

Часть первая

ОСНОВЫ РАКЕТО- И КОСМОДИНАМИКИ

Глава I

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

§ 1. Законы ракетного движения

Основным и почти единственным средством передвижения в мировом пространстве является ракета, которая для этой цели была впервые предложена в 1903 г. К. Э. Циолковским [1.1]. Законы ракетного движения представляют собой один из краеугольных камней теории космического полета.

Эти законы мы прежде всего и рассмотрим.

Космонавтика обладает большим арсеналом ракетных двигательных систем, основанных на использовании различных видов энергии. Но во всех случаях ракетный двигатель осуществляет одну и ту же задачу: он тем или иным способом выбрасывает из ракеты некоторую массу, запас которой (так называемое *рабочее тело*) находится внутри ракеты. На выбрасываемую массу со стороны ракеты действует некоторая сила, и согласно одному из основных законов механики — закону равенства действия и противодействия — такая же сила, но противоположно направленная, действует со стороны выбрасываемой массы на ракету. Эта последняя сила, приводящая ракету в движение, называется *силой тяги*.

Интуитивно ясно, что сила тяги должна быть тем больше, чем большая масса в единицу времени выбрасывается из ракеты и чем больше скорость, которую удастся сообщить выбрасываемой массе. Может быть строго доказана пропорциональность силы тяги указанным двум величинам, а именно:

$$F = \omega q. \quad (1)$$

Здесь буквой F обозначена величина силы тяги, ω — скорость истечения отбрасываемой массы по отношению к ракете ¹⁾, q — ве-

¹⁾ Оговорка «по отношению к ракете» существенна: скорость отбрасываемой массы относительно Земли и небесных тел совсем иная и никак не характеризует двигатель ракеты.

личина массы (но не веса!), расходуемая в единицу времени (*секундный расход массы*). Если в формуле (1) скорость истечения измерять в м/с, а секундный расход массы в кг/с, то будет получена величина силы тяги в ньютонах (Н).

Строго говоря, формула (1) справедлива лишь в том случае, если отбрасываемое вещество находится в твердом или жидком состоянии. Фактически же из ракеты выбрасывается струя газа. Стремясь расшириться, газ оказывает на ракету дополнительное воздействие, которое учитывается в уточненной формуле для силы тяги [1.2]

$$F = \omega q + S(p_r - p_a). \quad (1a)$$

Здесь p_r — давление газа на срезе сопла двигателя (подробнее об устройстве ракетных двигателей будет сказано ниже), p_a — внешнее атмосферное давление, S — площадь среза сопла. Из последней формулы видно, что по мере подъема ракеты тяга двигателя возрастает, так как давление p_a падает, и вне атмосферы достигает максимума.

Благодаря простоте формулы (1) возникает соблазн продолжать пользоваться ею вместо более точной формулы (1a), считая, что член $S(p_r - p_a)$ в ней уже учтен, но понимая под ω так называемую *эффективную скорость истечения*, т. е. считая

$$F = \omega_a q, \quad (16)$$

где $\omega_a = \omega + \frac{S}{q}(p_r - p_a)$. Величина ω_a определяется экспериментально во время стендовых испытаний ракеты путем замера силы тяги (с помощью динамометра) и секундного расхода массы.

В литературе по ракетной технике наряду с эффективной скоростью истечения употребляется фактически эквивалентное (хотя это и не всегда осознается) понятие удельного импульса.

Чтобы понять, о чем идет речь, нам придется вернуться к уходящим в прошлое понятиям веса и единицы веса 1 кгс.

Преобразуем формулу (16), разделив и умножив ее правую часть на $g=9,8 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения на поверхности Земли:

$$F = \omega_a q = \frac{\omega_a}{g} qg,$$

или

$$F = I_{уд} qg, \quad \text{где } I_{уд} = \frac{\omega_a}{g}. \quad (1b)$$

Здесь qg представляет собой *весовой секундный расход*, измеряемый в единицах кгс/с, величина $I_{уд}$ называется *удельным импульсом* и измеряется в $\frac{\text{м/с}}{\text{м/с}^2}$, т. е. секундах (с). При измерении величин

в правой части формулы (1в) в указанных единицах сила F определяется в килограммах силы (кгс). Разумеется, можно найти силу тяги в кгс и при пользовании формулой (1б), если учесть, что $9,8 \text{ Н} = 1 \text{ кгс}$.

Величина удельного импульса по определению показывает, какой импульс тяги (измеряемый в кгс·с) приходится на каждый килограмм (кгс) веса расходуемого рабочего тела (отсюда и название «у д е л ь н ы й импульс»). Поэтому часто величину удельного импульса указывают в $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кгс}}$, что, конечно, равносильно его измерению в секундах (с).

Можно сказать и иначе: удельный импульс — это количество килограммов (кгс) тяги, возникающей при расходе одного килограмма (кгс) веса рабочего тела в секунду. Рассуждая так, удельный импульс измеряют в $\frac{\text{кгс}}{\text{кгс/с}}$, т. е. опять-таки в секундах, но при этом называют его *удельной тягой* (т. е. тягой в кгс, приходящейся на 1 кгс/с весового секундного расхода).

Возможна еще одна трактовка, позволяющая как-то объяснить экзотичность единицы измерения секунда (с) для обсуждаемой величины: удельный импульс — это время, в течение которого расходуется 1 кг массы рабочего тела, если при этом непрерывно создается тяга в 1 кгс, т. е. удельный импульс характеризует экономичность расхода рабочего тела. (Неловкость, испытываемая ракетчиками от единицы измерения секунда (с), заставляет их в практике общения говорить «удельный импульс достиг 315 е д и н и ц», или «удалось увеличить удельный импульс на три единицы» [1.2].)

В связи с повсеместным введением системы СИ в последнее время стали силу тяги измерять в ньютонах (Н), а заодно вспомнили, что количество сгорающего в е щ е с т в а, которое создает тягу, естественнее измерять в единицах м а с с ы, а не в единицах веса.

В результате вместо $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кгс}}$ стали писать $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ и измеряемую в этих единицах величину продолжают называть (вопреки первоначальному определению, где в знаменателе фигурировал вес) удельным импульсом или, более длинно, *удельным импульсом тяги* [1.2]. Но $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \frac{(\text{кг} \cdot \text{м/с}^2) \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \frac{\text{м}}{\text{с}}$, т. е. эта новая величина измеряется в единицах скорости. Да это и есть скорость — хорошо знакомая нам *эффективная скорость истечения!*

Итак,

удельный импульс \equiv *удельная тяга* (с),

удельный импульс тяги \equiv *эффективная скорость истечения* (м/с).
Здесь знак \equiv означает полную тождественность понятий.

В дальнейшем мы при теоретических рассуждениях будем пользоваться только понятием *эффективной скорости истечения* (иногда

для краткости опуская слово «эффективная»), но, сообщая откуда-либо заимствованные технические данные, иногда будем употреблять наряду с ним и термин *удельный импульс*, имея всегда в виду, что оба они характеризуют один и тот же физический параметр, отличаясь друг от друга, как это видно из формулы (1в), лишь размерным множителем.

Запомним:

$$\omega = I_{уд}g$$

или в виде, удобном для численных прикидок,

$$\omega \approx 10I_{уд}, \text{ где } \omega \text{ — в м/с, } I_{уд} \text{ — в с}$$

(правая часть здесь завышена на 2%).

Кроме силы тяги ракетного двигателя (или суммарной тяги сразу нескольких двигателей) на космический летательный аппарат действуют еще многие силы: притяжения Земли и небесных тел, сопротивление атмосферы, световое давление и т. д. Эффект действия всех сил выражается в ускорении, которое получает аппарат. Это результирующее ускорение складывается из ускорений, сообщаемых каждой силой в отдельности. Эффекты действия различных сил мы подробно рассмотрим в последующих главах, а сейчас нас будет интересовать только *ускорение от тяги*, или *реактивное ускорение* a_p . Согласно второму закону механики $a_p = F/m$, где F — величина силы тяги, а m — масса ракеты или космического аппарата в некоторый момент времени. Эта масса по мере израсходования рабочего тела, конечно, уменьшается, а значит, реактивное ускорение, вообще говоря, увеличивается (чтобы оно не изменялось, нужно было бы одновременно уменьшать соответствующим образом силу тяги). Удобной характеристикой ракеты является *начальное реактивное ускорение*, сообщаемое силой тяги в момент начала движения: $a_{p0} = F/m_0$, где m_0 — начальная масса ракеты.

Реактивное ускорение (в частности, начальное реактивное ускорение) представляет собой то ускорение, которым обладала бы ракета, если бы на нее не действовали никакие иные силы кроме силы тяги, т. е. если бы она, по выражению К. Э. Циолковского, находилась в воображаемом «свободном» пространстве. Реально такие условия, конечно, нигде в Солнечной системе не осуществляются, однако представление о пространстве, свободном от действия всяких сил, полезно.

Поместим мысленно нашу ракету в свободное пространство и включим ее двигатель. Двигатель создал тягу, ракета получила какое-то ускорение и начала набирать скорость, двигаясь по прямой линии (если сила тяги не меняет своего направления). Какую скорость приобретет ракета к моменту, когда ее масса уменьшится от начальной m_0 до конечной величины m_k ? Если допустить, что скорость истечения ω вещества из ракеты неизменна (это довольно

точно соблюдается в современных ракетах), то ракета разовьет скорость v , выражающуюся формулой Циолковского:

$$v = w \ln \frac{m_0}{m_k} = 2,30259 w \lg \frac{m_0}{m_k}, \quad (2)$$

где \ln обозначает натуральный, а \lg — десятичный логарифмы, или

$$\frac{m_0}{m_k} = e^{\frac{v}{w}}, \quad (2a)$$

где число $e=2,71828\dots$ — основание натуральных логарифмов.

Скорость, вычисляемая по формуле Циолковского, характеризует энергетические ресурсы ракеты. Она называется *идеальной*. Мы видим, что идеальная скорость не зависит от секундного расхода массы рабочего тела, а зависит только от скорости истечения w и от числа $z=m_0/m_k$, называемого *отношением масс* или *числом Циолковского*.

В литературе часто числом Циолковского называют также другую величину, а именно отношение z' массы израсходованного рабочего тела $m_{p.t.}$ к конечной массе m_k . Очевидно, $z=1+z'$ и

$$z' = \frac{m_{p.t.}}{m_k} = e^{\frac{v}{w}} - 1. \quad (2б)$$

Нередко нас будет интересовать отношение (обычно выраженное в процентах) массы рабочего тела к начальной массе ракеты:

$$\frac{m_{p.t.}}{m_0} = 1 - e^{-\frac{v}{w}}. \quad (2в)$$

Зададимся определенным значением скорости истечения w . Тогда, если секундный расход велик (и, следовательно, велика тяга), ракета быстрее израсходует рабочее тело и приобретет идеальную скорость. Если же секундный расход мал (мала тяга), то на израсходование всего рабочего тела потребуется гораздо больше времени. Но поскольку в обоих случаях скорость истечения была одинакова, то и приобретенная в конечном счете идеальная скорость будет также одинаковой.

Конечно, этот вывод верен лишь для воображаемого свободного от сил пространства. В реальных же условиях вмешательство посторонних сил приводит к тому, что приобретенная ракетой скорость отличается от идеальной. Это отличие особенно велико, когда сила тяги мала. Когда же сила тяги и секундный расход велики, то за короткое время, пока расходуется рабочее тело, действие посторонних сил (не слишком значительных по сравнению с силой тяги) скажется слабо на движении и приобретенная ракетой скорость будет сравнительно мало отличаться от идеальной.

Дальше мы рассмотрим все основные типы современных и перспективных двигательных систем с точки зрения тех характеристик, о которых только что говорилось.

Величина реактивного ускорения a_p показывает, для каких космических операций может быть применен двигатель того или иного типа. Например, для резких маневров нужен двигатель, создающий значительное реактивное ускорение. Двигатель с малым реактивным ускорением не может даже оторвать космический аппарат от поверхности Земли. Условно все двигатели могут быть разделены на два класса: *двигатели большой тяги* (точнее, *большого реактивного ускорения*), создающие реактивное ускорение, превышающее $g=9,8 \text{ м/с}^2$, и *двигатели малой тяги* (точнее, *малого реактивного ускорения*), создающие реактивное ускорение, меньшее g . (Чаще всего под «двигателями малой тяги» понимают двигатели, создающие реактивные ускорения в тысячи раз меньшие g .)

Часто двигательные системы характеризуют их *удельным весом*, под которым понимают отношение веса двигательной системы к величине создаваемой ею тяги. Чем выше удельный вес двигателя, тем меньше создаваемое им реактивное ускорение, тем менее он выгоден. В дальнейшем мы будем характеризовать двигательные системы главным образом реактивными ускорениями.

Не менее важной характеристикой является скорость истечения w . Чем больше скорость истечения, тем больше идеальная скорость и тем более пригодна двигательная система для осуществления сложных операций в космосе.

Наконец, большая скорость истечения w при заданном значении скорости v позволяет ограничиться не слишком большим значением числа Циолковского z . Это позволяет разместить в ракете большую полезную нагрузку, уменьшив массу рабочего тела.

§ 2. Структура ракеты

Современная космическая ракета представляет собой сложное сооружение, состоящее из сотен тысяч и миллионов деталей, каждая из которых играет предназначенную ей роль. Но с точки зрения механики разгона ракеты до необходимой скорости всю начальную массу m_0 ракеты можно разделить на две части: 1) масса рабочего тела и 2) конечная масса m_k , остающаяся после выброса рабочего тела. Эту последнюю часто называют «сухой» массой, так как рабочее тело в большинстве случаев представляет собой жидкое топливо. Отношение m_0/m_k называется, как уже говорилось, числом Циолковского z и, наряду со скоростью истечения, представляет «скоростные возможности» ракеты. Поэтому понятно стремление конструкторов по возможности увеличить число z .

«Сухая» масса (или, если угодно, масса «пустой», без рабочего тела, ракеты) состоит из массы конструкции и массы полезной

нагрузки. Под конструкцией следует понимать не только несущую конструкцию ракеты, ее оболочку и т. п., но и двигательную систему со всеми ее агрегатами, систему управления, включающую органы управления, аппаратуру навигации и связи, и т. п., — одним

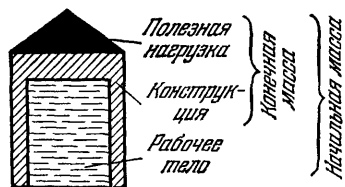


Рис 2 Структурная схема ракеты.

словом, все то, что обеспечивает нормальный полет ракеты. *Полезная нагрузка* m_n состоит из научной аппаратуры, радиотелеметрической системы, корпуса выводимого на орбиту космического аппарата, экипажа и системы жизнеобеспечения космического корабля и т. п. Полезная нагрузка — это то, без чего ракета может совершить нормальный (но бесполезный!) полет¹⁾.

На рис. 2 схематично изображена описанная структура.

Увеличение числа z возможно, очевидно, посредством всемерного уменьшения массы конструкции, что требует от конструкторов особого мастерства. Отношение суммарной массы конструкции и рабочего тела к массе конструкции называется *конструктивной характеристикой* и обозначается буквой s . В принятых ранее обозначениях

$$s = \frac{m_0 - m_n}{m_k - m_n}. \quad (3)$$

Для любой ракеты число z всегда меньше s , и если мастерство конструкторов, заключающееся в умении втиснуть максимум рабочего тела в минимальную по массе конструкцию ракеты, достигло предела, то остается только один путь увеличения скорости ракеты — увеличение числа z посредством уменьшения полезной нагрузки m_n . При полном отказе от полезной нагрузки ($m_n = 0$) число z достигнет своего предела и станет равным числу s . Но, разумеется, величина полезной нагрузки отнюдь не безразлична при проектировании космических операций, даже если обеспечено достижение определенной характеристической скорости. Будем называть *относительной начальной массой* величину

$$p = \frac{m_0}{m_n}.$$

Обратная ей величина называется *относительной полезной нагрузкой* или *коэффициентом полезной нагрузки*.

¹⁾ Это определение носит условный характер. При американских экспедициях на Луну, например, пилот являлся частью системы управления. Пустые топливные баки могут в принципе использоваться на околоземных орбитах и на поверхностях Луны и планет в качестве жилых помещений космонавтов, т. е. часть конструкции ракеты может входить в полезную нагрузку. Но такую возможность мы сейчас для простоты не будем рассматривать.

Разделив числитель и знаменатель правой части формулы (3) на m_0 , мы получим соотношение между числами s , z и p

$$s = \frac{1 - \frac{1}{p}}{\frac{1}{z} - \frac{1}{p}}$$

которое удобнее переписать в следующих трех видах:

$$s = z \frac{p-1}{p-z}, \quad z = \frac{ps}{p+s-1}, \quad p = z \frac{s-1}{s-z}. \quad (4)$$

В дальнейшем мы будем задаваться определенным значением s , соответствующим достигнутому уровню конструктивного мастерства.

В начале космической эры значение $s=10$ считалось весьма большим. Однако для первой ступени американской лунной ракеты «Сатурн-5» уже было $s=16$. Приняв определенное значение p , мы сможем вычислить z , а следовательно, по формуле (2) и идеальную скорость. И, наоборот, определив по идеальной скорости число z , мы сможем вычислить относительную начальную массу или коэффициент полезной нагрузки.

§ 3. Составная ракета

Допустим, что перед нами поставлена цель спроектировать ракету, скажем, для достижения Венеры. Необходимая для этого идеальная скорость $v=12$ км/с¹⁾. Примем скорость истечения $w=3$ км/с. Тогда согласно формуле (2а) необходимое число Циолковского $z_{\text{необ}} = e^{v/w} = e^4 \approx 54,6$. Если вспомнить, что число s заведомо больше z , то станет ясно, что построить нужную ракету нам не удастся, так как мы не сможем вместить необходимое количество топлива в конструкцию, удовлетворяющую сколько-нибудь разумным требованиям прочности.

Даже если мы примем скорость истечения равной 4 км/с (очень хорошее значение, как мы скоро увидим), то окажется, что $z_{\text{необ}} = e^3 \approx 20,1$. И это значение следует признать чрезмерным, так как число s должно быть еще больше, чем z .

Тем не менее при заданном уровне конструкторского искусства (скажем, при $s=15$) можно построить ракету, способную развить необходимую идеальную скорость при прежнем значении скорости истечения. Но для этого надо существенно изменить структуру ракеты.

¹⁾ Подробно проблема полета к Венере будет рассмотрена в главе 16. Здесь указано заниженное значение идеальной скорости, соответствующее очень большим перегрузкам при разгоне.

Набору скорости ракеты благоприятствует то, что по мере истечения рабочего тела масса ракеты уменьшается, благодаря чему при неизменной тяге непрерывно растет реактивное ускорение. Но, к сожалению, ракета состоит не из одного лишь рабочего тела. По мере истечения рабочего тела освободившиеся баки, лишние части оболочки и т. д. начинают обременять ракету мертвым грузом, затрудняя ее разгон. Целесообразно в некоторые моменты отделять эти части от ракеты. Построенная таким образом ракета называется *составной*¹⁾.

Часто составная ракета состоит из самостоятельных ракет-ступеней (благодаря этому из отдельных ступеней можно составлять различные ракетные комплексы), соединенных последовательно. Но возможно и параллельное соединение ступеней, бок о бок. Наконец, существуют проекты составных ракет, в которых последняя ступень входит внутрь предыдущей, та заключена внутри предшествующей и т. д.; при этом ступени имеют общий двигатель и уже не являются самостоятельными ракетами [1.3].

Существенный недостаток последней схемы заключается в том, что после отделения отработавшей ступени резко возрастает реактивное ускорение, так как двигатель остался прежним, тяга поэтому не изменилась, а разгоняемая масса ракеты резко уменьшилась. Это затрудняет точность наведения ракеты и предъявляет повышенные требования к прочности конструкции. При последовательном же соединении ступеней вновь включаемая ступень обладает меньшей тягой и ускорение не изменяется резким скачком.

Пока работает первая ступень, мы можем рассматривать остальные ступени вместе с истинной полезной нагрузкой в качестве полезной нагрузки первой ступени. После отделения первой ступени начинает работать вторая ступень, которая вместе с последующими ступенями и истинной полезной нагрузкой образует самостоятельную ракету («первую субракету»). Для второй ступени все последующие ступени вместе с истинным полезным грузом играют роль собственной полезной нагрузки и т. д. На рис. 3 показана схема многоступенчатой ракеты.

Каждая субракета добавляет к уже имеющейся скорости собственную идеальную скорость, и в результате конечная идеальная скорость многоступенчатой ракеты складывается из суммы идеальных скоростей отдельных субракет. В теории многоступенчатых ракет доказывается, что если эффективные скорости истечения w и конструктивные характеристики λ одинаковы для всех ступеней, то

¹⁾ К сожалению, невозможно отделять баки по частям, по мере их опорожнения. Еще более жалко, что невозможно отделение этих частей со скоростью истечения рабочего тела. Впрочем, подобная *идеальная* ракета была бы полностью эквивалентна гипотетической ракете, состоящей из одного лишь рабочего тела и целиком сгорающей.

при заданной массе многоступенчатой ракеты суммарная идеальная скорость будет наибольшей в том случае, когда числа z , а следовательно, и p для всех субракет также одинаковы [1.4]

Может быть доказано также следующее положение. Если заданы идеальная скорость и одинаковая для всех ступеней скорость истечения w , а также заданы конструктивные характеристики s для всех ступеней (вообще говоря, разные), то отношение начальной массы M_0 многоступенчатой ракеты к полезной нагрузке m_n окажется минимальным, если подобрать отношения масс z_c для всех субракет пропорциональными соответствующим числам s [1.5].

В этом заключается оптимизация конструкции многоступенчатой ракеты. В частном случае, когда все числа s для отдельных ступеней одинаковы, должны быть одинаковы и числа z .

Для последнего случая мы выведем важную формулу.

Допустим, необходимое для одноступенчатой ракеты число Циолковского $z_{необ}$ оказалось технически нереальным. Построим многоступенчатую ракету. Для достижения суммарной идеальной скорости v каждая ступень должна будет сообщить полезной нагрузке скорость v/n (если число ступеней равно n). Следовательно, число Циолковского для каждой субракеты будет

$$z_c = e^{\frac{v}{nw}} = \sqrt[n]{z_{необ}}. \quad (5)$$

Как видим, число Циолковского z_c для каждой субракеты гораздо меньше числа Циолковского $z_{необ}$, необходимого для одноступенчатой ракеты, и, выбрав n , можно подобрать вполне реальное z_c . Поэтому оказывается возможным построить нужную многоступенчатую ракету.

Вычислив по формуле (5) z_c , задавшись для каждой ступени определенным конструктивным параметром s , мы можем по третьей из формул (4) определить число p_c для каждой субракеты:

$$p_c = \frac{s_c - 1}{s_c - e^{\frac{v}{nw}}} e^{\frac{v}{nw}}. \quad (6)$$

Составим произведение чисел p_c для всех субракет (далее индекс «с», относящийся к ступени или субракете, опускаем):

$$p_1 p_2 \dots p_n = \frac{M_0}{m_1} \cdot \frac{m_1}{m_2} \dots \frac{m_{n-1}}{m_n}. \quad (7)$$

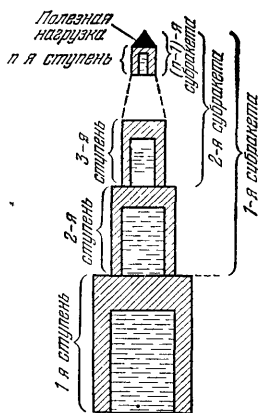


Рис 3 Структурная схема многоступенчатой ракеты.

Здесь M_0 — начальная масса всей многоступенчатой ракеты, m_1, m_2, \dots, m_{n-1} — начальные массы субракет (когда число ступеней равно n , число субракет равно $n-1$), m_n — масса истинной полезной нагрузки. Произведя в равенстве (7) сокращения, найдем

$$p_1 p_2 \dots p_n = \frac{M_0}{m_n} = P,$$

где P — относительная начальная масса многоступенчатой ракеты. Если числа s и z для всех ступеней и субракет одинаковы, а следовательно, одинаковы и числа p для всех субракет, то

$$P = p^n,$$

и мы получаем формулу [1.3]

$$P = \frac{M_0}{m_n} = e^{\frac{v}{w}} \left(\frac{s-1}{s - e^{\frac{v}{nw}}} \right)^n. \quad (8)$$

По этой формуле, задавшись определенным качеством топлива (оно характеризуется скоростью истечения w), совершенством конструкции (s) и зная необходимую для космического полета идеальную скорость v , мы можем найти относительную начальную массу и, следовательно, узнать, какой должна быть начальная масса всей ракеты, если полезная нагрузка составляет величину m_n . Наиболее важное отклонение от реальных условий космической техники при выводе формулы (8) состояло в предположении одинаковости скоростей истечения w и чисел s для всех ступеней. Несмотря на это, мы в дальнейшем будем широко пользоваться формулой (8) для прикидочных оценок начальных масс ракет-носителей, стартующих с земной поверхности, а также космических аппаратов, монтируемых на околоземной орбите.

Формула (8) показывает, что при заданной идеальной скорости v уменьшение числа P может быть достигнуто увеличением конструктивной характеристики s , числа ступеней n или скорости истечения w .

На первом пути еще возможно некоторое продвижение вперед. Особенно это касается ракетных аппаратов, которые будут монтироваться в будущем на околоземных орбитах.

Возможность увеличения числа ступеней ограничена. Невозможно уподобить многоступенчатую ракету складной «матрешке», так как последняя ступень не может иметь сколь угодно малые размеры: существуют такие детали конструкции и системы управления, которые не могут быть чрезмерно малы. Кроме того, с увеличением числа ступеней ракета конструктивно все более усложняется и надежность ее уменьшается, в то время как выигрыш в скорости (или в полезной нагрузке) уменьшается [1.5]. Ведь даже если бы вся

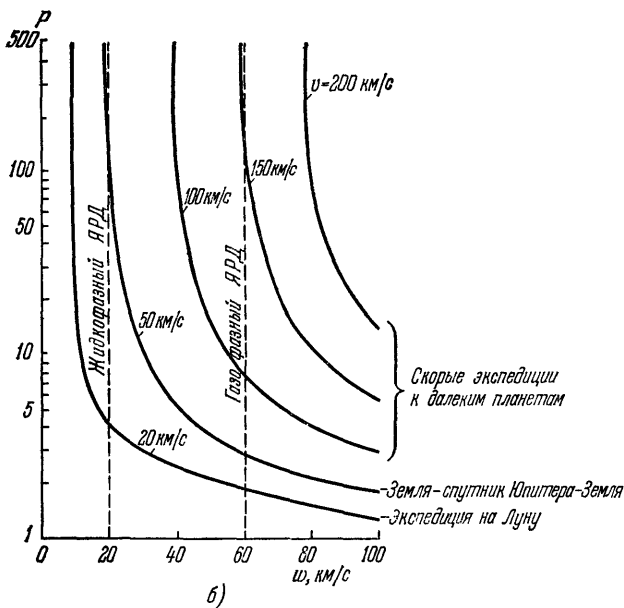
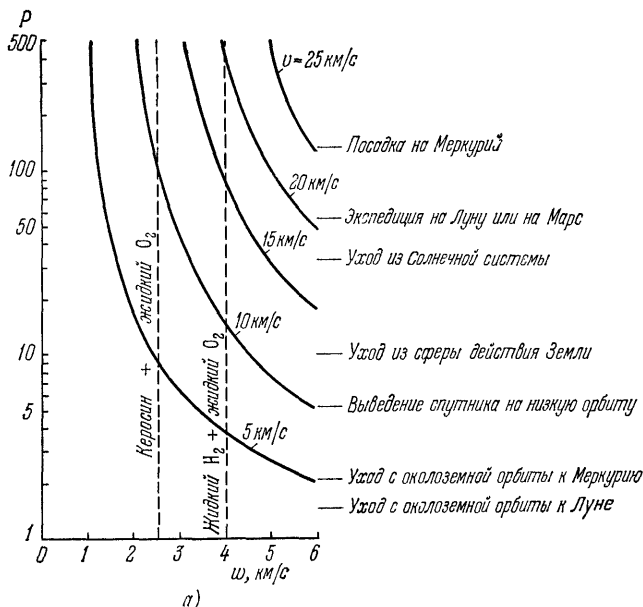


Рис. 4. Зависимость относительной начальной массы P (логарифмический масштаб) от скорости истечения w для различных значений идеальной скорости v при $\zeta = 15$ в случаях: а) трехступенчатой и б) одноступенчатой ракеты [15].

сухая конструкция была полностью превращена в рабочее тело, то и в этом случае идеальная скорость была бы ограничена.

Из рис. 4, *a* и *b* [1.5], иллюстрирующих формулу (8) для случаев $s=15$, $n=3$ и $s=15$, $n=1$, видно, какую колоссальную выгоду дает увеличение скорости истечения w . При очень больших скоростях истечения (до 100 км/с) становятся возможными такие операции в космосе, которые сейчас кажутся фантастическими. И они осуществляются с помощью одноступенчатых ракет, стартующих непосредственно с поверхности Земли! Пояснительные надписи в правых частях рисунков будут обоснованы в третьей и четвертой частях книги ¹⁾.

В таблице 16 Приложения II приведены значения относительной начальной массы P в зависимости от отношения v/w и от числа n для значений s , равных 15 и 20. Мы в дальнейшем будем часто обращаться к этой таблице, понимая под идеальной скоростью арифметическую сумму V скоростей, приобретаемых полезной нагрузкой на разных этапах полета с учетом потерь, — так называемую *суммарную характеристическую скорость*. Как видно из табл. 17, при малых значениях отношения идеальной скорости к скорости истечения (меньших примерно 1,5) многоступенчатая ракета не дает выигрыша по сравнению с одноступенчатой; при величине отношения 1,5 преимущество двухступенчатой ракеты перед одноступенчатой очень невелико и дальнейшее увеличение числа ступеней вовсе ничего не дает.

§ 4. Термохимические ракетные двигатели

Принцип действия *термохимических* (или просто *химических*) двигателей не сложен: в результате химической реакции (как правило, реакции горения) выделяется большое количество тепла и нагретые до высокой температуры продукты реакции, стремительно расширяясь, с большой скоростью истечения выбрасываются из ракеты.

Химические двигатели относятся к более широкому классу *тепловых (теплообменных) двигателей*, в которых истечение рабочего тела осуществляется в результате его расширения посредством нагревания. Для таких двигателей скорость истечения w в основном зависит от температуры расширяющихся газов и от их среднего молекулярного веса: чем больше температура и чем меньше молекулярный вес, тем больше скорость истечения. С точностью до 10% она пропорциональна $\sqrt{T/M}$, где T — абсолютная температура ²⁾,

¹⁾ Эти надписи заменяют некорректные и малоинформативные надписи в книге [1.4], из которой заимствованы графики.

²⁾ Абсолютная температура (в градусах Кельвина К) больше температуры в градусах Цельсия на 273,16 градуса.

M — средний молекулярный вес [1.6]. Все усилия направляются главным образом на то, чтобы температура T была по возможности больше, а молекулярный вес M — меньше.

Требование высокой температуры расширяющихся газов довольно очевидно, что же касается молекулярного веса, то чем он меньше, тем больший объем при данных температуре и давлении стремится занять газ, т. е. тем больше оказывается скорость истечения. Скорость истечения также зависит, хотя и в меньшей степени, от давления газа в тепловой камере, точнее, от отношения этого давления к давлению газа в выходном сечении (на срезе сопла). Чем больше это отношение, тем больше скорость истечения. Давление газа в камере доходит до десятков атмосфер. При полете за пределами атмосферы это давление (для двигателей верхних ступеней) может не быть таким большим.

Важной характеристикой рабочего тела является его плотность. Чем она больше, тем меньший объем при той же массе занимает рабочее тело и тем, следовательно, меньшие размеры, а значит, и меньшую массу имеют баки для его хранения. К сожалению, требования малого молекулярного веса и большой плотности обычно противоречат друг другу.

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). В этих двигателях горючее (например, керосин, спирт, гидразин, жидкий водород) и окислитель (например, жидкий кислород, азотная кислота, перекись водорода) помещаются в отдельных баках. Совокупность горючего и окислителя называется *ракетным топливом*. С помощью специальных насосов или под давлением горючее и окислитель подаются в *камеру сгорания*. Истечение продуктов сгорания происходит через особой формы раструб, называемый *соплом* (рис. 5). Иногда двигатель может содержать несколько камер (каждая со своим соплом), объединенных общей системой подачи топлива. Многокамерность позволяет, при той же тяге, уменьшать общую длину двигателя и, в конечном счете, облегчить ракету. Четырехкамерными, например, являются советские двигатели РД-107 и РД-108, которые используются в советских ракетах «Восток» с 1957 г. [1.7].

В камерах сгорания современных ракет развивается температура более 4000 К (иногда достигает почти 5000 К) [1.8]. Стенки камеры делаются из особо жаропрочных материалов и подвергаются специальному охлаждению: внутри них по трубкам циркулирует

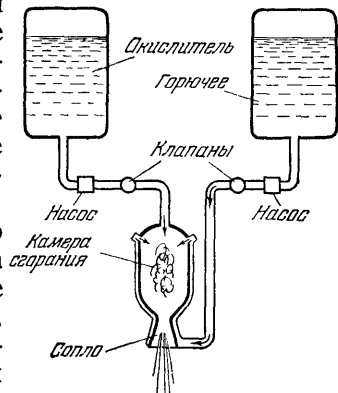


Рис. 5. Схема жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей топлива.

холодное топливо перед поступлением в камеру. Благодаря этому стенки камеры сгорания охлаждаются до 1000 К.

Требование возможно меньшего молекулярного веса продуктов сгорания заставляет химиков искать ракетные топлива, состоящие из химических элементов с небольшим атомным весом (занимающих 10 первых мест в таблице Менделеева, за исключением инертных газов) [1.6]. Теоретические расчеты показывают, что самые выгодные комбинации горючих и окислителей, характеризующиеся сравнительно малым молекулярным весом продуктов сгорания и высокой теплотворностью, при высоких давлениях (до сотен атмосфер) в камере сгорания не смогут дать скорость истечения газов во всяком случае более 4,5—5 км/с, причем предел уже фактически почти достигнут.

В ЖРД нижних ступеней современных ракет-носителей используются, как правило, *углеводородные* горючие (керосины и их производные) и жидкий *кислород* в качестве окислителя; подобные топлива дают скорости истечения порядка 3 км/с и несколько выше (рекорд принадлежит, по-видимому, советскому двигателю РД-119, в котором топливо на кислороде и несимметричном диметилгидразине дает скорость истечения 3,45 км/с). Сочетание же жидкий *водород* + жидкий *кислород* обеспечивает скорость истечения до 4,2 км/с, а замена жидкого кислорода жидким фтором позволит достичь скорости истечения 4,5 км/с [1.9] ¹⁾.

Жидкий фтор чрезвычайно трудно использовать из-за его коррозионного действия, ядовитости и возникающей при его применении пожарной опасности и опасности для окружающей среды. Однако ожидается, что в будущем может стать возможным использование жидкого фтора на верхних ступенях космических ракет [1.10] и в орбитальных разгонных блоках. Использование жидкого водорода затрудняется тем обстоятельством, что он имеет весьма малую плотность, вследствие чего оказывается велика масса содержащих его баков. Не малы также трудности содержания жидкого водорода при температуре—253 °С [1.8]. В настоящее время кислородно-водородное топливо применяется на верхних ступенях ракет-носителей, где потребное количество водорода может быть не слишком велико.

Наряду с кислородно-керосиновыми и кислородно-водородными топливами находят широкое применение высококипящие топлива, компоненты которых являются жидкостями в обычных условиях. Они, например, используются в советских двигателях РД-214 и РД-216, применяющихся в ракетах серии «Космос». Такие топлива дают меньшую скорость истечения, чем кислородно-керосиновые

¹⁾ Здесь и ниже указываются эффективные скорости истечения в вакууме, которые на 10—30% выше скоростей истечения на уровне моря [1.9]. В литературе иногда указываются и несколько большие значения скоростей истечения для ЖРД, но никогда не превышающие 5 км/с.

топлива, но обладают большей плотностью (скорость истечения для РД-216 равна 2,86 км/с) [1.7, 1.10].

Тяги жидкостных двигателей, уже применяющихся на ракетах, достигают многих сотен тонн. Значительный эффект получается объединением нескольких двигателей в связки.

Самым мощным из построенных до сих пор ракетных двигателей является американский ЖРД F-1. Его тяга составляет в вакууме 793 тс. Двигатель имеет массу около 10 т, максимальный размер (по срезу сопла) составляет 2,9 м. Ежесекундно расходуется около

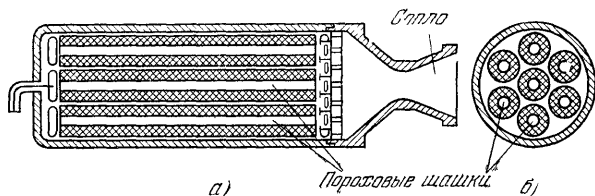


Рис 6. Ракетный двигатель твердого топлива: а) продольный и б) поперечный разрез.

1 т горючего (керосин RP-1) и 2 т окислителя (жидкий кислород); удельный импульс — 260 с. Этот двигатель использовался в лунной ракете-носителе «Сатурн-5».

В США испытывался кислородно-водородный ЖРД М-1 с такой же тягой. Использувавшийся на верхних ступенях ракеты-носителя «Сатурн-5» кислородно-водородный ЖРД J-2 развивает в вакууме тягу до 104,4 тс; скорость истечения равна 4,17 км/с.

Мощные ЖРД (одиночные и в связках) способны сообщить реактивное ускорение, в несколько раз превышающее ускорение свободного падения $g=9,8$ м/с². Их действие, однако, продолжается лишь несколько минут. При малом секундном расходе рабочего тела другие ЖРД (например, рулевые), работающие в режиме малой тяги, способны действовать несколько часов и создавать ускорения, в десятки раз меньшие g .

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). Твердое топливо горит за счет кислорода, содержащегося в нем самом. РДТТ имеет значительно более простую конструкцию, чем ЖРД. Не нужны ни отдельные баки для горючего и окислителя, ни насосы (рис. 6). В РДТТ оказывается более трудно, чем в ЖРД, регулировать горение, но зато хранение твердых топлив значительно проще, чем жидких (особенно в условиях космического пространства). Удельный вес РДТТ меньше удельного веса ЖРД, и в этом их преимущество. Тяги РДТТ достигают сотен тонн. Время действия — менее минуты.

В начале 1967 г. в США был испытан РДТТ диаметром 6,6 м и длиной 24 м, причем тяга достигла 1600 тс. Считается теоретически возможным создание РДТТ диаметром 15 м, с тягой до 4500 тс [1.8].

Связки огромных РДТТ должны найти широкое применение в качестве первых, стартовых ступеней (бустеров) огромных ракет-носителей. Однако РДТТ никогда не смогут полностью вытеснить ЖРД, так как даже в будущем скорость истечения из них, по видимому, не сможет превысить 3—3,5 км/с [1.8]. К 1977 г., по опубликованным в США данным, скорость истечения из РДТТ лишь едва достигла 2,7 км/с.

РДТТ небольшой тяги находят применение в качестве тормозных двигателей космических аппаратов. Необычные РДТТ весьма малой тяги используются в системах ориентации и стабилизации. Их «топливо» не сгорает, а представляет собой легко возгоняющееся (сублимирующееся) под действием электрического импульса твердое вещество (микроракетные сублимационные двигатели) [1.8].

ЖРД на свободных радикалах (рекомбинационные двигатели). Так называются теоретически возможные двигатели химического типа, использующие тепловую энергию, выделяющуюся при рекомбинации (восоединении) в молекулы атомов или групп атомов, представляющих собой незаряженные части молекул. Примером такой реакции может служить соединение двух отдельных атомов водорода H в молекулу водорода H₂. При реакции развивается огромная температура — около 10 000°C, а молекулярный вес расширяющегося газа минимален. Скорость истечения могла бы теоретически достичь 21 км/с [1.11]. Но чрезмерно высокая температура вынудит разбавлять свободные атомы водорода H молекулами H₂, что понизит температуру и уменьшит скорость истечения. Таким путем может быть достигнута скорость истечения около 10 км/с [1.12] (при 50% свободных атомов в смеси). К сожалению, получение и хранение (в «замороженном» состоянии) свободных радикалов в широких масштабах представляет практически неразрешимую проблему из-за дороговизны и взрывоопасности [1.8].

Использование воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Можно добиться увеличения характеристической скорости ракеты, если в камере сгорания в качестве окислителя будет использоваться кислород атмосферы. Для этого на первой ступени должны быть установлены ВРД (возможно, в сочетании с ЖРД), подобные применяющимся в реактивной авиации. Помимо использования самостоятельных ВРД возможно также подсосывание воздуха из атмосферы в реактивную струю ЖРД или РДТТ [1.8]. Указанные двигательные установки в будущем могут найти применение на орбитальных самолетах.

§ 5. Ядерные тепловые двигатели

Существует много типов двигателей, использующих ядерную энергию. В этом параграфе мы не будем рассматривать двигатели, в которых ядерная энергия предварительно преобразуется в элек-

трическую. Их мы выделим в самостоятельный класс двигателей (см. § 7 настоящей главы), здесь же рассмотрим *ядерные тепловые (ядернотермические) двигатели*. Когда мы будем, для краткости, говорить о *ядерных ракетных двигателях (ЯРД)*, то будем подразумевать под ними тепловые.

Принцип действия этих двигателей почти не отличается от принципа действия химических двигателей. Разница заключается в том, что рабочее тело нагревается не за счет своей собственной химической энергии, а за счет «постороннего» тепла, выделяющегося при внутриядерной реакции. Приблизительная пропорциональность скорости истечения величине $\sqrt{T/M}$ остается в силе. Критерием выбора рабочего тела теперь служит главным образом

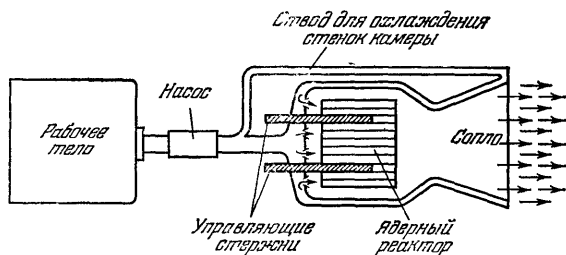


Рис. 7. Схема твердофазного ЯРД.

молекулярный вес M . Поэтому превосходным рабочим телом может служить водород, неплохим будет и вода. Рабочее тело пропускается через ядерный реактор, в котором происходит реакция деления атомных ядер (например, урана), и при этом нагревается.

Понятно, что *твердофазный ядерный реактор* (с твердым ядерным горючим, рис. 7) может нагреть рабочее тело лишь до температуры, меньшей его собственной температуры плавления. Между тем наиболее тугоплавкий материал, из которого могут быть сделаны элементы ядерного реактора, содержащие уран, а именно карбид гафния и тантал, плавится уже при температуре 3900°C [1.13, 1.14]. Превышение температуры превратило бы твердофазный реактор в жидкую массу, охлаждать же ядерный реактор, подобно стенкам камеры, бессмысленно. В проводившихся в США экспериментах температура рабочего тела — водорода была менее 2000°C , а скорость истечения достигала 8 км/с [1.8] (ЯРД «Нерва») ¹⁾. В будущем можно ожидать повышения скорости истечения до 12 км/с и несколько выше [1.9, 1.13].

Температуру рабочего тела можно повысить, если пропускать водород через *жидкофазный ядерный реактор* — через расплавлен-

¹⁾ Работа над ЯРД «Нерва» в США была свернута после затраты 1,4 млрд. долл.

ные соединения урана [1.13, 1.14]. Таким путем можно достичь скорости истечения до 20 км/с [1.9], по другим данным — не выше 12 км/с [1.15].

Наконец, еще большего эффекта можно достичь, пропуская рабочее тело через *газофазный ядерный реактор* [1.8, 1.9, 1.13—1.16]. Предлагаются различные способы предохранения делящегося урана от выбрасывания с рабочим телом, а стенок камеры — от расплавления (температура рабочего тела будет составлять десятки тысяч градусов). Предполагается, что скорость истечения для таких двигателей будет достигать 15—70 км/с, но превышение 30 км/с требует существенного усложнения конструкции — введения холодильников-излучателей [1.15].

П у л ь с и р у ю щ и е ЯРД [1.13, 1.15, 1.17, 1.18]. В этих двигателях энергия атомного взрыва должна испарять рабочее тело. По проекту «Орион» [1.13] (см. также *Missiles and Rockets*, 14. XII. 1964) космическая ракета диаметром 10 м и массой 90 т после выведения ее на орбиту ракетой-носителем «Сатурн-5» разгоняется посредством ядерных взрывов, производящихся позади мощного стального днища. Достигается скорость истечения 10 км/с при реактивном ускорении 10^{-4} — $10^{-3} g$. По проекту фирмы «Мартин» [1.18] взрывы ядерных капсул мощностью, эквивалентной 10 т тринитротолуола, внутри камеры диаметром 40 м должны, испарив 935 т воды, вывести на околоземную орбиту нагрузку 160 т (на нижней ступени используется связка из девяти ЖРД F-1), а в будущем — даже 13 000 т. По некоторым предположениям [1.17] взрывы атомных бомб позволят достичь скорости истечения, в 10 раз большей, чем у химических ракет. Есть и более оптимистичные прогнозы, связанные с использованием термоядерных зарядов. Однако опасность радиоактивного заражения атмосферы и заключение договора о прекращении ядерных испытаний в атмосфере, в космосе и под водой, привели к прекращению финансирования упомянутых проектов в США, хотя двигатель типа «Орион» еще продолжает упоминаться в литературе.

Я Р Д на термоядерном синтезе. В этих двигателях используется управляемая реакция объединения (синтеза) атомных ядер, которая является еще не решенной «проблемой номер один» для физики наших дней. Рабочее тело, как предполагают, будет обтекать шнур высокотемпературной дейтериевой плазмы и изгоняться из ракеты со скоростью до 100 км/с, причем реактивное ускорение составит 10^{-4} — $10^{-2} g$ [1.9, 1.17].

Я Р Д на радиоактивном распаде изотопов (рис. 8). При самопроизвольном радиоактивном распаде выделяется тепловая энергия, которую можно использовать для нагревания водорода. После израсходования рабочего тела понадобится (если мы хотим сохранить для будущего использования запас радиоактивных материалов) система охлаждения, так как остановить радиоак-

тивный распад невозможно. Достоинством подобного двигателя является простота конструкции. Скорость истечения для него составит 8—12 км/с, реактивное ускорение — порядка $10^{-3} g$ [1.9].

Рассматривая три последних типа ЯРД, мы столкнулись со случаями, когда двигатели сообщают космическому аппарату крайне малое ускорение — в сотни и даже десятки тысяч раз меньше $g=9,8 \text{ м/с}^2$. Причина этого — в чрезвычайно высоком удельном весе указанных ЯРД. Двигатели такого типа называются *двигателями малой тяги*. Они, конечно, не могут оторвать космический аппарат от поверхности Земли, но оказываются весьма эффективными в космосе.

Как следует из зарубежных публикаций, твердофазные ЯРД, по-видимому, смогут устанавливаться в 80—90-х гг. на верхних ступенях космических ракет. Разработка остальных типов ЯРД может потребовать десятков лет [1.8].

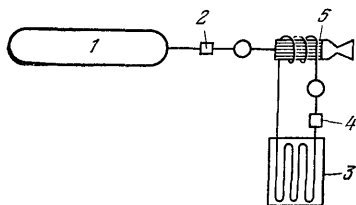


Рис. 8. Схема ЯРД на радиоактивном распаде изотопов [1.20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — изотопный материал, 3 — радиатор системы охлаждения, 4 — насос системы охлаждения, 5 — тяговая камера.

§ 6. Тепловые двигатели с внешним источником энергии

Рассматривавшиеся до сих пор тепловые ракетные двигатели работали за счет химической или ядерной энергии, источник которой находился на борту летательного аппарата и потому отягощал его излишней массой. Теперь мы обратимся к тепловым двигателям, черпающим извне энергию лучевого потока.

В *гелиотермическом двигателе* источником энергии служит Солнце. Концентрируемые с помощью зеркал солнечные лучи используются для непосредственного нагрева рабочего тела — жидкого водорода (рис. 9). Зеркало может представлять собой параболический рефлектор или прозрачную надувную пластмассовую сферу, половина которой посеребрена или алюминизирована, с малой массой [1.15]. Силы тяги таких двигателей будут измеряться килограммами, скорости истечения достигнут 8—12, возможно 15 км/с. Начальные реактивные ускорения будут порядка 10^{-3} — $10^{-2} g$ [1.9, 1.19, 1.20]. По мере удаления от Солнца эффективность гелиотермического двигателя будет быстро уменьшаться.

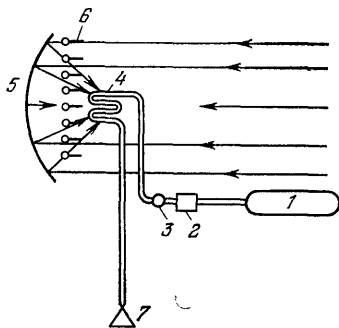


Рис. 9. Схема гелиотермического двигателя [1. 20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — насос, 3 — регулятор расхода, 4 — нагреватель, 5 — зеркало, 6 — управляющие шторки, 7 — сопло.

С 1972 г. стали все чаще появляться публикации, в которых разрабатывались различные варианты *лазерных двигателей* [1.21—1.25]. Представим себе лазерный луч, направляемый с поверхности Земли или с борта большой орбитальной станции точно в определенное место космического аппарата — в сопло или специальное боковое отверстие, пройдя которое, он с помощью системы зеркал направляется в камеру. Лазер может работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах. В качестве рабочего тела в разных работах рекомендуются твердые и жидкие топлива, в частности, водород, водород с углеродом, вода с добавлением окислов алюминия (добавки в двух последних случаях — для лучшего поглощения излучения). Наконец, двигатель может быть воздушно-реактивным, а не ракетным, когда разогреву будет подвергаться протекающий через аппарат воздух. Во всех случаях рабочее тело разогревается до состояния плазмы, благодаря чему достигается большая скорость истечения. Мощность внешнего источника энергии в принципе при этом не ограничена, вследствие чего достижимы большие реактивные ускорения. Указываются скорости истечения от 10 до 25 км/с [1.23] и реактивные ускорения в сотни g [1.21]. Предлагалась особая модификация лазерного двигателя специально для космического самолета, при которой использовалось бы магнитогидродинамическое взаимодействие лазерного нагрева и ионизированного скачка уплотнения перед самолетом в уже совершающемся гиперзвуковом полете. Скорость истечения могла бы перед выходом на орбиту достичь 46 км/с [1.25].

§ 7. Электрические ракетные двигатели (ЭРД)

Этот обширный класс двигателей объединяет различные типы двигателей, которые очень интенсивно разрабатываются в настоящее время. Разгон рабочего тела до определенной скорости истечения производится за счет электрической энергии. Энергия получается от атомной или солнечной электростанции, находящейся на борту космического корабля (в принципе даже от химической батареи). Мыслимы многочисленные типы бортовых энергетических установок [1.8, 1.9, 1.18].

Схемы разрабатываемых электрических двигателей чрезвычайно разнообразны. Мы рассмотрим три основные группы электрических двигателей [1.8, 1.9, 1.18], различающиеся по способу, с помощью которого происходит выброс рабочего тела из ракеты. (Возможны, однако, и иные способы классификации электрических двигателей [1.19].)

Электротермические двигатели. Эти двигатели, как и все рассматривавшиеся нами до сих пор, относятся к тепловым. Нагретое до высокой температуры рабочее тело (водород) превращается в плазму — электрически нейтральную смесь

положительных ионов и электронов. Методы электрического нагрева могут быть различны: нагрев в электрической дуге (рис. 10), с помощью вольфрамовых нагревательных элементов, посредством электрического разряда и другие [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27]. При

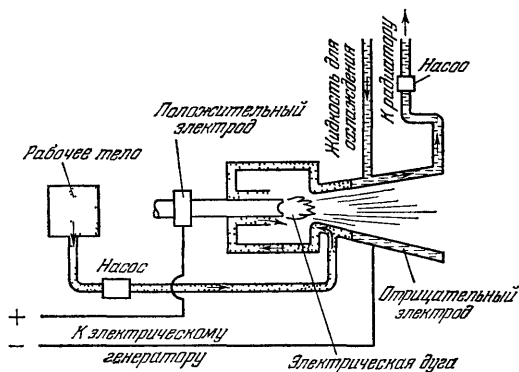


Рис. 10. Схема электродугового двигателя

лабораторных испытаниях электродуговых двигателей достигнута скорость истечения порядка 15—20 км/с. Если удастся осуществить магнитную изоляцию плазмы от стенок тяговой камеры, температура плазмы сможет быть очень высока и скорость истечения доведена до 100 км/с. Реактивные ускорения в электротермических двигателях будут порядка 10^{-4} — 10^{-2} g [1.13, 1.19, 1.20].

Первый в мире электротермический двигатель был разработан в 1929—1933 гг. в Советском Союзе под руководством В. П. Глушко в знаменитой Газодинамической лаборатории [1.18, 1.28].

Электростатически (ионные) двигатели [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27, 1.29]. В этих двигателях мы впервые сталкиваемся с разгоном рабочего тела «холодным» путем. Частицы рабочего тела (пары легко ионизуемых металлов, например рубидия или цезия) теряют свои электроны в ионизаторе и разгоняются до большой скорости в электрическом поле. Чтобы электрический заряд струи заряженных частиц позади аппарата не препятствовал дальнейшему истечению, эта струя нейтрализуется вне его выбрасыванием отнятых у атомов электронов (рис. 11).

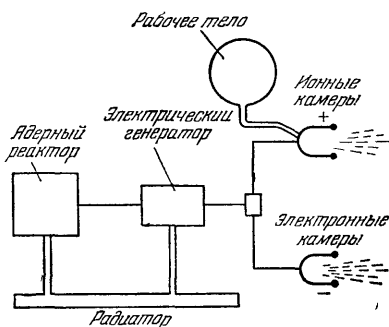


Рис. 11. Принципиальная схема ионного двигателя [1.27]

В ионном двигателе не существует температурных ограничений. Поэтому в принципе возможно достижение сколь угодно больших скоростей истечения, вплоть до приближающихся к скорости света [1.9]. Однако слишком высокие скорости истечения приходится исключить из рассмотрения, так как они потребовали бы огромной

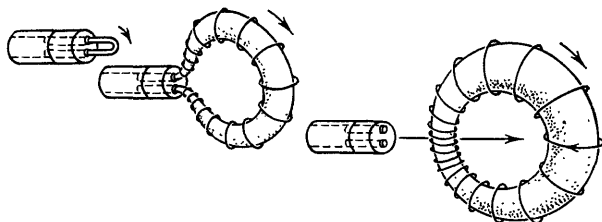


Рис. 12. Схема образования движущихся плазмовидов в «импульсном» плазменном двигателе [1.18].

мощности электростанции на борту корабля. При этом масса двигательной установки возросла бы гораздо сильнее, чем тяга, и в результате сильно бы снизилось реактивное ускорение. Цель космического полета, его продолжительность, качество энергетической установки определяют наилучшую, оптимальную для данной задачи скорость истечения. Она находится, по мнению одних авторов, в пределах 10—200 км/с [1.29], по мнению других, 50—600 км/с [1.20], 50—1000 км/с [1.13]. Ионные двигатели будут способны сообщить реактивное ускорение порядка 10^{-5} — 10^{-3} g [1.20].

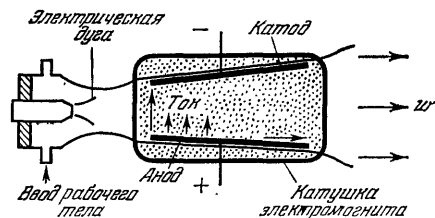


Рис. 13. Схема магнетогидродинамического двигателя со скрещенными полями.

Большие надежды возлагаются некоторыми специалистами на особый тип электростатических двигателей — коллоидные двигатели. В этих двигателях ускоряются большие заряженные молекулы и даже группы молекул или пылинки диаметром около 1 микрона [1.29].

Магнетогидродинамические (электродинамические, электромагнитные, магнитоплазменные, «плазменные») двигатели [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27]. Эта группа двигателей объединяет огромное разнообразие схем, в которых плазма разгоняется до некоторой скорости истечения изменением магнитного поля или взаимодействием электрического и магнитного полей. Конкретные методы разгона плазмы, а также ее получения весьма различны. В плазменном двигателе (рис. 12) сгусток плазмы («плазмовид») разгоняется магнитным давлением [1.8, 1.19]. В «двигателе со скрещенными электрическим и магнитным полями» (рис. 13) через плазму, поме-

щенную в магнитное поле, пропускается электрический ток (плазма — хороший проводник), и в результате плазма приобретает скорость (подобно проволочной рамке с током, помещенной в магнитном поле) [1.9, 1.18]. Оптимальная скорость истечения для магнитогидродинамических двигателей, вероятно, будет порядка 50—200 км/с при реактивном ускорении 10^{-5} — 10^{-3} g.

В лабораторных испытаниях магнитогидродинамических двигателей достигнуты скорости истечения до 200 км/с [1.9].

Следует отметить, что во многих случаях отнести двигатель к тому или иному классу бывает затруднительно.

Электрические двигатели с забором рабочего тела из верхней атмосферы [1.9]. Летательный аппарат, движущийся в верхних слоях атмосферы, может использовать разреженную внешнюю среду в качестве рабочего тела для электрического двигателя. Подобный электрический двигатель аналогичен воздушно-реактивному двигателю в классе химических двигателей. Поступающий через воздухозаборник газ может использоваться в качестве рабочего тела или непосредственно, или после накопления (и, возможно, сжижения) его в баках. Возможен также вариант, при котором в баках одного летательного аппарата будет накапливаться рабочее тело и перекачиваться затем в баки другого аппарата.

Важным преимуществом всех типов электрических двигателей является простота регулировки тяги. Серьезной трудностью — необходимостью освобождения от избытка тепла, выделяемого ядерным реактором. Этот избыток не уносится рабочим телом и не отдается окружающей среде, которая практически отсутствует в мировом пространстве. Освободиться от него можно лишь с помощью радиаторов, имеющих большую поверхность.

В 1964 г. в США было проведено первое успешное испытание в течение 31 мин ионного двигателя, установленного на контейнере, запущенном на баллистическую траекторию. В реальных условиях космоса ионные и плазменные двигатели были впервые испытаны на советском корабле «Восход-1» и советской станции «Зонд-2», запущенных в 1964 г. («Зонд-2» — в сторону Марса) [1.28]; наряду с обычными они использовались в системах ориентации. В апреле 1965 г. ионный двигатель на жидком цезии испытывался вместе с ядерным реактором «Снеп-10А» на американском спутнике Земли, развивая тягу 0,9 гс (вместо 3,6 гс). Цезиевые ионные двигатели с расчетной регулируемой тягой 0,002—0,009 гс и электротермические двигатели, использующие в качестве рабочего тела жидкий аммиак и развивающие тягу до 0,02 гс, испытывались с переменным успехом на спутниках серии ATS, запущавшихся в США с 1966 г.

В 1966—1971 гг. в СССР проводились эксперименты по программе «Янтарь». 4 ионосферных лаборатории запускались на высоту до 400 км по баллистическим траекториям, причем испытывались

плазменно-ионные двигатели на аргоне (40 км/с), азоте (120 км/с), воздухе (140 км/с) [1.9]. (В скобках указаны скорости истечения.)

В 1970 г. были испытаны на орбите по американской программе «Серт-2» два ртутных ионных двигателя, каждый с максимальной тягой 0,028 Н, удельным импульсом 4240 с (см. § 8 гл. 5). Двигатели отказали, проработав один более 3800 ч, а другой более 2000 ч, из-за эрозии электродов.

В феврале 1972 г. были проведены на одном из спутников серии «Метеор» успешные испытания двух советских стационарных плазменных двигателей принципиально новой схемы, тяги которых составляли около 2 гс.

С 1974 г. ЭРД разного типа успешно служат на американских спутниках серий ATS, LES, «Интелсат» и др.

Во всех случаях энергия черпается от солнечных батарей.

§ 8. Парусные системы

Известно, что солнечный свет оказывает давление на освещенные части тел. Идея использования этой силы истинно космического характера давно привлекала интерес, но впервые была серьезно исследована в 1924—1925 гг. советским ученым Ф. А. Цандером [1.30].

В случае, если свет отвесно падает на полностью поглощающую его поверхность «абсолютно черного» тела, он на расстоянии от Солнца 149,6 млн. км (радиус орбиты Земли) оказывает на нее давление, равное $p_0 = 0,464 \cdot 10^{-6}$ кгс/м², т. е. около 0,5 мгс на квадратный метр, или $4,55 \cdot 10^{-6}$ Н/м².

Представим себе теперь развернутую в мировом пространстве очень тонкую пластмассовую пленку большой площади (сотни метров в поперечнике), покрытую тонким слоем отражающего материала (например, алюминия или серебра). Такая двигательная система, не являющаяся ракетной, называется *солнечным парусом*.

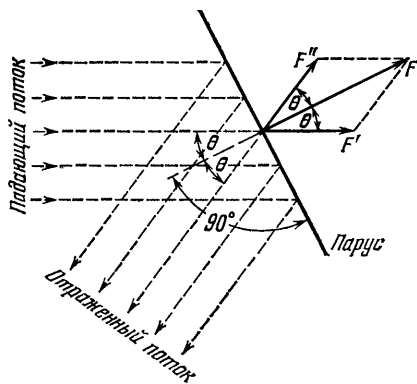


Рис. 14. Схема плоского солнечного паруса.

Допустим, что парус — плоский, имеет площадь S и солнечные лучи падают на него под некоторым углом θ (рис. 14). Тогда падающий лучевой поток создает тягу $F' = p_0 S \cos \theta$, направленную в ту же сторону, что и солнечные лучи. Если парус полностью отражает лучевой поток, то отраженный поток создает допол-

нительную тягу F'' , в точности равную F' по величине и отклоненную от перпендикуляра к парусу на тот же угол θ (так как «угол падения равен углу отражения»). Из параллелограмма (точнее ромба) сил легко находится полная тяга: она равна $F=2p_0S \cos^2\theta$ и направлена перпендикулярно к плоскости паруса. Так как освещенность обратно пропорциональна квадрату расстояния от источника света, то на расстоянии R от Солнца тяга плоского паруса при полном отражении равна $F=2p_0S (R_0/R)^2 \cos^2\theta$, где R_0 — радиус орбиты Земли, а остальные обозначения — прежние¹⁾. Если парус не является плоским, то необходимо найти отдельные («элементарные») векторы тяги на разных участках поверхности и определить их общую векторную сумму («интегрирование по поверхности»).

При неполном отражении вектор тяги отклонен ближе к направлению солнечных лучей. При полном поглощении солнечных лучей тяга будет направлена в ту же сторону, что и солнечный свет (как бы ни был расположен и какую бы форму ни имел парус). При полном или частичном поглощении возникают проблемы, связанные с нагревом паруса.

Ожидается, что солнечный парус сможет сообщить ускорения порядка $10^{-5} \div 10^{-3} g$ [1.20, 1.30]. С удалением от Солнца ускорение будет быстро падать. Специфической особенностью солнечного паруса является зависимость величины создаваемой им тяги от ее направления.

По американским данным в середине 80-х гг. станет возможным создание пленок толщиной 2 мкм и меньше [1.31]. Опасность перегрева пленки считается разрешимой проблемой. Очень серьезной проблемой является выбор метода разворачивания паруса и его формы. В США рассматриваются две возможных конструкции паруса: квадратная пленка, натянутая на развернутый трубчатый каркас, и так называемый роторный парус (эквивалентный по площади квадратному), нечто вроде вращающегося мельничного колеса, 12 лопастей которого имеют каждая 7500 м в длину и 8 м в ширину. Лопастей натянуты с помощью центробежных сил, что и гарантирует устойчивость конструкции [1.31, 1.32]. Главное препятствие для перехода к завершающему этапу разработки солнечного паруса — финансовый риск, связанный с невозможностью проведения наземных испытаний: сила тяжести разрушит любую пригодную конструкцию и даже не позволит развернуть парус.

Можно, однако, создать некое подобие парусной двигательной системы, которая будет свободна от указанного недостатка. Покроем пластмассовую пленку с одной стороны тонким слоем радиоактивного изотопа полония, излучающего альфа-частицы (протоны) [1.9].

¹⁾ Дополнительное давление, составляющее примерно 2% от светового (точнее, электромагнитного) излучения Солнца, оказывает его корпускулярное излучение.

Мы получим парус, не отражающий постороннее излучение, а обладающий своим собственным односторонним излучением (излучение в противоположную сторону поглощается материалом пленки). По существу, такой *изотопный парус* представляет собой ракетный двигатель с почти постоянной тягой и практически не расходуемой массой.

Для нейтрализации реактивной струи, как и у ионного двигателя, придется подводить к ней электроны. Скорость истечения для изотопного паруса может составить 80 000 км/с, причем с каждого квадратного метра площади может быть получена тяга $2,6 \cdot 10^{-6}$ кгс [1.9].

§ 9. Фотонный (квантовый) ракетный двигатель

Солнечный парус называют иногда «фотонным двигателем», так как солнечные лучи представляют собой поток фотонов. Но может быть создан фотонный двигатель, отличающийся от солнечного паруса тем, что источник электромагнитного излучения находится на борту космического аппарата (поэтому такой двигатель является действительно ракетным двигателем, в отличие от солнечного паруса).

Простейшей «фотонной ракетой» может служить обыкновенный карманный фонарик. Будучи включен, он, находясь вдали от небесных тел, по истечении некоторого промежутка времени приобрел бы определенную скорость в направлении, противоположном отбрасываемому лучу. Если угодно, может рассматриваться в качестве фотонного двигателя и параболическая антенна бортового радиопередатчика или радиолокатор космического аппарата, также дающие направленное излучение.

Фотонный двигатель имеет смысл рассматривать, по-видимому, в основном как средство межзвездных перелетов. Межзвездная фотонная ракета, если она когда-нибудь сможет быть создана, будет, вероятно, отбрасывать луч света за счет превращения вещества в излучение. Возможно, что это будет происходить посредством соединения вещества и антивещества [1.33].

§ 10. Классификации двигательных систем

В заключение нашего краткого обзора космических двигательных систем мы приведем сводную таблицу (табл. 1) всех типов двигателей, составленную на основе цитированных выше источников. Технические подробности, описания уже существующих и разрабатываемых двигателей читатель найдет в специальных книгах [1.8, 1.9, 1.18, 1.33].

С точки зрения механики космического полета и методов математического исследования все двигательные системы могут быть

разбиты на три категории [1.9], группирующие классы, указанные в табл. 1.

К первой категории относятся все тепловые двигатели (термохимические, ядерные, гелиотермический, лазерный). Они характеризуются тем, что скорости истечения не могут превосходить некоторого предела; этот предел определяется верхней температурой, которую еще могут выдержать стенки камеры без того, чтобы двигатель разрушился. Такие системы могут быть названы *двигательными системами с ограниченной скоростью истечения*.

Ко второй категории относятся электрические двигательные системы, которые характерны наличием отдельного источника энергии, определяющего их эффективность. Они называются *системами ограниченной мощности*.

Наконец, к третьей категории относятся парусные системы, эффект действия которых определяется размерами паруса, а следовательно, максимально возможной тягой. Такие системы называют *системами с ограниченной тягой*.

Перечисленные названия категорий систем указывают на те главные ограничения, которые должны быть учтены при проектировании космической операции; от них зависит использование тех или иных математических методов решения задачи.

Обычно мы будем подразделять все типы двигателей на две группы, резко отличающиеся друг от друга по двум показателям: времени действия и величине реактивного ускорения.

Химические и ядерные двигатели с твердо-, жидко- и газофазным реакторами действуют (или будут действовать) в течение лишь нескольких минут, пока вследствие значительного секундного расхода массы не израсходуется запас рабочего тела. При этом создается реактивное ускорение, в несколько раз превышающее ускорение свободного падения g ($g=9,8$ м/с²), что позволяет совершить старт с земной поверхности. В исключительных случаях ¹⁾ тяга может быть мала, но реактивное ускорение будет не ниже $10^{-2} g$, а продолжительность действия не превысит несколько часов.

После окончания действия химического двигателя весь остальной полет, продолжающийся несколько десятков часов в направлении Луны и несколько месяцев в направлении ближайших планет, носит пассивный, *баллистический* характер, напоминая полет артиллерийского снаряда.

При этом *активный участок траектории*, на котором работает двигатель, имеет несколько сотен километров в длину, а *пассивный участок* — сотни тысяч (при полете к Луне) или сотни миллионов (при полете к планетам) километров. В конце активного участка космическому аппарату как бы сообщается толчок — импульс,

¹⁾ Например, в будущем — при старте с орбитальной станции (см. части III и IV).

Таблица 1. Космические двигательные системы [1.8—1.27, 1.33]

Класс двигателей	Тип двигателя	Источник энергии	Отбрасываемая среда или лучи
Термохимические	ЖРД РДТТ	Рабочее тело » »	Газообразные продукты химической реакции
	На свободных радикалах	» »	
Ядерные (ЯРД)	Твердофазный	Ядерное «горючее»	Диссоциированный газ
	Жидкофазный	» »	То же
	Газофазный	» »	» »
	Пульсирующий	Ядерные взрывы	Плазма
	Термоядерный	Синтез ядер	Плазма
	Радиоизотопный	Радиоактивный распад	Диссоциированный газ
Тепловые с внешним источником энергии	Гелиотермический	Солнце	Диссоциированный газ
	Лазерный	Наземная установка	Плазма
Электрические (ЭРД)	Электротермический Электростатический Магнитогидродинамический	} Ядерный реактор, Солнце или химическая батарея	Плазма
			»
			»
Парусные	Солнечный парус	Солнце	Фотоны
	Изотопный парус	Радиоактивный распад	Альфа-частицы
	Фотонный	Аннигиляция	Фотоны]

Скорость истечения, км/с	Сообщаемое ускорение, в единицах $g=9,8 \text{ м/с}^2$	Область использования и состояние разработки	
		в настоящее время	в будущем
$2 \div 4,5$ $2 \div 3$ $10 \div 15$	$1 \div 8$; в режиме малой тяги $10^{-2} \div 10^2$	Запуски спутников, полеты к Луне и планетам Лабораторные эксперименты	Главным образом в орбитальных самолетах Лунные и межпланетные экспедиции
$8 \div 12$ $12 \div 20$ $15 \div 70$ 10 $\left\{ \begin{array}{l} 10 \div 100 \\ 10\ 000 \\ 8 \div 12 \end{array} \right.$	$1 \div 8(?)$; в особых случаях $10^{-2} \div 10^1 (?)$ $10^{-4} \div 10^{-3} (?)$ $\left\{ \begin{array}{l} 10^{-4} \div 10^{-2} \\ 10^{-1} \div 10^0 \\ 10^{-5} \div 10^{-2} \end{array} \right.$	Наземные испытания $\left. \begin{array}{l} \text{Лабораторные эксперименты} \\ \text{Только идея} \end{array} \right\}$ Теоретическая разработка	$\left. \begin{array}{l} \text{Межорбитальные транспортные аппараты, лунные и межпланетные экспедиции} \\ \text{Межпланетные (межзвездные) зонды (?)} \\ \text{Межпланетные экспедиции} \\ \text{Межпланетные зонды (?)} \end{array} \right\}$
$4 \div 8$ 10	$10^{-3} \div 10^{-2}$ $10^0 \div 10^2$	Теоретическая разработка	Межпланетные зонды Выведение на низкие орбиты; разгонные орбитальные блоки
$15 \div 20$ $50 \div 600$ $50 \div 100$	$10^{-4} \div 10^{-2}$ $10^{-5} \div 10^{-3}$ $10^{-5} \div 10^{-3}$	Коррекция орбит спутников, эксперименты в космосе	Доставка грузов на стационарную орбиту и на Луну, межпланетные зонды и экспедиции
— 80 000	$10^{-5} \div 10^{-3}$ $4 \cdot 10^{-5}$	Эксперименты в 80-х годах	Межпланетные зонды, доставка грузов на стационарную орбиту
300000	~ 1	Только идея	Полеты к звездам

делающий возможным достижение цели. Поэтому подобного рода перелеты иногда называют *импульсными* и даже *многоимпульсными*, если химический двигатель на пути к цели включается несколько раз. Поэтому же иногда называют импульсными и сами химические двигатели и ракеты.

Нетрудно понять, как важна роль активного участка траектории, несмотря на его малую длину и кратковременность. Активный участок является участком разгона (*участком выведения на траекторию*). Успех всего перелета, совершаемого с помощью импульсной ракеты, в огромной степени (если не полностью) зависит от того, насколько точно совершалось активное движение, насколько точно были соблюдены в конце участка разгона величина и направление расчетной скорости. Поэтому важнейшее значение имеет точность системы управления на активном участке. На пассивном участке движение по траектории является вовсе неуправляемым, если исключить исправления (коррекции) траектории посредством кратковременного включения двигателя.

Электрические, гелиотермические и некоторые перспективные типы ядерных двигателей (см. § 5), а также солнечный и изотопный парусы являются *двигателями непрерывного действия*, так как при малом секундном расходе они работают непрерывно в течение многих недель и месяцев ¹⁾. Их реактивное ускорение имеет порядок 10^{-5} — 10^{-2} g, и, следовательно, они не могут оторвать космический

Таблица 2. Сравнение двух групп космических двигателей

Двигатели импульсного действия (большой тяги)	Двигатели непрерывного действия (малой тяги)
Продолжительность действия—минуты или секунды	Продолжительность действия—недели и месяцы
Большое реактивное ускорение (несколько g)	Малое реактивное ускорение (10^{-5} ÷ 10^{-2} g)
Малые скорости истечения (3 ÷ 30 км/с)	Большие скорости истечения (до сотен и тысяч км/с)
Могут действовать в атмосфере и в вакууме	Действуют только в вакууме
Старт с поверхности планет возможен	Старт с поверхности планет невозможен
Короткий активный участок (сотни километров и меньше)	Длинный активный участок (миллионы, сотни миллионов километров)
Очень длинный пассивный участок	Пассивный участок после старта может отсутствовать
Скорость в конце участка выведения близка к идеальной скорости (разница не более 20%)	Скорость в конце активного участка в два или более раз меньше идеальной

¹⁾ Фотонные двигатели звездолетов мы исключили из рассмотрения.

аппарат от земной поверхности. Впрочем, и действие их может начаться лишь в условиях глубокого вакуума мирового пространства. Стартовыми площадками для двигателей непрерывного действия, или *двигателей малой тяги*, могут служить лишь искусственные спутники. Действуя в течение долгого времени, малая тяга может переместить в выбранном направлении полезную нагрузку, значительно превышающую полезную нагрузку импульсных ракет. Это объясняется большой скоростью истечения для двигателей малой тяги.

Для наглядности в табл. 2 сведены характеристики двух групп космических двигателей.

В этой главе вскользь упоминались некоторые факты из истории развития ракетного двигателестроения. Читатель найдет многие подробности и очень интересный фактический материал в богато иллюстрированной брошюре В. П. Глушко [1.28], подытоживающей примерно до середины 1973 г. успехи советской ракетной техники и космонавтики, а также некоторые наиболее выдающиеся достижения США. В ней приводятся технические характеристики мощных советских ЖРД и ракет-носителей. Много сведений из области космических ракетных двигателей, топлив, систем управления, конструкций, материалов, организации наземных служб можно почерпнуть из живо и ярко написанного пособия В. И. Феодосьева [1.2] и из издания «Космонавтика (малая энциклопедия)» [1.34].