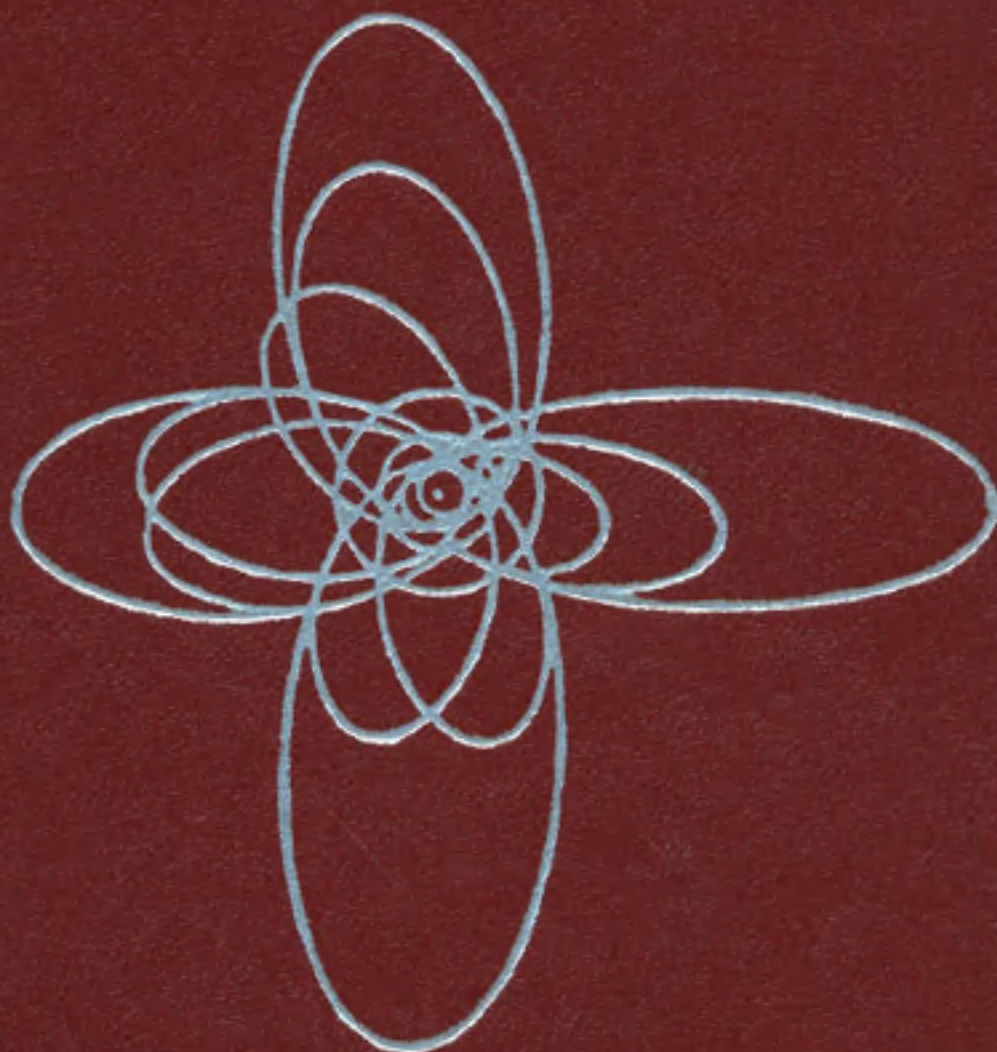


Купить книгу "Механика космического полета в элементарном изложении"

В. И. ЛЕВАНТОВСКИЙ

МЕХАНИКА
КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА
В ЭЛЕМЕНТАРНОМ ИЗЛОЖЕНИИ



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

$$F = \omega_a q, \quad (1б)$$

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 (1б), 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

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

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,

$$\text{удельный импульс} \equiv \text{удельная тяга (с)},$$

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:

$$\omega = I_{\text{уд}} g$$

или в виде, удобном для численных прикидок,

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

(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 $e=2,71828\ldots$ — 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 . (Чаше 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

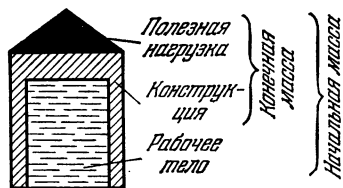


Рис. 2. Структурная схема ракеты.

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!) полет ¹⁾.

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 начинают 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 s 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 $z_{\text{необ}}$ 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

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

Как видим, число Циолковского z_c для каждой субракеты гораздо меньше числа Циолковского $z_{\text{необ}}$, 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:

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

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

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

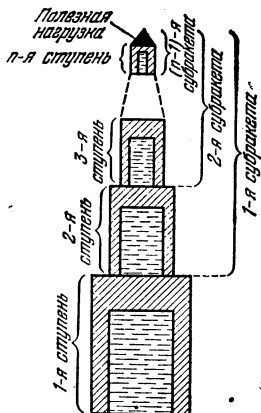


Рис. 3. Структурная схема многоступенчатой ракеты.

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 малыми. 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

3. СОСТАВНАЯ РАКЕТА

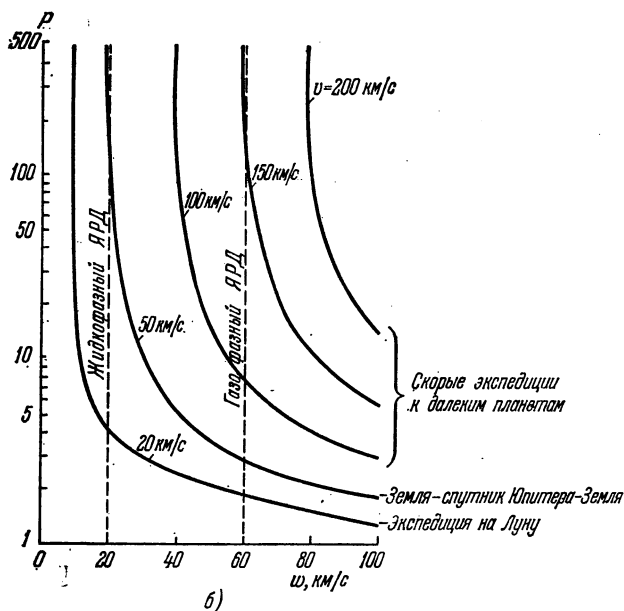
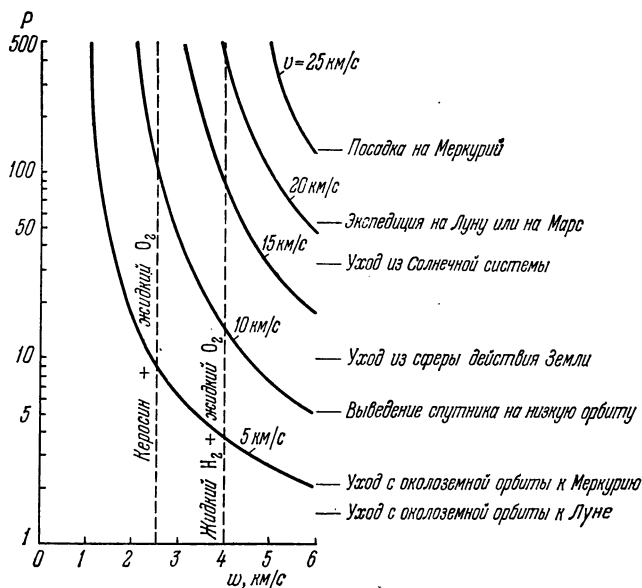


Рис. 4. Зависимость относительной начальной массы P (логарифмический масштаб) от скорости истечения w для различных значений идеальной скорости v при $\varepsilon=15$ в случаях: а) трехступенчатой и б) одноступенчатой ракеты [1.5].

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

Из рис. 4, а и б [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.

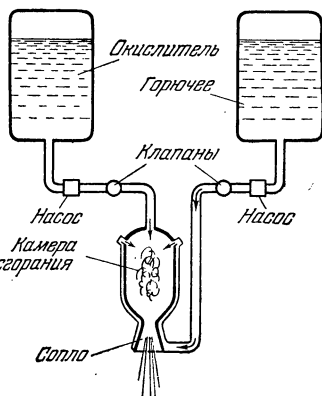


Рис. 5. Схема жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей топлива.

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

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 пожароопасности 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

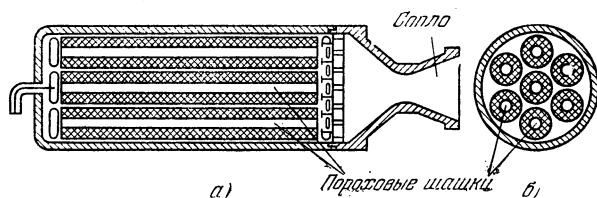


Рис. 6. Ракетный двигатель твердого топлива: а) продольный и б) поперечный разрез.

1 т горючего (керосин РР-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 $g=9,8 \text{ м/с}^2$. 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 Н в молекулу водорода Н₂. 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 Н молекулами Н₂, 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

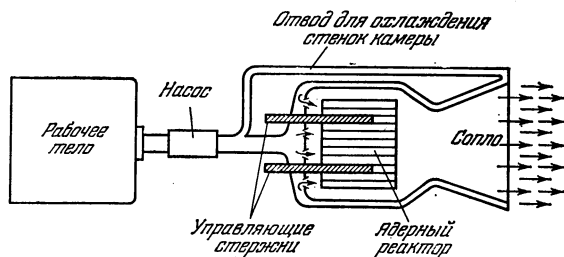


Рис. 7. Схема твердофазного ЯРД.

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].

Пульсирующие 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.

ЯРД 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].

ЯРД 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].

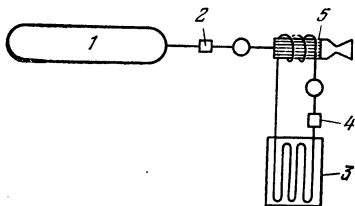


Рис. 8. Схема ЯРД на радиоактивном распаде изотопов [1.20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — изотопный материал, 3 — радиатор системы охлаждения, 4 — насос системы охлаждения, 5 — тяговая камера.

§ 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 алюминизована, 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.

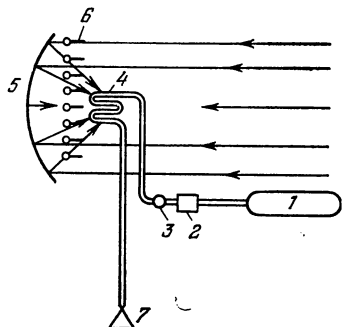


Рис. 9. Схема гелиотермического двигателя [1.20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — насос, 3 — регулятор расхода, 4 — нагреватель, 5 — зеркало, 6 — управляющие шторки, 7 — сопло.