

[Купить книгу "Основы техники ракетного полета"](#)

В. И. Феодосьев

**ОСНОВЫ
ТЕХНИКИ
РАКЕТНОГО
ПОЛЕТА**



Глава I

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ТЕОРИИ РАКЕТНОГО ДВИЖЕНИЯ

Среди многих чувств, которыми природа наделила человека, есть одно, о существовании которого мы склонны забывать и на которое часто не обращаем внимания. Это — способность мускульного восприятия силы.

С первых дней жизни ощущение силы входит в наше сознание столь же естественно и произвольно, как восприятие пространства и времени. С самого раннего возраста мы усваиваем, что передвинуть предмет можно, только приложив к нему надлежащую силу, и учимся соразмерять ее со своими возможностями. С годами же свойственная разумным существам склонность к широким обобщениям с очевидной неопровержимостью толкает нас к выводу, что сила и есть первопричина всякого механического движения.

Когда человек овладел простейшими операциями над числами, научился измерять расстояние и время, а затем нашел меру и для силы, возникло естественное стремление познать законы движения и дать им количественную оценку, связав путь, скорость и ускорение с действующими силами. С этого и начала развиваться та наука, которую мы сейчас обобщенно называем механикой.

В механике под силой понимается мера механического взаимодействия тел. Ничего более конкретного о силе мы сказать не можем. Тем не менее мы воспринимаем ее непосредственно своими органами чувств, и это делает ее понятной каждому, независимо от образовательного ценза и научной квалификации. Также и любая форма механического движения воспринимается нами как понятная, если только вскрыты и определены силы взаимодействия, присущие этому движению. Пока Ньютон не сформулировал закон всемирного тяготения, движение небесных тел оставалось необъяснимым феноменом. Но лишь только была указана сила тяготения, все стало на свои места в той мере, в какой это удовлетворяет нас — механиков, хотя, заметим, физическая природа самой гравитации до сих пор так и остается одной из проблем современной физики.

Наглядность и простота восприятия силы делают удобным сводить решение многих задач механики к определению действующих сил. Движение ракеты не представляет в этом смысле исключения. Поэтому, рассматривая полет ракеты, удобно прежде всего обратиться к движущей силе — тяге, создаваемой ракетным двигателем.

1. ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Движение точки переменной массы

Роль ракетной техники на современном этапе цивилизации и развития механики оказалась настолько заметной, что теория движения тел с переменной массой в последние десятилетия фактически стала синонимом прикладных задач, связанных с полетом ракеты. В действительности задач о движении тела с переменной массой можно предложить очень много. Это, например,

движение клетки в шахте при увеличении или уменьшении длины и соответственно массы удерживающего троса; это — движение снежного кома по склону горы; это — движение падающей в воздухе дождевой капли, на поверхности которой конденсируется атмосферная влага; это — движение кометы, теряющей вблизи Солнца часть испаряющегося вещества, и многие другие задачи. Все они и им подобные уже решались в начале прошлого века, а несколько позже некоторые из них, в частности простейшие задачи о полете ракеты, вошли в учебную литературу по механике *).

При решении задач о поступательном движении тела мы пользуемся обычно уравнением, которое пишем в форме закона Ньютона:

$$M\dot{v} = \sum P_i, \quad (1.1)$$

где M — масса тела, $\dot{v}$ — ускорение, а в правую часть вынесена сумма проекций внешних сил. В такой же форме принято писать



Рис. 1.1. К выводу уравнения движения тела переменной массы.

и уравнение для движения ракеты. Но только в число действующих сил включается сила, создаваемая двигателем, — тяга двигателя.

Пока, однако, забудем о ракете вовсе и подойдем к уравнению (1.1) с общих позиций. Посмотрим, что в нем изменится, если масса тела в процессе движения не остается постоянной.

Положим, масса непрерывно увеличивается. Пусть за время Δt к массе M присоединяется масса ΔM , имеющая абсолютную скорость v_1 (рис. 1.1). Далее воспользуемся теоремой об изменении количества движения.

До соединения масс количество движения

$$Mv + \Delta Mv_1,$$

а после того как массы объединились —

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v).$$

Изменение количества движения приравняем импульсу действующих на тело сил:

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v) - Mv - \Delta Mv_1 = \Delta t \sum P_i.$$

*) См., например, учебник Tait P. G., Steele W. J. A treatise on the dynamics of a particle (первое изд. — Кембридж, 1856 г., VI изд. — Лондон, 1889 г.).

Раскрывая скобки и разделив обе части равенства на Δt , а затем переходя к пределу, получим уравнение движения для точки переменной массы:

$$M\dot{v} = \dot{M}(v_1 - v) + \sum P_i. \quad (1.2)$$

Характерной особенностью этого уравнения является то, что в него вошло слагаемое, содержащее производную от массы по времени. Значение этого слагаемого, имеющего размерность силы, зависит от относительной скорости присоединения частиц $v_1 - v$ и может быть как положительным, так и отрицательным, смотря по тому, какой знак имеет относительная скорость и производная массы по времени.

Выведенное уравнение обладает достаточной общностью. Его можно трактовать и как векторное, и оно может быть положено в основу решения многих задач. Например, с его помощью можно подсчитать тормозящую силу, которую испытывает автомашина от действия капель при движении в потоке дождя. Для этого достаточно принять горизонтальную составляющую скорости капель v_1 равной нулю, за величину v принять скорость машины, а производную от массы по времени рассматривать как суммарную массу капель, захватываемых машиной в единицу времени. С помощью уравнения (1.2) решается, например, классическая задача о сползании со стола цепи (рис. 1.2). Уравнение движения для цепи, полученное из уравнения (1.2), оказывается нелинейным, но его можно решить. При нулевой начальной скорости путь, проходимый цепью за время t , оказывается ровно в три раза меньшим, чем для свободно падающего тела *).

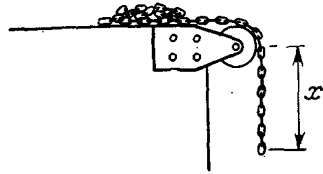


Рис. 1.2. Пример движения тела переменной массы.

С помощью уравнения (1.2) описывается, естественно, и движение ракеты.

Масса ракеты во времени уменьшается, и производная $\dot{M}$ меньше нуля. Это — секундный расход массы. Его будем обозначать через m :

$$m = -\dot{M} = -\frac{dM}{dt}. \quad (1.3)$$

*) Уравнение движения имеет вид

$$\ddot{x} = -\dot{x}^2 + g_0 x,$$

а его частное решение

$$x = \frac{1}{6} g_0 t^2.$$

Часто вместо массового рассматривается секундный весовой расход рабочего тела

$$G_{\text{сек}} = -g_0 \dot{M},$$

где g_0 — ускорение свободно падающего тела у поверхности Земли.

Разность $v_1 - v$ представляет собой относительную скорость присоединяемых частиц. Обратную ей по знаку скорость истечения обозначим буквой w :

$$w = v - v_1.$$

Теперь с учетом принятых обозначений уравнение движения для ракеты можно написать в виде

$$M\dot{v} = mw + \sum P_i \quad (1.4)$$

или же

$$M\dot{v} = \frac{G_{\text{сек}}}{g_0} w + \sum P_i.$$

Первое слагаемое в правой части написанного выражения представляет собой реактивную силу, возникающую в результате изменения массы ракеты. Это слагаемое может рассматриваться как основная движущая сила, но это — еще не тяга двигателя.

Тяга двигателя

В ракетном двигателе струя истекающих газов формируется в сопловой, сначала сужающейся, а затем расширяющейся части камеры. Скорость текущих вдоль сопла газов постепенно нарастает, а давление соответственно падает. Возникает вопрос, где следует провести границу между отбрасываемыми газами и тем предметом, который мы будем называть ракетой.

Такое разделение можно произвести различными способами, но предпочтительным будет тот, который даст наибольшие удобства для определения действующих сил.

Самое простое и очевидное — это отделить струю истекающих газов по крайнему срезу сопла, а все то, что находится в пределах внешней поверхности корпуса и плоскости среза, и считать ракетой (рис. 1.3).

Но отделяя мысленно часть механической системы, мы в соответствии с правилами механики обязаны действие отброшенной части на оставшуюся заменить силами взаимодействия. Поскольку окружающая среда нами пока не рассматривается, мы заменяем ее действие на ракету невозмущенным атмосферным давлением p , распределенным по внешней поверхности. Отбрасывая струю газов, мы также должны заменить ее действие на оставшуюся по другую сторону сечения массу давлением, ко-

торое возникает в струе на срезе сопла. Это давление принято обозначать через p_a (рис. 1.3). Оно не обязательно равно атмосферному и может быть как больше, так и меньше его.

Теперь остается условиться о том, что же следует понимать под тягой двигателя. Для ракеты это та движущая сила, перво-причину возникновения которой мы усматриваем в работе

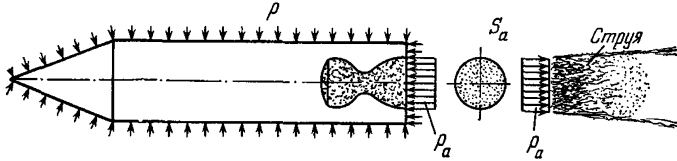


Рис. 1.3. К выводу формулы тяги.

двигателя. Она обладает тем удобным свойством, что может быть непосредственно замерена на стенде (рис. 1.4). Для закрепленной ракеты сила тяги уравнивается реакцией связи R , равной тяге P . Поэтому ускорение $\dot{v}$ равно нулю, и уравнение движения для точки переменной массы (1.4) примет вид

$$0 = m\dot{w}_a - R + p_a S_a - p S_a,$$

где S_a — площадь выходного сечения сопла, а w_a — скорость потока в этом сечении. Она называется скоростью истечения.

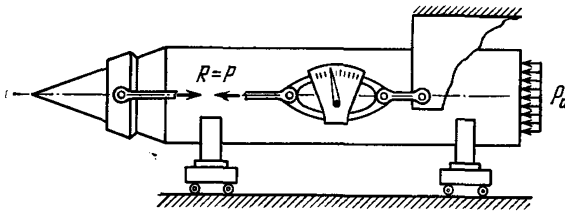


Рис. 1.4. Силы, действующие на закрепленную ракету.

Так как $R = P$, то тяга

$$P = m\dot{w}_a + S_a (p_a - p).$$

Следует особо подчеркнуть, что под давлением p понимается исключительно барометрическое давление окружающей среды, но не истинное давление на поверхности ракеты, значение и закон распределения которого зависят от условий обтекания. Все добавочные силы, связанные со скоростью полета в атмосфере, относятся к категории аэродинамических и в выражение тяги не включаются.

Поскольку барометрическое давление p окружающей среды зависит от высоты h , то его лучше обозначить через p_h ; тогда

выражение для тяги на высоте h получим в следующем окончательном виде:

$$P = m\omega_a + S_a(p_a - p_h) \quad (1.5)$$

или

$$P = \frac{G_{\text{сек}}}{g_0} \omega_a + S_a(p_a - p_h).$$

Из последних выражений вытекает, между прочим, несостоятельность довольно распространенного представления, что наличие окружающей атмосферы способствует увеличению тяги. Выражение (1.5) показывает, что, напротив, вследствие внешнего атмосферного давления тяга уменьшается. Следовательно, для стартующей с поверхности Земли ракеты тяга при неизменном расходе непрерывно возрастает от своего начального значения

$$P_0 = m\omega_a + S_a(p_a - p_0)$$

(где p_0 — давление у поверхности Земли) до наибольшего значения, называемого *пустотной тягой*,

$$P_n = m\omega_a + S_a p_a. \quad (1.6)$$

Отличие стартовой тяги от пустотной определяется площадью выходного сечения сопла и для реальных двигателей лежит в пределах 10—20%.

После того как введено понятие тяги, мы получаем возможность написать уравнение для поступательного движения ракеты в обычной форме закона Ньютона (1.1):

$$M\dot{v} = P + \sum P_i.$$

Здесь M — текущее значение массы ракеты, а под знак суммы вынесены составляющие не рассмотренных нами пока сил, таких как аэродинамическое сопротивление и вес ракеты.

Итак, истекающую струю газов мы отделили от ракеты плоскостью, проходящей через выходное сечение сопла. Но, как было

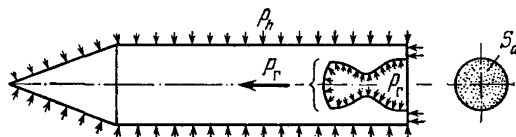


Рис. 1.5. Распределение сил давления по поверхности ракеты и по внутренней поверхности камеры.

сказано ранее, это не единственное решение. В частности, разделение можно произвести по внутренней поверхности камеры, заменив действие отброшенных газов на стенки камеры некоторым изменяющимся вдоль оси давлением p_r , приводящим к возникновению результирующей силы P_r (рис. 1.5). Нетрудно дога-

даться, что результирующая P_r как раз и представляет собой пустотную тягу P_n . Для определения тяги на высоте h из пустотной тяги следует вычесть произведение $S_a p_h$, т. е.

$$P = P_n - S_a p_h. \quad (1.7)$$

Таким образом, пустотная тяга представляет собой результирующую сил давления, распределенных по внутренней поверхности камеры. В дальнейшем мы увидим, что это давление не зависит ни от скорости полета, ни от условий окружающей среды, и поэтому пустотная тяга представляет собой одну из основных характеристик собственно самого двигателя, а не условий полета.

Часто выражение тяги в пустоте записывают в форме реактивной силы

$$P_n = m w_e, \quad (1.8)$$

где w_e — так называемая эффективная скорость истечения.

Из сопоставления выражений (1.6) и (1.8) следует, что эффективная скорость истечения

$$w_e = w_a + \frac{p_a S_a}{m}. \quad (1.9)$$

Основной особенностью эффективной скорости истечения является то, что она не зависит от секундного расхода m , поскольку, как это будет показано позже, давление p_a на выходе из сопла пропорционально m , а сама скорость истечения w_a также от расхода не зависит (правда, в некоторых определенных пределах). В реально существующих двигателях эффективная скорость истечения превышает действительную примерно на 5—15%.

В заключение можно отметить, что при выводе выражения тяги нами были сделаны некоторые замаскированные упрощения. Ускорение $\dot{u}$ закрепленной на стенде ракеты мы приняли равным нулю. Между тем центр масс ракеты вследствие сгорания топлива несколько смещается. Поэтому уравнение равновесия следовало бы, строго говоря, заменить уравнением движения, введя вторую производную от координаты центра масс по времени. Рассматривая пустотную тягу как равнодействующую сил внутрикамерного давления p_r , мы пренебрегли тягой, создаваемой жидким топливом при впрыске в камеру. Наконец, масса находящихся в камере газов должна либо включаться, либо не включаться в общую массу ракеты M , смотря по тому, где проводится поверхность, отделяющая ракету от отбрасываемого рабочего тела. Учет перечисленных особенностей, однако, приводит к совершенно ничтожным числовым поправкам, и ими с полным основанием пренебрегают.

Удельная тяга, или удельный импульс

Одним из основных показателей эффективности ракетного двигателя является *удельная тяга*, или *удельный импульс*. Под этими терминами-синонимами понимается одно и то же, но в различной формулировке.

Удельная тяга — это тяга двигателя, отнесенная к секундному весовому расходу рабочего тела

$$P_y = \frac{P}{G_{\text{сек}}} = \frac{P}{mg_0}, \quad (1.10)$$

где секундный расход $G_{\text{сек}}$ берется, естественно, в условиях, приведенных к поверхности Земли.

Под удельным понимается импульс, который создает двигатель на один килограмм веса отброшенного рабочего тела. Различие между удельной тягой и удельным импульсом заключается лишь в том, что первая измеряется в $\frac{\text{кгс}}{\text{кгс/сек}}$, а второй — в $\frac{\text{кгс} \cdot \text{сек}}{\text{кгс}}$. Как в величине, так и в размерности, ничего не меняется. Удельная тяга и удельный импульс измеряются в секундах, а терминологическая приверженность определяется лишь сложившимися традициями. В одних коллективах в силу привычки пользуются одним термином, в других — другим. В разговорном общении размерность «секунда» обычно игнорируется и заменяется словом «единица». Например, можно услышать: «Двигатель дает 315 единиц удельной тяги...» или — «Это позволяет повысить удельный импульс на три единицы...».

Согласно выражению (1.5)

$$P_y = \frac{w_a}{g_0} + \frac{S_a}{mg_0} (p_a - p_h). \quad (1.11)$$

Удельная тяга, как видим, определяется в первую очередь скоростью истечения w_a , которая зависит не только от свойств топлива, но и от конструктивных особенностей двигателя. В зависимости от конструкции двигателя меняются условия сгорания топлива и истечения продуктов сгорания. Во всех типах ракетных двигателей имеется расход масс на внутренние нужды двигателя, как говорят, — на служебные цели. Например, — расход продуктов разложения перекиси водорода на работу турбины и расход сжатого газа при стравливании из емкостей. Естественно, при подсчете удельной тяги этот необходимый, но непроизводительный расход массы должен суммироваться с основным, что несколько снижает значение удельной тяги.

Чем выше удельная тяга, тем более совершенным является двигатель, а каждая дополнительная единица удельной тяги це-

нится очень высоко, особенно для основных силовых установок космических ракет.

Удельная тяга зависит от высоты полета, и было бы неудобно, называя этот основной параметр двигателя, указывать дополнительно соответствующую высоту полета. Поэтому, когда хотят охарактеризовать эффективность двигателя, то называют обычно его *пустотную удельную тягу*

$$P_{y. п} = \frac{w_a}{g_0} + \frac{S_a p_a}{mg_0} = \frac{w_e}{g_0},$$

где w_e — эффективная скорость истечения в *м/сек.*

Значение пустотной удельной тяги современных ракетных двигателей для всех существующих видов химических ракетных топлив лежит в пределах от 250 до 460 единиц. Подробнее этот вопрос будет рассмотрен в дальнейшем.

Государственным Стандартом *) для жидкостных двигателей в настоящее время введен еще один параметр, характеризующий эффективность, а именно, *удельный импульс тяги ЖРД* — J_y . Он отличается от удельного импульса тем, что тяга относится не к весовому, а к массовому секунднему расходу

$$J_y = \frac{P}{m},$$

и измеряется не в *сек*, а в *кгс·сек/кг*, т. е. в *м/сек.* Удельный импульс тяги ЖРД — это уже знакомая нам эффективная скорость истечения, применение которой теперь распространяется и на атмосферный участок полета. Удельный импульс тяги ЖРД связан с удельной тягой очевидным соотношением:

$$J_y = g_0 P_y,$$

а в числовом выражении:

$$J_y \approx 10 P_y.$$

Многословие термина провоцирует его сокращение, и удельный импульс тяги ЖРД нередко называют удельным импульсом, что влечет за собой смысловое искажение. Выручает, однако, десятикратное числовое различие. Если в технической документации для двигателя на химическом топливе удельный импульс указан в сотнях единиц, значит, речь действительно идет об удельном импульсе, измеряемом в *сек*; если же — в тысячах, можно не сомневаться, что это — удельный импульс тяги ЖРД, выраженный в *м/сек.*

*) ГОСТ 17655—72, Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения.

Во избежание недоразумений, а главное в связи с тем, что впереди у нас речь пойдет не только о жидкостных, но и о твердотопливных двигателях, мы в дальнейшем будем пользоваться термином «удельная тяга».

2. СКОРОСТЬ РАКЕТЫ

Идеальная скорость одноступенчатой ракеты

Определим скорость, которую может получить ракета в идеальном случае, когда ее движение происходит не только за пределами атмосферы, но и вне поля тяготения.

В этом случае из выражений (1.4) и (1.8) получаем:

$$M \frac{dv}{dt} = mw_e.$$

Согласно (1.3)

$$m = - \frac{dM}{dt}$$

и тогда

$$dv = - w_e \frac{dM}{M}.$$

Так как эффективная скорость истечения w_e остается величиной постоянной, после интегрирования получим

$$v = - w_e (\ln M - \ln C),$$

где C — произвольная постоянная.

При $v = 0$ масса ракеты равна начальной массе M_0 (суммарной массе конструкции, полезного груза и топлива). Поэтому

$$v = - w_e \ln \frac{M}{M_0}.$$

Здесь под M понимается текущее значение массы ракеты, а под v — текущая скорость. Отношение M/M_0 обозначается обычно через μ ($\mu \leq 1$):

$$\frac{M}{M_0} = \mu.$$

По мере выгорания топлива масса M и соответственно величина μ уменьшаются, а скорость v возрастает. Когда двигатель будет выключен, скорость достигнет своего наибольшего конечного значения

$$v_k = - w_e \ln \mu_k. \quad (1.12)$$

Здесь под μ_k понимается отношение M_k/M_0 , где M_k представляет собой конечную массу, равную стартовой массе ракеты M_0 за вычетом массы выгоревшего топлива M_T . Заметим, что в момент выключения двигателя на дне баков и в трубопроводах еще

сохраняются относительно небольшие, меняющиеся от пуска к пуску остатки топлива. Топливо всегда берется с некоторым избытком. Этот номинальный (расчетный) запас топлива называется *гарантийным*.

Выражение для конечной скорости v_k записывается иногда и в виде

$$v_k = w_e \ln \frac{M_k + M_T}{M_k}.$$

Увеличения скорости v_k можно достичь либо повышением эффективной скорости истечения w_e , либо уменьшением относительной конечной массы μ_k . Степень влияния этих параметров на конечную скорость не одинакова. Если продифференцировать выражение (1.12) и заменить дифференциалы конечными приращениями, то получим

$$\frac{\Delta v_k}{v_k} \approx \frac{\Delta w_e}{w_e} + \frac{1}{\ln \mu_k} \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k}.$$

Отсюда можно заключить, что сравнительно большее влияние на идеальную скорость v_k оказывает эффективная скорость истечения w_e , если только

$$|\ln \mu_k| > 1,$$

т. е. если

$$\mu_k < \frac{1}{e} \approx 0,37.$$

Для всех одноступенчатых баллистических ракет это условие выполняется, и, таким образом, наиболее сильно влияет на идеальную скорость эффективная скорость истечения, а соответственно и удельная тяга двигателя. Но этим, однако, не снижается роль весовой характеристики μ_k . Все равно, чем меньше μ_k , тем большую скорость может получить ракета при той же удельной тяге. А уменьшить μ_k при заданном полезном грузе можно, только уменьшая вес самой конструкции.

Для оценки весового качества конструкции применяются различные показатели. Одним из весьма распространенных является безразмерный коэффициент весового качества, определяемый отношением

$$\alpha_k = \frac{M_k - M_{п.г}}{M_0 - M_{п.г}} = \frac{\mu_k - \mu_{п.г}}{1 - \mu_{п.г}}, \quad (1.13)$$

где $\mu_{п.г}$ — относительная масса или относительный вес полезного груза,

$$\mu_{п.г} = \frac{M_{п.г}}{M_0}.$$

Представление о реальных значениях α_k можно получить, если вспомнить, например, что стартовый вес первой немецкой

баллистической ракеты «Фау-2» составлял примерно 13 тс при собственном весе конструкции (без боевого заряда), равном 3 тс. Боевой заряд имел вес около одной тонны. Таким образом, после элементарных подсчетов получаем для этой ракеты $\mu_k = 0,3$ и $\alpha_k = 0,25$.

Понятно, что конструкция этой ракеты по нынешним представлениям весьма несовершенна, поэтому полученное значение α_k следует рассматривать сейчас как некоторый нижний, легко достижимый показатель весового качества. Для современных ракет-носителей величина α_k достигает значений 0,06—0,08 в зависимости от плотности применяемого топлива, а величина 0,05 рассматривается в настоящее время как верхний, практически недостижимый предел. Что же касается относительного конечного веса μ_k , то он определяется в первую очередь величиной полезного груза и для существующих одноступенчатых ракет может меняться в диапазоне 0,15—0,35.

Идеальная скорость v_k (1.12) представляет собой верхний предел достижимой скорости в идеальных условиях. В реальных условиях полета неизбежны потери скорости вследствие земного тяготения, аэродинамического сопротивления и некоторых других причин, о которых будет сказано позже. Сумма этих потерь может быть приближенно оценена заранее. Поэтому для каждой технической задачи, решение которой преследуется создаваемой ракетой, можно и заранее с достаточной точностью указать идеальную скорость, которая должна быть обеспечена надлежащим выбором параметров ракеты. Такая скорость называется характеристической и обозначается через v_x . Это — идеальная скорость, которой должна обладать ракета, спроектированная для решения конкретной баллистической задачи. Так, например, для пуска ракеты с околоземной орбиты к Луне необходимо располагать характеристической скоростью $v_x = 3200$ м/сек. Для выведения спутника с поверхности Земли на низкую орбиту нужна характеристическая скорость около 9400 м/сек (фактическая скорость 7800 м/сек). Точное же значение v_x становится известным лишь после того, как ракета спроектирована.

Если эффективную скорость истечения w_e довести до 4400 м/сек, что приближается к границе энергетических возможностей химических ракетных топлив, и при этом одновременно до реального предела уменьшить μ_k , скажем — до 0,12, то тогда согласно (1.12) получим

$$v_k = -4400 \cdot \ln 0,12 \approx 9300 \text{ м/сек},$$

что меньше характеристической скорости, необходимой для выхода на околоземную орбиту. Таким образом, путем элементарных числовых выкладок мы приходим к достаточно общему выводу, что достижение первой космической скорости для создания

искусственного спутника Земли находится на пределе реальных возможностей одноступенчатых ракет с двигателем на химическом топливе. Такие одноступенчатые ракеты-носители пока не созданы, но не исключена возможность их появления в не столь отдаленном будущем.

Итак, скорость в идеальных условиях полета определяется параметрами w_e и μ_k . Посмотрим теперь, от каких параметров зависит путь s_k , пройденный ракетой в идеальных условиях за время t_k .

Очевидно

$$s_k = - \int_0^{t_k} w_e \ln \mu \, dt.$$

При условии неизменного расхода текущая масса линейно зависит от времени:

$$M = M_0 - mt.$$

Поэтому

$$\mu = 1 - \frac{m}{M_0} t, \quad d\mu = - \frac{m}{M_0} dt, \quad (1.14)$$

и тогда

$$s_k = w_e \frac{M_0}{m} \int_1^{\mu_k} \ln \mu \, d\mu$$

или

$$s_k = w_e \frac{M_0}{m} (1 + \mu_k \ln \mu_k - \mu_k).$$

Так как

$$P_{\pi} = mw_e,$$

то

$$\frac{M_0}{m} = \frac{g_0 M_0}{P_{\pi}} \cdot \frac{w_e}{g_0}$$

и поэтому

$$s_k = \frac{1}{g_0} w_e^2 v_0 [1 - \mu_k (1 - \ln \mu_k)],$$

где под v_0 понимается отношение стартового веса к стартовой тяге. Эту величину называют *стартовой нагрузкой на тягу*

$$v_0 = \frac{M_0 g_0}{P_0} = \frac{G_0}{P_0}, \quad (1.15)$$

где P_0 — тяга, равная в идеальных условиях пустотной, а G_0 — стартовый вес ракеты, соответствующий земным условиям.

Величину, обратную стартовой нагрузке на тягу

$$= \frac{P_0}{G_0},$$

иногда называют *тяговооруженностью* — термин, перекочевавший в свое время в ракетную технику из военного лексикона.

Независимо от того, пользуемся ли мы параметром v_0 или μ_0 , необходимо подчеркнуть главное. Если скорость ракеты в условиях идеального движения определяется двумя параметрами, то путь определяется тремя и зависит не только от w_e и μ_k , но и от тяговооруженности или, иначе говоря, — от стартового ускорения.

Идеальная скорость многоступенчатой ракеты

Основная задача ракеты заключается в том, чтобы заданному грузу (космическому аппарату или боевому заряду) сообщить определенную скорость. В зависимости от полезного груза и необходимой скорости назначается и запас топлива. Чем больше груз и скорость, тем больший запас топлива должен находиться на борту, а следовательно, тем большим оказывается стартовый вес ракеты, тем большая тяга требуется от двигателя.

Вместе с увеличением запаса топлива растет объем и вес баков, с увеличением необходимой тяги увеличивается вес двигателя; возрастает общий вес конструкции.

Основной недостаток одноступенчатой ракеты заключается в том, что заданная скорость сообщается не только полезному грузу, но по необходимости и всей конструкции в целом. При увеличении веса конструкции это ложится дополнительным бременем на энергетику одноступенчатой ракеты, что и накладывает очевидные ограничения на величину достижимой скорости. Частично эти трудности преодолеваются при переходе к многоступенчатой схеме.

Под многоступенчатой понимается, вообще говоря, такая ракета, у которой в полете производится частичный отброс уже выполнивших свои функции двигательных установок или топливных баков *), а дополнительная скорость в дальнейшем сообщается только оставшейся массе конструкции и полезному грузу. Простейшая схема составной ракеты показана на рис. 1.6.

Вначале, на старте, работает наиболее мощный двигатель — двигатель первой ступени, способный поднять ракету со стартового устройства и сообщить ей определенную скорость. После того как будет израсходовано топливо, содержащееся в баках первой ступени, блоки этой ступени отбрасываются, а дальнейшее увеличение скорости достигается за счет работы двигателей следующей ступени. После того как выгорит топливо второй ступени, включается двигатель третьей ступени, а ставшие ненуж-

*) Сбрасывание головного обтекателя или практикуемый в некоторых конструкциях зенитных ракет отброс газоструйных рулей не является признаком составной многоступенчатой ракеты.

ными элементы конструкции предыдущей ступени должны быть отброшены. Теоретически описанный процесс деления может быть продолжен и далее. Однако на практике выбор числа ступеней следует рассматривать как предмет поиска оптимального конструктивного варианта. Увеличение числа ступеней при заданном полезном грузе ведет к уменьшению стартового веса ракеты, но при переходе от n ступеней к $n + 1$ -й выигрыш с числом n уменьшается, ухудшаются весовые характеристики отдельных блоков, возрастают экономические затраты и, совершенно очевидно, снижается надежность.

В отличие от одноступенчатой, в составной ракете одновременно с полезным грузом заданную конечную скорость приобретает масса конструкции не всей ракеты, а только последней ступени. Массы же блоков предыдущих ступеней получают меньшие скорости, и это приводит к экономии энергетических затрат.

Посмотрим, что дает нам составная ракета в идеальных условиях полета — за пределами атмосферы и вне поля тяготения.

Обозначим через μ_{k1} отношение массы ракеты без топлива первой ступени к стартовой массе всей ракеты, через μ_{k2} — отношение массы второй ступени без топлива этой ступени к той массе, которую имеет ракета непосредственно после сброса блоков первой ступени. Аналогично для последующих ступеней примем обозначения $\mu_{k3}, \mu_{k4}, \dots$

После того как выгорит топливо первой ступени, идеальная скорость ракеты будет

$$v_{k1} = -w_{e1} \ln \mu_{k1}.$$

После того как будет использовано топливо второй ступени, к этой скорости добавится следующая:

$$v_{k2} = -w_{e2} \ln \mu_{k2}.$$

Каждая последующая ступень дает увеличение скорости, выражение которой строится по тому же образцу. В итоге получим:

$$v_k = -w_{e1} \ln \mu_{k1} - w_{e2} \ln \mu_{k2} - \dots - w_{en} \ln \mu_{kn},$$

где $w_{e1}, w_{e2}, \dots$ — эффективные скорости истечения.

Таким образом, в рассмотренной схеме последовательного включения двигателей идеальная скорость составной ракеты

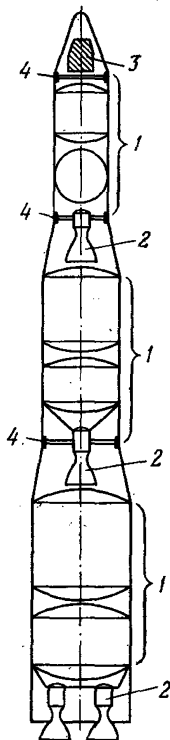


Рис. 1.6. Принципиальная схема составной (трехступенчатой) ракеты: 1 — топливные отсеки, 2 — двигатели, 3 — полезный груз, 4 — узлы стыковки блоков.

определяется простым суммированием скоростей, достигнутых каждой ступенью. Сумма весов заправленных блоков всех последующих ступеней (включая и сам полезный груз) рассматривается при этом как полезный груз для предыдущей ступени. Схема включения двигателей может быть и не только последовательной. В некоторых составных ракетах двигатели различных ступеней могут работать и одновременно. О таких схемах мы поговорим позже.

В отличие от одноступенчатой, составная ракета на химическом топливе достаточно просто решает задачу выведения спутника на околоземную орбиту. Первый искусственный спутник Земли был выведен в 1957 г. именно двухступенчатой ракетой. Двухступенчатые ракеты выводят на орбиту все спутники серии «Космос» и «Интеркосмос». Для более тяжелых спутников требуется в ряде случаев трехступенчатая ракета.

Многоступенчатые ракеты открывают возможность и для достижения еще больших скоростей, необходимых для полета к Луне и планетам Солнечной системы. Здесь уже трехступенчатыми ракетами не всегда можно обойтись. Потребная характеристическая скорость v_x существенно возрастает, а задача формирования космических орбит приобретает более сложный характер. Скорость вовсе не обязательно увеличивать. При выходе на орбиту спутника Луны или планеты относительную скорость надо уменьшить, а при посадке — погасить полностью. Двигатели включаются многократно с длительными интервалами, в течение которых движение корабля определяется действием гравитационного поля Солнца и ближайших небесных тел. Но сейчас и в дальнейшем мы ограничимся оценкой роли только земного тяготения.

Влияние силы земного тяготения

Рассмотрим простейшую задачу. Определим скорость геофизической ракеты, стартующей с Земли и совершающей полет по вертикали. Аэродинамическое сопротивление пока не будем рассматривать и ограничимся к тому же высотой подъема, в пределах которой ускорение тяготения g_0 можно считать постоянным.

В заданных условиях потеря скорости на земное тяготение очевидна. Она равна скорости, которую приобретает свободно падающее тело за время t , т. е. $g_0 t$. И тогда

$$v = -w_e \ln \mu - g_0 t.$$

В момент выключения двигателя скорость ракеты будет

$$v_k = -w_e \ln \mu_k - g_0 t_k, \quad (1.16)$$

где t_k — время, прошедшее с момента старта до выключения двигателя.

Рассматривая это выражение, можно сделать простой, но достаточно общий и важный вывод. Если в рассмотренных ранее идеальных условиях полета конечная скорость ракеты не зависит от режима расхода топлива, т. е. от времени работы двигателя, и определяется лишь отношением конечной и начальной масс ракеты, то при движении в поле тяготения скорость ракеты зависит еще и от того, сколь быстро расходуется топливо. Чем быстрее выгорит топливо, тем меньше будет время t_k , тем меньшими будут потери скорости на земное тяготение.

Здесь нельзя не заметить сходства с движением лодки против течения. Чтобы выйти из стремнины, надо грести очень энергично. Если не приложить достаточных усилий, то на спокойную воду можно и вовсе не выплыть. Того же можно ожидать и от ракеты. Если расход мал и тяга недостаточна, ракета так и не оторвется от стартового устройства до тех пор, пока ее постепенно уменьшающийся вес не сравняется со стартовой тягой.

Идеальная скорость многоступенчатой ракеты, как мы уже видели, также не зависит от времени расходования топлива; и никакого влияния на идеальную конечную скорость не оказывает также и время, истекшее от момента сброса блоков предыдущей ступени до включения двигателя последующей ступени. Но в условиях действия сил тяготения перерыв между выключением и включением двигателей приводит, очевидно, к дополнительным потерям скорости.

Из всего сказанного можно сделать не вызывающий сомнений вывод. Чтобы уменьшить потери скорости на тяготение, следует сократить время работы двигателя t_k , т. е. быстрее сжечь весь запас топлива. Для этого надо увеличить расход. Но тогда возрастет тяга, а ее относительная величина характеризуется уже знакомым нам параметром тяговооруженности или обратной ей величиной стартовой нагрузки на тягу (1.15)

$$v_0 = \frac{G_0}{P_0},$$

где G_0 и P_0 — соответственно стартовый вес и стартовая тяга. Значит, параметр v_0 представляет собой меру длительности работы двигателя и меру потерь на тяготение. С уменьшением v_0 потери на тяготение снижаются, но, к сожалению, возрастают потери иного рода.

Увеличение расхода и соответственно тяги приводит к увеличению размеров и веса двигательной установки. В результате при неизменном полезном грузе возрастает относительный вес μ_k и уменьшается идеальная скорость, т. е. первое слагаемое в выражении (1.16). Но это еще не все. При большой тяге возрастает