнения данной задачи — 1,6 км/с ($0,62 v_x$). ЖРД имеет существенно большую скорость истечения, и поэтому оказывается выгодным снизить ее до оптимальной за счет добавления лунной пыли к рабочему телу (желательно тех ее компонентов, которые испаряются при рабочей температуре двигателя), если

на ракете имеются пустые баки, освободившиеся при ее посадке на Луну². В результате этой операции полезный груз может быть увеличен в зависимости от вида ракетного топлива на 20—50%.

Другим важным параметром, по которому сравниваются между собой ракетные двигатели, является тяга, т. е. сила, создаваемая двигателем для ускорения ракет.

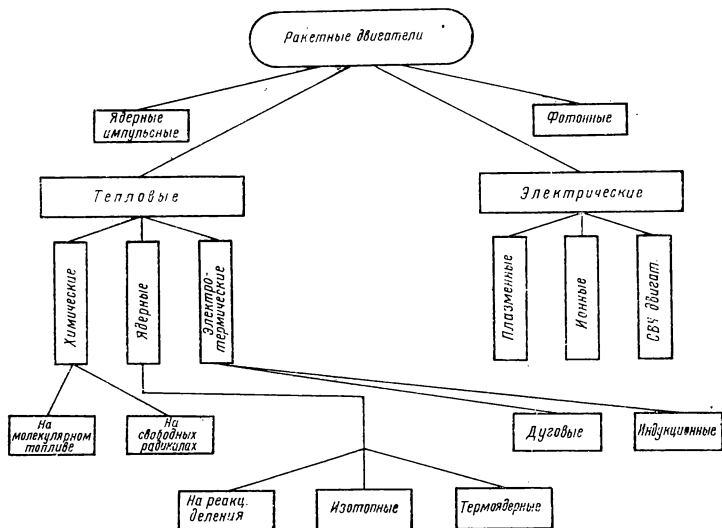


Рис. 3. Классификация автономных двигателей

Величина тяги равна произведению секундного расхода отбрасываемой массы (рабочего тела двигателя) на скорость истечения. По этому параметру различают двигатели большой тяги, когда тяга превосходит вес ракеты и последняя может стартовать с поверхности Земли, и малой тяги, пригодные лишь для старта с орбиты спутника.

Разделение на двигатели малой и большой тяги непосредственно связано с еще одним параметром —

² Конечно, если бы на Луне были запасы ракетных топлив, то заправка ими пустых баков дала бы еще больший выигрыш в полезном грузе. Но такая дозаправка эквивалентна увеличению бортового запаса энергии, и поэтому приведенные соображения относительно оптимальной скорости истечения будут неприменимы.

удельной массой двигателя, равной отношению веса двигателя к развиваемой им тяге. Естественно, что двигатели с удельным весом больше единицы должны быть отнесены к двигателям малой тяги.

Рассмотрим теперь перспективные схемы автономных двигателей, а также способы улучшения существующих схем с точки зрения улучшения рассмотренных параметров, и в первую очередь скорости истечения³. Однако прежде отметим, что по способу преобразования энергии в кинетическую энергию отбрасываемой массы можно выделить два основных класса ракетных двигателей — тепловые и электрические (рис. 3). Кроме того, существуют двигатели взрывные, фотонные и др.

Тепловые двигатели. Основной механизм преобразования энергии в тепловых двигателях, как и в любых тепловых машинах (газовых турбинах, двигателях внутреннего сгорания), — это расширение газа, предварительно сжатого и нагретого до высокой температуры. Устройством, осуществляющим это преобразование, является реактивное сопло (профилированный канал переменного сечения), через которое происходит истечение рабочего тела во внешнее пространство.

Скорость истечения на выходе из сопла прямо пропорциональна корню квадратному из температуры рабочего тела и обратно пропорциональна его молекулярному весу. Термодинамический КПД сопла как тепловой машины определяется разностью температур газа на входе и на выходе из сопла, которая, в свою очередь, зависит от относительного перепада давлений, т. е. зависит от степени расширения газа. Степень расширения газа ограничена размерами и весом двигателя, и поэтому в реальных конструкциях термодинамический КПД не превосходит 60—70%.

Таким образом, имеются лишь две возможности улучшения характеристик тепловых ракетных двигате-

³ В ракетной технике для характеристики двигателей вместо скорости истечения часто пользуются другим эквивалентным ей понятием — удельной тягой (удельным импульсом), которая численно равна скорости истечения, деленной на ускорение свободного падения ($9,81 \text{ м/с}^2$), и соответственно измеряется в секундах. Удельная тяга соответствует тяге, создаваемой в результате расхода рабочего тела массой 1 кг в 1 с. В дальнейшем мы, наряду со скоростью истечения, также будем пользоваться и этим понятием. Значения удельных тяг для некоторых рабочих тел были приведены в табл. 1.

лей — повышение температуры рабочего тела и снижение его молекулярного веса.

Предельные возможности химических двигателей. В тепловых двигателях, использующих энергию химических реакций, к которым относятся широко распространенные в наше время ЖРД и твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ), рабочее тело образуется в результате реакции горючего с окислителем. Температура рабочего тела определяется теплотой реакции, а молекулярный вес — молекулярным весом продуктов реакции. Приведенные в табл. 1 химические реакции дают оптимальное соотношение между молекулярным весом и температурой с точки зрения получения наибольшей скорости истечения.

В настоящее время химические ракетные двигатели почти достигли предела своих оптимальных характеристик. Наиболее оптимальные реакции с использованием кислорода в качестве окислителя освоены давно: кислород-керосиновые и водород-кислородные двигатели уже много лет используются в космической технике. Некоторое улучшение характеристик может быть получено при использовании фторсодержащих окислителей. Но так как фтор является химически весьма агрессивным веществом, то сравнительно небольшой выигрыш в удельной тяге, который может оправдать применение этого химического элемента, едва ли оправдывает эксплуатационные неудобства.

Наиболее радикальный путь улучшения характеристик химических двигателей — это использование реакций рекомбинации свободных радикалов. Свободным радикалом называют электрически нейтральный атом или группу атомов с неустойчивым состоянием электронной оболочки, которые получают в результате диссоциации молекулярных соединений. Например, в реакции $\text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{OH} + \text{H}$ гидроксильный остаток и атомарный водород являются радикалами. Наибольшей энергией обладает реакция образования молекулы водорода $\text{H} + \text{H} \rightarrow \text{H}_2$ (удельная энергия этой реакции соответствует скорости истечения около 30 км/с).

Однако из-за высокой склонности свободных радикалов к слиянию в устойчивую молекулу их накопление и хранение возможно лишь при температурах, близких 0 К, когда резко снижаются скорости химических реакций. Но и при 0 К остается возможность для так назы-

ваемых туннельных реакций. Поэтому в чистом виде свободные радикалы хранить невозможно. Предполагается вмораживать радикалы в нейтральную матрицу (например, атомарный водород помещать в кристаллическую решетку твердого водорода), при этом концентрация свободных радикалов принципиально не может превосходить 50%.

Даже смесь из 10%-ного атомарного водорода и 90%-ного молекулярного водорода позволит получить скорость истечения около 5 км/с при температуре всего 1200 К. За более чем 20 лет работы над этой проблемой удалось добиться концентрации свободных радикалов, не превышающей десятые доли процента. Тем не менее те преимущества, которые может дать применение свободных радикалов, стимулируют дальнейшие исследования.

Ядерные тепловые двигатели. Наиболее перспективным направлением улучшения характеристик тепловых ракетных двигателей представляется использование энергии ядерных реакций. Как уже указывалось, ядерные реакции целесообразно применять лишь в схемах с разделенными источниками энергии и отбрасываемой массой. Ядерное горючее здесь выступает в качестве источника тепла, которое передается рабочему телу.

В простейшем ядерном ракетном двигателе, как и в реакторах атомных электростанций, активная зона состоит из тепловыделяющих элементов, которые представляют собой соединения урана или плутония, заключенные в оболочку. В результате ядерного распада горючего они нагреваются. Жидкое рабочее тело с помощью насосов подается в активную зону, где оно, отбирая тепло от активной зоны, испаряется, температура его повышается, а в реактивном сопле происходит увеличение его скорости.

Наивысшая температура рабочего тела ограничена температурой плавления тепловыделяющих элементов, а с учетом необходимого температурного перепада (для теплопередачи) и химической стойкости материалов не может превышать 2000 К. Так как в химических двигателях температура рабочего тела составляет 3000—3500 К, то единственным способом увеличения скорости истечения в ядерных двигателях с твердой активной зоной по сравнению с химическими является снижение молекулярного веса рабочего тела. Минимальным молеку-

лярным весом обладает водород (2 г/моль), для него возможно получение скорости истечения 8—9,5 км/с. Это верхний предел для ядерных тепловых ракетных двигателей с твердой активной зоной. Близкие к этим значениям характеристики были получены в США на экспериментальном ядерном двигателе «Нерва».

Для дальнейшего повышения температуры рабочего тела в ядерных двигателях необходим переход к реакторам, в которых делящееся вещество находится в газообразной фазе. Однако при разработке этих газофазных ядерных реакторов возникает ряд проблем. Для самоподдерживающейся ядерной реакции необходимо, чтобы в реакции участвовала масса ядерного горючего, не меньшая критической. Поскольку плотность ядерного горючего в газообразной фазе при высокой температуре мала, для достижения критической массы нужны высокие давления и большие объемы активной зоны⁴.

Вторая трудноразрешимая проблема разработки газофазных реакторов — это вынос непрореагировавшего ядерного горючего вместе с рабочим телом, что сильно снижает энергетические характеристики ракеты.

В зависимости от того, перемешивается ли рабочее тело с ядерным горючим или отделено от него, различают схемы соответственно гомогенных и гетерогенных двигателей. Принципиальным недостатком гомогенных схем, который ставит под сомнение их целесообразность, является большой вынос урана вместе с рабочим телом — около 100 кг на 1 т рабочего тела.

В гетерогенных схемах можно существенно снизить вынос ядерного горючего или даже свести его к нулю. В объеме реактора с помощью соленоидов создается сильное магнитное поле, нарастающее к краям. Конфигурация поля при этом образует так называемую магнитную «бутылку». Магнитная «бутылка» обладает тем свойством, что вещество в состоянии плазмы может удерживаться в ней достаточно долго без наличия каких-либо твердых стенок.

В результате ядерных реакций уран переходит в состояние плазмы и магнитное поле удерживает его от

⁴ Возможны промежуточные решения, когда основная масса урана находится в твердом состоянии, а лишь небольшая его часть — в газообразной фазе. Но тогда трудно получить высокую температуру рабочего тела, так как большая часть энергии будет выделяться при относительно низкой температуре.

смещения с рабочим телом (водородом). Последнее обтекает магнитную «бутылку» с ядерным горючим, отнимая от нее тепло. Для того чтобы не происходило перемешивания, должно соблюдаться условие ламинарного обтекания. В этом случае эффективный теплообмен между активной зоной и рабочим телом возможен лишь излучением. Так как водород прозрачен для излучения урановой плазмы, в него добавляют литий в количестве 1—2%, который, ионизуясь, сильно поглощает излучение. В такой схеме ожидается получение скорости истечения 20—30 км/с при выносе урана менее 2% относительно расхода рабочего тела.

Исследуются также схемы газофазных двигателей, в которых вообще отсутствует вынос делящегося вещества. Схема тепловыделяющего элемента такого двигателя приведена на рис. 4. Двигатель представляет собой капсулу с двойными стенками, выполненную из прозрачного тугоплавкого материала (например, лейкосапфира). Внутри капсулы помещают делящееся вещество, которое в рабочих условиях находится в газовой фазе. Между стенками для их охлаждения прокачивается водород. Поскольку и стенки и водород прозрачны для излучения, выделяющаяся ядерная энергия в виде излучения выходит наружу, где нагревает тот же водород, но уже с добавками лития. Из таких тепловыделяющих элементов набирают активную зону реактора.

Реализация этой схемы тормозится отсутствием подходящих материалов для прозрачных стенок, стойких в контакте с газообразным ураном в условиях высоких температур и больших радиационных потоков.

При удержании плазмы в магнитной «бутылке» возможна реализация термоядерного двигателя, использующего реакцию синтеза ядер. Однако более перспективными способами использования термоядерного синтеза считаются импульсные схемы, которые будут рассмотрены несколько позже.

Электрические ре-

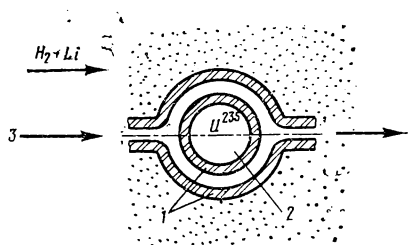


Рис. 4. Ячейка активной зоны гетерогенного газового ЯРД: 1 — сапфировые стенки, 2 — урановая плазма, 3 — рабочее тело

активные двигатели. Электрический реактивный двигатель представляет собой устройство для преобразования электрической энергии, вырабатываемой на борту ракеты, в кинетическую энергию отбрасываемой массы. Самый простой способ преобразования осуществляется в так называемых электротермических двигателях, когда рабочее тело нагревается электрическим током и затем ускоряется в реактивном сопле, как в обычных тепловых двигателях.

Хотя при электрическом нагреве могут быть получены очень высокие температуры, более предпочтительными являются двигатели с электромагнитным ускорением рабочего тела. В таких двигателях в кинетическую энергию преобразуется энергия электромагнитного поля и, следовательно, в них нет термодинамических ограничений на величину скорости истечения и на КПД преобразования энергии.

По тем электромагнитным силам, которые используются для ускорения рабочего тела, различают ионные, плазменные и высокочастотные двигатели. В ионных двигателях ускорение происходит за счет взаимодействия электрического поля с ионами или заряженными макрочастицами рабочего тела. В плазменных двигателях используется взаимодействие тока с магнитным полем. И наконец, в высокочастотном двигателе ускорение осуществляется полем бегущей электромагнитной волны. В электрических двигателях относительно несложно получить сколь угодно большие скорости истечения, вплоть до скоростей, близких к скорости света (например, если использовать в качестве двигателя ускорители элементарных частиц).

Из-за отсутствия легких накопителей электрической энергии (аккумуляторов) использование принципа электромагнитного ускорения имеет смысл лишь в сочетании с преобразованием ядерной энергии в электрическую. В настоящее время не известны сколь-нибудь эффективные прямые способы такого преобразования, и поэтому использование автономных электрических двигателей всегда рассматривается в сочетании с бортовой атомной электростанцией, работающей по тепловому циклу.

Принципиальная схема космической энергоустановки включает в себя, как и любая наземная электростанция, источник тепла (в данном случае ядерный реактор),

тепловую машину (преобразующую подведенное тепло в электроэнергию) и холодильник (устройство, отводящее отработанное тепло). Самым существенным отличием космических энергоустановок от их наземных аналогов является способ отвода тепла. В космическом пространстве сброс тепла возможен только излучением.

Насколько это серьезное обстоятельство, можно представить себе из следующего примера. Для излучения тепла в 1 кВт при средней температуре теплосброса в наземных электростанциях 50°C требуется площадь излучающей поверхности холодильника 1,64 м². Для электрического двигателя мощностью 100 кВт, что соответствует мощности ЖРД с тягой всего около 30 кгс, и общим КПД двигательной системы 20% при этой же температуре потребуется холодильник площадью 1300 м².

Энергия, излучаемая единицей поверхности, пропорциональна четвертой степени температуры, и поэтому для сокращения площади холодильника необходимо повышать его температуру. Поскольку КПД электростанции как тепловой машины пропорционален разности температур источника тепла и холодильника, то для сохранения величины КПД необходимо соответствующее увеличение температуры источника.

Таким образом, общей задачей повышения эффективности как тепловых, так и электрических двигателей является создание высокотемпературного реактора. Потребности в космической энергетике вызвали интенсивные исследования в области высокотемпературного прямого преобразования тепла в электричество.

Наиболее перспективными системами преобразования для космических установок оказались термоэлектронные преобразователи (ТЭП). Принцип работы ТЭП иллюстрируется на рис. 5, где ТЭП представляет собой диод, межэлектродный зазор которого заполнен парами цезия. При высокой температуре катод испускает электроны, которые конденсируются на аноде, заряжая его до отрицательного потенциала относительно катода. В результате между катодом и анодом возникает разность потенциалов, и при замыкании их на нагрузку в цепи идет электрический ток.

Охлаждение катода, вызванное «испарением» электронов и потерями на излучение, компенсируется подводом тепла от ядерного реактора. Тепло, выделяющееся на аноде в результате конденсации электронов и лу-

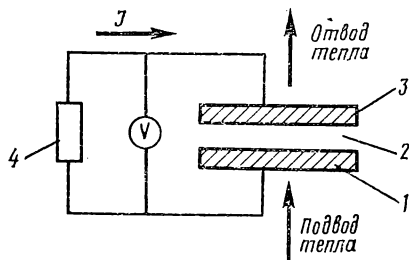


Рис. 5. Принципиальная схема термоэмиссионного преобразователя тепловой энергии в электрическую: 1 — катод, 2 — межэлектродный зазор, заполненный парами цезия, 3 — анод, 4 — нагрузка

является его малое рабочее напряжение (около 0,5 В), и поэтому используется последовательное соединение элементов.

Теоретически температура теплосброса, оптимальная с точки зрения размеров холодильника, должна составлять 75% от температуры источника тепла. При температурных ограничениях, накладываемых твердотельным реактором, холодильник-излучатель всегда будет если не самой тяжелой, то самой громоздкой частью космической энергоустановки. Для эффективной работы холодильника его поверхность должна иметь температуру, близкую к нижней температуре теплового цикла.

Добиться этого за счет естественной теплопроводности материалов нельзя, необходим принудительный перенос тепла путем циркуляции жидкого или газообразного теплоносителя. При этом появляются дополнительные потери энергии на прокачку теплоносителя, и установка оказывается весьма уязвимой к метеоритному пробоям. При больших поверхностях холодильника резко возрастает вероятность попадания метеорита размером, достаточным для разрушения стенки канала с теплоносителем, что приведет к разгерметизации и выходу установки из строя.

Наиболее удачным конструктивным решением, позволяющим обойти эти проблемы (потеря мощности и метеоритный пробой), является использование тепловых труб. Тепловая труба представляет собой канал с цир-

чистого подогрева со стороны катода, отводится теплоносителем или непосредственно излучением в космическое пространство.

Термоэлектронный преобразователь с вольфрамовым катодом может работать при температуре катода до 2500 К и температуре анода 1000—1400 К с удельной мощностью от 5 до 40 Вт/см² при КПД до 25%. Недостатком ТЭП

кулирующим теплоносителем, на внутренних стенках которого с зазором располагается так называемый фитиль (в простейшем случае это мелкоячеистая сетка). Предварительно откачанная труба заполняется жидкостью в количестве, достаточном для заполнения зазора между фитилем и стенкой трубы, где она удерживается затем капиллярными силами.

В тепловой трубе различают зоны нагрева, переноса тепла и охлаждения. В холодильнике-излучателе две последние зоны, как правило, совмещены. Тепло, подводимое к зоне нагрева, испаряет жидкость, пары которой проходят через отверстия фитиля во внутреннее пространство трубы и устремляются к зоне охлаждения. Там происходит конденсация жидкости с передачей тепла конденсации стенкам трубы, от которых оно отводится излучением. Жидкость, образовавшаяся в результате конденсации, возвращается капиллярными силами, создающимися в фитиле и в зазоре между фитилем и стенкой трубы, назад в зону нагрева.

Такой процесс теплопередачи настолько эффективен, что, например, сейчас испытаны трубы, передающие тепловой поток 10 кВт на каждый 1 см² поперечного сечения трубы на расстояние в несколько метров при перепаде температур между концами трубы менее 0,01 К. Это эквивалентно теплопередаче сплошного стержня с коэффициентом теплопроводности, в несколько тысяч раз превышающим соответствующее значение для меди. С тепловыми трубами по возможностям транспортировки тепла могут конкурировать лишь системы с жидкометаллическим теплоносителем, но в них требуются затраты работы на прокачку.

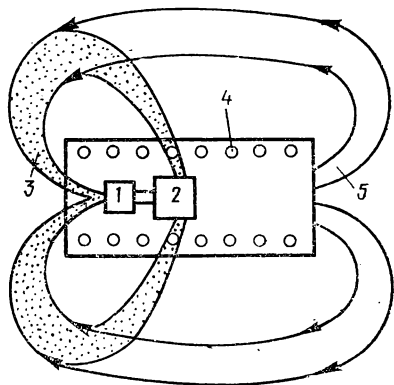


Рис. 6. Схема пылевого холодильника-излучателя: 1 — насос, 2 — теплообменник, 3 — ферромагнитная пыль, 4 — обмотка соленоида, 5 — силовые линии магнитного поля

Из тепловых труб собирается поверхность холодильника-излучателя. Зона подвода тепла может либо непосредственно контактировать с охлаждаемым узлом, либо омываться промежуточным теплоносителем. Поскольку для создания излучающей поверхности нужно использовать много тепловых труб, а их каналы могут быть между собой несвязанными, то повреждение одной или нескольких труб метеоритом лишь несущественно скажется на работе всей установки.

Возможны схемы теплосброса, когда теплоносителем является ферромагнитная пыль (рис. 6), которая прокачивается насосом через теплообменник, снимая отработанное тепло энергоустановки, и выбрасывается во внешнее пространство. Там они захватываются и возвращаются снова на вход насоса. В магнитном поле ферромагнитные частицы, сцепляясь друг с другом, выстраиваются вдоль силовых линий, создавая излучающую оболочку. При достаточной магнитной проницаемости вещества пыли все внешнее магнитное поле оказывается сосредоточенным в этой оболочке и не происходит его бесполезного рассеяния.

Преимуществом такого типа холодильника-излучателя является его полная неуязвимость к поражению метеоритами, а также малые размеры при транспортировке энергоустановки с поверхности Земли на орбиту спутника, так как при этом пыль может находиться в малогабаритном контейнере. В настоящее время эта схема находится еще в стадии теоретических проработок. Ее реализация сдерживается отсутствием легких и экономичных источников магнитного поля.

Импульсные двигатели на микровзрывах и фотонный двигатель. Принцип действия импульсных ядерных ракетных двигателей (ИЯРД), схемы которых приведены на рис. 7, а и б, заключается в том, что над поверхностью массивного отражателя производятся периодические ядерные или термоядерные взрывы. Существенными элементами ИЯРД являются источник магнитного поля, которое препятствует попаданию заряженных продуктов реакции на поверхность отражателя, и демпфер, служащий для сглаживания импульсной нагрузки, передаваемой ракете.

Обычно в таких двигателях в результате воздействия взрыва испаряется либо материал отражателя, либо рабочее тело, подаваемое на поверхность отражателя.

Кроме того, для улучшения условий протекания ядерной реакции, увеличения доли прореагировавших атомов и уменьшения температуры взрыва ядерный заряд заключают в достаточно толстую оболочку пассивного вещества. В результате отбрасываемая масса будет состоять в основном из веществ, не принимающих участие в реакции (водород, литий и др.), и скорость истечения в таких двигателях ограничена 100 км/с.

Если будут найдены удовлетворительные технические решения для охлаждения отражателя без испарения его материала и удастся осуществить ядерную реакцию без образования оболочки, окружающей заряд, то скорости истечения в таких двигателях могут приблизиться к теоретически возможным величинам — 10^5 км/с. При этом

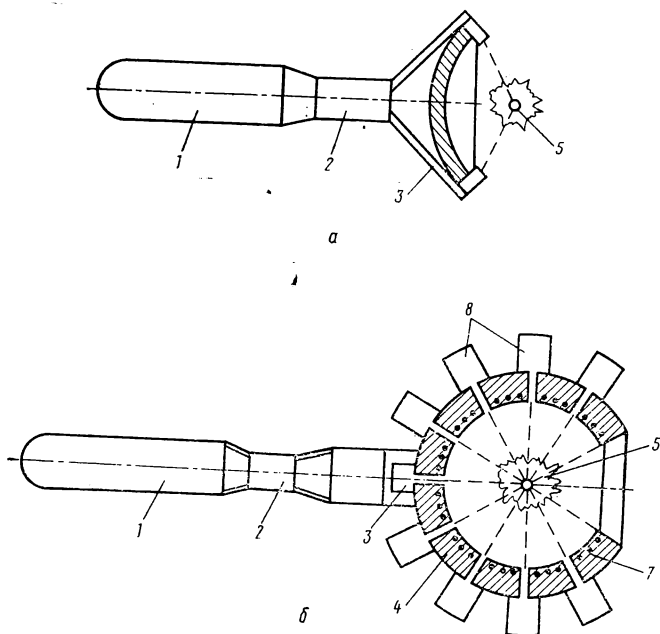


Рис. 7. Схемы импульсных двигателей (а — на трансуроновых элементах, б — термоядерный двигатель): 1 — космический корабль, 2 — демпфер, 3 — система подачи ядерного горючего, 4 — отражатель, 5 — зона взрыва, 6 — система преобразования энергии, 7 — обмотка для создания магнитного поля, 8 — система поджига реакции (ускорители заряженных частиц или лазеры)

ИЯРД будут иметь меньшую удельную массу, чем электрические двигатели, ибо доля отводимого тепла у них будет существенно меньше (для электрических двигателей она составляет 75—90% от мощности ядерной установки), а теплообмен можно осуществлять при более высокой температуре. В результате площадь и соответственно масса холодильника-излучателя будут существенно меньше.

Для ядерных реакций деления основной проблемой является сокращение массы ядерного горючего, необходимой для самоподдерживающейся ядерной реакции (критическая масса). Для широкоиспользуемого в настоящее время ядерного горючего из урана-235 и плутония критическая масса настолько велика (скажем, 1 и 3 кг), что из-за слишком большой энергии, выделяемой при взрыве такой массы, исключается прямое применение этих элементов в ИЯРД.

Существенно уменьшить критическую массу можно либо увеличивая плотность делящегося вещества путем его сжатия давлением в 10^{14} — 10^{15} Па, либо переходя к химическим элементам с большими ядерными массами — трансурановым элементам. Современная техника позволяет создавать импульсные давления требуемой величины, но это возможно лишь при использовании сложных и тяжелых устройств, которые более целесообразно применить для реакций синтеза. Поэтому в качестве горючего в ИЯРД деления могут быть использованы лишь трансурановые элементы (в первую очередь калифорний-252).

Критическая масса калифорния равна примерно 7 г, и при взрыве такой массы выделяется 10^{10} Дж. Схема двигателя с использованием калифорния приведена на рис. 7, а. В ней с помощью специальных ускорителей, расположенных на периферии отражателя, выстреливаются частицы калифорния, которые одновременно, сталкиваясь, образуют в сумме критическую массу, инициируя ядерный взрыв. Причем за счет сжатия, возникающего при столкновении частиц, критическая масса может быть уменьшена в 1,5—2 раза. Взрывы повторяются до тех пор, пока ракета не наберет нужную скорость: для разгона ракеты с конечной массой 100 т до скорости 10 км/с нужно несколько килограмм калифорния.

Однако двигатели с использованием трансурановых элементов при всей их принципиальной простоте облада-

ют рядом существенных недостатков и едва ли могут быть осуществлены в ближайшее время. Калифорний очень дорог, он отсутствует в природе и его получают облучением тяжелых элементов в протонных ускорителях или мощными нейтронными потоками. При этом полезный выход калифорния очень мал, и, например, производство калифорния в США в 60-х годах составляло всего около 1 г в год. Поскольку период полураспада калифорния-252 составляет 2,5 года, то при таком уровне производства вообще невозможно накопить критическую массу.

И наконец, если нужно количество калифорния будет получено, то хранить его на ракете возможно лишь в виде малых частиц, разделенных большим количеством поглотителя нейтронов, что увеличивает массу двигателя. Кроме того, при взрыве трансурановых элементов образуются тяжелые осколки деления, которые трудно задержать магнитным полем отражателя, и большое количество нейтронов, практически не взаимодействующих с магнитным полем. В результате охлаждение конструкции двигателя становится трудноразрешимой проблемой.

Запас калифорния можно несколько сократить, если в зону взрыва через интервал времени 10^{-6} — 10^{-5} с подавать уран примерно в тех же количествах, что и калифорний. При этом в нейтронном потоке, созданном взрывом калифорния, будет происходить выгорание урана. Затем через такой же интервал времени можно подать следующую порцию урана. Таким образом будет организована каскадная реакция, но она является затухающей и после 3—5 циклов необходимо вновь взрывать калифорний.

Более перспективным может быть использование калифорния для инициирования термоядерной реакции. При этом калифорний применяется только один раз, а потом в зону реакции непрерывно подаются порции термоядерного горючего (например, дейтерий-третиевой смеси). Термоядерное горючее несравнимо дешевле калифорния и экономические факторы не будут играть столь существенной роли при разработке такого двигателя. Кроме того, при термоядерной реакции образуются легкие элементы, что значительно упрощает тепловую защиту отражателя.

Однако, если даже отвлечься от проблемы подачи

термоядерного горючего в зону горения, то минимальный уровень непрерывной мощности для осуществления этой самоподдерживающейся реакции составит 10^{14} Вт. Это более чем в 1000 раз превосходит мощность двигателей ракеты «Сатурн-5». При скорости истечения 10^3 км/с такой двигатель будет иметь тягу 10 000 тс. И, следовательно, проблемы теплоотвода при требуемом уровне мощности становятся чрезвычайно трудноразрешимыми. Если допустить, что в элементах конструкции двигателя выделяется всего 0,1% энергии, то и для отвода такого количества потребуется холодильник-излучатель площадью 10 000 м².

При темпосъеме, использующем рабочее тело, скорость истечения снизится в 3 раза, и соответственно тяга возрастет до 30 000 тс. Для создания такой тяги потребуется расход рабочего тела в 1000 кг/с. Ракета массой 10 000 т с таким двигателем могла бы достичь скорости 100 км/с за время, немногим более 1 ч.

Более близкими к реализации, однако, представляются схемы двигателей с термоядерными микровзрывами. Эти двигатели довольно широко обсуждались в печати, опубликовано несколько концептуальных проектов этих двигателей. Суть термоядерных микровзрывов состоит в так называемом инерциальном удержании плазмы, когда реакция успеет произойти раньше, чем под воздействием высоких температур, необходимых для поджига термоядерной реакции, разлетится разогретое термоядерное горючее.

В упомянутой ранее схеме стационарного термоядерного реактора основная и до сих пор не решенная проблема состоит в удержании горячей плазмы магнитным полем. Для получения управляемой термоядерной реакции при температуре в несколько миллионов градусов должен выполняться критерий Лоусона $n\tau \geq 10^{14}$, где n — концентрация частиц (число атомов в 1 см³), а τ — время. При инерциальном удержании критерий Лоусона выполняется за счет резкого повышения концентрации, в результате на столько же сокращается время, необходимое для протекания термоядерной реакции.

Это достигается симметричным импульсным облучением небольшой мишени ядерного горючего, используя излучение мощного лазера или высокоинтенсивные потоки заряженных частиц (электроны и ионы). Причем поток энергии во время импульса должен резко нара-

стать. В результате облучения происходит интенсивное испарение поверхностного слоя мишени, так называемая абляция. Испаряющиеся частицы приобретают большую скорость и, подобно тому как это происходит в реактивных двигателях, создают импульс отдачи, что приводит к развитию громадного давления, достигающего многих миллиардов паскаль.

Эффект абляции многократно усиливается сходящейся ударной волной, в результате в центре мишени плотность горючего возрастает в несколько тысяч раз, а давление достигает величины, соответствующей давлению в центре звезд (около 10^{16} Па). При этом происходит разогрев термоядерного горючего и наступают условия для протекания термоядерной реакции.

Для осуществления микровзрыва достаточны мишени массой всего 0,001—0,01 г. Такой массе соответствует энергия микровзрыва 10^8 — 10^{10} Дж. Около 80% вещества мишени уносится в результате абляции и в реакции не участвует; кроме того выход реакции едва ли превысит 30%. В результате предельная скорость истечения для термоядерных микровзрывов будет составлять около $6 \cdot 10^6$ м/с, что соответствует удельной тяге $6 \cdot 10^5$ с. Для взрывов, инициируемых пучками электронов, необходимо окружать мишень оболочкой из элементов с большим атомным весом, что еще более снизит предельную скорость истечения.

Схема двигателя с использованием термоядерных микровзрывов приведена на рис. 7, б. Принципиальное отличие таких двигателей от двигателей на трансурановых элементах состоит в наличии системы инициирования термоядерной реакции и источника электрической энергии для ее питания. Система инициирования представляет собой либо набор источников светового излучения, либо ускорителей заряженных частиц, расположенных таким образом, чтобы по возможности симметрично облучать мишень. В качестве источника излучения может использоваться один мощный лазер с разделением его луча на несколько или комбинацию лазеров.

Мишень выстреливается в пространство над отражателем, и в тот момент, когда она проходит точку фокусировки лучей, создается поджигающий импульс. Термоядерная плазма отражается от магнитного поля, создаваемого сверхпроводящими соленоидами, и выбрасывается во внешнее пространство, создавая реактивную

тягу. Для выработки электроэнергии могут использоваться либо специальные соленоиды, либо те же соленоиды, которые являются источниками защитного магнитного поля. При взаимодействии движущейся плазмы с магнитным полем в соленоидах находится ЭДС, и вырабатываемая электроэнергия идет на генерацию последующего импульса.

В американском проекте термоядерного двигателя с лазерным поджигом реакции предполагается использовать лазер с энергией в импульсе 1 МДж, длительностью импульса 10 нс и частотой следования импульсов 500 Гц. Масса лазера оценивается в 150 т. При энергии, выделяемой в одном микровзрыве, 10^8 Дж такой двигатель, по расчетам авторов проекта, может разогнать полезный груз массой 100 т до характеристической скорости 10 км/с за одни сутки. Для этого потребуется около 10^8 микровзрывов.

Английские исследователи в проекте двигателя на термоядерных микровзрывах предлагают осуществлять инициирование термоядерной реакции с помощью электронных ускорителей. Частота следования «поджигающих» импульсов составляет 100 Гц, энергия в каждом микровзрыве 10^{11} Дж. В двигателе для разгона полезного груза 100 т до скорости 0,15 скорости света сжигается несколько сотен тонн термоядерного горючего в течение года.

Основной трудностью при создании импульсных термоядерных двигателей является разработка системы инициирования реакции. Именно отсутствие соответствующих лазерных и ускорительных устройств определенным образом сказывается на том, что до сих пор не осуществлена управляемая термоядерная реакция. Масса иницирующей системы пропорциональна энергии микровзрыва, поэтому желательно иметь как можно меньшее энерговыделение в каждом взрыве. Но тогда при заданной тяге должна быть обеспечена высокая частота повторения импульсов, а для достижения заданной характеристической скорости — соответственно большее их количество. Допустимое же число импульсов ограничено ресурсом системы.

В связи с этим советские ученые Е. П. Велихов и В. В. Чернуха предложили способ каскадного поджига термоядерных мишеней. Суть способа состоит в том, что через время около 10^{-6} с после поджига первой мишени

в область взрыва подается более массивная мишень, на инициирование реакции в которой используется часть энергии первого взрыва. Потом подается мишень еще большей массы и т. д. Используя в каждом каскаде мишени с десятикратным увеличением выделения энергии, можно получить энергию взрыва 10^{10} — 10^{11} Дж для системы инициирования с энерговыделением 10^8 Дж.

При этом соответственно уменьшается частота повторения импульсов, но в то же время, конечно, увеличивается импульсная нагрузка на отражатель. В каскадной схеме появляется возможность использовать в последующих ступенях каскада более трудновоспламеняемое горючее (например, чистый дейтерий). Это резко сокращает потребность в тритии и одновременно уменьшает выход нейтронов.

Другой не менее важной задачей разработки импульсных термоядерных двигателей является отвод тепла, выделяющегося в конструкции. Как указывалось раньше, в дейтерий-тритиевой реакции до 80% энергии уносится нейтронами, которые не задерживаются магнитным полем отражателя. Кардинальным решением проблемы было бы использование смеси обычного водорода с изотопом бор-11 в качестве термоядерного горючего. Хотя энерговыделение при сгорании этого горючего меньше, чем для дейтерий-тритиевой смеси, но зато полностью отсутствуют нейтроны. Однако эта реакция требует для своего инициирования более высокой температуры, и освоение ее является делом отдаленного будущего.

Согласно основному постулату теории относительности максимально возможная скорость в природе есть скорость света — 300 000 км/с. Естественно, эта скорость будет предельной и для скорости истечения в ракетных двигателях. Скорости, близкие к скорости света, можно получить в электрических двигателях, например в электронных или ионных ускорителях. Однако, как это следует из общефизических соображений, в этом случае энергию, затрачиваемую на ускорение частиц, более целесообразно с точки зрения получения максимальной характеристической скорости использовать для создания тяги с помощью электромагнитного излучения.

Известно, что электромагнитное излучение, к которому относится и видимый свет, оказывает давление на материальные тела. Соответственно этому излучающее

тело испытывает импульс отдачи фотонов электромагнитного поля. Поэтому каждое направленно излучающее тело может являться фотонным двигателем. Реактивная тяга направленного излучения равна мощности излучения, деленной на скорость света, т. е. каждый 1 кВт излучаемой мощности создает тягу $3,3 \cdot 10^{-7}$ кгс.

Простейшим фотонным двигателем может быть заэкранированный с одной стороны холодильник-излучатель. Поскольку в энергию струи электрореактивного двигателя переходит около 10% энергии, вырабатываемой бортовой энергоустановкой, то при скорости истечения, равной 0,1 скорости света, тяга, создаваемая холодильником-излучателем, становится сравнимой с тягой двигателя.

Несмотря на относительную простоту фотонных двигателей, их нецелесообразно применять с любыми, используемыми в настоящее время источниками энергии, включая термоядерные. Обычно в энергию переходит лишь часть массы источника: для ядерных реакций деления — 0,5%, для термоядерных — 0,15%. Если в качестве рабочего тела использовать лишь фотоны, то одновременно с полезным грузом придется разгонять до конечной скорости и продукты реакции. Поэтому фотонные двигатели имеет смысл использовать лишь в сочетании с источниками энергии, в которых вся масса или по крайней мере ее большая часть преобразуется в энергию. Таким источником по современным представлениям может быть лишь реакция аннигиляции, т. е. взаимодействие частиц и античастиц.

Для синтеза античастиц (например, антипротонов) необходимы мощные ускорители, причем выход античастиц в реакции очень мал. Считается, что для получения энергии в 1 Дж, заключенной в антипротонах, потребуется затратить электроэнергию не менее 100 кДж. Таким образом, накопление сколь-нибудь значительного количества антивещества находится за пределами возможностей современной техники.

Другой проблемой, возникающей при реализации фотонных двигателей, является хранение антивещества. Поскольку материал конструкции ракеты является обычным веществом, то должен быть исключен всякий контакт антивещества со стенками баков. Поэтому антивещество может быть «подвешено» в электрических или магнитных полях.

Требования к системе теплосъема в фотонных двигателях будут чрезвычайно жесткими. Реализуемые в настоящее время системы теплоотвода, включая холодильники-излучатели, имеют массу не менее 0,01 кг на 1 кВт сбрасываемой мощности. В этом случае, даже если пренебречь другими составляющими ракеты, она будет иметь ускорение не более $2 \cdot 10^{-4}$ м/с², и разгон такой ракеты до скорости всего 10 км/с будет продолжаться более года.

Из всего сказанного следует, что создание фотонного двигателя дело чрезвычайно отдаленного будущего. Ряд исследователей подвергают сомнению рациональность и даже принципиальную возможность его создания, другие прямо относят фотонный двигатель к области научной фантастики.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ С ВНЕШНИМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ

Выше были рассмотрены требования, предъявляемые к перспективным космическим двигательным системам автономного типа, и показано, как эти требования определяют направления развития автономных двигательных систем. В автономных системах энергия и масса, необходимые для создания тяги и разгона космического аппарата, находятся на самом аппарате. Поэтому прогресс в развитии таких двигателей связан с улучшением удельных энергетических характеристик, т. е. с увеличением количества энергии, запасенной на единицу массы рабочего тела.

Ситуация меняется, если источник энергии, с помощью которой создается тяга, находится вне аппарата. В этом случае указанная характеристика теряет смысл. Однако по-прежнему важно, какое количество энергии поступает в двигательную установку и насколько поступающая энергия пригодна для разгона рабочего тела.

Если на время отвлечься от вопросов преобразования поступающей извне энергии в кинетическую энергию истекающего с высокой скоростью рабочего тела, основным фактором становится количество энергии, подводимой к двигательной установке в единицу времени. Отсюда следует, что характеристики двигательной установки космического аппарата не зависят от массы и удельных характеристик источника энергии, а опреде-

ляются мощностью внешнего источника и эффективностью передачи энергии от источника в двигательную установку космического аппарата.

Как и в случае автономных двигателей с разделенными источниками энергии и массы, в двигателях с внешним источником энергии с увеличением мощности, вводимой в двигательную установку, уменьшается и расход массы рабочего тела на создание единицы тяги, поскольку растет скорость истечения рабочего тела. Если скорость истечения становится выше 4,5—5 км/с, ракета или космический аппарат, оснащенный двигательной системой с внешним источником, начинает превосходить аппараты с ЖРД по такой важной характеристике, как отношение массы полезной нагрузки к стартовой массе.

Еще одна существенная особенность использования внешних источников заключается в расширении спектра рабочих тел, применяемых в двигателях. В частности, их использование может значительно облегчить применение атмосферного воздуха в качестве рабочего тела при выведении аппарата, стартующего с поверхности Земли, на низкую орбиту. Есть основания предполагать, что на основе двигателей с внешними источниками энергии можно создать транспортные системы выведения полезных грузов на орбиту Земли с характеристиками, значительно превосходящими характеристики систем с химическими двигателями.

Таковы предварительные соображения, касающиеся перспектив двигательных систем с внешними источниками энергии и импульса. Какими же возможностями, в том числе потенциальными (ведь речь идет о будущем), обладают современные наука и техника для реализации идеи использования энергии внешних источников для двигательных установок?

Рассмотрим основные элементы, из которых состоит двигательная система, использующая внешний источник. Это, во-первых, сама двигательная установка (ее конструкция и характеристики в значительной степени зависят от типа рабочего тела и вида используемой энергии). Во-вторых, внешний источник энергии как естественного происхождения, так и искусственного. Естественным источником может служить Солнце, межпланетная и межзвездная среда. Искусственным внешним ис-

точником энергии является, например, мощный источник направленного электромагнитного излучения.

Третий необходимый элемент двигательной системы с внешним источником энергии — это устройство приема и, если необходимо, преобразования энергии в форму, приемлемую для превращения в кинетическую энергию рабочего тела. И наконец, последним, четвертым, ключевым элементом двигательной системы является тракт передачи энергии от источника к устройству приема. Космические масштабы и огромные скорости приводят к громадным расстояниям между источником энергии и космическим аппаратом. Причем даже в том случае, когда в начальный момент это расстояние относительно невелико, оно значительно увеличивается за время работы двигательной установки. Поэтому для реализации идеи использования энергии внешнего источника необходимо разработать средства эффективной передачи энергии на большие расстояния (при использовании искусственных источников).

Рассмотрим особенности использования Солнца в качестве внешнего источника энергии. Плотность электромагнитного излучения убывает обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца, и в этом смысле параметры тракта передачи энергии от источника к двигательной установке фиксированы (меняется лишь расстояние от Солнца до космического аппарата). Однако от значения этого единственного переменного параметра тракта в значительной степени зависят характеристики двигательной установки в целом.

В самом деле, при изменении расстояния от источника энергии до космического аппарата в 2 раза плотность потока мощности меняется в 4 раза. Это означает, что для питания двигательной установки фиксированной мощности необходимо увеличить площадь устройства, принимающего солнечную электромагнитную энергию, также в 4 раза. При полете к дальним планетам, расстояние которых от Солнца во много раз превышает расстояние Земли от Солнца, плотность солнечного излучения становится настолько малой, что использование солнечной энергии вряд ли целесообразно. Но даже те расстояния, на которых применение солнечной энергии оправдано, огромны — сотни миллионов километров (таковы характерные размеры тракта передачи энергии).

В случае использования искусственных источников

реализация эффективной передачи энергии на такие расстояния представляется крайне проблематичной. Рассмотрим, например, тракт передачи электромагнитной энергии искусственного источника.

Первое ограничение, которое сразу бросается в глаза, — ограниченная мощность источника. Если общая мощность излучения Солнца на много порядков превышает мощность, необходимую для питания двигательной установки, и не ограничивает ее возможностей, то энергетические характеристики двигательной системы с искусственным источником ограничены мощностью источника и следует стремиться к тому, чтобы как можно большая доля мощности внешнего источника достигала двигателя. Отсюда следует необходимость в высокой эффективности передачи энергии в тракте источник — космический аппарат. В идеале требуется, чтобы вся энергия источника поступала в приемное устройство космического аппарата. Реально это должна быть доля, составляющая по меньшей мере десятки процентов от мощности источника.

Эффективную передачу электромагнитного излучения можно реализовать, сформировав излучение в узкий пучок. Возможность формирования пучка необходимой конфигурации, распространения и приема направленного электромагнитного излучения определяется длиной волны (частотой), размерами излучающей или приемной поверхности, параметрами среды, в которой происходит распространение.

Прием и передача электромагнитных волн. Прием и передача электромагнитных волн производится антеннами. Приемная и передающая антенны имеют много общего, и часто одно и то же устройство используется в качестве и передающей и приемной антенны. Пока речь шла об обычных антеннах, в задачу которых входит либо передача, либо прием и сбор падающей электромагнитной энергии. Однако уже сейчас существуют антенны, принимающие электромагнитную энергию и преобразующие ее в электрическую, — это и солнечные батареи, и устройства, называемые ректеннами, которые предназначены для приема монохроматического излучения в диапазоне сверхвысоких частот (СВЧ-диапазоне) и преобразования его в постоянный электрический ток.

Поэтому в более широком смысле под приемной антенной будем понимать устройство, предназначенное для

приема и преобразования энергии электромагнитного излучения в некоторый другой вид энергии. Все такие устройства объединяет ряд общих моментов, в значительной степени влияющих на облик антенны. Прежде всего это касается соотношений между размерами антенны, длинами излучаемых или принимаемых электромагнитных волн, направленностью излучения для передающих антенн или способностью эффективно принимать электромагнитные волны для приемных антенн.

Степень направленности излучения с длиной волны λ , которую можно реализовать с помощью антенны размера D , характеризуется специальной величиной — углом расходимости $\Theta \sim \lambda/D$. При передаче электромагнитной энергии с высоким коэффициентом направленного действия (с малыми потерями) расходящийся пучок почти целиком попадает на поверхность приемной антенны. Если расстояние между передающей и приемной антеннами велико, требуемый угол расходимости излучения оказывается чрезвычайно малым. Следовательно, размеры антенн, измеренные в единицах длин волн, должны быть значительными.

Например, при использовании электромагнитного излучения с длиной волны 1 см для передачи электромагнитной энергии без значительных потерь на расстояния порядка 1000 км нужны антенны размером 100 м. С точки зрения эффективности передачи выгоднее использовать более короткие длины волн, поскольку расстояние эффективной передачи обратно пропорционально длине волны. Однако уменьшение длины волны, способствуя решению одной проблемы (проблемы расстояния), создает другие. В частности, ужесточаются требования на точность изготовления конструкции, точность наведения, стабилизацию антенн по направлению приема и передачи и т. д. Как всегда в таких случаях, нужен эффективный компромисс между требованиями, налагаемыми решаемой задачей, и технико-экономическими возможностями.

Классификация двигателей с внешними источниками электромагнитного излучения. Гипотетические тяговые системы с внешними источниками электромагнитного излучения весьма разнообразны. Они используют естественные и искусственные источники излучения, а возможный диапазон применяемых длин волн простирается от рентгеновского до СВЧ. Кроме того, в них исполь-

зуются различные способы преобразования энергии излучения в тягу. То обстоятельство, что источник энергии для создания тяги находится вне космического аппарата, существенным образом сказывается на внешнем виде двигательной системы и всего космического аппарата. Непременным атрибутом становится приемная антенна значительных размеров.

Примерная классификация реактивных двигателей с внешними источниками электромагнитного излучения представлена на рис. 8. Рассмотрим прежде всего двигательные системы с естественным источником излучения — Солнцем. Его излучение можно использовать для создания тяги в двух вариантах: 1) при преобразовании энергии солнечного излучения в электрическую (например, с помощью солнечных батарей) с последующим ее применением для питания электрореактивных двигателей; 2) при использовании давления электромагнитного излучения (на этом принципе основаны тяговые системы, называемые солнечным парусом).

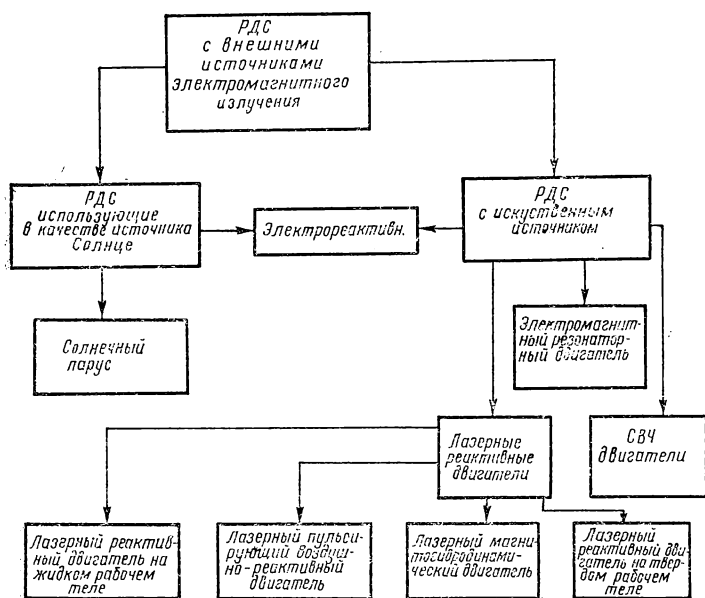


Рис. 8. Типы реактивных двигательных систем (РДС) с внешними источниками электромагнитного излучения

Солнечный парус. Суть принципа действия таких систем, от названия которых веет романтикой бригантин и каравелл, в самом деле сходна с принципом действия паруса. В этом случае космический аппарат имеет чрезвычайно развитую поверхность, образуемую тонкой зеркальной пленкой. Солнечное излучение, падая перпендикулярно поверхности пленки и зеркально от нее отражаясь, создает тягу также перпендикулярно поверхности пленки. При частичном поглощении излучения направление тяги будет составлять некоторый угол с этой поверхностью, и, ориентируя парус, можно получить тягу в нужном направлении.

Достоинства таких тяговых систем очевидны: они не требуют расхода ни энергии, ни рабочего тела. Однако для получения достаточных ускорений необходимо использовать очень тонкую пленку, чтобы отношение площади паруса к массе корабля вместе с парусом было бы достаточно большим. Площадь паруса, по современным понятиям, тоже достаточно велика. Так, например, для создания тяги 1 кгс для аппарата, находящегося от Солнца на расстоянии 1 а. с. (150 млн. км), необходимо иметь площадь паруса $3 \cdot 10^5 \text{ м}^2$.

И все же задача создания таких конструкций с приемлемыми массовыми характеристиками вполне реальна для современной науки и техники. В частности, в США рассматривались различные типы солнечного паруса в связи с разработками космического аппарата,

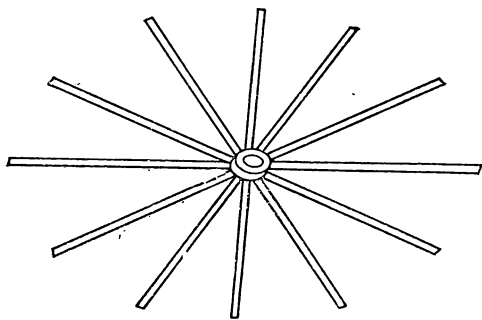


Рис. 9. Одна из возможных конструкций солнечного паруса — «солнечный гироскоп».

предназначенного для полета к комете Галлея. Одна из наиболее перспективных таких конструкций паруса — «солнечный гироскоп» — показана на рис. 9. Этот «гироскоп» состоит из 12 лопастей длиной 7,4 км и шириной 8 м, масса каждой лопасти 200 кг; для придания некоторой жесткости на лопастях через каждые 150 м предусмотрены «рейки». Согласно расчетам, подобный парус на удалении 1 а. е. от Солнца должен обеспечить тягу 0,5 кгс. С помощью паруса космическому аппарату при решении задачи полета к комете Галлея нужно было бы сообщить скорость 55 км/с.

По предварительным оценкам, для реализуемости проекта толщина пленки, образующей парус, должна составлять около 0,0025 мм, а удельная масса примерно 3 г/м². Поэтому главная трудность на пути реализации проекта — выбор материала пленки.

Кроме упомянутого полета к комете Галлея, в качестве возможных операций с применением солнечного паруса рассматриваются перемещения крупных грузов между низкими и геостационарными орбитами и доставка марсианского грунта на Землю. Использование же солнечного паруса для полетов к внешним планетам считается нецелесообразным.

Лазерные реактивные двигатели. Принцип действия лазерных реактивных двигателей основан на хорошо известном факте — возможности испарения материала под воздействием лазерного излучения. Испарение происходит быстро и приводит к образованию сверхзвуковой струи, когда поток энергии на поверхности вещества имеет высокую плотность. При еще более высоких потоках пар может быть ионизован, давая очень высокий удельный импульс. Количество движения струи приводит к созданию тяги точно так же, как в случае обычного реактивного двигателя. Идея использования энергии мощных наземных лазеров для вывода на орбиту ИСЗ была высказана А. Канторовицем в 1971—1972 гг.

В принципе лазерный двигатель сочетает в себе очень высокий удельный импульс, характерный для ядерных и электрических двигателей с большим отношением тяги к массе, с надежностью, свойственной двигателям на химическом топливе. Высоких значений удельного импульса можно достичь, так как в результате поглощения излучения рабочим телом образуется плазма с высокой температурой. Большое же отношение

массы полезного груза к массе ракеты обеспечивается тем, что источник энергии находится на Земле.

Реализация этих основных преимуществ зависит, конечно, от решения двух проблем. Во-первых, должна быть обеспечена передача мощного лазерного луча с очень малым углом расходимости, а, во-вторых, требуется создание технологически и экономически доступных больших лазеров и источников их питания.

В настоящее время рассмотрены несколько методов получения тяги на основе использования лазерного излучения. Один из них, например, заключается в быстром испарении твердого топлива, которое поглощает излучение, вследствие чего образуется струя горячего пара. Если к тому же пар поглощает часть энергии лазерного излучения, то можно получить температуры 5000—12 000 К. Внутренняя поверхность сопла ракеты в этом случае представляет собой параболический отражатель, так что сопло одновременно служит зеркалом для лазерного излучения и соплом для истекающих газов.

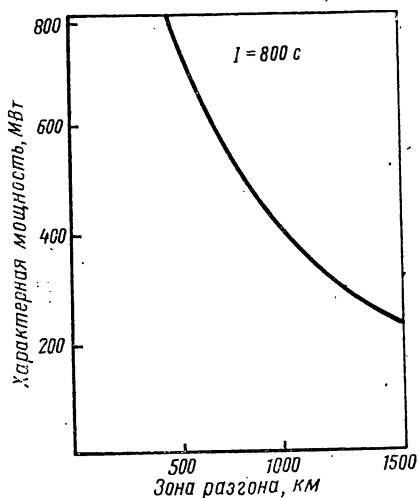
Параболический отражатель принимает лазерный луч с плотностью мощности, меньшей, чем максимальный поток, проходящий без искажений через атмосферу, и фокусирует его на расположенный в фокусе стержень твердого топлива. Таким образом, испаряющееся топливо проходит через область лазерного излучения с высокой интенсивностью (10^7 — 10^9 Вт/см²) и нагревается до высоких температур. Затем газ, нагретый до высокой температуры, расширяется, и его тепловая энергия преобразуется в кинетическую. Подобная система дает более высокую удельную тягу, чем простая испарительная система.

Для выведения ракет с полезным грузом, не превышающим 1 т, на геоцентрическую орбиту в одном из проектов предлагается использовать лазеры на углекислом газе, работающие в импульсном режиме. Такие лазеры позволяют получать импульсы света с расходимостью пучка менее 0,2" и длительностью в несколько миллисекунд.

По предварительным оценкам, стоимость выведения полезной нагрузки массой 1 кг на околоземную орбиту при помощи наземной лазерной установки составит около 50 долл. Основной проблемой при проектировании подобных ракетных систем является проблема наиболее эффективного преобразования энергии лазерного луча в

кинетическую энергию движения ракеты, достаточную для выведения последней на околоземную орбиту. Полная энергия, поступающая в двигатель за время выведения ракеты на орбиту, пропорциональна произведению мощности источника на время выведения. Для одной и той же массы полезной нагрузки она почти не зависит от времени выведения. Это означает, что, увеличивая время выведения, можно снизить мощность источника и, наоборот, увеличивая мощность источника, — уменьшить время вывода ракеты на орбиту.

Минимальная мощность лазера может быть порядка 200—300 МВт, если ракета разгоняется в течение длительного промежутка времени, но это ведет и к увеличению зоны разгона — максимального расстояния, которое должен преодолеть лазерный луч, чтобы попасть в приемное устройство ракеты. Для сохранения высокой эффективности передачи энергии при увеличении расстояния необходимо, как об этом уже говорилось, либо уменьшить расходимость луча, либо увеличить размеры приемного устройства на ракете. Первый вариант требует улучшенной оптики лазера, второй приводит к увеличению лобового



Р и с. 10. Примерная зависимость характеристической мощности лазера от длины разгона при выводе полезного груза массой 1 т

сопротивления ракеты. Примерная зависимость мощности лазера от длины зоны разгона для системы выведения, обеспечивающей доставку на орбиту 1 т полезного груза, приведена на рис. 10.

Особенностью описываемого проекта является использование энергии химической реакции вместе с энергией лазерного излучения для разогрева рабочего тела. Цикл работы двигателя начинается с воспламенения топ-

лива и подачи светового импульса. Световой импульс производит дополнительный разогрев рабочего тела, в результате чего образуется плазма с температурой около 20 000 К, расширяющаяся и выталкивающая газ из сопла двигателя. После выхода газа из сопла подается новый световой импульс, топливо воспламеняется, и весь цикл повторяется снова.

Длительность тяги двигателя зависит от длительности светового импульса. Так, например, для создания тяги в течение 800 с (давление газов на основание ракеты достигает 3 МПа) необходимо подавать световой импульс с плотностью потока энергии $2 \cdot 10^7$ Вт/см² и длительностью 10^{-6} с, при этом скорость по окончании разгона достигнет 8 км/с. Поскольку тяга всегда перпендикулярна срезу сопла двигателя, направление луча лазера не обязательно должно совпадать с направлением продольной оси ракеты.

Еще один метод создания тяги, использующий поглощение лазерного излучения пригоден для разгона космического аппарата на атмосферном участке траектории. Он был предложен группой исследователей из ФИАНа под руководством А. М. Прохорова в 1973 г. В этом варианте излучение без существенного поглощения проходит через атмосферу и попадает на параболическую отражающую поверхность, которая находится в хвостовой части летательного аппарата и жестко с ним

связана. Интенсивность излучения в фокальной области этой поверхности должна превышать порог, при котором происходит электрический пробой находящегося там воздуха. Тяга возникает без использования какого-либо другого топлива, кроме атмосферного воздуха. Если между импульсами лазера обеспечивается смена воздуха, то двигатель

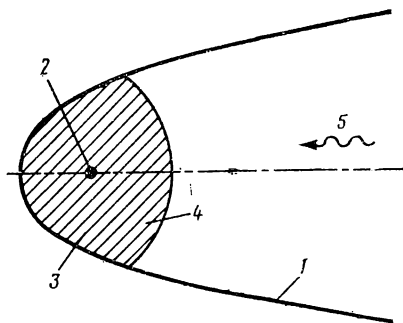


Рис. 11. Лазерный пульсирующий ВРД: 1 — параболическая оболочка с полированной внутренней поверхностью, 2 — фокус параболоида, 3 — пробой воздуха, 4 — светодетонационная волна, 5 — лазерный луч

работает как лазерный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.

Схематическое представление о лазерном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе дает рис. 11. Лазерный луч, падающий на полированную внутреннюю поверхность, фокусируется с образованием потока высокой интенсивности. Следующий за этим пробой воздуха возбуждает ударную волну, которая распространяется по направлению к выходному срезу сопла. При этом все высокое давление газа за ней преобразуется в силу, действующую на стенки сопла, т. е. тягу.

Лазерный МГД-двигатель. В рамках работ по анализу перспективных двигателей для одноступенчатого транспортного корабля в США проведены исследования по созданию МГД-двигателя с использованием лазера. Основное преимущество такого двигателя, по сравнению с лазерным воздушно-реактивным двигателем, заключается в том, что за счет ускорения рабочего тела с помощью электродинамических сил предоставляется возможность получения высоких скоростей истечения реактивной струи. В качестве рабочего тела используется плазма, получаемая из атмосферного воздуха; источник энергии — лазерные генераторы орбитальных или наземных станций, вдоль которых движется транспортный космический корабль.

МГД-двигатель транспортного космического корабля с площадью поперечного сечения, равного площади поперечного сечения ракеты-носителя «Сатурн-5», имеет впереди приемник лазерного излучения, за ним кольцевой воздухозаборник. Из воздухозаборника воздух попадает в ионизационную камеру, где под воздействием лазерного излучения ионизируется и превращается в плотную плазму. Основная часть лазерного излучения не поглощается в образовавшейся плазме, а отражается на стенки, вдоль которых размещены преобразователи лазерного излучения в электрический ток. Вырабатываемая электроэнергия используется для создания тяги, подобно тому, как это делается в торцевых плазменных двигателях: плазма ускоряется силой, возникающей в результате взаимодействия электрического тока с собственным магнитным полем. Струя плазмы, вылетающая из двигателя, создает реактивную тягу.

Анализ рабочих параметров проводился применительно к величине орбитальной массы транспортного косми-

ческого корабля 22 т: ток 360 кА — на уровне Земли, 600 кА (максимум) — при максимальной тяге для скорости полета 500 м/с и при орбитальной скорости 280 м/с, скорость истечения реактивной струи заряженных частиц несколько сотен метров в секунду у Земли и 460 км/с на орбите. Мощность лазерного излучения быстро возрастает до 1,35 ГВт при разгоне космического корабля до достижения скорости полета 750 м/с, а со скорости полета порядка 1,5 км/с линейно растет до 3,75 ГВт на скорости орбитального полета.

Электромагнитный резонаторный двигатель. В отличие от ранее рассмотренных схем двигателей, в этом двигателе отсутствует рабочее тело, вернее, в его роли выступает электромагнитное излучение. Мы рассматривали уже возможность использования давления электромагнитного излучения для создания тяги в системах типа солнечный парус и выяснили, что при использовании даже такого практически неограниченного источника электромагнитной энергии, каким является Солнце, возможное значение тяги составляет несколько килограммсил.

Можно ли рассчитывать на получение заметной тяги за счет давления электромагнитного излучения при использовании искусственного источника излучения (например, лазера или мощного генератора электромагнитных волн СВЧ-диапазона)?

Рассмотрим подробнее процесс создания тяги за счет давления электромагнитного излучения. Пусть на поверхность падает поток электромагнитного излучения с достаточно большой плотностью на единицу площади. Если бы вся эта мощность могла бы быть преобразована в тягу, величина последней при достаточно развитой поверхности приема излучения могла быть значительной. Однако процесс преобразования энергии электромагнитного излучения в кинетическую энергию космического аппарата обладает той особенностью, что только крайне незначительная часть падающей энергии (а именно W/c , где W — поток энергии; c — скорость света) преобразуется в кинетическую энергию космического аппарата.

Остальная часть энергии снова безвозвратно уходит в космическое пространство. Если бы эту энергию удалось заставить многократно падать на одну и ту же поверхность, существенно можно было бы повысить эф-

фективность преобразования энергии электромагнитного излучения в кинетическую энергию движения космического аппарата. Эта идея реализуется в электромагнитном резонаторном двигателе.

Принципиальная схема электромагнитного резонаторного двигателя (ЭМРД) показана на рис. 12. Разгон космического аппарата осуществляется за счет давления электромагнитного излучения в открытом резонаторе, образуемом зеркалами 2, 3, на зеркало космического аппарата.

Накачка электромагнитного излучения источником 1 в резонатор осуществляется через вентиль 4. Давление электромагнитного излучения в резонаторе во много раз превосходит давление излучения источника (за счет накопления электромагнитного излучения в резонаторе). Разгон аппарата продолжается до полного затухания электромагнитных колебаний в резонаторе после выключения источника 1. При отсутствии бокового рассеяния и потерь в зеркалах и среде энергия электромагнитных колебаний должна полностью переходить в кинетическую энергию космического аппарата.

Двигательная система предполагает наличие у неподвижного источника и космического аппарата строго ориентированных относительно друг друга зеркал. Это позволяет многократно использовать импульс волн, отражающихся попеременно от каждого зеркала, для увеличения импульса космического аппарата. Именно

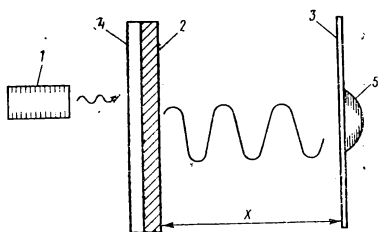


Рис. 12. Принципиальная схема электромагнитного резонаторного двигателя: 1 — источник электромагнитного излучения, 2 — зеркало наземной установки, 3 — зеркало летательного аппарата 4 — вентиль, 5 — космический аппарат

за счет многократного использования импульса фотонов, передающих малую долю всей энергии космическому аппарату при каждом отражении от его движущегося зеркала, достигается высокий коэффициент преобразования энергии электромагнитных колебаний в кинетическую энергию аппарата, что является серьезным преимуществом ЭМРД перед другими типами двигателей, использующих для созда-

ния тяги давление электромагнитного излучения. Вместе с тем следует отметить огромные технологические трудности, которые предстоит преодолеть в случае реализации этой схемы.

Анализ схемы ЭМРД показывает, что основные параметры двигательной системы определяются характеристиками зеркал, источника излучения и точностью взаимной ориентации стационарной установки и космического аппарата. В свою очередь, эффективность ЭМРД определяется прежде всего максимальным удалением аппарата d , на котором коэффициент преобразования еще достаточно велик. Можно показать, что максимальный КПД передачи мощности между двумя зеркалами посредством электромагнитного излучения зависит только от параметра τ : $\tau = \lambda d / R_1 R_2$, где $R_1 R_2$ — размеры зеркал. Для $\tau < 1$ КПД передачи может быть равным практически 100%. С увеличением расстояния эффективность ЭМРД резко падает, как только перестает выполняться это условие.

Требования к КПД передачи достаточно жесткие. Так, например, при полном КПД системы 10% минимально допустимый коэффициент полезного действия передачи составляет 99,9%. Отметим, однако, что 10% очень высокое требование к полному КПД системы. В традиционной схеме выведения космического аппарата на орбиту с использованием ЖРД полный КПД преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию космического аппарата составляет всего 2—3%. Поскольку в случае ЭМРД источник энергии находится вне космического аппарата, вполне допустимо даже некоторое уменьшение полного КПД преобразования по отношению к этому значению.

Сверхвысокочастотные реактивные плазменные двигатели. Ранее обсуждались двигательные схемы на основе внешних источников электромагнитного излучения, в основном использующие лазеры в качестве генератора. Соответственно этому излучаемые частоты этих типов генераторов лежат в инфракрасном и видимом диапазонах. Длины волн, соответствующие этим частотам, варьируются от 0,3 до 15 мкм, и хотя размеры антенн, необходимые для формирования лучей с малой расходимостью, составляют сотни тысяч и даже миллионы длин волн, абсолютные размеры не превосходят нескольких метров.

Возможность реализации мало расходящихся пучков при относительно небольших размерах антенн является одной из причин пристального внимания к видимому и инфракрасному диапазонам длин волн, а в перспективе к ультрафиолетовому и рентгеновскому излучениям с целью реализации двигательных систем, основанных на внешних источниках энергии. Однако исторически сложилось так, что предложения по использованию электромагнитного излучения для создания тяги были связаны с СВЧ-излучением. И очень может быть, что несмотря на ряд преимуществ оптического и инфракрасного диапазонов первоначальная реализация двигателей с внешними (искусственными) источниками энергии будет осуществлена в СВЧ-диапазоне.

Одной из возможностей преобразования энергии СВЧ-диапазона в энергию силы тяги является введение СВЧ-мощности в высокоионизированную плазму на частоте циклотронного резонанса (т. е. на частоте, с которой вращаются электроны вокруг линий магнитного поля). При совпадении частоты СВЧ-излучения и частоты циклотронного резонанса происходит интенсивная передача энергии электромагнитной волны электронам плазмы. В процессе столкновений между электронами и ионами часть энергии электронов передается ионам, в результате температура плазмы повышается, а СВЧ-излучение, проходя через нее и отдавая энергию, затухает. Требуемое магнитное поле B создается во внешней части ускорителя.

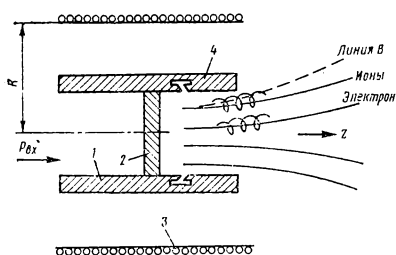


Рис. 13. Сверхвысокочастотный реактивный двигатель: 1 — волновод, 2 — полуволновое диэлектрическое окно, 3 — соленоид, 4 — инжекция рабочего тела

Возможное расположение элементов космического СВЧ-двигателя схематически показано на рис. 13. Такой двигатель состоит по существу из волновода, соленоида и прозрачного для электромагнитных волн окна, через которое поступает СВЧ-излучение. Окно служит для того, чтобы предотвратить обратный поток движущихся частиц в

направлении источника СВЧ-излучения. В ускоритель входит система впрыска рабочего тела (топлива), а также средства обеспечения постоянной интенсивности магнитного поля (для получения совпадения частоты излучения и циклотронной частоты в пространстве взаимодействия). При уровне непрерывной мощности порядка 1 кВт и более поток СВЧ-излучения оказывается достаточным для полной ионизации инжектируемого рабочего тела и для сообщения плазме требуемой кинетической энергии.

Достоинства подобного вида ускорения плазмы обусловлены безэлектродной структурой ускорителя и полным отсутствием подвижных частей. Таким образом, можно в принципе ожидать, что двигатель будет отличаться предельной простотой конструкции и долговечностью. Маломощные СВЧ-двигатели ($P < 100$ кВт) могут найти применение в недалеком будущем, после того как в них будут внесены некоторые технические усовершенствования. Использование же СВЧ-двигателей для создания основной тяги ($P > 100$ кВт в непрерывном режиме) станет возможным, если будут реализованы системы передачи энергии с помощью СВЧ-лучков (спутниковые солнечные электростанции).

Перспективы создания мощных источников электромагнитного излучения. Комплекс технических проблем, которые должны быть решены при создании двигательной космической системы с внешними источниками электромагнитного излучения, тесно взаимосвязан с проблемами, стоящими перед другими областями науки и техники, а также с более общими проблемами.

Лазеры, как известно, были созданы вне всякой связи с космическими проблемами, и в течение более 10 лет не возникало идеи использовать их в качестве элемента космических двигательных систем. Развитие лазерной техники, заключающееся в росте излучаемой мощности, освоении все новых и новых диапазонов, улучшении характеристик и т. д., происходило и происходит достаточно бурно. Достаточно сказать, что мощность излучения лучших современных образцов лазеров в 10^6 — 10^8 раз превосходит мощность излучения первых лазеров. Такой прогресс, который уже ощутимо наметился к концу 60-х годов, позволил рассматривать лазеры как потенциально мощные источники удобного для многих целей вида энергии — электромагнитного излучения, све-

тового, инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов (сейчас этот спектр еще более расширился).

Вот тогда и родилась идея использовать лазеры для разгона ракет, которая была подготовлена всей короткой историей развития лазерной техники. С другой стороны, вопрос о применении внешних источников энергии назрел и в космической технике, где он неоднократно поднимался и обсуждался, начиная с работ К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера и других пионеров космонавтики.

В плане преобразования энергии электромагнитного излучения в кинетическую энергию рабочего тела вопрос был подготовлен работами по разогреву плазмы СВЧ-излучением и первыми экспериментами по созданию двигателей, использующих для создания тяги электромагнитную энергию.

Идеи рождаются по-разному: одни появляются задолго до возможности реализации, а иногда и проведения целенаправленных экспериментов по их проверке. Реализация других, судя по общему уровню развития науки и техники, могла бы начаться значительно раньше, чем они возникли. Идея использования лазеров и других мощных источников электромагнитного излучения в космических двигательных установках не опередила течения событий и не опоздала. Ее рождение практически совпало с появлением возможностей по проведению работ, направленных на реализацию этой идеи.

Проблема выведения космических аппаратов на орбиту сегодня находится на стыке нескольких областей физики и техники: космические двигатели, лазеры, взаимодействие излучения с веществом, механика, прием и передача мощных пучков электромагнитного излучения и т. д. Каждое из этих направлений науки и техники имеет массу приложений, и поэтому прогресс в развитии идей лазерного выведения определяется не только (а в начальной стадии и не столько) параметрами экспериментальных устройств, но и характеристиками, которыми обладают элементы, входящие в системы другого назначения.

В связи с этим хотелось бы отметить работы, которые в перспективе найдут непосредственное применение в системах с дистанционным снабжением космических аппаратов энергией. Речь дальше пойдет о космических

электростанциях. Вопрос о создании спутниковых солнечных электростанций (ССЭ) всерьез стал рассматриваться с начала 70-х годов, когда стало ясно, что имеются серьезные ограничения в возможности удовлетворения энергетических потребностей большинства стран за счет ископаемых источников. Энергетический кризис в западных странах 1973—1974 гг. дал дополнительный импульс к реализации этой проблемы.

По представлениям, которые выработались в процессе обсуждения возможностей создания ССЭ, последние будут представлять собой плоские поля солнечных батарей или других приемников солнечного излучения с площадями сотни квадратных километров, размещенные на геостационарных или высокоэллиптических орбитах и постоянно ориентированные на Солнце. Часть падающей на приемники солнечной энергии (15—20%) преобразуется в электрическую. При площади 100 км² общая электрическая мощность такой электростанции, помещенной на орбиту искусственного спутника Земли, составит 15—20 ГВт, т. е. мощность, которую имеют 4—5 гидроэлектростанций типа Братской. Ожидается, что масса ССЭ будет измеряться десятками тысяч тонн.

Серьезной проблемой является передача энергии, получаемой на ССЭ, потребителям, которые могут находиться на расстояниях до десятков тысяч километров от электростанции. Эффективным и практически единственным средством передачи энергии, получаемой на ССЭ, является передача посредством направленного электромагнитного излучения. Первоначально для этой цели предполагалось использовать СВЧ-систему передачи энергии с длиной волны 10—12 см. Выбор этого диапазона не случаен. Он обладает рядом достоинств, среди которых прозрачность ионосферы и атмосферы для электромагнитных волн (в том числе при облачной погоде и осадках), хорошо развитая техника, способная обеспечить высокий КПД преобразования постоянного электрического тока в энергию СВЧ-излучения и т. д.

Однако для эффективной передачи энергии без потерь на расстоянии 40 000 км (т. е. с высокоэллиптической или геостационарной орбиты на Землю) требуются размеры космической передающей антенны 1 км, а наземная приемная антенна должна иметь в поперечнике 10—15 км. В связи с этим все больший интерес про-

является к системам передачи энергии с помощью лазерного излучения.

Если электрическую энергию преобразовать в лазерное излучение, то лазерный передатчик (на длине волны 10,6 мкм) должен иметь передающую антенну диаметром 31 м, а размеры приемной антенны на Земле — $31 \times 40,3$ м. Лазерная система может передавать энергию не только на Землю, но и на другие спутники, а также обеспечивать энергией двигательные установки самолетов и космических аппаратов. Если для СВЧ-системы максимально допустимый поток энергии не превышает 23 МВт/см^2 , то для лазерной системы, рассчитанной на мощность 500 МВт, максимальный поток лучистой энергии может достигать 185 Вт/см^2 без увеличения потерь на взаимодействие светового пучка с атмосферой.

Одним из возможных вариантов лазерной энергетической системы является запуск ССЭ на низкую околоземную солнечно-синхронную орбиту, последующее преобразование на ее борту солнечной энергии в лазерное излучение, передача последнего на один или два ретрансляционных спутника, находящихся на геостационарной орбите. И наконец, передача с этих спутников лазерного излучения на приемные станции на Земле.

Отметим, что конфигурация энергетической системы с использованием спутников-ретрансляторов возможна только при работе в лазерном диапазоне длин волн. При этом запуск ССЭ на низкую полярную орбиту (а не на стационарную или высокоэллиптическую, как в исходной концепции) позволяет в 6—10 раз снизить общую массу грузов, которую необходимо вывести на опорную орбиту для обеспечения создания ССЭ. В целом при использовании ряда перспективных технических решений лазерные энергетические системы вероятно будут обладать серьезными преимуществами перед системами, работающими в СВЧ-диапазоне по массовым характеристикам, по уровню загрязнения окружающей среды и стоимости.

Общий КПД таких систем может достигать 8—12%, что вполне сопоставимо с общим КПД СВЧ-систем. Однако в отличие от СВЧ-систем лазерные системы не являются всепогодными, так как лазерное излучение испытывает сильное поглощение при распространении в облаках и зонах выпадания осадков. Этот вопрос, видимо,

может быть решен с помощью создания резервных наземных приемных станций, а также при размещении приемных станций в районах с низкой вероятностью выпадения осадков. При использовании лазерных космических энергостанций в качестве внешнего источника энергии для разгона космических аппаратов и ракет погодные условия могут оказывать влияние только на атмосферном участке траектории.

ДВИГАТЕЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВНЕШНИХ ИСТОЧНИКОВ МАССЫ

Почти во всех рассмотренных ранее двигательных системах масса, от которой отталкивается ракета (отбрасываемая масса), сосредоточена на борту ракеты. Для хранения массы требуются баки и поддерживающая их конструкция, что сильно увеличивает массу ракеты, ограничивает ее стартовую массу и сокращает при данном запасе массы характеристическую скорость полезного груза. Отсюда, естественно, стремление к использованию в ракетных двигателях внешних масс, подобно тому как это осуществляется в наземном и воздушном транспорте, когда в качестве отбрасываемой массы используется либо сама Земля, либо ее атмосфера.

Проведено много исследований по использованию земной атмосферы для старта ракет с поверхности Земли. При этом ожидался двойной выигрыш. Во-первых, кислород в воздухе может играть роль окислителя горючего, запасаемого на борту ракеты, что эквивалентно увеличению общего запаса энергии на борту ракеты. Во-вторых, увеличение количества отбрасываемой массы позволит снизить скорость истечения, а следовательно, на начальном участке траектории полета увеличится тяговый КПД. Кроме того, при заданной мощности двигателя за счет дополнительной отбрасываемой массы можно увеличить тягу и запускать ракеты больших стартовых масс.

Как источник кислорода и дополнительной массы, воздух широко применяется в современных газотурбинных и прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ВРД).

Принцип работы ВРД состоит в том, что поступающий в двигатель со скоростью летательного аппарата

воздух увеличивает свою скорость за счет выделяемой в двигателе энергии. Разность скоростей воздуха на входе в двигатель и на выходе из него, помноженная на массовый расход воздуха, как раз и равна тяге двигателя. Поскольку при заданном энерговыделении и при прочих равных условиях относительный прирост скорости воздуха будет падать, то с увеличением скорости летательного аппарата будет соответственно уменьшаться тяга ВРД⁵.

Ограничения по скорости полета для двигателей, использующих внешнюю массу, можно существенно снизить, если применять энергию ядерных реакций, подводя ее к воздуху либо непосредственно (как в газофазных реакторах), либо от источника электроэнергии. В первом случае будет происходить вынос радиоактивных продуктов в атмосферу, во втором из-за больших масс бортовой энергоустановки старт с поверхности Земли становится невозможным. Поэтому использование внешней массы в таких двигателях рассматривается лишь в космическом пространстве.

Благодаря низкой плотности вещества в космосе традиционные схемы воздухосборников в виде трубы с раструбом имеют смысл лишь на очень низких орбитах (100—120 км). Для больших высот эффективность воздухосборника можно значительно увеличить, если снабдить двигатель источником магнитного поля (соленоидом). Межпланетная среда представляет собой ионизированный газ (плазму), причем степень ионизации с удалением от Земли растет, и, начиная с высот 10 000 км, наступает практически полная ионизация.

Как уже указывалось, движение частиц плазмы поперек силовых линий магнитного поля затруднено, и магнитное поле может играть роль воронки, направляющей потоки заряженных частиц в двигатель. В результате эффективная площадь массозаборника при практически достижимых магнитных полях может возрасти в несколько тысяч раз.

Например, для источника магнитного поля в виде витка с током диаметром 15 м и индукцией магнитного

⁵ В самолетных ВРД зависимость тяги от скорости в действительности более сложная. Вначале она растет за счет увеличения КПД теплового цикла, так как при увеличении скоростного напора увеличивается степень сжатия. Однако, начиная с некоторого значения скорости, она становится меньше.

поля в центре 10 Тс площадь, с которой будет собираться поток плазмы, составит около 2 км^2 . Двигатель с подобным заборником массы на низких орбитах при скорости истечения 100 км/с может создавать тягу 2 кгс и потреблять мощность на создание тяги 200 кВт .

Такие двигатели могут быть пригодны для транспортных операций между орбитами с высотами от 300 до $10\,000 \text{ км}$. Выше плотность среды сильно падает, и в межпланетном пространстве концентрация частиц составляет всего 10 см^{-3} , что соответствует плотности 10^{-20} кг/м^3 . Для того чтобы представить себе такую степень разрежения вещества, воспользуемся образным сравнением известного английского астронома Дж. Джинса: «Одним своим выдохом муха могла бы заполнить воздухом такой плотности целый собор».

Массовый расход через двигатель будет, конечно, увеличиваться с ростом скорости ракеты, но при этом из-за увеличения энергии потока при постоянной напряженности магнитного поля будет и уменьшаться эффективный размер магнитного заборника. В итоге расход массы будет расти всего лишь пропорционально корню кубическому из скорости.

Если двигатель, снабженный магнитным массозаборником, будет чисто ионным (без компенсации заряда отбрасываемых частиц), то возможно некоторое увеличение потока внешней массы за счет появления электрического заряда на ракете. Например, если двигатель ускоряет положительно заряженные ионы, то он приобретает отрицательный заряд и начинает притягивать ионы космического пространства. Эти ионы магнитным полем могут направляться в ускорительное устройство и использоваться как рабочее тело.

Однако для получения таким способом достаточных расходов массы при плотности межпланетной среды нужны очень высокие потенциалы ракеты относительно окружающего пространства. Для корабля диаметром 15 м при потенциале 10^6 В массовый поток составит $4 \cdot 10^{-8} \text{ кг/с}$. При доускорении этого потока, скажем, потенциалом в 10 раз большим, тяга двигателя составит $0,03 \text{ кгс}$. Но ускорение разностью потенциалов 10^7 В соответствует энергии частиц, образующихся при термоядерных реакциях. В этом случае если использовать их в качестве отбрасываемой массы, добавление ионов космической плазмы не даст заметного выигрыша в тяге.

Подводя итоги всему сказанному, можно сделать вывод о том, что использование межпланетной, а тем более межзвездной среды в качестве рабочего тела ракетных двигателей станет возможным, если характеристики существующих источников магнитного поля будут увеличены в сотни тысяч раз. Пути такого повышения в настоящее время даже неизвестны.

Однако в межпланетном пространстве имеется достаточное количество макротел — планет, их спутников, астероидов, метеоритов. Мы не будем касаться непосредственного употребления пород, слагающих космические тела, и их атмосфер. В принципе вещества, из которых состоят космические тела, могут быть применены в любых из описанных здесь двигателях. Рассмотрим лишь способы бесконтактного использования макротел.

Наиболее сильно в космическом пространстве проявляется гравитационное взаимодействие. К сожалению, возможности его использования для ускорения космических аппаратов сильно ограничены. Действительно, пролетая мимо космического тела, ракета будет разогнаться за счет его притяжения до тех пор, пока не пройдет точку минимального сближения. Далее начнется ее торможение, и суммарное изменение кинетической энергии ракеты будет равно нулю. Если бы после минимального сближения можно было бы заэкранировать силу тяготения или изменить ее знак на противоположный, то многие задачи космических полетов были бы легко решены. Но, увы, современная наука даже не знает, возможны ли вообще такие манипуляции с гравитационным полем.

Тем не менее в некоторых случаях гравитационным взаимодействием можно воспользоваться для сокращения бортового запаса массы. Это касается в первую очередь поворота плоскостей орбиты космических аппаратов. Например, при запуске геостационарного спутника с облетом Луны можно сократить расход рабочего тела на 10% по сравнению с прямым запуском. Более того, возможны двигательные системы, работающие за счет неоднородностей гравитационного поля, которые для перемещения полезного груза в поле тяжести вообще не нуждаются в бортовых запасах массы.

Принцип их работы основан на использовании так называемых приливных сил (рис. 14). Если две массы, связанные тросом, вращаются на орбите искусствен-

ного спутника Земли, то в целом такая система движется со скоростью, соответствующей орбите ее центра масс. В результате масса, наиболее удаленная от Земли, будет иметь бóльшую скорость, чем нужно для ее равновесного движения, и поэтому на нее должна действовать избыточная центробежная сила. Для ближней к Земле массе, наоборот, скорость меньше равновесной и имеется избыточная гравитационная сила, равная и противоположно направленная сила, приложенной к верхней массе.

Эти силы называются приливными. Они натягивают трос, и, распуская трос с трением, мы заставим приливные силы совершать работу. Эта работа осуществляется за счет кинетической энергии системы, и в итоге центр тяжести ее будет переходить на более низкую орбиту. Подобным же образом приливные силы, действующие между планетами, вызывают их взаимное сближение. Например, океанские приливы, вызываемые Луной, в результате трения о поверхность Земли приводят к уменьшению расстояния между Луной и Землей.

И, наоборот, совершая работу против действия приливных сил, можно повысить орбиту центра тяжести системы. Для повторения цикла после полного сближения масс их нужно оттолкнуть при свободно распускающемся тросе. Но эффективность такой двигательной системы в околоземном пространстве очень мала.

Величина приливных сил равна произведению ускорения силы тяжести на орбите на отношение расстояния между массами к радиусу орбиты. На орбите высотой 350 км при расстоянии между массами 10 км она составляет $1,4 \cdot 10^{-2}$ Н/кг, на геостационарной орбите —

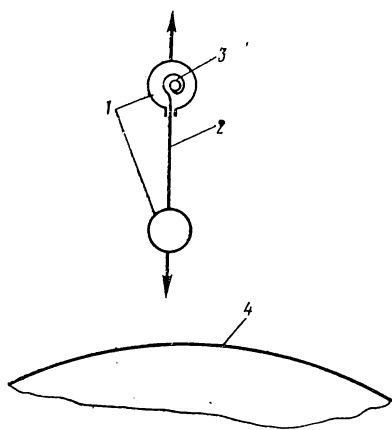


Рис. 14. Схема «гравитационного» двигателя (стрелками указано направление приливных сил): 1 — полезный груз, 2 — трос, 3 — устройства для намотки троса, 4 — Земля

$7 \cdot 10^{-5}$ Н/кг. Работа, совершаемая за один цикл сближения, соответственно равна $7 \cdot 10^{-2}$ и $3,5 \cdot 10^{-4}$ Дж/кг. Чтобы перевести космический аппарат с орбиты высотой 350 км на геостационарную орбиту (35 880 км), потребуется около 10^8 циклов. Даже если допустить, что каждый цикл будет совершаться за 1 с, то на такое перемещение потребуется более 10 лет.

Возможно, что когда человечество начнет создавать поселения в околоземном пространстве и потребуются транспортировка на высокие орбиты многих миллионов тонн грузов, такой тихходный способ перемещения найдет свое применение. Преимущества его очевидны: полное отсутствие расходуемой массы и малые мощности двигательной системы.

Поскольку, в отличие от гравитационного взаимодействия, электромагнитным взаимодействием люди научились управлять, то возможно создание двигательных систем с использованием макротел на этой основе. В простейшем случае такой двигатель представляет собой ускоритель заряженных частиц. При пролете мимо космического тела его облучают заряженными частицами (например, электронами). В результате космическое тело и ракета оказываются носителями зарядов противоположных знаков.

Притяжение зарядов приводит к ускорению ракеты. После максимального сближения ракеты с космическим телом можно либо выключить ускоритель, и заряды быстро скомпенсируются плазмой космического пространства, либо, пока заряд на космическом теле сохраняется, произвести перезарядку ракеты, и тогда силы притяжения перейдут в силы отталкивания.

Прирост скорости ракеты за счет такого взаимодействия пропорционален разности потенциалов между ракетой и заряжаемым телом. Например, для космического аппарата массой 10 т при разности потенциалов 10^6 В скорость может быть увеличена на 1 м/с, а при 10^8 В — соответственно на 100 м/с. КПД такого способа ускорения растет с увеличением относительной скорости ракеты и заряжаемого тела и при скоростях, больших 10 км/с, может достигать 20 %.

Из-за малых приростов скорости за один цикл зарядки такие двигательные системы целесообразно применять в тех областях пространства, где встречи с космическими телами достаточно часты (например, в поясе

астероидов). Кроме того, электростатический разгон ракет может оказаться полезным при больших грузопотоках между орбитами спутников Земли. Тогда может быть осуществлена следующая схема полета. На близкие друг к другу встречные орбиты (орбиты с противоположным вращением) выводится система спутников, часть из которых снабжена ускорителями заряженных частиц. Заряжая встречные спутники противоположного вращения, можно изменять параметры орбит всей системы. При этом удовлетворяются все условия эффективного применения такого способа ускорения: большая частота встреч и большие относительные скорости.

Одним из существенных недостатков электростатического ускорения космических аппаратов является бомбардировка их поверхности частицами космической плазмы, ускоренными до высоких энергий электрическим полем аппарата. В результате возникает проникающее излучение гамма- и рентгеновского диапазонов. Этот недостаток будет отсутствовать при использовании магнитного взаимодействия.

Если ракету снабдить источником магнитного поля, она будет взаимодействовать с магнитными полями Земли, планет и железоникелевыми астероидами. Напряженность космических магнитных полей на несколько порядков превосходит в сопоставимых единицах напряженность электрических полей. Но, к сожалению, магнитное поле имеет дипольный характер, и его силовое взаимодействие проявляется лишь при наличии неоднородностей (градиента). Градиент космических полей очень мал: для того чтобы получить силу взаимодействия, например 0,1 кгс, с магнитным полем Земли, нужен соленоид, имеющий более 10^6 ампер-витков и диаметр 100 м. При существующих способах получения магнитного поля ракета с таким соленоидом, даже если пренебречь массой полезного груза, будет иметь ускорение всего 10^{-6} м/с².

Более перспективным является применение магнитных систем в описанном ранее межорбитальном транспорте при транспортировке групп спутников, вращающихся на встречных орбитах. За счет взаимного притяжения или отталкивания таких аппаратов можно изменять их орбитальную скорость. Однако поскольку магнитное поле из-за его дипольного характера спадает пропорционально кубу расстояния, а электрическое —

квадрату, такие двигательные системы будут уступать электростатическим по своим массовым характеристикам.

Современная теория электромагнетизма допускает существование магнитных монополей — аналогов электрических зарядов. Если такие монополи будут обнаружены и их можно будет получать в достаточном количестве, перед космической техникой откроются огромные возможности. Ракета, имеющая монополярный магнитный заряд, могла бы стартовать с поверхности Земли без всяких затрат бортового запаса массы, только лишь за счет взаимодействия с ее магнитным полем, и далее продолжать разгоняться в межзвездных и межпланетных полях.

О ПРАВЕ РОДИТЬСЯ И ВЫЖИТЬ

Путь к реализации новых типов двигательных систем долг и труден, и создаются они, как правило, лишь в том случае, когда их преимущества по отношению к существующим выражаются не в единицах процентов, а существенно меняют ситуацию. Либо при этом кардинально улучшаются экономические показатели транспортных операций, либо они позволяют решить задачи, которые не решаются уже имеющимися средствами.

Каковы же возможности различных двигательных систем при решении проблем, наиболее остро стоящих перед космонавтикой?

Организация больших грузопотоков с поверхности Земли на низкие орбиты. Задача решается только с применением двигателей большой тяги, поэтому целесообразно рассматривать такие средства ее решения, как химические двигатели, тепловые ядерные и термоядерные и двигатели большой тяги с дистанционной передачей энергии. Из указанных двигателей основная роль в решении задачи вывода на низкую орбиту принадлежит и долгое время будет принадлежать химическим двигателям. По энергетическим и тяговым характеристикам для решения этой задачи подходят газофазные ядерные двигатели и термоядерные двигатели, однако опасность радиоактивного заражения атмосферы при этом слишком велика.

Вообще следует отметить, что по мере интенсификации грузопотоков с поверхности Земли на низкие орбиты вопросы минимизации воздействия на природные процессы со стороны средств выведения будут приобретать все большее значение. При достаточно низкой интенсивности пусков и относительной «маломощности» средств выведения естественные процессы в атмосфере и ионосфере в состоянии компенсировать локальные возмущения параметров, образующиеся при пусках ракет. В качестве примера можно привести процесс затягивания «окна», возникающего в слое озона при взаимодействии последнего с факелом ракеты. Однако компенсирующие возможности природной среды не безграничны, и с этим нельзя не считаться.

Требование минимального воздействия на природные процессы, видимо, послужит дополнительным стимулом для создания средств выведения, использующих внешние источники энергии. В силу того, что в двигателях с внешними источниками энергии (в частности, с лазерными источниками) в качестве рабочего тела могут применяться самые различные вещества, появляется возможность выбора рабочего тела с минимальным влиянием на природные процессы.

Другой привлекательной стороной использования двигателей с внешними источниками в средствах выведения на орбиту является то обстоятельство, что наиболее сложная часть оборудования (источник энергии и лазерный передатчик) находится вне аппарата, не подвергается воздействию, характерным для этапа выведения (перегрузки, вибрации и т. д.), и доступна для обслуживания и ремонта. Наконец, такая система выведения является **системой многократного пользования** (во всяком случае в смысле использования оборудования наземной части системы), что очень важно для организации интенсивных грузопотоков.

По этим причинам двигатели, использующие энергию лазеров, расположенных на Земле или околоземной орбите, в перспективе составят серьезную конкуренцию традиционному способу выведения, особенно в задачах массового вывода относительно небольших грузов. Появление таких систем следует ожидать в начале следующего века, тогда же, когда предполагается реализовать первые ССЭ, имеющие промышленное значение.

Транспортировка крупногабаритных грузов с низких орбит на высокие и обратно, транспортировка аналогичных грузов с орбиты Земли к Луне. В отличие от вывода грузов на низкую орбиту эта операция может производиться двигателями как большой, так и малой тяги. При использовании двигателей большой тяги аппарат достигает высокой орбиты или окрестностей Луны значительно быстрее, чем при использовании двигателей малой тяги (единицы и десятки килограммсилы). Однако доля полезного груза, доставленного на высокую орбиту, зависит от скорости истечения рабочего тела, и здесь двигатели малой тяги могут иметь преимущества по сравнению с некоторыми типами двигателей большой тяги.

В частности, сравнительный анализ возможностей решения этой задачи с помощью ЖРД и электрореактивных двигателей с ядерными энергоустановками показывает, что если в первом случае доля груза, доставляемого с низкой орбиты на стационарную, составляет около 30%, то во втором — 60—65%. Это обстоятельство может иметь решающее значение при выборе средств доставки для транспортировки крупногабаритных грузов, когда определяющим фактором является количество груза, транспортируемого за один перелет, а не продолжительность последнего.

Использование двигателей малой тяги имеет особенность, которая для ряда транспортируемых грузов может оказаться большим преимуществом: малые тяги создают и малые перегрузки. В связи с этим появляется возможность собирать крупногабаритные конструкции на низкой орбите и перемещать их затем на высокие, не предъявляя к созданной таким образом конструкции жесткие требования по перегрузкам, характерные при использовании двигателей большой тяги.

В ближайшие два десятилетия, видимо, только ЖРД и электрореактивные двигатели с солнечными батареями или ядерными

энергоустановками будут использоваться для рассматриваемой операции.

В перспективе для целей транспортировки и пределах радиуса орбиты Луны могут быть использованы (и достаточно эффективно) двигатели с внешними иониственными источниками энергии. Так, луч лазера может применяться в качестве источника энергии для тех же электрореактивных двигателей, но, конечно, значительно эффективнее использовать его энергию непосредственно для ускорения рабочего тела.

Естественный вопрос, который возникает при обсуждении проблемы использования лазерных двигателей на расстояниях до 300 тыс. км: каковы должны быть параметры установки, осуществляющей формирование луча, переносящего электромагнитную энергию на такое расстояние без значительных потерь?

Расчеты показывают, что при расстояниях 300 тыс. км необходимо иметь на аппарате и на энергетической станции антенны размером 30—40 м. Причем точность изготовления поверхности у этих антенн должна выдерживаться до 0,1 мкм. Отсюда ясно, что использовать получаемую таким способом энергию для создания большой тяги чрезвычайно сложно. С другой стороны, передавать по такому уникальному каналу относительно небольшие мощности (до нескольких мегаватт) вряд ли целесообразно хотя бы по той причине, что вместо приспосабливаемой антенны на аппарате выгоднее поместить солнечную батарею.

Тем не менее, видимо, существуют варианты применения двигательных систем с использованием лазерного излучения для высокоорбитальных транспортных операций и транспортировки грузов к Луне, оправданные как с технической, так и с экономической точки зрения. На этом пути имеются технические трудности и проблемы, но они представляются вполне преодолимыми в рамках разумной экстраполяции современной технологии.

Пилотируемые межпланетные перелеты. Многочисленные полеты автоматических станций к Венере, Марсу и дальним планетам Солнечной системы создали впечатление, что это задача скорее сегодняшнего, чем завтрашнего дня. Во всяком случае, пилотируемые полеты к Марсу и Венере давно перестали быть объектом научно-фантастической литературы. Вместе с тем возможное решение этих задач в рамках современной технологии, т. е. с использованием только ЖРД, представляется крайне громоздким и чрезвычайно дорогим. Один из самых «скромных» вариантов экспедиции на Марс предусматривает при полезной нагрузке межпланетного корабля 50 т выведение на низкую орбиту элементов конструкции корабля и топлива общей массой 500—700 т пятью—семью пусками ракет типа «Сатурн-5».

Но пугает не сама начальная масса, а необходимость проведения большого объема сложных монтажных работ в космосе. Выведение же совокупного полезного груза массой 500—1000 т, как уже отмечалось, будет ординарной задачей для ведущих космических держав уже к концу 80-х годов. Следует отметить, что для решения задачи полета к Марсу с помощью электрореактивных двигателей малой тяги и ЯЭУ или при использовании твердофазного ядерного реактора со скоростью истечения около 9 км/с общая выводимая на опорную орбиту масса составит 150—200 т. Продолжительность марсианской экспедиции во всех случаях примерно одинакова — 2 года 8 месяцев.

Уменьшение продолжительности экспедиции в 2 раза потребует увеличения энергетических затрат на порядок. В то же время уменьшение срока экспедиций к планетам весьма желательно. Здесь открываются широкие перспективы перед двигателями с высокими энергетическими показателями, в частности, газофазными ядерными двигателями, термоядерными и импульсными термоядерными двигателями. Нетрудно видеть, что речь здесь идет о двигателях, проблема создания которых на грани современных технологических возможностей. В связи с этим, во всяком случае на первых этапах пилотируемых межпланетных полетов, значительный выигрыш может быть достигнут за счет применения двигателей с использованием внешних источников электромагнитного излучения в качестве двигателей большой тяги при старте с орбиты ИСЗ.

Сравнительные характеристики различных типов двигателей для марсианской экспедиции приведены в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

Экспедиции на Марс

Основные характеристики	Тип траектории	
	гомановская	параболическая
Минимальная полная продолжительность экспедиции, сут	972	153
Суммарная характеристическая скорость при старте с орбиты ИСЗ, км/с	10,0	30,4
Масса на орбите ИСЗ при массе КА 50 т для разных типов двигательных систем, т		
ЖРД (водород + фтор)	480	$5 \cdot 10^4$
твердофазный ядерный двигатель	150	1500
электрореактивный двигатель с ЯЭУ	150	1500
газофазный ядерный двигатель	90	250
ЖРД + лазерный при старте с орбиты ИСЗ ($v_{истечения} = 20$ км/с)	300	$5 \cdot 10^3$
твердофазный ядерный двигатель + лазерный при старте с орбиты ИСЗ ($v_{истечения} = 20$ км/с)	120	700

Реальны ли полеты к звездам? По современным представлениям, для межзвездных перелетов наиболее подходящими являются фотонные двигатели, в которых используется реакция аннигиляции вещества с антивеществом. Однако решение проблемы создания таких двигателей, равно как и проблемы получения топлива к ним, настолько далеко от возможностей современной технологии, что рецепт оказывается явно бессодержательным.

Группа английских исследователей предприняла попытку проанализировать проблему пилотируемых полетов к ближайшим звездам (Проксима Центавра, α Центавра, звезда Бернарда), основываясь на не слишком далекой экстраполяции современных технологических возможностей. Из систем, возможных с точки зрения современной технологии, рассматривались электрореактивная с ядерной

энергетической установкой, системы разгона с лучевой энергией от лазера с космическим базированием, системы типа «солнечный парус», ядерные двигатели большой тяги. Как оказалось, перечисленные типы двигателей по разным причинам не могут решить задачу, и вот почему.

Электрореактивный двигатель с ядерной энергетической установкой дает слишком малый темп набора скорости, что приводит к большой длительности путешествия. Системы разгона с лучевой энергией от лазера с космическим базированием и системы типа «солнечный парус» имеют меньшую массу по сравнению с ядерно-электрической системой, но доля преобразуемой энергии (в кинетическую энергию движения космического аппарата) настолько мала, что также требуется длительное время разгона. Ядерные двигатели большой тяги типа теплового ядерного двигателя «Нерва» могут обеспечить требуемое ускорение. Однако скорости истечения, достижимые с помощью таких систем, порядка 10 км/с, а это означает, что потребуется очень большое отношение масс для достижения необходимой конечной скорости. Количество топлива, необходимое во всех таких системах, делает их нереализуемыми.

Наиболее близкой к реализации двигательной системой, пригодной для полета к звездам, авторы считают термоядерный двигатель на микровзрывах с инициированием реакции электронным ускорителем, описанный ранее. Однако выводы авторов не являются бесспорными. Дело здесь как в возможностях реализации предложенной схемы, так и в наличии конкурирующих схем.

Чтобы яснее представить себе, какой скачок в характеристиках двигателей должен произойти, чтобы межзвездные перелеты стали возможными, достаточно взглянуть на табл. 3, где приведены данные, относящиеся к полетам от Земли к самой далекой планете Солнечной системы — Плутону.

Т а б л и ц а 3

Полеты к Плутону

Основные характеристики	Тип траектории		
	гоманов- ская	парабо- лическая	высоко- энерге- тическая
Продолжительность перелета, лет	45,7	19,3	3
Характеристическая скорость, км/с	8,4	12,4	100
Отношение массы на орбите ИСЗ к массе КА для разных типов дви- гательных систем			
ЖРД (водород + фтор)	7,5	18	—
твердофазный ядерный двигатель	2,7	4,1	—
лазерный $v_{\text{истечения}} = 20$ км/с	1,5	1,9	450
термоядерный на микровзрывах	—	—	3

Эта задача намного проще, чем полет к звездам. Достаточно сравнить расстояния, которые необходимо преодолеть в том и другом случаях. Расстояние до Плутона солнечный свет, распространяясь со скоростью около 300 000 км/с, проходит за 5 ч, в то время как до ближайших звезд (α Центавра) — за 4,3 года. Тем не

менее прямые (т. е. без использования пертурбационных маневров) полеты к Плутону можно совершить за разумное время, если только двигатели будут иметь параметры, реализация которых связывается с созданием термоядерных двигателей. Даже характеристик газофазных ядерных двигателей для выполнения этой задачи оказывается недостаточно.

По сути дела, только с появлением таких двигателей, как термоядерные, можно будет серьезно заниматься пилотируемыми полетами в пределах всей Солнечной системы. Пока же можно считать более или менее освоенными только двигательные средства, обеспечивающие пилотируемые орбитальные полеты. Поэтому несмотря на все громадные успехи, уже достигнутые космонавтикой, потребуются революция (и, возможно, не одна) в технике космического двигателестроения, чтобы пилотируемые полеты сначала к дальним планетам, а затем и за пределы Солнечной системы стали реальностью.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
Автономные двигательные системы	5
Двигательные системы с внешними источниками энергии	31
Двигатели с использованием внешних источников массы	51
О праве родиться и выжить	58

**Александр Сергеевич Дмитриев,
Владимир Алексеевич Кошелев**

КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ БУДУЩЕГО

Гл. отраслевой редактор *Л. А. Ерлыкин*. Редактор *Е. Ю. Ермаков*.
Мл. редактор *Г. И. Родкина*. Обложка художника *В. Н. Конюхова*.
Худож. редактор *М. А. Гусева*. Техн. редактор *И. Е. Шабратова*.
Корректор *В. И. Гуляева*.

ИБ № 5286

Сдано в набор 22.10.81. Подписано к печати 10.02.82. Т04890. Формат бумаги 84×108¹/₃₂. Бумага № 3. Гарнитура литературная. Печать высокая. Усл. печ. л. 3,36. Усл. кр.-отт. 3,57. Уч.-изд. л. 3,58. Тираж 26 400 экз. Заказ 1800. Цена 11 коп. Издательство «Знание». 101835, ГСП, Москва, Центр, проезд Серова, д. 4. Индекс заказа 824203.
Типография Всесоюзного общества «Знание». Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4.

