

УДК 629.76

Ф. А. Уразбахтин, доктор технических наук, профессор;*А. В. Аношин*Воткинский филиал Ижевского государственного технического
университетаКРИТИЧЕСКИЕ СИТУАЦИИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ
УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ РАКЕТ

Для принятия решения о продлении сроков эксплуатации ракет необходимо выявить и исследовать все критические ситуации, возникающие в работе ракеты, в том числе и в системе разделения.

Критические ситуации исследуются с помощью математической модели, использование которой позволяет прогнозировать момент возникновения отказа и оценивать состояние составных элементов системы, а также определять значения показателей и параметров, при которых возникают эти ситуации.

С целью максимального использования ограниченных потенциальных возможностей ракеты в процессе полета производится сброс ее элементов, которые исчерпали свой энергетический ресурс или в которых исчезает необходимость дальнейшего применения.

Совокупность конструктивных узлов, обеспечивающих сброс отработавших элементов, составляет систему разделения [1]. Она должна исключать соударение разделившихся элементов и свести к минимуму возмущения в процессе разделения части конструкции, которая продолжает управляемый полет.

Отказ любого элемента системы разделения или отклонение его характеристик от заданных приводит к возникновению существенных возмущений разделяемых ступеней, отклонению от начальной траектории полета и, в конечном итоге, к невыполнению боевой задачи, т. е. к критической ситуации. Для управления такими ситуациями необходимо их определить и исследовать. Их выявление начнем с рассмотрения возможных вариантов систем разделения.

Конструктивные схемы систем разделения зависят от класса ракеты, характеристик сбрасываемого элемента, технических требований к дальнейшему полету оставшейся части ракеты. Этими признаками и определяется многоуровневая классификация систем разделения (рис. 1).

На первом уровне этой классификации системы разделения отличаются классом ракеты или дальностью полета: многоступенчатые (стратегические, межконтинентальные) дальностью более 7 тыс. км и оперативно-тактические дальностью менее 2...2,5 тыс. км.

В стратегических ракетах происходит отделение ступеней, головных обтекателей и головной части ракеты. В этой группе выделяется две подгруппы.

К первой подгруппе относятся системы, которые незначительными усилиями отделяют переходные отсеки, оптические датчики, антенны в условиях космического вакуума. Во второй подгруппе разделение осуществляется мощными силовыми воздействиями в условиях больших перегрузок и аэродинамических сил. Эти системы применяются в ракетносителях, осуществляющих вывод на околоземную орбиту значительных по габаритам и массам элементов конструкции – головных частей, отработавших ступеней, хвостовых и переходных отсеков.



Рис. 1. Классификация систем разделения ракеты

Работа систем разделения второй подгруппы происходит в плотных слоях атмосферы на высотах до 80 км и имеет свои характерные особенности. Первая связана с необходимостью прекращения работы двигателя в заданный момент времени. Для твердотопливных ракет при заданной скорости это достигается сбросом давления в камере сгорания двигателя, путем вскрытия дополнительных площадей (сопел отсечки) с одновременным отделением головной части. При этом истекающая газовая струя из сопел отсечки взаимодействует с набегающим потоком воздуха и вызывает значительные колебания головной части, т. е. происходит критическая ситуация.

Вторая особенность связана с взаимным положением головной части и корпуса ракеты. Головная часть (ГЧ) должна быть отделена от остальной части ракеты (назовем ее ракетной частью – РЧ) на минимальное (критическое) расстояние, при котором исключено их взаимное аэродинамическое влияние. При расстоянии между ГЧ и РЧ меньше критического произойдет их соударение. Здесь также наблюдается критическая ситуация.

Третья особенность связана с действием сил аэродинамического и газодинамического характеров. Эти силы и механические возмущения в начальный момент времени отделения создают большие углы атаки и дополнительный осевой импульс, который приводит к значительным отклонениям точки падения головной части, а в случае превышения ее предельного значения имеет место критическая ситуация.

На втором уровне классификации системы разделения различаются конструктивными схемами отделения головных частей. Здесь известны следующие способы отделения (рис. 1): торможение РЧ относительно головной части; ускорение движения головной части относительно РЧ; расталкивание головной части и РЧ.

В работе системы отделения ГЧ можно выделить три основные функции.

Первой основной функцией системы отделения является обеспечение *крепления (стыковки) ГЧ с РЧ*. Конструкция крепления в ракете выбирается такая, чтобы в расчетный момент времени и в течение установленной продолжительности производилось отделение ГЧ от РЧ. В настоящее время известны такие способы стыковки, как клеммное соединение, узел стыковки разрывными болтами или пирозамками, винто-болтовые соединения с использованием детонирующих удлиненных зарядов, шариковый замок.

Клеммное соединение. Оно состоит из клеммного кольца, имеющего с внутренней стороны клинообразный паз, и четырех диаметрально расположенных вкладышей, облегчающих установку и снятие разрезного клеммного кольца. Стяжка установленного клеммного кольца производится винтами при помощи тарированного ключа (рис. 2).

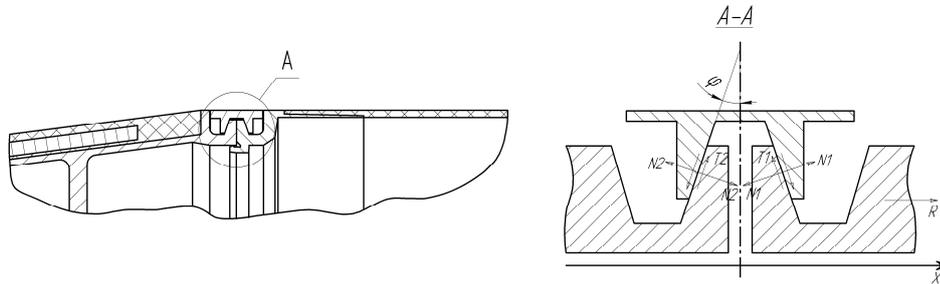


Рис. 2. Схема клеммного соединения головной части РЧ

Отделение боевой части от РЧ происходит после подачи сигнала на разрывные болты, стягивающие клеммное кольцо. При подрыве разрывного болта клеммное кольцо под действием импульса от РБ, упругих сил или реакций со стороны ГЧ и РЧ сходит в радиальном направлении.

Максимальные возмущения (дополнительный импульс силы), создаваемые клеммным кольцом и действующие на ГЧ, имеют следующий вид:

$$N_1 = \frac{R}{2fm_{\text{РЧ}}} + \frac{\frac{R}{2m_{\text{РЧ}}}(rf - h)j}{(hj + qf)f}, \quad N_2 = \frac{\frac{R}{2m_{\text{РЧ}}}(rf - h)}{hj + qf}, \quad (1)$$

где $f = C + \frac{1}{2}D$; $j = C + \frac{1}{2}E$; $h = F + \frac{1}{2}rD$; $q = \frac{1}{2}rE + F$; $C = \frac{A}{m_k}$; $D = \frac{A}{m_{\text{РЧ}}}$;

$E = \frac{A}{m_{\text{ГЧ}}}$; $F = \frac{B}{m_k}$; $r = \frac{1}{\text{tg}\varphi}$; $A = \cos\varphi + k \sin\varphi$; $B = \sin\varphi - k \cos\varphi$; φ – угол скоса

клемника; R – суммарная тяга на ДУ; k – коэффициент трения; m – масса.

Надежность крепления ГЧ к корпусу ракеты клеммным кольцом должна быть обеспечена на всех этапах эксплуатации от момента пристыковки до момента отделения. Но в результате развития процессов старения меняются физико-химические свойства материалов, использованных в элементах крепления. Это сказывается на их нагрузочных способностях. И в некоторый момент времени нагрузки, возникающие при транспортировке ракеты, подготовке ее к пуску, при пуске и на активном участке траектории, создают такие воздействия на клеммное кольцо, что происходит нарушение кинематической связи между КР и ГЧ еще до момента отделения. Другими словами, в этом случае возникнет критическая ситуация.

Стыковка ГЧ с РЧ разрывными болтами (рис. 3). В этом креплении разрывные болты соединяют ГЧ и РЧ и работают только на растяжение. Для соосной фиксации ГЧ и РЧ используют направляющие штыри, которые работают на срез. При срабатывании разрывных болтов разделяемым телам сообщается импульс силы, величина которого зависит от типа разрывных болтов и массы разделяемых тел.

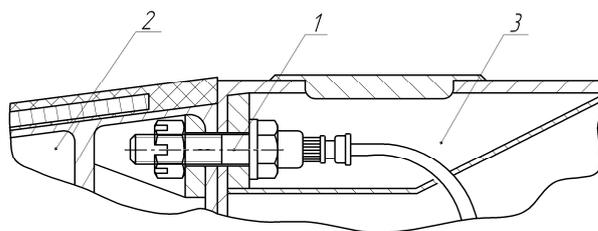


Рис. 3. Соединение ГЧ с РЧ разрывными болтами:
1 – пироболт; 2 – головная часть; 3 – ракетная часть

Например, при подрыве болта, используемого для стыковки ГЧ и РЧ, осевой импульс составляет величину порядка (30 ± 10) Н·с на один болт. Время срабатывания такого болта находится в пределах $(0,0085 \pm 0,0015)$ с.

При количестве разрывных болтов больше трех за счет неодновременности их срабатывания происходит поглощение импульсов отдельных болтов, что является причиной возбуждения упругих поперечных колебаний стыка и появления угловых скоростей вращения ГЧ вокруг собственного центра масс. Наличие таких нерасчетных скоростей ГЧ также вызывает критическую ситуацию.

Кроме пироболтов широкое распространение для стыковки головной части и корпуса ракеты получили пирозамки. К их достоинствам следует отнести отсутствие осколков при срабатывании и существенно меньшие, чем у пироболтов, ударные нагрузки.

Шариковые пирозамки (рис. 4) используются при осевых нагрузках до 100 кН. При больших нагрузках вместо шариков используются различные вкладыши. Источником энергии для функционирования пирозамка являются пиропатроны.

При подрыве пиропатрона пороховые газы поступают в полость Г (рис. 4.). Под действием силы давления пороховых газов срезается контрольная проволока 9, и корпус пирозамка начинается двигаться в сторону разъединения. В дальнейшем при движении штока шарики выпадают, и происходит освобождение связи между ракетной и головной частью.

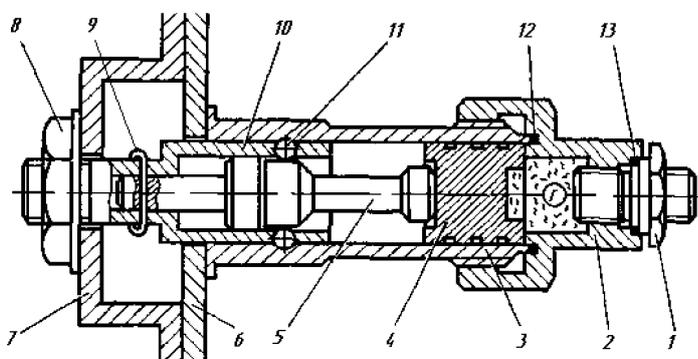


Рис. 4. Шариковый пирозамок: 1 – пиропатрон; 2 – накидная гайка; 3 – корпус пирозамка; 4 – поршень; 5 – шток; 6, 7 – элементы стыковочных шпангоутов; 8 – гайка; 9 – контрольная проволока; 10 – стакан; 11 – шарик; 12, 13 – герметизирующие резиновые прокладки

При эксплуатации пирозамка в климатических условиях, не предусмотренных в ТУ, происходят изменения характеристик применяемых материалов. Так, например, резиновые прокладки 12, 13 теряют свойство герметичности. Это становится причиной пропуска пороховых газов через резьбовые соединения корпуса пирозамка 3, пиропатрона 1 и накидной гайки 2. При этом давление при сгорании порохового заряда в полости Г будет не достаточным для перерубания контровочной проволоки 9, в результате чего не произойдет разъединение ГЧ и корпуса ракеты в требуемый момент, т. е. приведет к возникновению критической ситуации.

Винтоболтовое соединение. Стыковка головной части с РЧ производится при помощи винтов или болтов (рис. 5). Нарушение жесткой связи происходит вследствие разрушения оболочки под действием взрывной волны от кольцевого детонирующего удлиненного заряда (ДУЗ) с кумулятивной выемкой. В одном случае шнур располагается на полке шпангоута РЧ (рис. 5, А), в другом – непосредственно на обечайке (рис. 5, Б). Тем не менее во всех случаях момент нарушения связей определяется временем срабатывания детонирующего шнура.

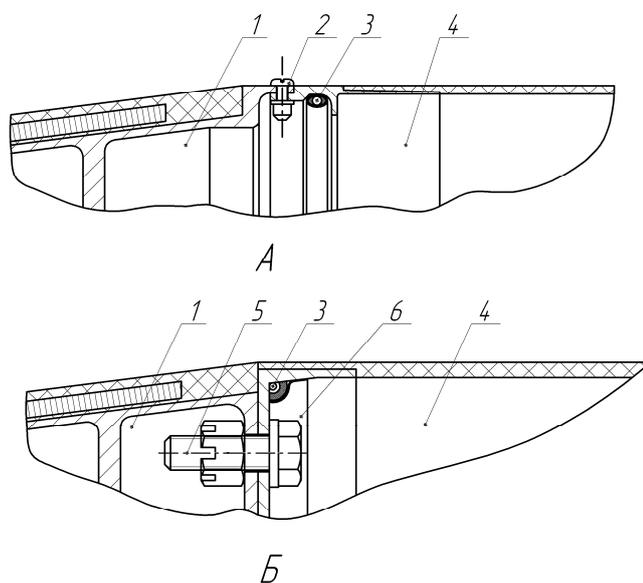


Рис. 5. Винтоболтовое соединение головной части с РЧ:
1 – ГЧ; 2 – винт; 3 – ДУЗ; 4 – РЧ; 5 – болт; 6 – экран

С течением времени меняются энергетические характеристики заряда, применяемого в ДУЗе, и при его детонации по команде системы управления на разделяемые тела действует ударная волна в виде импульса, величина которого определяет нерасчетные возмущения ГЧ. Это приводит к изменению скорости ГЧ и, в конечном итоге, к отклонению точки падения от расчетной, т. е. к критической ситуации.

Шариковое соединение. Соединение происходит через опорные фланцы головной части и РЧ (рис. 6). В соединении находится разрезное кольцо, части которого связаны между собой шарнирами, узел, стягивающий кольцо, и шарики, поддерживаемые пружинами. Во фланце РЧ имеются отверстия под шарики. Они упираются в коническую поверхность лунки на фланце головной части и скользят по ней под действием

радиальных сил стягиваемого кольца. При этом происходит стягивание фланцев по стыку, в котором для герметизации находится резиновая прокладка. В состыкованном положении фланцы образуют замок, увеличивающий жесткость стыка.

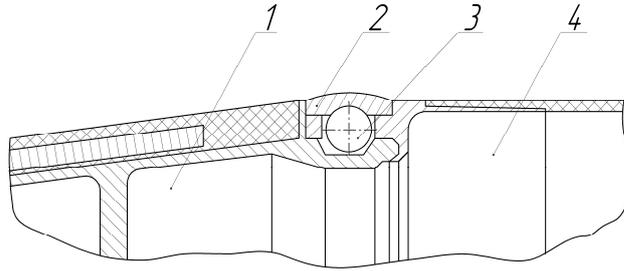


Рис. 6. Шариковое соединение головной части и РЧ:
1 – ГЧ; 2 – разрезное кольцо; 3 – шарик; 4 – РЧ

Шариковое соединение фланцев в местах стыка обеспечивает стягивание фланцев отсеков. Время расстыковки данного узла определяется временем разрыва стягивающего кольца и временем выпадения шариков. Усилие расстыковки зависит от усилия выдавливания шариков из лунок. При разъединении стыка стягивающее кольцо разрывается, после чего шарики под действием выталкивающей радиальной силы выходят из конической лунки фланца и фланцы расходятся друг относительно друга.

В случае если выталкивающая радиальная сила не будет иметь требуемого значения, шарики останутся в конической лунке фланца головной части, что сделает невозможным отделение ГЧ от корпуса ракеты и приведет к критической ситуации.

Второй основной функцией системы отделения головной части твердотопливной ракеты является отсечка и реверс тяги двигателя в РЧ. Для выполнения этой функции осуществляют гашение пламени твердотопливного заряда. Это достигается резким снижением давления в камере сгорания до некоторого минимального значения.

Известно несколько способов такого гашения заряда: мгновенным вскрытием в камере сгорания дополнительных отверстий; быстрым введением в камеру сгорания охлаждающего реагента в виде жидкости или тонкого порошка с высокой теплотой сублимации; образованием сильной ударной волны, создаваемой подрывом навески взрывчатого вещества; комбинацией вскрытия дополнительных отверстий и последующим вводом охлаждающего реагента.

Отсечка тяги вскрытием дополнительных отверстий в камере РДТТ является наиболее простой и надежной. Именно из-за этого такой способ получил широкое распространение в практике. В зависимости от количества и диаметра вскрываемых отверстий, марки топлива, соотношения между свободным объемом камеры двигателя и площадью критического сечения сопел можно достигнуть полного гашения заряда либо осуществить переход на режим горения при пониженном давлении.

Требуемая площадь отверстий определяется выражением

$$F_0 = F_{кр} \frac{\varphi_2}{\varphi_{20}} \frac{1}{D} \left. \frac{dp}{dt} \right|_{кр}, \quad (2)$$

где

$$D = \frac{K_0 \sqrt{xf_0}}{W_\Delta} \Phi_2 F_{кр}; \quad K_0 = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2kg}{k+1}}. \quad (3)$$

Здесь $F_0, F_{кр}$ – площади вскрываемых отверстий и критического сечения сопла; Φ_2 и Φ_{20} – коэффициенты потерь полного импульса; W_Δ – свободный объем; k – показатель адиабаты; g – ускорение свободного падения; X – коэффициент скорости, учитывающий тепловые потери энергии в камере; f_0 – приведенная сила пороха.

Из (2) и (3) видно, что чем больше свободный объем W_Δ к моменту отсечки, тем больше должна быть площадь вскрываемых отверстий F_0 .

Здесь также необходимо учитывать критические ситуации, связанные с получением требуемых отверстий для отсечки тяги РДТТ. Возникновение таких ситуаций обусловлено отказом элементов вскрытия сопел отсечки или неодновременностью их срабатывания, что приводит к появлению существенных нерасчетных возмущений, действующих на разделяемые части конструкций.

Для гашение заряда путем сброса давления необходимо выполнение следующих условий:

$$\left| \frac{a}{u^2 p} \frac{dp}{dt} \right| > B_{кр}, \quad (4)$$

$$\frac{p_k}{p_0} < \left[\frac{\beta(T_n - T_0)}{e^{\beta(T_n - T_0) - 1}} \right]^{\frac{1}{\nu}}, \quad (5)$$

где dp/dt – производная от давления по времени; p_k/p_0 – относительная глубина спада давления; p – давление в камере; a – теплопроводность топлива; $B_{кр}$ – критерий затухания; u – скорость горения; p_0, p_k – начальное и конечное давление в камере; β – температурный коэффициент скорости горения, характеризующий зависимость от начальной температуры заряда; T_0, T_n – температура топливного заряда в начальный момент времени и на поверхности горящего топлива; ν – показатель в зоне горения.

Невыполнение любого из этих неравенств также станет причиной возникновения критической ситуации.

Второй способ отсечки тяги – *введение в камеру сгорания вещества с большой теплотой испарения (охлаждающего реагента)*. Эффективен случай, когда расход реагента в единицу времени существенно превышает стационарный приход газа в камеру за то же время. Гашение заряда в этом случае происходит при небольших суммарных расходах охлаждающего реагента. Для этого охладитель вводится в течение 0,001...0,01 с с помощью вышибного заряда. При сжигании такого заряда в камере, содержащей охладитель, создается давление, во много раз превышающее давление в камере двигателя.

Из-за большого перепада давления между емкостью, содержащей охладитель, и камерой сгорания струя охладителя поступает в двигатель в виде распыленного «факела» из мельчайших капель жидкости или частиц порошка. Обладающие большой скоростью, эти частицы порошка или капли жидкости при передвижении в горячем газе очень быстро испаряются, что приводит к резкому охлаждению газа, и у переднего дна двигателя образуется зона охлажденных газов, смешанных с па-

рами охладителя. Таким образом, давление в зоне охлаждения становится ниже, чем давление в остальном объеме камеры сгорания, за счет испарения охладителя и интенсивного падения температуры парогазовой смеси. Плотность смеси увеличивается, но скорость этого процесса является меньшей по отношению к скорости изменения температуры. Вот почему давление в зоне испарения все-таки падает.

Падение давления в камере двигателя вызывает появление волны разрежения, которая, двигаясь со скоростью звука к сопловому дну, вызывает движение газа в направлении к переднему дну двигателя. Это движение выравнивает давление по длине камеры, несмотря на падение давления в период впрыска и испарение жидкости по всему свободному объему.

Процесс отсечки тяги введением в камеру сгорания охлаждающего реагента зависит от количества вводимого охладителя, глубины сброса давления и температуры в газовой фазе, непосредственного воздействия частиц (капель) охладителя на фронт пламени и толщины прогретого слоя конденсированной фазы, от взаимодействия с фронтом горения ударной волны, вызванной прорывом мембраны. Значения этих параметров определяют возникновение критических ситуаций, связанных с отсечкой тяги, и позволяют управлять ими.

Третий способ отсечки тяги достигается *образованием сильной ударной волны, создаваемой подрывом навески взрывчатого вещества*. Ударная волна взрывчатого вещества при продвижении вдоль камеры двигателя взаимодействует с фронтом горения, который характеризуется скоростью горения, давлением и величиной градиента температуры со стороны топлива. Энергия ударной волны направляется на гашение пламени топливного заряда в камере двигателя.

Для гашения пламени твердотопливного заряда необходимо, чтобы частота ударной волны была такой, при которой длительность волны и время релаксации прогретого слоя конденсированной фазы близки друг к другу. При малых значениях частоты гашение затруднено, т. к. тепловой слой успевает перестраиваться применительно к давлению и горение происходит квазистационарно. Очень короткими волнами (большими значениями частот) пламя твердотопливного заряд не погасить, т. к. за это время прохождения волны перестраивается лишь небольшая часть прогретого слоя, и поэтому градиент температуры у поверхности не успевает достичь критической величины.

При частоте, не соответствующей оптимальной, становится невозможным произвести гашение пламени заряда и соответственно отсечку тяги РДТТ. Это также является причиной возникновения критической ситуации.

Для реализации функции отсечки и реверса тяги используются следующие технические решения.

Первый вариант основан на вскрытии радиальных отверстий, расположенных в любой части боковой поверхности ракетного двигателя (рис. 7). При их вскрытии осуществляется отсечка тяги ракетного двигателя. Конструкция узла отсечки состоит из металлического цилиндрического кольца 1 со специальными канавками, детонирующего звена с электродетонаторами (ЭД) и деталей крепления.

Кольцо является самостоятельным узлом и частью конструкции сопловой крышки, дна или корпуса ракетного двигателя. С внутренней стороны оно имеет теплоизоляционное покрытие 5, предохраняющее металл от прогрева. На кольце находятся окна. Их количество и размеры определены исходя из условия обеспечения заданного закона изменения тяги двигателя при отсечке. Снаружи окна закрыты алюминиевой крышкой 2.

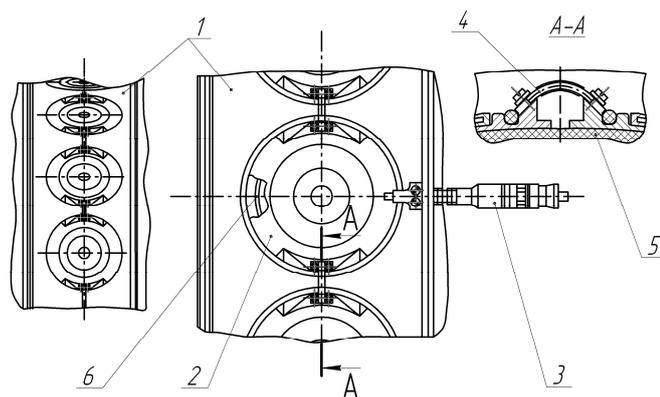


Рис. 7. Отсечка тяги РДТТ вскрытием радиально расположенных отверстий:
 1 – цилиндрическое кольцо; 2 – алюминиевая крышка; 3 – универсальный электродетонатор;
 4 – передаточный ДУЗ; 5 – теплоизоляционное покрытие; 6 – основной ДУЗ

Для вскрытия окон по заданному наружному контуру профиль кольцевых канавок выполняется специальной формы с разными радиусами. Для обеспечения строго определенных размеров окон к кольцу против каждого окна приклеены заглушки из теплозащитного покрытия. Для вскрытия окон применяется детонирующее звено, состоящее из пяти основных и девяти передаточных детонирующих удлиненных зарядов (ДУЗов). Передаточные ДУЗы при срабатывании передают детонацию от одного основного ДУЗа к другому и имеют форму душек 4. Иницирование передаточных ДУЗов осуществляется универсальными электродетонаторами ЭД 3.

При детонации основных ДУЗов происходит разрушение перемычки в кольцевых канавках, и вырубленные части кольца вылетают под действием внутреннего давления в двигателе вместе с заглушками из ТЗП. Происходит вскрытие обнуляющих окон.

Срабатывание узла отсечки тяги сопровождается двумя видами возмущений разделяемых элементов: отклонение векторов линейной скорости и угловой скорости вращения относительно центра масс. Основной причиной возникновения этих возмущений является боковой импульс, на величину и направление которого оказывает влияние неодновременность вскрытия радиальных окон, наличие элементов конструкции, которые затеяют работу устройства обнуления. Эти нерасчетные изменения вектора абсолютной скорости и угловой скорости вращения приводят к отклонению точки падения ГЧ за пределы допустимого, т. е. к критической ситуации.

Второй вариант отсечки основан на обнулении тяги ракетного двигателя с помощью сопел реверса (рис. 8). Для этого сопла реверса располагают особым образом. Это позволяет осуществлять ступенчатую отсечку тяги. Например, сначала отсекается осевая тяга двигателя противотягой, затем вскрытием дополнительных сопел получается необходимый реверс тяги (рис. 8, а).

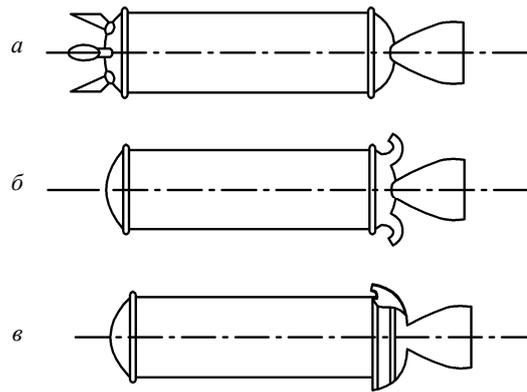


Рис. 8. Отсечка тяги с помощью сопел реверса

Реверсивные сопла выполняют с выдвигаемыми раструбами, чтобы устранить их вылет за мидель ракеты и не иметь потерь реверсивной тяги за счет косога среза сопел.

Для исключения воздействия истекающих струй из сопел отсечки на головную часть период их работы ограничивают. Момент начала и конца работы реверсивных сопел подбирают исходя из результатов анализа динамики отделения головной части. В случае преждевременного реверса ГЧ получит существенные возмущения.

Задние сопла реверса (рис. 8, б) расположены на крышке соплового блока и могут быть выполнены в виде изогнутых патрубков. Однако в этом случае имеют место большие потери реверсивной тяги из-за поворота потока, имеющего довольно значительную скорость. Кроме того, он плохо компоуется и имеет ограниченные возможности по величине реверсивной тяги из-за невозможности вскрытия больших площадей.

Боковые сопла реверса в зависимости от конструкции располагаются в любой части боковой поверхности двигателя и могут быть скомпонованы так, что не будут выступать за мидель ракеты. Они выполняются как в виде сплошного кольцевого сопла, так и в виде отдельных многочисленных сопел, расположенных в один ряд (рис. 8, в) или в несколько рядов. Значительным преимуществом в этом случае является возможность получения довольно большого по величине реверсивного импульса. Однако критические ситуации здесь возникают из-за недостаточной прочности узлов (например, стойкости направляющего конуса к детонационной волне при срабатывании ДУЗов), что ограничивает возможность применения этой схемы в конструкциях твердотопливных ракетных двигателей.

В практике находит применение осуществление реверса тяги с направляющими решетчатого типа (рис. 9). В этой схеме боковые сопла реверса расположены в задней части двигателя и состоят из цилиндрического кольца 1 со специальными стаканами 2, приваренными к нему, решетчатых сопел 3, детонирующего звена с электродетонирующими устройствами 6. Кольцо является частью конструкции сопловой крышки или самостоятельного узла. К нему привариваются специальные стаканы и кронштейны для крепления основных и передаточных ДУЗов. Для отклонения газовой струи и создания реверсивной тяги в стаканы вставлены решетки профилей, армированные стальными пластинами 4. Весь свободный объем стакана, включая проходное сечение решеток, заполнен легким теплоизоляционным мате-

риалом 5 для тепловой защиты решеток. Для вскрытия стаканов применяется детонирующее звено, состоящее из основных и передаточных ДУЗов. Элементы детонирующего звена соединены последовательно, образуя замкнутую цепь, и срабатывают от электродетонирующих зарядов.

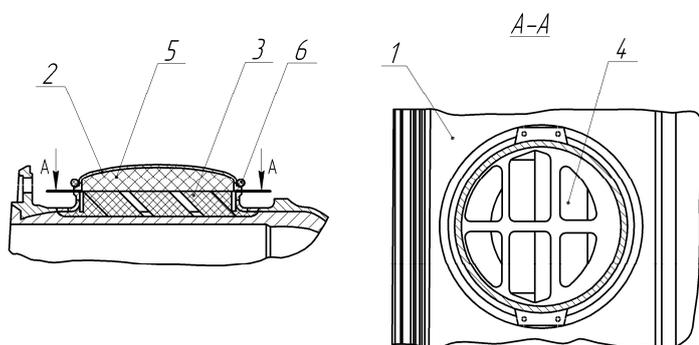


Рис. 9. Отсечка тяги реверсом тяги с направляющими: 1 – цилиндрическое кольцо; 2 – стакан; 3 – решетчатые сопла; 4 – стальные пластины; 5 – теплоизоляционный материал; 6 – ДУЗ

При подаче сигнала происходит срабатывание ЭДов, которые инициируют через замкнутую систему начало работы основных и передаточных ДУЗов.

При срабатывании основных ДУЗов происходит вскрытие стаканов, после этого под действием внутреннего давления вылетает наполнитель, находящийся в свободном объеме стакана, и вскрываются решетчатые сопла.

В данной конструкции критические ситуации могут возникнуть из-за механического повреждения открытых передаточных ДУЗов в процессе эксплуатации ракеты. Тогда некоторые сопла реверса останутся закрытыми, и это приведет к появлению значительного бокового импульса РЧ, а вместе с ней и ГЧ.

Третье решение состоит в подрыве твердотопливного ракетного двигателя. Наиболее простым и надежным является отрыв этим способом соплового блока детонирующим шнуром (рис. 10).

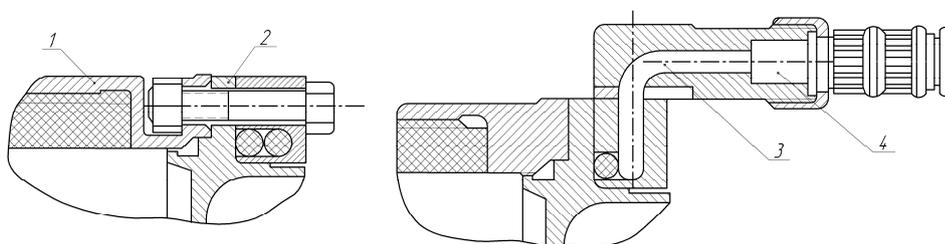


Рис. 10. Прекращение работы двигателя путем отрыва соплового блока: 1 – фланец; 2 – крышка; 3 – детонирующий шнур; 4 – электродетонатор

В некоторых ракетах прекращение работы двигателя осуществляют путем перерубания трубы двигателя (рис. 11).

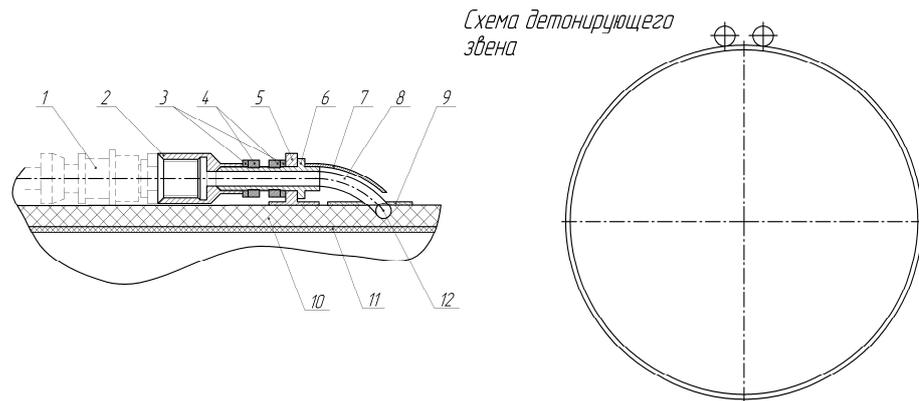


Рис. 11. Прекращение работы РДТТ путем перерубания трубы двигателя: 1 – электродетонатор; 2 – резьбовая втулка; 3 – контрольная шайба; 4 – гайка; 5 – кронштейн; 6 – втулка; 7 – прижим; 8 – передаточный ДУЗ; 9 – поджимное кольцо; 10 – корпус двигателя; 11 – ТЗП двигателя; 12 – основной ДУЗ

Во всех этих случаях на обе отделяемые части действуют кратковременные, но очень большие силы и импульсы. Величина максимальной силы и полного импульса определяются выражениями

$$F_{\max} = p_0 S_{\text{мид}} - p_1 (S_{\text{мид}} - S); \quad (6)$$

$$J \approx 2,35 \frac{p_0 S l}{a}, \quad (7)$$

где p_1 – давление в камере за волной разрежения; p_0 – давление в камере в момент подрыва; S – площадь истечения газов; l – длина той части двигателя, для которой подсчитывается импульс; a – скорость звука в газе; $S_{\text{мид}}$ – площадь миделя.

Для исключения чрезмерных возмущений ГЧ выражения F_{\max} и J не должны превышать предельных значений, в противном случае будет иметь место критическая ситуация.

Прекращение работы ракетного двигателя этим способом целесообразно осуществлять через некоторый отрезок времени после его отсечки. В этом случае уменьшается воздействие реверсивных струй на отделяющуюся головную часть.

Третьей основной функцией системы разделения головной части и РЧ является непосредственное отделение. Оно осуществляется специальными механизмами. Среди известных типов механизмов можно выделить следующие: расталкивающие, тормозящие РЧ и ускоряющие движение головной части. Помимо этого, в зависимости от энергии от рабочего тела, они бывают пиротехнические, пневматические или пружинные.

По характеру связи между ГЧ и РЧ толкатели встречаются телескопические, ограничивающие взаимный угол поворота разделяемых тел, и со сферической опорой, допускающие произвольный угол поворота друг относительно друга.

Под действием толкателя РЧ отходит от головной на расстояние L_0 . Это расстояние предельное. При нем сопротивление РЧ резко возрастает и торможение ее набегающим потоком происходит значительно интенсивнее, чем торможение ГЧ, что приводит к отставанию РЧ от ГЧ (рис. 12) [4].

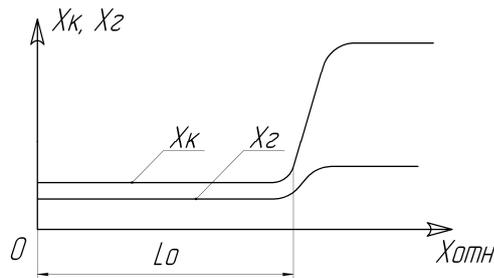


Рис. 12. Изменения лобового сопротивления головной и РЧ в момент разделения:
 X_r, X_k – аэродинамические силы лобового сопротивления головной части и корпуса ракеты

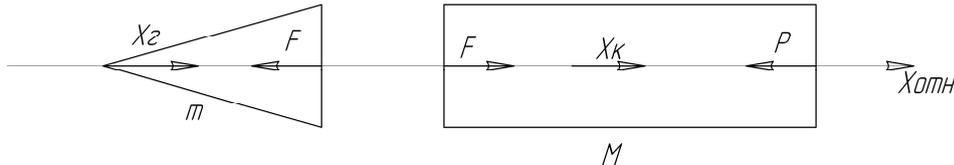


Рис. 13. Схема действия сил при отделении головной части от корпуса ракеты

Для надежного отделения толкатель должен сообщить ГЧ и корпусу ракеты относительную скорость отделения $V_{отн}$, достаточную для выполнения условия $x_{отн} \geq L_0$ (рис. 13). При невыполнении этого условия произойдет взаимное соударение разделяемых элементов, т. е. критическая ситуация.

Относительная скорость отделения определяется выражением [4]

$$V_{отн} = \sqrt{\frac{2(M+m)}{Mm} A_F - \frac{2(MX_r - mX_k)}{Mm} l_0}, \quad (8)$$

где X_r, X_k – аэродинамические силы лобового сопротивления головной части и корпуса ракеты; m и M – масса головной части и корпуса ракеты в момент отделения; l_0 – рабочий ход толкателя; A_F – полная работа расталкивающего механизма:

$$A_F = \int_0^{l_0} F dx_{отн}, \quad (9)$$

здесь F – сила механизма отделения.

Запишем выражения для определения работы A_F , совершаемой расталкивающими механизмами различных конструктивных схем.

В пороховом толкателе сгорание заряда происходит до начала относительного движения головной части и корпуса ракеты. Расширение пороховых газов при движении толкателя происходит адиабатически. Тогда сила, необходимая толкателю для надежного отделения, будет

$$F = S_{\Pi} p = p_{\Pi} S_{\Pi} \left(\frac{l_{\Pi}}{l_{\Pi} + x_{отн}} \right)^k, \quad (10)$$

где p_n – начальное давление в цилиндре при полном сгорании порохового заряда; l_n – начальная длина газовой полости; $x_{отн}$ – текущий ход штока толкателя; k – показатель адиабаты; S_n – площадь поршня.

Интегрирование (10) в пределах $0 \dots l_0$ дает

$$A_F = \frac{p_n S_n}{1-k} \left[\frac{l_n^k}{(l_n + l_0)^{k-1}} - l_n \right]. \quad (11)$$

Для отделения ГЧ от корпуса ракеты пороховой толкатель должен совершить работу A_F (11). Однако скорость горения сильно зависит от температуры порохового заряда, поэтому имеет место разброс начального давления пороховых газов и, следовательно, совершаемой работы. При определенных температурах заряда, давление пороховых газов может оказаться не достаточным для отделения ГЧ от РЧ. В результате возможно их взаимное соударение и возникновение критической ситуации.

В пневмотолкателях малого давления отделение головной части обеспечивается за счет перепада давлений между герметичным приборным отсеком и окружающей средой. Их работа до схода головной части с направляющих определяется выражением (12):

$$A_F = \frac{p_n W_n}{k-1} \left[1 - \left(\frac{W_n}{W_n + S_n l} \right)^{k-1} \right], \quad (12)$$

где W_n – начальный рабочий объем в камере пневмотолкателя; k – показатель адиабаты; S_n – площадь поршня; p_n – начальное давление в рабочем объеме.

Однако после отделения за счет герметичного приборного отсека газы, истекающие из приборного отсека, продолжают воздействовать на головную часть. В результате головная часть приобретает дополнительную скорость движения за счет спада давления в приборном отсеке до величины, равной на высоте отделения. Исходная система уравнений для определения этой дополнительной скорости имеет вид

$$\frac{dG}{dt} = \beta_G \frac{p}{\sqrt{T}} S_n;$$

$$\frac{dV_{отн}}{dt} = \frac{S_n}{m_{пр}} p + \frac{x_{рч}}{M} - \frac{x_{гч}}{m}; \quad p = \frac{GRT}{W_C + W(t)}; \quad T = T_C \left\{ \frac{W_C [G_C - G]}{G_C [W_C - W(t)]} \right\}^{K-1};$$

$$\beta_G = \sqrt{K \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}} \frac{g}{R}}; \quad S_n = 2\pi r(S - S_C); \quad m_{пр} = \frac{mM}{m+M}; \quad W(t) = \pi r^2 (S - S_C),$$

где G – вес истекшего газа; $W(t)$ – приращение объема; S – расстояние; r – радиус направляющего цилиндра; T – текущая температура, K ; R – газовая постоянная; K – показатель адиабаты; C – соответствует значениям параметров в момент схода ГЧ с направляющих.

В пневмотолкателях большого давления создается постоянное давление на всей длине рабочего хода толкателя. Работа, развиваемая пневмотолкателем, определяется соотношением

$$A_F = P_{cp} S_n l_0, \quad (13)$$

где P_{cp} – среднее давление газа в рабочем объеме; l_0 – ход поршня.

При перепадах температуры меняется плотность рабочего тела, его давление и, соответственно, усилие на поршне пневмотолкателя, что приводит к нерасчетным изменениям отклонения точки падения ГЧ, и в случае превышения допустимого значения возникает критическая ситуация.

Для *пружинных толкателей* совершенная работа и вес характеризуются соотношениями

$$A_F = nF \frac{\lambda}{2}, \quad G = \gamma n \left(K \frac{\pi d^2}{4} \pi d_{cp} \right). \quad (14)$$

Здесь $nF = F_{max}$; F_{max} – максимальная сила всех пружин толкателя; λ – осадка пружин; F – максимальная сила одной пружины; n – число пружин; γ – удельный вес материала пружин; K – число витков пружины; d – диаметр прутка пружины; d_{cp} – средний диаметр витка.

В случае чрезмерной осадки пружины толкателя совершенной работы будет недостаточно для отделения ГЧ от РЧ и тогда возникнет критическая ситуация.

Подставив найденные для работы выражения в зависимость (8), получим формулы относительной скорости $V_{отн}$ в конце работы толкателей в функции их конструктивных характеристик.

Приведенные выражения для толкателей предполагают, что отделение головной части происходит в плотных слоях атмосферы. Из-за нестабильности энергетических характеристик толкателя скорости, сообщаемые ГЧ, отличаются от расчетных значений, что приводит к дополнительному рассеиванию. Кроме того, в процессе отделения возникают угловые возмущения ГЧ, величина и характер которых определяется конструктивным исполнением толкателя и принятой системой отделения. Эти возмущения приводят к угловым колебаниям ГЧ и являются дополнительным источником рассеивания.

К тормозящим механизмам РЧ в системах отделения относятся дополнительные двигатели. Необходимость их использования вызвана следующим.

После обнуления маршевого двигателя полностью действие тяги прекратить не удается. В этом случае расчетное отделение ГЧ осуществляют торможением РЧ при помощи дополнительных двигателей, установленных на РЧ.

Тормозные двигатели устанавливаются в приборном отсеке или на двигателе последней ступени. Их включение производится одновременно с обнулением или с некоторой задержкой (порядка 0,005 с). В противном случае тормозные двигатели должны развить тягу, равную прямой тяге, плюс дополнительное усилие, которое должно обеспечить отход головной части от РЧ на расстояние $S_{кр} = 3,5d_{ГЧ}$ ($d_{ГЧ}$ – калибр головной части). Необходим импульс тормозных двигателей, определяемый выражением

$$J_{т.д} = \frac{M}{2t_{отд} - t_{т.д}} \left(2L_0 + \left(\frac{x_{ГЧ}}{m} - \frac{x_{РЧ}}{M} \right) t_{отд}^2 + \frac{p}{M} t_{отд}^2 \right), \quad (15)$$

где $t_{т.д}$ – время работы тормозных двигателей; $t_{отд}$ – время работы системы отделения.

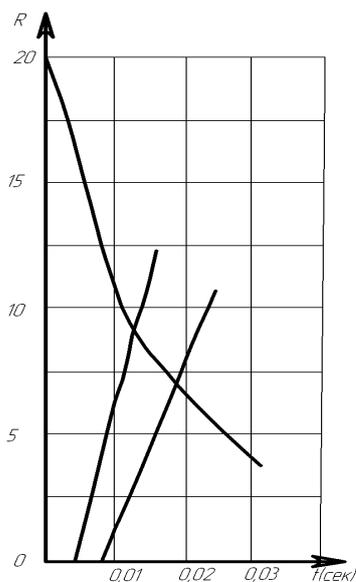


Рис. 14. Кривые спада тяги маршевого двигателя и характер выхода тяги ТД на режим

Линейные возмущения вызваны импульсом последствия J_n . Он изменяет начальную скорость отделения ГЧ и складывается из двух составляющих: волнового импульса (J_{nv}) и импульса последствия от тяги маршевого двигателя (J_{nm}), который определяется выражением

$$J_{nm} = \int_0^{t_c} (p' - R'_{т.д}) dt, \quad (17)$$

где p' — тяга маршевого двигателя на участке спада после главной команды; $R'_{т.д}$ — тяга тормозных двигателей на участке выхода; t_c — время совместного движения, определяемое обычно графически.

Волновой импульс возникает вследствие волновых процессов в маршевом двигателе после обнуления (рис. 15).

Разброс импульса последствия вызывается отклонением следующих параметров: времени совместного движения ΔJ_{nm1} , скорости горения топлива ΔJ_{nm2} , давления в двигателе при обнулении ΔJ_{nm3} , тяги в двигателе ΔJ_{nm4} , волнового импульса $\Delta J_v = 0,200 J_{в.ср}$.

На участке совместного движения силы и моменты, действующие на РЧ, передаются ГЧ и сообщают ей угловые возмущения. Эти возмущения определяются значениями указанных параметров, и в случае превышения ими предельных значений отклонение точки падения ГЧ выйдет за допустимые пределы, что станет причиной возникновения критической ситуации.

При отделении ГЧ торможением РЧ дополнительными двигателями характерно наличие участка совместного движения ГЧ и РЧ. Это связано с тем, что обнуление тяги происходит практически без запаздывания, а тормозные двигатели включаются с некоторой задержкой и выходят на режим через некоторое время после главной команды. Из рис. 14 видно, что тяга маршевого двигателя в первый момент будет значительно превосходить суммарную тягу ТД.

В этом случае время совместного движения зависит от характера спада тяги маршевого двигателя и характера выхода тяги тормозного двигателя на режим. Совместное движение ГЧ и РЧ заканчивается в момент, когда выполняется условие

$$\frac{p - R_{т.д}}{m_{рч}} + \left(\frac{x_{гч}}{m_{гч}} - \frac{x_{рч}}{m_{рч}} \right) = 0. \quad (16)$$

Наличие участка совместного движения приводит к дополнительным линейным и угловым возмущениям головной части.

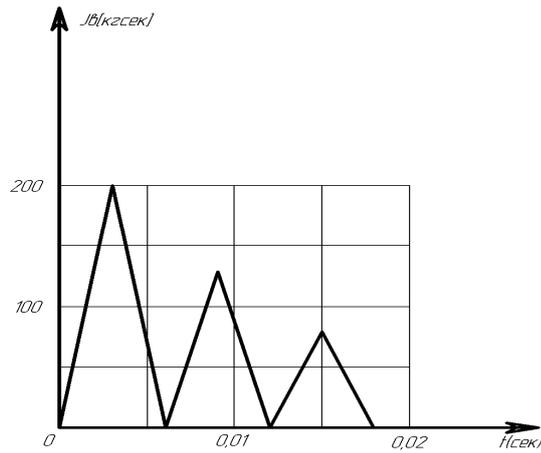


Рис. 15. Характер изменения суммарного волнового импульса по времени

Кроме пороховых ракетных двигателей при отделении ГЧ в плотных слоях атмосферы используются аэродинамические тормозные устройства. К ним относятся тормозные щитки или откидные стабилизаторы решетчатого типа.

По команде на отделение ГЧ подрываются пироболты, фиксирующие стабилизаторы в рабочем положении на активном участке траектории, после чего стабилизаторы поворачиваются в заданное положение за счет аэродинамических сил или с помощью пружины.

Необходимый угол поворота стабилизаторов фиксируется с помощью стопорного устройства (рис. 16), позволяющего регулировать момент сопротивления вращению стабилизатора при его откидывании. Это устройство необходимо не только для фиксации решетки в нужном положении, но и для предельно быстрого разворота ее без разрушения.

Дифференциальное уравнение движения ГЧ относительно корпуса ракеты при использовании аэродинамических тормозных устройств имеет вид

$$\ddot{S} = \frac{x_{рч} - p}{m_{рч}} - \frac{x_{ГЧ}}{m_{ГЧ}}$$

Для более быстрого отделения ГЧ стабилизаторы следует развернуть на такой угол, при котором аэродинамическое сопротивление РЧ $x_{рч}$ будет максимальным.

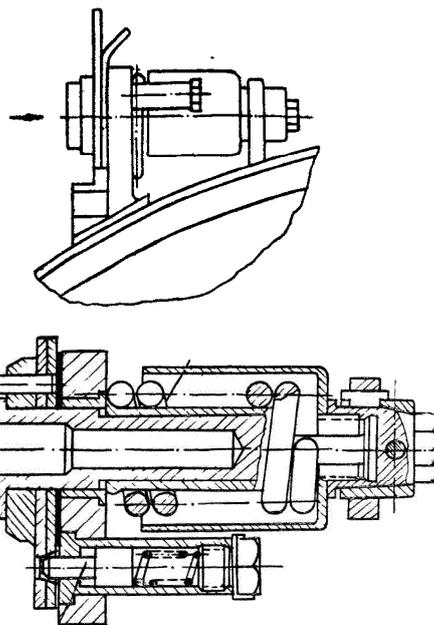


Рис. 16. Общий вид и разрез стопорного устройства

Очевидно, что величина угловых возмущений ГЧ зависит от влияния аэродинамических тормозных устройств и интенсивности процесса отделения: чем быстрее отделяется ГЧ, тем меньше эти возмущения. Время отделения ГЧ увеличивается за счет времени разворота решеток примерно на $0,5t_p$ (t_p – время разворота решетки на оптимальный угол). Таким образом, при увеличении времени срабатывания аэродинамических тормозных устройств за счет изменения их энергетических характеристик увеличивается время отделения ГЧ и, соответственно, отклонение ее точки падения, что становится причиной возникновения критической ситуации.

Для отделения головной части от корпуса ракеты кроме расталкивающих и тормозящих механизмов используют ускоряющие устройства. Ускорение достигается дополнительными двигателями, установленными на ГЧ так, что линия действия тяги проходит через ее центр тяжести. Включение ускоряющих двигателей производится по одной команде с обнулением или с некоторой задержкой (порядка 0,005 с). Величина импульса, необходимого для отделения, определяется выражением

$$J_{сд} = \frac{m_{ГЧ}}{2t_{отд} - t_d} \left[2S_{кр} + \left(\frac{x_{ГЧ}}{m_{ГЧ}} - \frac{x_{РЧ}}{m_{РЧ}} \right) t_{отд}^2 + \frac{P_{усг}}{m_{РЧ}} t_{отд}^2 \right], \quad (18)$$

где t_d – время работы двигателей.

При определении потребного импульса по выражению (18) необходимо исходить из условия отхода ГЧ от РЧ на $S_{кр} = 3,5d_{ГЧ}$ в течение отрезка времени $t_{отд} = 0,5 \dots 1,0$ с. Непосредственный период времени работы дополнительных двигателей находится в пределах $0,15 \dots 0,3$ с.

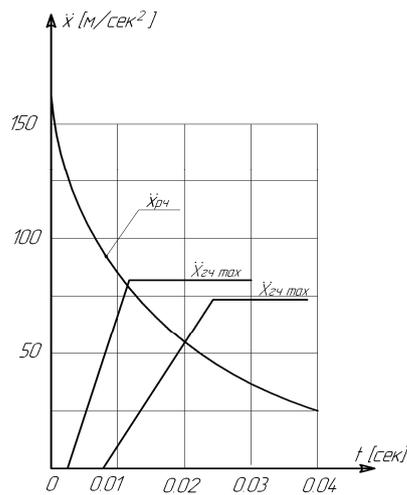


Рис. 17. Кривые спада тяги маршевого двигателя и характер выхода тяги ускоряющих двигателей на режим

При отделении ГЧ дополнительными двигателями так же, как и при отделении торможением РЧ, характерно наличие участка их совместного движения. Срабатывание узла обнуления происходит практически без запаздывания, а дополнительные двигатели включаются с некоторой задержкой и имеют определенное время выхода на режим. При этом ускорение РЧ за счет тяги маршевого двигателя в первый момент будет значительно превосходить ускорение ГЧ от тяги ускоряющих двигателей (рис. 17).

Время совместного движения ГЧ и РЧ зависит от характеров спада тяги маршевого двигателя и выхода тяги ускоряющих двигателей на режим. Совместное движение заканчивается в момент, когда

$$\frac{R_{сд} - x_{ГЧ}}{m} = \frac{P - x_{РЧ}}{M} \quad \text{или} \quad \ddot{x}_{ГЧ} = \ddot{x}_{РЧ}. \quad (19)$$

При отделении ускоряющими двигателями ГЧ получает линейное возмущение, которое определяется в основном импульсом дополнительных двигателей и приводит к изменению начальной скорости отделения головной части. Кроме того воз-

мушающее влияние оказывает волновой импульс, величина и разброс которого определяется, как и при отделении ГЧ, за счет торможения корпуса ракеты дополнительными двигателями.

Вместе с линейными возмущениями ГЧ получает также и угловые возмущения, причиной которых является разброс характеристик и параметров ускоряющих двигателей. Этот разброс становится причиной возникновения критической ситуации.

Список литературы

1. Паничкин, Н. И. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов: учебник для сред. спец. учеб. заведений. – М. : Машиностроение, 1986. – 344 с.
2. Синюков, А. М. Конструкция управляемых баллистических ракет. – М. : Воениздат, 1969. – 444 с.
3. Репко, В. Н. Проектирование технических систем на основе анализа упорядоченных во времени критических состояний : учеб. пособие. – Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 1999. – 268 с.
4. Синюков, А. М. Баллистическая ракета на твердом топливе. – М. : Воениздат, 1972. – 512 с.

УДК 007: 681.518.2

К. В. Шишаков, кандидат физико-математических наук, доцент
Ижевский государственный технический университет

МНОГООБЪЕКТНАЯ ОБРАТНАЯ СВЯЗЬ ПРИ НАВЕДЕНИИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ БОЛЬШОЙ АПЕРТУРЫ

Рассматриваются системные вопросы построения обратной связи при наведении информационных оптических систем с большой апертурой. Система наведения формируется как многоканальная, с многообъектной обратной связью. Определен ее состав, и проведена пространственно-временная декомпозиция многообъектной обратной связи. Сформулированы задачи для моделирования.

Введение

Можно выделить следующие случаи использования информационных оптических систем с большой апертурой [1–6]: 1) получение информации из космоса наземным телескопом; 2) оптический канал связи «Орбита–Земля»; 3) получение информации о Земле орбитальным телескопом; 4) получение информации из космоса орбитальным телескопом; 5) обмен информацией между орбитальными телескопами. Основные различия между наземными и космическими информационными системами проявляются в их размерах и особенностях систем наведения, зависящих от специфики внешних и эксплуатационных возмущений. В первую очередь, это зашумление атмосферной турбулентностью канала оптической связи для наземных систем [7–9]. В этом смысле орбитальные системы более эффективны. Однако в настоящее время из-за их высокой стоимости наибольшее число проектов посвящено созданию наземных информационных оптических телескопов с увеличенной апертурой (в районе 10 м, в перспективе – до 100 м) [3]. Космические телескопы с такой большой апертурой относят к следующему поколению развития информационных оптических систем.