М.Н. ОХОЧИНСКИЙ, К.А. АФАНАСЬЕВ

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

ЧАСТЬ 2

ОТДЕЛЕНИЕ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК И ОБТЕКАТЕЛЕЙ



М.Н. ОХОЧИНСКИЙ, К.А. АФАНАСЬЕВ

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

ЧАСТЬ 2

ОТДЕЛЕНИЕ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК И ОБТЕКАТЕЛЕЙ

Учебное пособие

Санкт-Петербург 2013 УДК [623.46 001 + 629.78] (075.8)

Охочинский, М.Н.

О92 Системы разделения в ракетной технике. Ч. 2. Системы отделения полезных нагрузок и обтекателей: учебное пособие / М.Н. Охочинский, К.А. Афанасьев; Балт. гос. техн. ун-т.– СПб., 2013. – 55 с.

ISBN 978-5-85546-762-8

В пособии, соответствующем учебной программе курса «Системы и агрегаты», рассматриваются устройство и конструкции систем отделения полезных нагрузок, головных и хвостовых обтекателей от баллистических ракет и ракет-носителей. Приведена информация о структуре и составе различных систем отделения, о положенных в их основу физических принципах действия. Даны модели оценки основных проектных параметров систем отделения и их узлов.

Предназначено для студентов, обучающихся по специальности «Ракетостроение», и магистрантов направления «Ракетостроение и космонавтика», изучающих дисциплины «Системы и агрегаты», «Основы устройства и конструирования ракет» и «Синтез ракетных систем».

УДК [623.46 001 + 629.78] (075.8)

Рецензенты: засл. изобретатель России, канд. техн. наук, проф. В.А. Керножицкий; акад. РАКЦ, канд. техн. наук, проф. Л.И. Калягин

ISBN 978-5-85546-762-8

© БГТУ, 2013 © Авторы, 2013

O 92

1. ОТДЕЛЕНИЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ОТ НОСИТЕЛЯ

Впервые в отечественной практике системы отделения полезной нагрузки от носителя были спроектированы и применены при создании баллистической ракеты P-2 (рис. 1), которая должна была обеспечить дальность полета до 600 км.

В процессе разработки ракеты выяснилось, что точка окончания активного участка ракеты с подобной дальностью находится несколько выше условной границы атмосферы (~95 км), поэтому скорость входа ракеты, двигавшейся по баллистической траектории в плотные слои атмосферы, превышала скорость, до которой она была разогнана. Поэтому нагрузка, действующая на конструкцию ракеты, на пассивном участке траектории оказалась существенно выше, чем на активном. В результате разработчики ракеты во главе с С.П. Королевым попали в парадоксальную ситуацию: увеличение дальности стрельбы в соответствии с формулой К.Э. Циолковского требовало роста относительной массы топлива, а необходимость дополнительного упрочнения корпуса приводило к падению этого важнейшего конструктивного параметра.

В апреле 1947 г. на заседании ученого совета НИИ-88, в присутствии министра вооружения Д.Ф. Устинова состоялась защита эскизного проекта ракеты Р-2. По результатам обсуждения было установлено, что ранее применявшиеся технические решения, основанные на копировании немец-

кой ракетной техники, для баллистических ракет большой дальности малопригодны из-за невозможности обеспечить необходимую прочность корпуса ракеты. И поэтому было решено провести коренные изменения конструктивной схемы ракеты Р-2, в частности применить отделяющуюся в конце активного участка головную часть. Благодаря такому решению появилась возможность освободиться от защитной оболочки баков, сделав их несущими, а также упростить хвостовой отсек, ликвидировав стабилизаторы. Тем самым создавался определенный резерв стартовой массы: прочность корпуса при таком



Рис. 1. Ракета Р-2 (въезд в г. Королев)

подходе определялась исключительно нагрузками, действующими на активном участке траектории, что давало возможность увеличить запасы топлива и, соответственно, скорость конца активного участка. И если первые варианты ракеты Р2 с неотделяемой головной частью обеспечивали стрельбу на дальность в 400...450 км, то после разработки системы отделения полезной нагрузки максимальная дальность стрельбы возросла до 600 км.

В отзыве профессора Я.М. Шапиро, который был дан на проект ракеты Р-2 в 1950 году, заслуживает внимания следующий абзац: «Исключительно целесообразной является примененная авторами конструкция отделяющейся головной части. Это обстоятельство позволяет получить более легкую конструкцию корпуса ракеты. Подобная конструкция является единственно возможной для получения весьма больших дальностей (порядка нескольких тысяч километров), ибо исключительно большие аэродинамические нагрузки на последних 20...30 км траектории делают невозможным обеспечение прочности корпуса ракеты на этом участке ее полета»¹.

¹ Использованы материалы книг: *Гудидин В.Е., Слабкий Л.И.* Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). М.: 1996; С.П. Королев и его дело. Свет и тени в истории космонавтики / Сост. *Г.С. Ветров.* М.: Наука, 1998.

1.1. Общие сведения о системах отделения полезной нагрузки

Под полезной нагрузкой (ПН) будем в дальнейшем понимать моноблочную или многозарядную головную часть (ГЧ) баллистической ракеты (БР) либо космический аппарат (КА), размещенный на ракете-носителе (РН).

Под отделением полезной нагрузки будем понимать совокупность процессов, связанных с отделением ПН от носителя и увода ее на безопасное расстояние. Под безопасным расстоянием понимается такое, при достижении которого соударение ПН и последней ступени становится невозможным (ни в результате изменения относительной скорости движения и догона ПН последней ступенью носителя, ни по причине вращения разделившихся блоков конструкции относительно своих центров масс).

С точки зрения современного состояния ракетной техники, отделение ПН от носителя обычно осуществляется с целью:

• повысить точность стрельбы моноблочной ГЧ за счет снижения возмущений, действующих на конструкцию, входящую на завершающем участке полета в плотные слои атмосферы (при стрельбе на дальность, превышающую 400...500 км);

• обеспечить возможность маневров наведения на цель маневрирующей или многозарядной ГЧ;

• повысить вероятность прохождения ГЧ противоракетной обороны противника за счет снижения ее эффективной поверхности отражения и создания возможности использования дополнительных ложных целей;

• создать условия функционирования КА на орбите в соответствии с его целевой задачей;

• увеличить время функционирования КА на заданной орбите за счет снижения сопротивления движению со стороны атмосферы.

Принципиально возможны три способа обеспечения разведения ПН и последней ступени носителя на безопасное расстояние:

1) торможение ракетной части последней ступени носителя;

2) ускорение отделяемой ПН;

3) применение толкателей, задающих необходимую скорость относительного движения ПН и ракетной части последней ступени.

Поэтому традиционно применяемые средства отделения полезной нагрузки включают в себя:

• аэродинамические тормозные системы (щитки);

• тормозные РДТТ, устанавливаемые на последней ступени носителя;

• тормозные системы, использующие сброс газа наддува из верхнего бака или внутреннего давления из полости РДТТ последней ступени;

• тормозные системы, использующие давления наддува отсека, с которым соединена ГЧ;

• ускоряющие РДТТ, устанавливаемые на ПН.

• расталкивающие средства, включающие толкатели различных типов, в частности пружинные, пневматические, пиротехнические.

Можно сформулировать основные требования, применяемые к системам отделения ПН:

• надежное крепление ПН к корпусу последней ступени носителя в процессе полета на активном участке полета ракеты;

• работа системы отделения, обеспечивающая необходимый диапазон дальностей стрельбы.

• обеспечение надежного отделения ПН (отсутствие соударений и догонов) при минимальном возмущении ее движения в процессе отделения, гарантирующем минимальность отклонения от точки прицеливания или заданную точность выведения объекта на орбиту;

• малая масса и компактность агрегатов системы отделения;

• удобство эксплуатации системы.

1.2. Некоторые конструктивные решения систем отделения полезной нагрузки

1. Системы с торможением ракетной части с помощью аэродинамических сил (рис. 2). Возможны к применению исключительно на малых высотах при малых дальностях полета (или как дополнительные системы для расширения диапазона использования ракет).

2. Системы с использованием тормозных РДТТ на ракетной части (рис. 3). Обладают относительно малой массой и вносят минимальные погрешности в движение отделившейся ПН. На прак-

тике такие системы применяются достаточно широко, в частности в PH среднего класса типа «Космос-3М» или PH тяжелого класса «Протон-К» (СССР/Россия).

3. Система с применением сброса газа наддува или газа из корпуса РДТТ (рис. 4). Применяется в ракетных конструкциях достаточно часто, при использовании в составе РДТТ одновременно обеспечивая отсечку тяги двигателя.

Система обладает минимальной массой, но применяться может лишь в тех случаях, когда давление наддува в верхнем баке достаточно для создания разделяющей силы. При этом возможен определенный разброс величины тормозящего импульса из-за разброса давления наддува. Система, в частности, применяется на ракете 8К99, советской БР 1960-х годов разработки КБ «Южное».



Рис. 2. Схема тормозной аэродинамической системы отделения ПН: 1 – ПН; 2 – корпус ракетной части; 3 – вводимые в поток аэродинамические поверхности (откидные щитки)



Рис. 3. Схема тормозной системы отделения ПН с применением дополнительных РДТТ: 1 – РДТТ; 2 – плоскость стыка ПН и ракетной части



Рис. 4. Схема тормозной системы отделения ПН с применением сброса давления из полости РДТТ при помощи противосопл: *1* – корпус РДТТ; *2* – противосопло; *3* – ПН; *4* – заглушка противосопла

4. Система отделения ПН с применением пружинных толкателей (рис. 5). При монтаже системы толкатель зачекован, после установки ПН чека толкателя удаляется, поэтому стаканы при сжатых пружинах упираются в днище нагрузки. Возможно применение одновременно нескольких толкателей, что позволяет в процессе функционирования получать наиболее «мягкое» нагружение ПН из всех существующих систем отделения. Наиболее часто пружинные толкатели применяются в системах отделения космических объектов. 5. Система отделения ПН с применением пневматических (рис. 6) или пиротехнических толкателей. Достаточно распространенная система, широко применявшаяся на начальных этапах развития ракетной техники. Пример реального применения пневматического толкателя в системе отделения ПН – баллистическая одноступенчатая ракета Р-5 конструкции С.П. Королева.



с газом (рабочим телом)

Основные недостатки всех расталкивающих систем:

• сообщение ПН дополнительной скорости с нестабильным от системы к системе значением, что вносит дополнительное рассеивание в точки падения ПН;

• при наличии тяги последействия основного двигателя последней ступени толкатели приемлемой массы и габаритов не могут обеспечить надежного разделения.

Как самостоятельную группу можно выделить системы отделения ПН комбинированного типа, в которых торможение ракетной части или расталкивание блоков сопровождается одновременным (или последовательным) разворотом ракетной части относительно своего центра масс, например:

1) разворот ракетной части сбросом газа наддува под некоторым углом к продольной оси ракеты;

2) подача достаточно большого по величине тормозного импульса под некоторым углом к продольной оси ракеты (рис. 7), что тормозит ракетную часть и уводит ее с траектории даже при работающем основном двигателе.



Рис. 7. Схема комбинированной системы отделения ПН с применение бокового тормозного импульса

Основной двигатель при этом может продолжать свою работу в штатном режиме или же функционировать в режиме последействия. При этом ракетная часть, продолжая движение, может даже догнать и перегнать ПН, но, поскольку она движется по параллельной траектории, возможность столкновения исключена.

1.3. Расчет основных характеристик систем отделения полезной нагрузки

Прежде чем рассмотреть модели, которые позволяют оценить характеристики различных по принципу действия и конструкции систем отделения ПН, введем основные допущения, которые будем учитывать при построении этих моделей:

• углы атаки системы «ПН-последняя ступень носителя» в ходе всего процесса разделения пренебрежимо малы и принимаются равными нулю;

• угловые колебания ракеты относительно поперечных осей в ходе всего процесса отделения отсутствуют;

• масса корпуса последней ступени носителя и аэродинамические силы постоянны по величине;

• силы сопротивления в разъемах пренебрежимо малы.

Расталкивающая система отделения. При оценке харак-теристик расталкивающих систем разделения обычно рас-считывают:

• необходимую величину силы механизма отделения, обеспечивающую неотрицательное значение ускорения относительного движения ПН и ракетного блока;

достаточные условия безопасного разделения, обычно определяемые расхождением ПН (в рассматриваемом случае – головная часть – ГЧ) и ракетного блока на некоторое безопасное расстояние (расстояние достаточной длины отхода). Обычно при этом вычисляют значение силы механизма отделения, которая обеспечит расхождение на это расстояние.

Используем обозначения (рис. 8): m, M – масса ГЧ и корпуса в момент отделения; X_{Γ}, X_{κ} – силы лобового сопротивления ГЧ и корпуса; P – сила тяги (в период последействия); F, F_{Tp} – сила механизма отделения и ее требуемое значение; l_0 – ход толкателя; V_{0T}, V_0, V_{Tp} – относительная скорость движения ГЧ и корпуса, ее значение в конце хода толкателя и ее требуемое значение; x_{0TH} – относительное перемещение ГЧ и корпуса; L_0 – безопасное расстояние, обеспечивающее надежное разделение.

Уравнение, описывающее изменение относительного ускорения при движении ГЧ и ракетной части:

$$\ddot{x}_{\text{OTH}} = \frac{1}{m} (F - X_{\text{F}}) + \frac{1}{M} (F + X_{\text{K}} - P).$$

Предположим, *P* = 0 – расталкивание происходит по окончании спада тяги двигателя.

Тогда $F \ge \frac{M X_{\Gamma} - m X_{K}}{M + m}$ – необходимая сила отталкивания.

Эта сила *необходима* для разделения, но не достаточна для исключения возможности догона ГЧ ракетной частью. Оценим достаточные условия разделения.





Рис. 8. К расчету систем отделения ГЧ расталкивающего типа

Расчеты показывают, что лобовое сопротивление X_{κ} корпуса и X_{Γ} ГЧ при расхождении отсеков на некоторое расстояние L_0 существенно возрастут. При этом X_{κ} возрастет за счет вышедшего из «аэродинамической тени» ГЧ переднего среза корпуса, а X_{Γ} – из-за проявления влияния донного сопротивления, причем силы, действующие на корпус, значительно превосходят силы, действующие на ГЧ. Таким образом, если развести ГЧ и корпус на расстояние L_0 , догон будет исключен именно из-за различных сил сопротивления, что является условием достаточного разделения.

После окончания работы механизма толкателя

$$\ddot{x}_{\rm ot} = \frac{1}{M} X_{\rm \kappa} - \frac{1}{m} X_{\rm \Gamma}.$$

Начальные условия: t=0 , $\dot{x}_{\rm ot}=\textit{V}_0$, $x_{\rm ot}=l_0$. Тогда

$$\dot{x}_{\text{oT}} = \left(\frac{1}{M}X_{\kappa} - \frac{1}{m}X_{\Gamma}\right)t + V_0;$$
$$x_{\text{oT}} = \left(\frac{1}{M}X_{\kappa} - \frac{1}{m}X_{\Gamma}\right)\frac{t^2}{2} + V_0t + l_0$$

Граничные условия надежного разделения: $t = t_{\rm k}$, $\dot{x}_{\rm ot} = 0$, $x_{\rm ot} \ge L_0$. Тогда требуемая относительная скорость в конце хода толкателя для выполнения этих условий определится как

$$\mathbf{V}_{\mathrm{rp}} = \sqrt{2\left(\frac{1}{m}X_{\mathrm{r}} - \frac{1}{M}X_{\mathrm{\kappa}}\right) \cdot \left(L_{0} - l_{0}\right)}$$

Относительная скорость в конце хода толкателя определяется по формуле, получаемой из уравнения, описывающего изменение относительного ускорения при движении ГЧ и ракетной части:

$$V_{\rm or} = \sqrt{\frac{2(M+m)}{Mm}} A_F - \frac{2(MX_{\rm F} - mX_{\rm K})}{Mm} l_0$$

где $A_F = \int_{0}^{l_0} F dx_{or}$ – полная работа расталкивающего механизма.

В зависимости от типа применяемого расталкивающего механизма эта формула может принимать различный вид.

А. Пневматический толкатель: $A_F = F l_0$, F = const - сила тол-кателя в течение всего хода остается постоянной.

Б. Пружинный толкатель. Считая, что в конце хода толкателя пружина полностью разжимается, получаем $F = F_0 \frac{l_0 - x_{or}}{l_0}$

и тогда $A_F = \frac{F_0 l_0}{2}$.

В. Пиротехнический (пороховой) толкатель. При использовании режима предварительной газогенерации (заряд твердого топлива газогенератора полностью сгорает до начала движения поршня толкателя), с учетом адиабатического процесса расширение газа при движении поршня, сила толкателя определится как

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

где S_n – площадь поршня; $p_{\rm H}$ – давление в газовой полости при полном сгорании заряда до начала движения; $l_{\rm H}$ – начальная длина газовой полости; $x_{\rm or}$ – текущий ход поршня; k – показатель адиабаты продуктов газогенерации. Тогда величина полной работы расталкивающего механизма

$$A_{F} = \frac{S p_{H}}{1-k} \left[\frac{l_{H}^{k}}{(l_{H} - l_{0})^{k-1}} - l_{H} \right].$$

Подставив полученные значения A_F в выражение для относительной скорости в конце хода толкателя, получим соответствующие формулы для каждой из рассмотренных конструкций.

Определим требуемое значение силы механизма отделения $F_{\rm Tp}$, которая обеспечит расхождение разделяющихся объектов на безопасное расстояние L_0 .

Для того чтобы надежно отделить ГЧ, необходимо, чтобы $v_0 \ge v_{\rm rp}$. Считая, что $v_0 = v_{\rm rp}$, можно получить выражение для требуемой расталкивающей силы:

пневматический толкатель: $F_{\rm Tp} \ge \frac{M X_{\Gamma} - m X_{\kappa}}{M + m} \cdot \frac{L_0}{l_0};$ пружинный толкатель: $F_{\rm 0Tp} \ge \frac{M X_{\Gamma} - m X_{\kappa}}{M + m} \cdot \frac{2L_0}{l_0};$

пиротехнический (пороховой) толкатель:

$$F_{\rm Tp} \ge (p_{\rm H} S)_{\rm Tp} = \frac{\frac{X_{\rm K}}{M} - \frac{X_{\rm T}}{m} [2(x_0 - l_0) + 1]}{\frac{M + m}{M \cdot m(k - 1)} \left[\frac{l_{\rm H}^k}{(l_{\rm H} + l_0)^{k - 1}} - l_{\rm H} \right]}.$$

Отдельно целесообразно рассмотреть случай отделения ПН на больших высотах. Если отделение происходит на больших высотах (то есть $X_{\Gamma} = X_{\kappa} = 0$) и тяга последействия отсутствует (*P*=0), то сила $F_{\rm Tp}$, в принципе, должна обеспечить преодоление лишь трения в штепсельных и пневматических разъемах. На практике при оценочных расчетах в этом случае обычно задают необходимую скорость в конце хода толкателя V_0 и затем определяют $F_{\rm Tp}$:

пневматический толкатель:
$$F_{\rm rp} = \frac{{v_0}^2 M m}{2 l_0 (M+m)}$$

пружинный толкатель: $F_{0\text{тр}} = \frac{v_0^2 M m}{l_0 (M + m)};$

пиротехнический (пороховой) толкатель:

$$F_{\rm Tp} = \frac{{v_0}^2 M m(1-k)}{2(M-m) \left[\frac{l_{\rm H}^k}{(l_{\rm H}+l_0)^{k-1}} - l_{\rm H}\right]}$$

Тормозная система отделения. Аналогично расталкивающим системам, для тормозных систем отделения определяются:

• необходимые условия разделения – наличие неотрицательного ускорения относительного движения разделяющихся объектов и обеспечивающей это условие силы F(t) тормозного устройства (двигателя);

• достаточные условия, связанные с отходом ГЧ от ракетного блока на безопасное расстояние. При этом обычно принимается во внимание:

возможность отделения ГЧ при наличии тяги последействия основного двигателя;

целесообразность отделения ГЧ сразу после резкого спада тяги основного двигателя, что гарантирует минимальность массы тормозного двигателя, исключение влияния конечного участка тяги последействия на конечную точность попадания в заданную точку пространства, уменьшение потерь в дальности полета в результате использования стабильной части импульса последействия для сообщения ракете скорости (известного приращения Δ*v*).

В принципе, возможны два режима работы основной ДУ: выключение ДУ в одну ступень (рис. 9,*a*) и выключение при наличии фиксированной конечной ступени тяги (рис. 9,*б*). Логично, что во втором случае целесообразно включение тормозной ДУ в момент подачи команды на выключение основного двигателя.

Расчетная схема для оценки необходимых и достаточных условий разделения представлена на рис. 10.



a)

Рис. 9. Режимы выключения двигательной установки



Рис. 10. К определению необходимых условий разделения

Используем обозначения: m, M – масса ГЧ и корпуса в момент отделения; X_{Γ}, X_{κ} – силы лобового сопротивления ГЧ и корпуса; P(t) – сила тяги (в период последействия); F(t) – сила тормозного механизма отделения; x_{0T} – относительное перемещение ГЧ и корпуса.

Уравнение, описывающее относительное движение ГЧ и корпуса ракеты на участке действия тормозящей силы:

$$\ddot{x}_{\text{oT}} = \frac{1}{M} \left[F(t) - P(t) \right] + \left(\frac{X_{\text{K}}}{M} - \frac{X_{\text{F}}}{m} \right).$$

В данном случае \ddot{x}_{ot} зависит от времени процесса разделения.

Для выполнения необходимого условия отделения $\ddot{x} > 0$

$$F(t) > P(t) - X_{\mathrm{K}} + \frac{M}{m} X_{\mathrm{\Gamma}}.$$

Проинтегрировав уравнение относительного движения и затем разделив переменные, получим новое уравнение:

$$\dot{x}_{\rm ot} = \frac{1}{M} \int_{0}^{t} F(t) dt - \frac{1}{M} \int_{0}^{t} P(t) dt + \frac{X_{\rm K}}{M} t - \frac{X_{\rm \Gamma}}{m} t \,.$$

Обозначим $I_F = \int_{0}^{1} F(t) dt$ – импульс тормозной (сила тяги тормозной системы при этом направ-

лена вдоль продольной оси); $I_P = \int_0^t P(t) dt$ – импульс последействия тяги; $I_{\kappa} = X_{\kappa} \cdot t$, $I_{\Gamma} = X_{\Gamma} \cdot t$ –

импульс соответствующих сил лобового сопротивления $X_{\rm \scriptscriptstyle K}$ и $X_{\rm \scriptscriptstyle \Gamma}$.

Тогда

$$V_{\text{OT}} = \frac{1}{M} (I_F - I_P) + \left(\frac{I_{\text{K}}}{M} - \frac{I_{\text{F}}}{m}\right),$$
$$x_{\text{OT}} = \frac{1}{M} \int_{0}^{t} (I_F - I_P) dt + \left(\frac{I_{\text{K}}}{M} - \frac{I_{\text{F}}}{m}\right) t$$

где V_0 и x_{ot} – текущие значения относительной скорости движения разделяющихся объектов и относительного расстояния между ними.

Рассмотрим тормозную систему отделения с применением тормозных твердотопливных двигателей (РДТТ). На рис. 11 показан график изменения тяги последействия при выключении основного двигателя (возможная аппроксимация).



Рис. 11. Линейная аппроксимация изменения тяги последействия основного двигателя

Здесь t_1 – время включения тормозного РДТТ; t_2 – время выключения тормозного РДТТ; t_3 – полное время спадания тяги основного двигателя; τ – время торможения (время работы тормозно-го РДТТ); t_{κ} – время спадания тяги после торможения; $t_{\Pi} = \tau + t_{\kappa}$ – полное время отделения.

Предположим, что τ относительно мало по сравнению со всем временем процесса разделения и нет установившегося режима тяги. Тогда $I_F = P_T \cdot \tau$, где P_T – среднее значение тяги тормозного РДТТ, τ – полное время его работы.

С учетом рис. 11 текущее значение тяги последействия равно: $P(t) = \frac{P_1}{t_{\pi}} (t_{\pi} - t)$. Тогда импульс

тяги последействия за время τ определится как $I_P = \frac{1}{2} (P_1 + P_2) \tau$.

Если подставить эти значения в формулы для текущих значений V_0 и x_{or} , то можно получить значения этих параметров в конце торможения:

$$\mathbf{V}_0 = \left(\frac{P_{\mathrm{T}}}{M} - \frac{P_1 + P_2}{2M} + \frac{X_{\mathrm{K}}}{M} - \frac{X_{\mathrm{F}}}{m}\right) \tau,$$
$$l_0 = \left(\frac{P_{\mathrm{T}}}{M} - \frac{P_1 + P_2}{2M} + \frac{X_{\mathrm{K}}}{M} - \frac{X_{\mathrm{F}}}{m}\right) \frac{\tau^2}{2}.$$

Уравнение, описывающее относительное движение ГЧ и корпуса ракеты на участке свободного движения (тормозные РДТТ отработали, тормозящей силы нет):

$$\ddot{x}_{\rm ot} = \frac{1}{M} \left(X_{\rm k} - P \right) - \frac{1}{m} X_{\rm r} \,.$$

Тяга последействия при этом продолжает падать по линейному закону (см. рис. 11): $P(t) = \frac{P_2}{t_{\rm w}} (t_{\rm K} - t)$. Тогда

$$\ddot{x}_{\text{oT}} = \frac{X_{\text{K}} - P_2}{M} - \frac{1}{m} X_{\text{F}} + \frac{X_{\text{K}}}{M t_{\text{K}}} t$$

Начальные условия: t = 0, $\dot{x}_{ot} = V_0$, $x_{ot} = l_0$. После решения получим

$$\dot{x}_{\text{oT}} = \left(\frac{X_{\text{K}}}{M} - \frac{X_{\text{F}}}{m}\right) t_{\text{K}} - \frac{P_2 t_{\text{K}}}{2M} + V_0,$$
$$x_{\text{oT}} = \left(\frac{X_{\text{K}}}{M} - \frac{X_{\text{F}}}{m}\right) \frac{t_{\text{K}}^2}{2} - \frac{P_2 t_{\text{K}}^2}{6M} + V_0 t + l_0.$$

Далее можно определить требуемую скорость, обеспечивающую надежное разделение.

Понимается, что при некотором времени $t_{\rm H} > t_{\rm K}$ выполняются условия $\dot{x}_{\rm ot} \ge L_0$ и $V_0 \ge 0$. В принципе, тогда условия можно записать как $t = t_{\rm H}$, $\dot{x}_{\rm ot} = 0$, $x_{\rm ot} = L_0$, $V_0 = V_{\rm Tp}$ и требуемая скорость определится зависимостью

$$\mathbf{v}_{\rm rp} = \sqrt{\left(\frac{P_2 t_{\rm K}}{2M}\right)^2 - 2\left(\frac{X_{\rm K}}{M} - \frac{X_{\rm r}}{m}\right)\left(L_0 - l_0 + \frac{P_2 t_{\rm K}^2}{6M}\right)}$$

Отсюда можно сформулировать начальные требования к проектированию тормозных РДТТ: $V_0 \geq V_{\rm TP}$.

Если пренебречь силами сопротивления ($X_{\kappa} = X_{\Gamma} = 0$), что возможно при отделении ПН на больших высотах, а также считать, что процесс торможения происходит очень быстро по сравнению с периодом спада тяги основного двигателя (в обозначениях рис. 11 -

$$P_1 = P_2$$
), то тогда достаточно просто можно показать, что $F \ge P_1 \left(1 + \frac{t_{\kappa}}{2\tau} \right)$.

Если учесть, что тормозных РДТТ может быть *n*, и что сопла этих двигателей могут иметь некоторый угол у наклона к продольной оси ракеты (рис. 12), тягу каждого такого РДТТ можно оценить как

$$F_1 = \frac{F}{n\cos(\gamma)} \,.$$

Рассмотрим далее тормозную систему отделения с применением сопл противотяги (противосопл) для ракеты с основным РДТТ.

Известно, что для ракет с РДТТ отсечка тяги двигателя последней ступени хорошо сочетается с реверсом тяги для торможения ракетной части при отделении ПН.

Требования к узлу сопл противотяги:

• обеспечение необходимого тормозного импульса противосопл для

• определенный диапазон дальностей полета, т.е. возможность отделения ПН при стрельбе на минимальную дальность;

• минимум разброса конечной скорости полета ракеты.

Для удовлетворения первого требования необходимо подобрать такую площадь критического сечения каждого противосопла, которая при заданном угле наклона сопла к оси ракеты обеспечит требуемый тормозной импульс. Обычно для надежного отделения ПН принимается, что суммарная тяга всех противосопл должна превышать тягу основного двигателя на 10...15 %.



γ

надежного торможения корпуса ракеты; • минимум возмущений на ПН со стороны истекающих газов; Примем следующие допущения, которые позволят оценить величину критического сечения противосопл:

- все противосопла имеют одинаковую геометрию;
- все противосопла наклонены к оси ракеты под одним и тем же углом у;
- ось сопла основного двигателя соответствует продольной оси ракеты.

Проекция всех сил на продольную ось ракеты: $P = P_c - P_{\Pi} \cos(\alpha)$.

Величина тяги основного двигателя: $P_{\rm c} = \phi_{\rm c} \frac{A}{\sqrt{f_{\rm c}}} p_{\rm co} f_* I_{\rm yg}$.

Величина суммарной тяги всех противосопл:

$$P_{\Pi} = \phi_{\Pi} \frac{A}{\sqrt{f_{p}}} p_{co} f_{*_{\Pi}} I_{y_{d,\Pi}} n.$$

Здесь $P_{\rm c}$ – тяга сопла основного двигателя; $P_{\rm n}$ – суммарная тяга всех противосопл; $p_{\rm co}$ – давление в камере РДТТ; f_* , $f_{*{\rm n}}$ – площади критических сечений основного сопла и противосопла; $I_{\rm yg.}$, $I_{\rm yg.{\rm n}}$ – удельные импульсы тяги при истечении через основное сопло и через противосопло; n – число противосопл; $\varphi_{\rm c}$ – коэффициент расхода через основное сопло; $\varphi_{\rm n}$ – коэффициент расхода

через противосопло; $f_{\rm p} = R \cdot T_0$; $A = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k-1}{k+1}}$.

Тогда получим

$$P = P_{\rm c} \left(1 - n \frac{\varphi_{\rm m}}{\varphi_{\rm c}} \frac{f_{*{\rm m}}}{f_{*}} \frac{I_{\rm yd,m}}{I_{\rm yd,c}} \cos(\alpha) \right).$$

Для первых этапов проектирования эта формула может быть преобразована в рекомендации по выбору площади критического сечения противосопла. С учетом того, что можно принять $\phi_c = 0.98$; $\phi_{\Pi} = 0.91$; $I_{VZ,\Pi} = 0.9 \cdot I_{VZ,C}$,

$$f_{*_{\Pi}} \cong (1,017 \div 1,077) \frac{f_{*}}{n \cos(\alpha)}$$
.

Для уменьшения влияния струи газов на отделяемую ПН нередко используют несколько (n > 2) отсечных противосопл, расположенных под большим углом γ к оси ракеты (например, у американской ракеты Минитмен-III этот угол достигает 45°).

Если рассматривать тормозную систему отделения с применением сопел противотяги (противосопл) для ракеты с основным ЖРД, то получение тормозной силы связано со сбросом давления наддува из верхнего бака ракетной части.

Тяга противосопла при истечении газа из наддутого бака

$$P_{\Pi} = f_{*_{\Pi}} \cdot p_{\mathrm{co}} \cdot K_{\mathrm{T}},$$

где *К*_т – коэффициент тяги, который может быть определен как

$$K_{\rm T} = \frac{1}{\sqrt{k^2 - 1}} \left(\frac{2}{k + 1}\right)^{\frac{1}{k - 1}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_{\rm co}}\right)^{\frac{k - 1}{k}}} \times \left\{ 2k + \left(\frac{p_a}{p_{\rm co}} - \frac{p_{\rm H}}{p_{\rm co}}\right) \frac{k - 1}{\left(\frac{p_a}{p_{\rm co}}\right)^{\frac{1}{k}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{\rm co}}\right)^{\frac{k - 1}{k}}\right]} \right\}$$

На больших высотах $p_{\rm H} = 0$. Для случая сброса давления

$$p_{\rm co} = \overline{p}_{\rm co} \left(1 + \frac{k - 1}{2} \frac{K_0 f_* \sqrt{g R T_0}}{V_{\rm \psi}} t \right)^{-\frac{2k}{k-1}}.$$

Здесь p_{c0} , T_0 – начальные давление и температура в баке; $K_0 = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}$, $V_{\psi} = V_{\psi}(t)$ –

объем бака (или свободный объем камеры, поскольку формула применима и для случая РДТТ); *t* – текущее время. Зная эти значения, можно оценить динамику процесса разделения.

Контрольные вопросы

1. Для чего в современных ракетных системах применяется отделение полезной нагрузки от носителя?

2. Какие существуют способы обеспечения разведения полезной нагрузки и последней ступени носителя на безопасное расстояние?

3. Каковы традиционно применяемые средства отделения полезной нагрузки?

4. Какие требования предъявляются к системам отделения полезной нагрузки?

5. Приведите примеры конструктивных решений систем отделения полезной нагрузки.

6. В чем состоит принципиальное отличие алгоритмов оценки характеристик расталкивающих и тормозных систем отделения полезной нагрузки?

7. Каковы основные особенности оценки характеристик систем отделения полезной нагрузки с применением сопл противотяги?

2. ОТДЕЛЕНИЕ ХВОСТОВЫХ ОТСЕКОВ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

2.1. Общие сведения о системах отделения хвостовых отсеков

Основной причиной, по которой в структуре ракет присутствуют системы сброса хвостовых отсеков, является желание уменьшить пассивную массу конструкции. На активном участке полета, когда достигнуты большие высоты, где величина скоростного напора приближается к нулю, когда прошло отделение ранее отработавших ракетных ступеней (блоков), функции хвостовых отсеков² уже выполнены: они перестают обеспечивать снижение силы лобового сопротивления или обеспечивать защиту агрегатов и систем от набегающего потока.

На практике применяют два основных способа отделения таких отсеков: без продольного деления отсека (иногда для такой схемы применяют термин сброс «чулком»), с делением отсека на части по продольным стыкам (сброс «тюльпаном»).

Первый способ позволяет получать конструкции относительно малой массы, в особенности при изготовлении оболочки отсека из композиционных материалов, но при этом существенно повышается сложность системы сброса отсека и защиты от воздействия в процессе увода остающихся на ракетном блоке систем и агрегатов.

Второй способ обеспечивает быстрый увод створок, на которые делится отсек, от ракетной части, но при этом конструкция существенно усложняется и утяжеляется за счет продольных профилей с установленными на них замками, соединяющими створки до сброса, и собственно устройствами их увода.

При создании ракетной системы «Сатурн-V» (США) в конструкции ступени S-II была применена первая схема сброса ее хвостового отсека – сброс «чулком» (рис. 13). Сброс производился после окончания работы размещенных в этом отсеке вспомогательных РДТТ, которые обеспечивали надежный запуск и выход на режим основных двигателей ступени – ЖРД (применение РДТТ контроля положения жидкости в баках было связано с «холодной» схемой разделения ступеней ракеты). Крепление элементов конструкции и разрыв связей между отделяемым отсеком и ступенью были реализованы с применением удлиненных кумулятивных зарядов (УКЗ).



Рис. 13. Схема хвостового отсека ступени S-II: *1* – корпус бакового отсека ступени; *2* – обтекатель хвостового отсека; *3* – РДТТ контроля положения жидкости в баках; *4* – стыковой шпангоут ступени; *5* – плоскость стыка хвостового и бакового отсеков; *6* – зона размещения УКЗ

На баллистической ракете дальнего действия (БРДД) «Минитмен-II» (США) применялся сброс хвостового отсека третьей ступени по второй схеме – «тюльпаном» – сразу после запуска двигательной установки ступени. Аналогичная конструкция применена на БРДД «Минитмен-III» для сброса хвостовых отсеков второй и третьей ступеней. Конструкция включала малоимпульсные детонирующие шнуры (МДШ) и систему разъединения створок с разбросом их в разные стороны для исключения соударения с соплами.

Аналогичная система сброса отсека «тюльпаном» применена на ракете-носителе «Штиль-2Н» (Россия): производится сброс хвостового отсека второй ступени, который представляет собой верхнюю часть бака окислителя первой ступени.

² Под этим термином здесь понимается значительно более широкий ряд конструкций – собственно хвостовые отсеки, переходные (межступенные) отсеки, обтекатели («юбки») баков и т.п.

Рассмотрим более подробно систему сброса хвостового отсека третьей ступени ракетыносителя «Союз-У» (СССР/Россия), где применено деление оболочки по продольным стыкам и используются РДТТ увода створок отсека.

2.2. Модель сброса хвостового обтекателя ракеты-носителя

Рассмотрим процесс сброса хвостового обтекателя третьей ступени ракеты-носителя «Союз-У» с использованием РДТТ увода створок и продольных пружинных толкателей. Основные элементы, входящие в состав системы, представлены на рис. 14.



Рис. 14. Схема хвостового отсека третьей ступени PH «Союз-У»: *1* – сбрасываемый обтекатель; *2* – замки поперечного стыка (крепление обтекателя к основному блоку); *3* – замки продольного стыка; *4* – толкатели продольного стыка; *5* – ПРД увода створок обтекателя; *6* – элементы системы управления; *7* – направляющие штыри

Последовательность работы системы сброса обтекателя:

• раскрытие замков поперечного стыка;

• движение обтекателя как единого целого по направляющим штырям (участок шпилечной связи);

• прекращение действия толкателя, продолжение движения по направляющим штырям (продолжение участка шпилечной связи);

• сход с направляющих штырей, продолжение движения как единого целого (окончание участка шпилечной связи);

• срабатывание по сигналу временного устройства замков продольного стыка и запуск РДТТ увода створок;

• завершение работы РДТТ увода, продолжение свободного движения створок.

Разделение на участке движения обтекателя как единого целого по направляющим штырям происходит под действием аэродинамических сил и продольной перегрузки вкупе с силой толкателя.

Для построения модели движения обтекателя примем следующие допущения:

- силы толкателей продольного стыка соосны и равны;
- трение в узлах (шпильках) пренебрежимо мало;
- угол атаки в момент сброса пренебрежимо мал;
- силы тяги РДТТ увода (на каждой створки) одинаковы;

• РДТТ увода включаются одновременно с раскрытием замков продольного стыка через некоторое (малое) время после окончания участка шпилечной связи;

• поперечная перегрузка в процессе разделения отсутствует;

• рассматривается плоское движение отсеков.

Рассмотрим поэтапно движение отдельной створки с момента разрыва продольного стыка (рис. 15).



Рис. 15. Расчетная схема для построения модели движения сбрасываемой створки хвостового отсека

Относительное движение створки на участке шпилечной связи описывается уравнением

$$m_{\text{otc}} \ddot{x}_{\text{ot}} = n_x m_{\text{otc}} g + F_{\text{T}} + X$$
,

где $m_{\text{отс}}$ – масса отделяемого отсека; X – аэродинамическая сила лобового сопротивления; n_x – коэффициент осевой перегрузки; $F_{\text{т}}$ – сила пружинного толкателя продольного стыка: $F_{\text{т}} = F_0 - \frac{F_0 - F_{\text{к}}}{l_{\text{т}}} x$; x = h – ход толкателя; F_0 , $F_{\text{к}}$ – сила в начале и в конце хода толкателя. На-

чальные условия в данном случае нулевые.

После интегрирования получим

$$\dot{x} = \frac{A}{k}\sin kt, \quad x = \frac{A}{k^2}(1 - \cos kt),$$

где $A = \frac{F_0 + X + n_x m_{\text{отс}} g}{m_{\text{отс}}}, k^2 = \frac{F_0 - F_{\text{к}}}{l_{\text{т}} m_{\text{отc}}}.$

В конце хода толкателя, при $x = l_{\rm T}$

$$\dot{x} = k \sqrt{l_{\rm T} \left(2\frac{A}{k^2} - l_{\rm T}\right)} \,.$$

После окончания участка шпилечной связи продолжается *движение отсека как единого цело*го, которое описывается уравнением

$$m_{\text{otc}} \ddot{x}_{\text{ot}} = n_x m_{\text{otc}} g + X$$

После интегрирования

$$\dot{x}_{\text{oT}} = \frac{n_x m_{\text{oTC}} g + X}{m_{\text{oTC}}} t + k \sqrt{\left(2\frac{A}{k^2} - l_{\text{T}}\right)l_{\text{T}}} ,$$
$$x_{\text{oT}} = \frac{n_x m_{\text{oTC}} g + X}{m_{\text{oTC}}} \frac{t^2}{2} + k t \sqrt{\left(2\frac{A}{k^2} - l_{\text{T}}\right)l_{\text{T}}} + l_{\text{T}} .$$

Когда выполняется условие $t = t_{\Pi P \Pi}$ (время включения РДТТ увода), начинается следующий участок движения – движение под воздействием РДТТ увода. Напомним, что одновременно с запуском РДТТ увода открываются замки продольного стыка.

Движение створки при этом описывается системой уравнений:

$$m_{\text{CTB}} \ddot{x}_{\text{OT}} = n_x m_{\text{CTB}} g + T \sin \psi + G \sin \psi + X ,$$
$$m_{\text{CTB}} \ddot{y}_{\text{OT}} = T \cos \psi + G \cos \psi ,$$

$$J_{CTP} \ddot{\Psi} = T l - G h$$
,

 $J_{\rm CTB} \psi = I \ l - G \ h$, $m_{\rm CTB} - {\rm Macca}$ створки; $J_{\rm CTB} - {\rm MOMENT}$ инерции где створки; *P*₁, *P*₂ – силы тяги РДТТ увода, попарно установленных на каждой створке; *T* – результирующая сила попарно работающих РДТТ увода; Х – аэродинамическая сила; С – газодинамическая сила от струи двигателя, действующая на створку; у – угол поворота створки относительно центра масс: l – расстояние от точки приложения силы РДТТ до центра масс створки (эксцентриситет): h- расстояние от центра масс до линии действия газодинамической силы.

Численное интегрирование уравнений показывает взаимное положение створки и носителя в процессе увода створки, что позволяет оценить возможность безударного разделения.

Задаваемым проектным параметром является $\Delta_{3aд}$ – допустимый безопасный зазор между точками носителя и створки. В процессе численного интегрирования для каждого последующего момента времени определяется расстояние р_{min} между точками носителя и створки для оценки возможности соударения, если на протяжении всего времени увода створки выполняется условие $\rho_{\min} \leq \Delta_{3ad}$, то соударение исключено и соответствующие эксцентриситет l и параметры РДТТ можно принимать за базовые.

Практика показывает, что наибольшей степени влияние на траекторию движения створки оказывают разброс характеристик РДТТ, разброс времени включения всех РДТТ, а также возможные упругие колебания ступени носителя. Отметим, что эксцентриситет l можно подобрать так, что условия сброса будут оптимальными с точки зрения обеспечения безударного схода.

По аналогичной схеме может быть построена модель движения отделяемого отсека и ступени носителя при применении «чулочного» сброса, как с использованием пружинного толкателя, так и соответствующих РДТТ увода.

3. ОТДЕЛЕНИЕ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ

3.1. Общие сведения о системах отделения головных обтекателей

Головной обтекатель (ГО) – устройство, используемое для защиты полезной нагрузки от набегающего потока или для создания благоприятных аэродинамических условий обтекания головного отсека. Отделение головного обтекателя происходит на активном участке полета.

Будем рассматривать головные обтекатели, отделение которых происходит в условиях, приближенных к космическому пространству, когда аэродинамическими силами уже можно пренебречь.

Существует три типа систем отделения (сброса) головных обтекателей:

• сброс с разделением по продольному стыку при наличии оси вращения створок перед их сбросом (рис. 16,а);

• сброс с разделением по продольному стыку без наличия оси вращения – за счет расталкивания створок с сообщением им высокой скорости в поперечном направлении (рис. $16, \delta$);

• сброс без раскрытия продольного стыка путем перемещения обтекателя как единого целого вдоль оси ракеты («чулком»).

a)

б)



Рис. 16. Систем отделения головных обтекателей: а – схема с разворотом створки; б – схема без оси вращения

Схема сброса обтекателей с разворотом подразделяется на две группы:

1) с предварительным разворотом сбрасываемого элемента относительно оси вращения на заданный угол и последующим принудительным раскрытием конструкции (оси вращения), что применяется в основном для крупногабаритных обтекателей;

2) с одновременным раскрытием оси и средства крепления; в этом случае сбрасываемый элемент совершает вращательное движение вдоль оси и одновременно – поступательное (ось вращения движется вдоль паза), что используется в основном для обтекателей малого размера.

Сброс по «чулочной» схеме применяется чаще всего при малых возмущающих воздействиях на носитель.

Двустворчатый обтекатель с толкателями (рис. 17).



Рис. 17. Двустворчатый обтекатель с пружинными толкателями: *I* – стыковочный шпангоут; *2* – толкатель сброса створок; *3* – створки ГО; *4*, *6* – толкатели разворота створок; *5* – стык створок; *7* – узел разворота

Предложенная 3706281 в американском патенте № принципиальная схема на практике была реализована в ракетах «Тор-Аджена-Д» (США) и «Дельта» (США).

Среди отечественных конструкций, в которых используется схема сброса с предварительным разворотом створок, следует отметить РН «Восток» (СССР), РН «Космос-3М» (СССР), а также российский носитель «Рокот» (рис. 18).



Рис. 18. Сброс головного обтекателя РН «Рокот» (Россия)

Добавим, что в таких конструкциях с предварительным разворотом с относительно малыми осевыми и линейными габаритами в основном применялись именно пружинные толкатели, а также механические замки стыков.

Двустворчатый обтекатель с ПРД увода (рис. 19).



Рис. 19. Двустворчатый обтекатель с РДТТ увода створок: *1* – стыковочный шпангоут; *2* – аварийный стык; *3* – продольный стык; *4* – РДТТ системы аварийного спасения (САС); *5* – РДТТ разворота створок; *6* – створка; *7* – решетчатый стабилизатор; *8* – узел разворота; *9* – отсек РН; *10* – КЛА

Подобная конструкция реализована в головном обтекателе РН «Союз» в различных ее модификациях, в частности, при выводе на орбиту пилотируемого космического корабля серии «Союз».

Похожая по заложенным идеям конструкция применялась в проектировавшемся носителе H-1 (СССР), где головной обтекатель состоял из достаточно длинного цилиндрического корпуса и конуса. Створки обтекателя разводились по частям с помощью РДТТ увода.

Обтекатель «чулочной» схемы (рис. 20).

По близкой к представленной на рисунке схеме сбрасывался выполненный в виде монолитной конструкции головной обтекатель ракеты Р-7 (СССР), запускаемой в модификации «Спутник».



Рис. 20. Обтекатель, сбрасываемый по «чулочной» схеме: *1* – последняя ступень носителя; *2* – полезная нагрузка; *3* – головной обтекатель; *4* – ролики; *5* – направляющие; *6* – продольные толкатели

Отметим, что все рассмотренные обтекатели имеют постоянную силовую структуру и форму. Существуют также головные обтекатели, находящиеся до старта в сложенном состоянии для уменьшения начальных габаритов ракеты в целом. Непосредственно перед пуском или после старта они деформируются – раскладываются или надуваются, принимая необходимую для выполнения своих полетных функций форму.

3.2. Требования к головным обтекателям и нагрузки, действующие на конструкцию

Общие требования к головным обтекателям

1. Размер и форма обтекателя определяются габаритными размерами полезного груза. При этом необходимо учитывать гарантированный зазор между грузом и обтекателем для учета компенсации деформации конструкции груза на участке выведения под действием нагрузок, а также возможной деформации обтекателя (рис. 21).

Форма и размеры обтекателя в районе сопряжения с носителем определяются соотношением диаметров РН и ГО (рис. 22).

2. Внешние обводы обтекателя определяют аэродинамические характеристики РН в целом, поэтому обтекатель не должен создавать сил и моментов,



необходимо учесть деформацию

Рис. 21. Учет деформации полезного груза под обтекателем от действия нагрузок превышающих те, на которые РН спроектирован.

a)

3. Обтекание конструкции газовым потоком должно создавать минимальное количество зон с вихревым (срывным) характером течения, которые являются источником дополнительного динамического нагружения всей конструкции.

4. Помимо общих требований прочности и жесткости корпус обтекателя должен отвечать ряду дополнительных специальных требований, а именно:

• защита от пыли и влаги при наземной эксплуатации;

• стабильный тепловой режим под обтекателем (теплоизоляция, применение специальных СОТР, совместных со стартовым комплексом);

• доступ к полезному грузу на стартовой позиции, что предусматривает наличие люков, отверстий для ввода/вывода электро- и пневмо- и гидрокабелей и т.п.



Рис. 22. Формы и размеры головных обтекателей: *а* – ИСЗ «Дискаверер» (США); *б* – ИСЗ «Рейнджер» (США)

Для подтверждения работоспособности проектируемого головного обтекателя обычно выполняется блок расчетов, который включает в себя:

1. Расчет запасов по условиям срабатывания элементов продольного стыка: $\eta = N / \sum_{i} P_i$, где N

– минимальное усилие привода раскрытия стыка; *P_i* – максимальное усилие для срабатывания устройства раскрытия стыка.

2. Расчет запаса работоспособности механических замков продольного стыка с учетом силовых, температурных и установочных смещений.

3. Расчет надежности системы сброса при проектировании и экспериментальной отработке.

4. Расчет безударности протекания процесса сброса отделяемых частей конструкции.

5. Расчет на прочность элементов системы сброса (например, шариковые замки – на контактную прочность, тяги – на растяжение и сжатие и т.п.) и элементов конструкции обтекателей.

Нагрузки на головной обтекатель и расчетные случаи. Головные обтекатели представляют собой типичные «сухие» отсеки ракет, поэтому их прочностные расчеты в общем аналогичны расчетам, проводимым для «сухих» отсеков. Расчетные случаи для обтекателей поэтому максимальный скоростной напор $q_{\rm max}$ и максимальная скорость $M_{\rm max}$.

Поэтому конструктивную схему обтекателя в общем случае определяют аэродинамическое давление, зависящее от формы поверхности (например, сфера, конус и т.п.), и скорость полета (число Маха М). Рассмотрим нагрузки, действующие на различные элементы поверхности головных обтекателей.

1. Сферическое притупление ГО (расчетная схема представлена на рис. 23).

Избыточное давление для таких конструкций обычно составляет около 0,05 ÷ 0,07 Мпа.

Для описания распределения давления по образующей используем зависимость

$$p(\varphi) = p_0 q \cos^2 \varphi \,,$$

где $p_0 = 1,35 - \frac{1}{\pi} \operatorname{arctg}[1,96(1-M)], q$ – скоростной напор; φ – угол, который определяет положение точки на образующей.



Рис. 23. Расчетная схема для определения нагрузок на головной обтекатель

2. Коническая поверхность ГО (см. рис. 23).

$$p = q \left(1,56 + \frac{1,96}{M^2} \right) \left(\alpha + \beta_{\kappa} \right)^{1,7},$$

где β – угол полураствора конуса; α – угол атаки: $\alpha = u/v$ – с учетом воздействия бокового ветра; *и* – скорость ветра; *V* – скорость ракеты.

Поскольку есть угол атаки α , в общем случае отличный от нуля, распределение давления зависит от угла θ . Максимального значения давление достигает при $\theta = 0^{\circ}$ – со стороны наветренной образующей. Минимального значения давление достигает при $\theta = 180^{\circ}$ – со стороны подветренной образующей. При этом наблюдается линейная зависимость давления от угла: $p(\theta) = k \theta$.

Надо также помнить, что обтекатель при этом нагружен как внешним аэродинамическим давлением, так и давлением внутри обтекателя (в общем случае оно считается равным давлению на высоте, где в данный момент происходит полет). Поэтому обычно носовая часть обтекателя нагружена давлением извне, а центральная часть обтекателя – давлением изнутри.

3. Створки и узлы конструкции.

Расчетный случай для определения нагрузок – отделение обтекателя от носителя. Рассматриваются силы, развиваемые средствами увода, и инерционные силы. Для оценки работоспособности конструкции обычно рассматриваются и штатные, и нештатные случаи отделения ГО.

3.3. Модель сброса обтекателя при помощи пружинных толкателей

Модель будем составлять для конструкции обтекателя со следующими отличительными признаками:

• пружинный толкатель расположен на боковой поверхности обтекателя параллельно его продольной оси;

• опоры толкателя размещены следующим образом: одна – на активном (продолжающем полет) блоке, другая – на сбрасываемом блоке;

• при работе толкателя опора на обтекателе перемещается по дуге с центром в точке, через которую проходит ось вращения створки обтекателя (радиус дуги $-r_2$);

• в конструкции использованы две створки, поэтому одновременно работают два диаметрально расположенных толкателя;

• силами трения и аэродинамического сопротивления можно пренебречь³.

Кинематическая схема движения элементов конструкции при сбросе обтекателя представлена на рис. 24.

³ Это вполне допустимо, поскольку, например, высота сброса головного обтекателя у PH «Восток» составляет 155 км, у PH «Космос» 75 км, у PH «Рокот» 119 км.



Рис. 24. Расчетная схема для расчета характеристик системы сброса обтекателя

Здесь O – ось вращения створки; O_1 – опора толкателя на блоке; O_2 – опора толкателя на створке; O_3 – опора толкателя на створке; l_0 – начальная длина толкателя; ρ – плечо силы толкателя ля в текущий момент времени, перпендикуляр к прямой O_1O_2' из точки O; $F_{\rm T}$ – сила толкателя; $G_{\rm nx}$ – осевая инерционная сила с учетом перегрузки; $G_{\rm ny}$ – поперечная инерционная сила с учетом перегрузки.

Расчетный случай соответствует моменту, когда сила G_{ny} имеет отрицательное направление, противодействуя силе толкателя.

Осевая перегрузка в данном случае оказывает двоякое воздействие. Пока прямая OO_3 , проведенная через центр масс и ось вращения створки, находится слева от оси OX, сила G_{ny} препятствует вращению створки, после перемещения прямой OO_3 вправо (по схеме рис. 24) сила G_{ny} способствует вращению.

Момент вращения относительно перегрузочных сил

$$M_{\Pi} = -G r_3 \Big[n_x \cos(\varphi_3 + \varphi) + n_y \sin(\varphi_3 - \varphi) \Big] .$$

Дифференциальное уравнение вращения створки:

$$J_{0z} \cdot \ddot{\varphi} = M_{\rm T} - M_{\rm \Pi},$$

где J_{0z} – момент инерции створки относительно оси вращения.

При работе толкателя его опора на активном блоке будет неподвижна, а опора на створке будет перемещаться по дуге радиуса r_2 с центром в точке О. Тогда

$$l = O_1 O_2' = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2\cos[(\varphi_1 + \varphi_2) + \varphi]}$$

Текущий ход толкателя $h_{\rm T} = l - l_0$.

Плечо силы толкателя определяется из уравнения прямой в системе координат *XOX*, в виде Ax + By + C = 0.

Тогда, записав координаты точек O_1 и O_2 через радиусы и углы, подставив результат в выражение для l и вычислив величину перпендикуляра, опуская преобразования, получим выражения для определения плеча силы толкателя:

$$\rho = \frac{1}{1}r_1r_2\sin[(\varphi_1 + \varphi_2) + \varphi].$$

оба Учитывая, что толкателя расположены диагонально И одинаковы по своим характеристикам, а также то, что они работают они одновременно, принимаем их за один, расположенный в плоскости симметрии створки (т.н. «приведенный толкатель»).

Считаем, что сила толкателя линейно зависит от его хода:

$$F_{\mathrm{T}} = F_0 - \frac{F_0 - F_{\mathrm{K}}}{h} h_{\mathrm{T}}.$$

Тогда выражение для силы толкателя запишется как:

$$F_{\rm T} = F_0 - \frac{F_0 - F_{\rm K}}{h} (l - l_0).$$

Момент силы толкателя относительно оси вращения:

$$M_{\rm T} = F_{\rm T} \,\rho = \frac{1}{1} \left\{ F_0 - \frac{F_0 - F_{\rm K}}{h} (l - l_0) r_1 r_2 \,\sin[(\varphi_1 + \varphi_2) + \varphi] \right\}.$$

Определение момента начала сброса створки, т.е. момента, когда необходимо раскрыть ось вращения и вытолкнуть ее из паза, связано с выбором угла сброса. Основные принципы выбора значения угла сброса:

• до его достижения толкатель должен отработать полностью, чтобы было обеспечено упорядоченное движение створок;

• створки должны получить возможно большую составляющую поперечной скорости относительного движения для исключения соударения при взаимном перемещении.

После того как будет достигнуто необходимое значение угла сброса, специальный толкатель вытолкнет ось вращения из ее паза и створка начнет свободное поступательно-вращательное движение. Угловая скорость вращения ω в этом случае будет равна тому значению, которое было достигнуто в момент сброса, при условии, что линия действия силы выталкивания оси проходит через центр масс створки.

Свободное движение створки после отделения описывается уравнениями в проекции на оси координат *OX* и *OY*:

$$\dot{x} = \mathbf{V}_x - g \, n_x \, t \; ,$$

$$\dot{y} = \mathbf{V}_y + g \, n_y \, t \; ,$$

где V_x , V_y – значения скоростей в момент после выталкивания оси вращения (скорость движения центра масс створки). Знак при этом определяется направлением перегрузки n_y .

Анализируя поведение створок на каждом из участков сброса, можно определить ее текущее положение в пространстве относительно блока, продолжающего полет, тем самым оценив возможность соударения и, соответственно, надежность отделения обтекателя.

По аналогичной схеме можно рассмотреть модель сброса обтекателя с помощью пружинного толкателя в том случае, когда применена подвижная ось вращения.

Контрольные вопросы

1. Для чего в современных ракетных системах производится отделение хвостовых отсеков от ступеней, продолжающих полет?

2. Какие существуют способы отделения хвостовых отсеков, в чем состоят их достоинства и недостатки?

3. Каким образом оценивается безударность сброса хвостового отсека по схеме с применением РДТТ увода?

4. Для чего предназначены головные обтекатели ракет и каковы основные требования, предъявляемые к их конструкции?

5. Какие способы отделения ГО применяются в современных ракетных системах, в чем состоят их достоинства и недостатки?

6. Каким образом оценивают величину нагрузки, действующей на конструкцию ГО?

7. В чем состоят особенности построения модели движения элементов ГО при реализации схемы сброса с разворотом створок относительно неподвижной оси?

4. ТОЛКАТЕЛИ В СИСТЕМАХ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

Толкатель – средство отделения, сообщающее отделяемому элементу конструкции некоторую скорость относительно ракеты (ступени).

Среди применяемых в ракетных системах толкателей, в зависимости от источника энергии, можно выделить пружинные, пиротехнические и пневматические конструкции. В данной главе рассматриваются особенности расчета их проектных характеристик.

4.1. Пружинные толкатели

Основные конструктивные особенности пружинных толкателей. Наиболее распространенными в существующих ракетных конструкциях устройствами для сообщения относительной скорости разделяющимся телам являются пружинные толкатели. Принципиальная схема пружинного толкателя представлена на рис. 25.



Существующие модификации пружиных толкателей, различающиеся применяемыми пружинами: пружины сжатия, пружины растяжения, пружины кручения. Наиболее часто используются пружины сжатия, так как они обладают практически стопроцентной надежностью: в случае разрушения пружина лишь просаживается, но не теряет своей работоспособности, только несколько снижается развиваемая толкателем работа. Отметим, что пружина сжатия в ходе функционирования может разжиматься полностью или до величины, соответствующей некоторой заданной силе $F_{кон}$.

Основные особенности пружинных толкателей:

• безударное, «мягкое» нагружение элементов конструкции ракеты (ступени) в процессе срабатывания;

• более высокая надежность работы, поскольку в конструкции нет пироэлементов и электрических цепей;

• более низкие, чем у пневмо- и пиротехнических толкателей требования к точности изготовления и чистоте поверхностей элементов;

• достаточно малый разброс по величине совершаемой работы (около 10%), может быть уменьшен за счет селективного подбора пружин. Например, отделение спутника от носителя четырьмя откалиброванными пружинными толкателями обеспечивает возмущение его по угловой скорости не более 6 $\times 10^{-3}$ рад/с по любой из осей;

• возможность проведения тщательной предполетной отработки с обеспечением воспроизводимых результатов;

• высокие экономические характеристики: дешевы в производстве и проектировании, не требуют сложных инструкций для персонала и т.п.

Существуют две принципиальные конструктивные схемы пружинных толкателей: однопружинные и многопружинные. Однопружинные толкатели используют мощную пружину сжатия, установленную по оси летательного аппарата. Многопружинные толкатели расположены симметрично относительно оси аппарата. При этом для компенсации жесткостных характеристик каждой пружины возможны два пути: индивидуальные гнезда, обеспечивающие регулировку требуемого хода каждой пружины, и селективный подбор пружин. Многопружинные системы имеют большую по сравнению с пиротехническими толкателями удельную – на единицу работы – массу, а также большие габариты.

Конструктивное исполнение возможно с использованием винтовых пружин, как с коаксиальными, так и с параллельными концами.

Расчет силы пружинного толкателя. Для составления модели расчета силы пружинного толкателя примем следующие допущения: сила толкателя направлена вдоль оси⁴ и зависит от его величины хода линейно⁵.

Исходными данными для расчета являются или величина работы (определяется из условия получения необходимой скорости разделения V), или начальное значение силы толкателя и величина его хода.

Учитывая принятые допущения, можно записать:

$$F_{\rm T} = F_0 - C_{\rm IID} x \,,$$

где F_0 – сила сжатой пружины; $F_{\rm T}$ – сила пружины в конце хода; $C_{\rm np} = \frac{F_0 - F_{\rm K}}{h_{\rm np}}$ – жесткость пру-

жины; x – текущее значение хода пружины; h_{np} – ход пружины, при этом $h_{np} \ge x \ge 0$.

Полная работа пружинного толкателя без учета потерь на трение

$$A_{\rm T} = \int_{0}^{h_{\rm np}} F_{\rm T} dx = \frac{F_0 + F_{\rm K}}{2} h_{\rm np} \,.$$

Если учитывать потери на трение, то, поскольку они зависят от конкретной конструкции толкателя, то обычно определяются экспериментально. На начальном этапе проектирования для приближенной оценки их можно считать равными 10%.

Определение характеристик пружин. Алгоритм определения характеристик пружины для толкателя представлен в виде табл. 1.

Γ	а	б	Л	И	Ц	а	1	
---	---	---	---	---	---	---	---	--

Обозна-	Наименование	Формулы и рекомендации		
чение	величины	по расчету		
1	2	3		
F.,	Сила пружины в конце	Определяется требованиями к толкате-		
ĸ	хода (остаточная сила)	лю (например, ограничения по ходу)		
F_{\circ}	Сила сжатой пружины (наи-	Задается из условий работы механизма		
- 0	большая рабочая сила)			
F_{a}	Сила, развиваемая пружи-	Конкретное соотношение из условий;		
- 6	ной, сжатой до соприкос-	характера работы; отклонения; сроков		
	новения витков	хранения сжатой пружины		
		Рекомендуется $F_c = 1,2 F_0$		
$h_{\rm np}$	Рабочий ход пружины	Задается из условий работы механизма		
A_{T}	Полная работа пружины	$h_{\rm np} = E_0 + F$		
1	(энергия)	$A_{\rm T} = \int_{0}^{1} F_{\rm T} dx = \frac{r_0 + r_{\rm K}}{2} h_{\rm mp};$		
G _{CJB}	Модуль сдвига	Сталь 65 С28А: G _{сдв} = 7845 Мпа;		
-0-		Сталь X18Н9Т: G _{сдв} = 6864 Мпа;		
τ _{κp}	Допустимые напряжения	$\tau_{\rm KD} = 0.48 \sigma_{\rm B};$		
1'	при кручении			
		$\sigma_{\rm B}$ – предел прочности на растяжение		

⁴ На практике всегда есть боковая составляющая силы из-за невозможности создания идеальной пружинной стали и идентичных, по своим параметрам, пружинных витков. Это обычно компенсируют откалиброванными парными симметричными относительно оси аппарата устройствами.

⁵ Характеристики винтовых пружин близки к линейным, а применение специальных гильз и корпусов, которые фиксируют пружины по направлению, снижают их боковую деформацию

D	Индекс пружины – отношение среднего диа- метра пружины к диаметру проволоки (прутка)	$\overline{D} = D/d$; Рекомендуется $\overline{D} = 2 \div 10$ При $\overline{D} \le 4$ сильно увеличиваются напряжения в точках сечения витков, ближайших к оси пружины, большая деформация материала и трудности
	Kaadduuuaum kauuauma	навивки пружины
K _H	ции напряжений, завися- щий от D	$k_{\rm H} = \frac{D - 0.25}{\overline{D} - 1} + \frac{0.615}{\overline{D}}$
k _n	Коэффициент поправки при расчете осевых перемещений	$k_{\rm II} = 1 + 0.5\overline{D} - 0.5\overline{D}^2$
d	Диаметр проволоки (прут- ка)	$d = \sqrt{\frac{8k_{\rm H} \cdot \overline{D} \cdot F_{\rm c}}{\pi \cdot \tau_{\rm kp}}}$
D	Средний диаметр пружины	$D = d \overline{D}$
$D_{\scriptscriptstyle m B}$	Внутренний диаметр пружины	$D_{\rm B} = D - d$
$D_{_{ m H}}$	Наружный диаметр пружины	$D_{\rm H} = D_{\rm B} + 2d$, $D_{\rm H} = D + d$
τ _c	Напряжения при действии силы $F_{\rm c}$	$\tau_{\rm c} = \frac{8k_{\rm H}\overline{D}F_{\rm c}}{\pi\tau_{\rm \kappa p}} \le \tau_{\rm \kappa p}$

Окончание табл. 1

1	2	3
Δ	Податливость пружины – осевое переме- щение при действии единичной силы	$\Delta = \frac{1}{C_{\rm np}} = \frac{8k_{\rm H} n \overline{D}^3}{G_{II} d}$
C _{np}	Жесткость пружины – величина силы при единичном перемещении	$C_{\rm np} = \frac{1}{\Delta} = \frac{G_{II} d}{8k_{\rm H} n \overline{D}^3}$
Δ_{1c}	Осевые перемещения одного витка под действием силы $F_{\rm c}$	$\Delta_{1c} = \frac{8k_{\pi}\overline{D}^{3}F_{c}}{C_{II}\cdot d} = \frac{\Delta F_{c}}{n}$
n	Число рабочих витков	$n = \frac{\Delta F_{\rm c}}{\Delta_{\rm lc}}$
n_1	Полное число витков	$n_1 = n + 2$
h_1	Осевое перемещение пружины под действием силы F_{κ}	$h_1 = H_0 - H_1 = F_{\kappa} \Delta$
h_2	Осевое перемещение пружины под действием силы ${\cal F}_0$	$h_2 = H_0 - H_2 = F_0 \Delta$
<i>h</i> ₃	Осевое перемещение пружины под действием силы $F_{\rm c}$	$h_3 = H_0 - (n+1,5)d$
H_0	Высота пружины в свободном состоянии	$H_0 = H_3 - h_3$
H_1	Высота пружины под предварительной нагрузкой <i>F</i> _к	$H_1 = H_0 - h_1$
H_2	Высота пружины под рабочей нагрузкой	$H_2 = H_0 - h_2$
Z _{np}	Шаг витков пружины в рабочем состоянии	$Z_{np} = d + \frac{h_3}{n} = \frac{H_0 - 1.5d}{n};$ $Z_{np} \le (0.3 \div 0.6) / D.$ При $Z_{np} > 0.6 / D$ угол подъема пружины (винтовой линии) $\alpha_{np} > 11^\circ$, и влияние изгибного момента, обычно
		не учитываемого при расчете, становится существенным
$L_{ m np}$	Длина развернутой проволоки	$L_{\rm np} = \pi d \left[n \sqrt{1 + \left(\frac{Z_{\rm np}}{\pi D}\right)^2} + 2 \right] \approx$ $\approx 3.2D(n+2.5)$
m _{np}	Масса пружины	$m_{\rm np} = \rho_{\rm np} \frac{\pi}{4} d^2 L_{\rm np} = 0.01 q_{\rm np} L_{\rm np}$

4.2. Пиротехнические толкатели

Пиротехнические толкатели – наиболее мощные устройства данного типа по силовому воздействию, при этом обладающие минимальной массой. Принципиальная схема конструкции пиротолкателя приведена на рис. 26. В конструкции могут применяться два пиропатрона 1 для повышения надежности срабатывания, чека 4 – для удерживания системы в положении готовности.



Достоинствами пиротехнических толкателей являются большие усилия (при функционировании – в диапазоне 1,1 – 56,0 кН), относительно малая масса, достаточно высокая надежность, а недостатками – значительные ударные нагрузки и существенный разброс усилий по величине.

Разброс сил определяется как нестабильностью характеристик пиротехнических зарядов, так и техническими допусками на изготовление цилиндров и поршней, и является максимальным по сравнению с другими видами толкателей.

Расчет силы пиротехнического толкателя. Рассмотрим пиротехнические толкатели с генерированием рабочего газа одновременно с движением поршня. Все уравнения расчета для них являются наиболее общими для всех иных видов толкателей.

Сделаем ряд допущений:

• состав рабочих газов неизменен при горении пирозаряда и после его сгорания – сила и коволюм постоянны;

• заряд воспламенителя основного пиросостава сгорает мгновенно;

• пренебрегаем прорывом газа через зазоры, кинетической энергией рабочего газа, растяжением стенок цилиндра, сопротивлением газа при движении поршня;

 потери энергии газа за счет теплообмена со стенками корпуса и трения учитываются косвенно, за счет снижения работы, совершаемой толкателем.

Последовательность функционирования пиротехнического толкателя:

1. При начальном давлении основной заряд толкателя $p_{\rm B}$ зажигается горячими газами и накаленными частичками воспламенителя, имеющего характеристики, отличающиеся OT основпирозаряда. С учетом объема ного основного заряда до начала горения

$$p_{\rm B} = \frac{f_{\rm B} m_{\rm B}}{V_0 - \frac{m_{\rm 3}}{\rho_{\rm 3}} - \alpha_{\rm B} m_{\rm B}}$$

где $m_{\rm B}$ – масса заряда воспламенителя; $f_{\rm B}$ – «сила» воспламенителя; V_0 – объем камеры заряда; m_3 , ρ_3 – полная масса и плотность основного заряда; $\alpha_{\rm B}$ – коволюм воспламенителя.

Сила f (с соответствующим индексом) определяет работу, которую могли бы совершить газы, образующиеся при горении единицы массы заряда, при нагреве до температуре горения при неизменном – атмосферном – давлении (размерность – Дж/кг).

Коволюм α (с соответствующим индексом) – это объем, занимаемый при полном сжатии единицы массы газа (размерность м³/кг). В табл. 2 приведены значения силы заряда и коволюма для ряда пиротехнических веществ.

Пиротехнические вещества	<i>f</i> , Дж/кг	α, м ³ /кг
Пироксилиновый порох	$(77-95) \times 10^4$	(9,1 ÷ 12,6) ×10 ⁻⁴
Нитроглицериновый порох	$(90 - 134) \times 10^4$	$(7,6 \div 12,2) \times 10^{-4}$
ДРП	$(21-30) \times 10^4$	$(5,1 \div 10,2) \times 10^{-4}$

Тепло, выделяемое при горении воспламенителя и основного заряда, определится как

$$\begin{aligned} Q_3 \, m_3 \, \psi_3 + Q_{\rm B} \, m_{\rm B} \, , \\ Q_3 &= C_{V1} \, T_{\rm \Gamma} \, , \\ Q_{\rm B} &= C_{V{\rm B}} \, T_{\rm B} \end{aligned}$$

где Q_3 и $Q_{\rm B}$ – тепло, выделяемое при сгорании единицы массы; C_{V1} и Q_{VB} – средние удельные теплоемкости при постоянном объеме для температуры горения основного заряда $T_{\rm F}$ и температуры горения воспламенителя $T_{\rm B}$ соответственно; ψ_3 – доля сгоревшего в настоящий момент заряда основного пиросостава.

Этому теплу эквивалентна работа:

$$\exists (Q_3 m_3 \psi_3 + Q_B m_B).$$

Внутренняя энергия газов, образовавшихся при работе, эквивалентна величине

$$E_1 = \Im \cdot C_{V1} T_{\Gamma} m_3 \psi_3 + \Im C_{VB} T_{\Gamma B} m_B$$

2. При движении поршня толкателя газы охлаждаются до температуры *Т*. Запас неизрасходованной энергии при этом

$$E_2 = \Im C_V T m_3 \psi_3 + \Im C_{VB} T m_B,$$

где C_V и C_{V_B} – средние удельные теплоемкости при постоянном объеме для температуры T.

3. Часть тепла, при этом выделившаяся, затрачивается на нагрев оставшейся части основного пирозаряда. Считаем, что:

• основной заряд представляет собой брус постоянного сечения и постоянной плотности, гомогенный и полубесконечный;

• процесс теплопроводности одномерный;

• термические свойства заряда постоянны;

• реакция под поверхностью газа не протекает;

• выгорание заряда происходит по геометрическому закону (в данном случае – параллельными слоями, нормальными его оси, рис. 27,*a*).



Рис. 27. Геометрическая интерпретация выгорания заряда параллельными слоями: *а* – геометрический закон горения; *б* – координата ξ

Горящий слой пиротехнического состава заряда представляет собой источник тепла, который двигается со скоростью *u*₃ вдоль его оси. Из теории теплопроводности:

$$\frac{d^2T'}{d\xi^2} + \frac{u_3}{\alpha_{\rm T}} \frac{dT'}{d\xi} = 0,$$

$$\alpha_{\mathrm{T}} = \frac{\lambda_{\mathrm{T}}}{C_{\mathrm{T}} \cdot \rho_{\mathrm{T}}}, \quad T' = T - T_0,$$

где u_3 – скорость горения; ξ – координата от границы горящего слоя (рис. 27,*б*); $\alpha_{\rm T}$ – коэффициент температуропроводности;

 $\lambda_{\rm T}$ – коэффициент теплопроводности; $C_{\rm T}$ – удельная теплоемкость; $\rho_{\rm T}$ – плотность основного заряда; T_0 и T – начальная и текущая температуры основного заряда.

Тогда

$$T' = C_1 e^{-\frac{u_3}{a_{\rm T}}\xi} + C_2.$$

Граничные условия:

$$-\lambda_{\mathrm{T}} \frac{dT'}{d\xi} = q_{\mathrm{T}}$$
 при $\xi = 0$; $T' = 0$ при $T \to \infty$,

где $q_{\rm T}$ – плотность потока тепла на горящей поверхности.

Отсюда

$$C_1 = \frac{q_{\mathrm{T}} \alpha_{\mathrm{T}}}{\lambda_{\mathrm{T}} u_3}, \qquad C_2 = 0.$$

Тогда

$$T = T_0 + \frac{q_{\mathrm{T}} \alpha_{\mathrm{T}}}{\lambda_{\mathrm{T}} u_3} e^{-\frac{u_3}{a_{\mathrm{T}}} \xi}.$$

На поверхности горения при $\xi = 0$

$$T' = C_1 = \frac{q_{\rm T} \,\alpha_{\rm T}}{\lambda_{\rm T} \,u_{\rm 3}} = T_{\rm T} - T_0,$$

где $T_{\rm n}$ – температура поверхности заряда, где происходит его газификация⁶.

После преобразований получим

$$T = T_0 + (T_{\pi} - T_0) e^{-\frac{u_3}{a_{\pi}}\xi}.$$

Потери энергии на нагрев несгоревшей части заряда

$$\Delta E_{1n} = \Im \int_{0}^{(1-\psi_3)l_3} C_3 (T-T_0) \frac{m_3}{l_3} d\xi,$$

и, проинтегрировав, получаем:

$$\Delta E_{1n} = \Im C_3 \frac{m_3}{l_3} (T_{\Pi} - T_0) \frac{a_{\Pi}}{u_3} \left[1 - e^{-\frac{u_3}{a_{\Pi}} (1 - \psi_3) l_3} \right],$$

где l_3 – полная длина заряда.

4. Потери энергии на нагрев сгоревшей части основного заряда составляют:

$$\Delta E_{n2} = \Im C_3 (T_{\Pi} - T_0) m_3 \psi_3.$$

5. Полезная энергия толкателя затрачивается на приращение кинетической энергии разделяемых тел:

$$\Delta E_{\kappa} = \frac{m_1 v_1^2}{2} + \frac{m_2 v_2^2}{2} = \frac{m_{\Pi p} \dot{x}^2}{2}$$

где m_1 и m_2 – массы разделяемых тел, V_1 и V_2 – приращения скорости разделяемых тел, полученные в результате работы толкателя.

⁶ Величина, известная для применяемых пиротехнических веществ, например для пироксилинового пороха $T_n = 525 \pm 48 \text{ K}$, для нитроглицеринового пороха $T_n = 603 \pm 45 \text{ K}$.

Предположим, что сила толкателя проходит через центры масс разделяемых тел и что отношение масс обратно пропорционально отношению полученных приращений скорости. Тогда

$$m_{\rm np} = \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2},$$

$$V_{\rm np} = \dot{x} = V_1 + V_2.$$

6. Закон сохранения энергии позволяет записать:

$$\Delta E_{\kappa} = E_1 - E_2 - \Delta E_{n1} - \Delta E_{n2}$$

Принимая во внимание, что

$$C_{\rm p} = {\rm const}, \ C_{V} = {\rm const}, \ \Im C_{V} = \frac{R_{\rm r}}{k-1},$$
$$p_{\rm K} V_{\rm \Pi} = R_{\rm r} T (m_{\rm 3} \psi_{\rm 3} + m_{\rm B}),$$
$$V_{\rm \Pi} = V_{\rm 0} - \frac{m_{\rm 3}}{\rho_{\rm 3}} (1 - \psi_{\rm 3}) - \alpha_{\rm r} m_{\rm 3} \psi_{\rm 3} - \alpha_{\rm B} m_{\rm B} + S_{\rm \Pi} x$$

где $k = C_p/C_V$ – показатель адиабаты (ориентировочно $k \approx 1,2$); V_0 – объем камеры заряда; $p_{\rm K}$ – давление образовавшихся газов в камере на поршень; $\alpha_{\rm r}$ – коволюм; x – ход поршня; $S_{\rm n}$ – площадь поршня. С учетом того, что $\alpha_{\rm B} m_{\rm B} \rightarrow 0$,

$$V_{\Pi} = V_{\Psi} + S_{\Pi} x ,$$

где $V_{\psi} = V_0 - \frac{m_3}{\rho_3} (1 - \psi_3) - \alpha_3 m_3 \psi_3$, V_{ψ_3} – свободный объем камеры к моменту сгорания части основного заряда;

$$\begin{aligned} R_{\Gamma} T_{\Gamma} &= f_3, \ R_{\Gamma} T_{\Gamma B} = f_B, \\ R_{\Gamma} &= R_{\Gamma B}, \ k_{\Gamma} = k_{\Gamma B}. \end{aligned}$$

Тогда давление в камере толкателя, передаваемое на поршень, определится формулой

$$p_{\rm K} = \frac{1}{V_{\rm \psi} + S_{\rm \Pi} x} \left\{ f_3 \, m_3 \, \psi_3 + f_{\rm B} \, m_{\rm B} - (k-1) \Im \, m_3 \, C_3 (T_{\rm \Pi} - T_0) \times \right. \\ \left. \times \left[\psi_3 + \frac{a_{\rm T}}{l_3 \, u_3} \left(1 - e^{-\frac{u_3}{a_{\rm T}} (1 - \psi_3) l_3} \right) \right] - \frac{(k-1)m_{\rm HP} \, \dot{x}^2}{2} \right\}.$$

Для того чтобы воспользоваться этим соотношением, необходимо знать зависимость, описывающую закон образования рабочих газов $\psi_3 = \psi_3(t)$:

$$dm_3 = S_3 \rho_3 u_3 dt$$
,

где *S*₃ – площадь горящего слоя.

Пренебрегая влиянием скорости газа у горящей поверхности на ψ_3 скорость горения можно определить скорость горения заряда по одному из известных законов:

a) степенной закон: $u_3 = a_1 p_{\kappa}^{\nu}$; б) линейный закон: $u_3 = a_2 + b_2 p_{\kappa}$; e) формула Саммерфильда: $\frac{1}{u_3} = \frac{a_3}{p_{\kappa}} + \frac{b_3}{\sqrt[3]{p_{\kappa}}}$.

Из трех приведенных законов обычно выбирается тот, который более удобен при проведении расчетов, так как обычно все три закона хорошо согласуются с практикой.

Чаще всего это степенной закон горения в виде

$$u_{3} = u_{1} \frac{B_{3}}{\left(B_{3} + T_{H} - T_{0}\right)} p_{K}^{\nu},$$

где $T_{\rm H}$ – нормальная температура заряда (20°С, т.е. 293К); u_1 – скорость горения при $T_{\rm H}$ и $p_{\rm K} = 10^5$ Па; ν – показатель степени в законе горения (табл. 3); B_3 – термохимическая константа заряда, которая вычисляется из опыта для каждого вида твердого топлива.

Таблица З

	ν	<i>и</i> ₁ , мм/с
Пироксилиновый порох	0,93	0,51
Нитроглицериновый порох	0,67	0,45

Тогда

$$\frac{d\Psi_3}{dt} = \frac{S_3 \rho_3}{m_{03}} p_{\mathrm{K}}^{\nu} \widetilde{u}_1,$$

где $\tilde{u}_1 = u_1 \frac{B_3}{(B_3 + T_H - T_0)}$ – быстрота газообразования или объемная скорость горения.

Таким образом, расчетная схема для толкателей с одновременной газификацией будет следующей:

1) определение давления газов воспламенителя:

$$p_{\rm B} = \frac{f_{\rm B} m_{\rm B}}{V_0 - \frac{m_3}{\rho_3} - \alpha_3 m_{\rm B}};$$

2) определение *p*к в любой последующий момент путем совместного решения уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{d\psi_{3}}{dt} &= \frac{S_{3}\gamma_{3}}{m_{30}}\widetilde{u}_{1} p_{\kappa}^{\nu}, \\ \widetilde{u}_{1} &= u_{1}\frac{B_{3}}{\left(B_{3} + T_{H} - T_{0}\right)}, \\ p_{\kappa} &= \frac{1}{V_{\psi} + S_{\Pi}x} \left\{ f_{3} m_{3} \psi_{3} + f_{B} m_{B} - (k-1)\Im m_{3} C_{3} \left(T_{\Pi} - T_{0}\right) \times \right. \\ & \left. \times \left[\psi_{3} + \frac{a_{T}}{l_{3} u_{3}} \left(1 - e^{\frac{u_{3}}{a_{T}} \left(1 - \psi_{3} \right) l_{3}} \right) \right] - \frac{(k-1)m_{\Pi p} \dot{x}^{2}}{2} \right\}, \end{aligned}$$

а также системы уравнения, описывающей относительное движение разделяющихся объектов;

3) усилие, развиваемое толкателем, $-F_{\rm T} = p_{\rm K} S_{\rm T}$.

Особенности расчета пиротехнических толкателей с предварительной газогенерацией. Аналогично можно вести расчет для толкателей с предварительной газификацией, считая, что в момент начала движения поршня \dot{x} и x нулевые. Тогда

$$p_{\max} = \frac{f_3 m_3 + f_B m_B - (k-1) \Im C_3 m_3 (T_{\Pi} - T_0)}{V_0 - \alpha_{T} m_3}.$$

Вводим понятие приведенной длины камеры толкателя:

$$l_{\Pi} = \frac{V_0 - \alpha_{\Gamma} m_3}{S_{\Pi}} \,.$$

Считаем процесс адиабатическим (нет тепловых потерь):

$$p_{\kappa} = (\omega - \alpha_{\Gamma})^{k} = p_{\max}(\omega_{0} - \alpha_{\Gamma})^{k},$$

где $\omega_0 = V_0 / m_3$ – начальный удельный объем заряда; $\omega = \frac{V_0 + S_{\Pi} x}{m_3}$ – удельный объем заряда при

движении поршня.

Пренебрегаем объемом газа воспламенителя, тогда:

$$p_{\kappa} = p_{\max} \left(\frac{l_{\Pi}}{l_{\Pi} + x} \right)^{k},$$
$$F_{T} = p_{\max} S_{\Pi} \left(\frac{l_{\Pi}}{l_{\Pi} + x} \right)^{k}.$$

П р и м е ч а н и я. 1. Для начальных оценок считается, что 10% работы тратится на преодоление сил трения. 2. Эксплуатационный диапазон температур толкателя составляет –50°С ÷ +50°С. Необходимо компенсировать влияние начальной температуры заряда на разброс характеристик толкателя, для чего возможны следующие приемы:

• применение безградиентных зарядов с большим температурным диапазоном постоянства характеристик;

• термоизоляция;

• терморегуляторы давления, осуществляющие сброс избытка газов через специальное отверстие, сечение которого регулируется автоматически в зависимости от температуры.

Особенности расчета пневматических толкателей. Принимаются те же допущения, что и при расчете пиротехнических толкателей, но исключаются пункты, связанные с горением заряда. (*m*_{гз} – масса рабочих газов).

Поэтому давление в начальный момент определится по зависимости

$$p_{\max} = \frac{p_3 T_0}{T_3},$$

где p_3 и T_3 – давление и температура при заполнении камеры газом; T_0 – температура перед началом движения поршня.

Процесс расширения считается адиабатическим:

$$\omega - \alpha_{\Gamma} = \frac{S_{\Pi}}{m_{\Gamma 3}} (l_{\Pi} + x),$$

и давление *p*_к при этом определяется по формуле:

$$p_{\kappa} = (\omega - \alpha_{\Gamma})^{k} = p_{\max}(\omega_{0} - \alpha_{\Gamma})^{k}.$$

Библиографический список

1. Вспомогательные системы ракетно-космической техники // Под ред. И.В. Тишунина. М.: Мир, 1970.

2. Гудилин, В.Е. Ракетно-космические системы. (История. Развитие. Перспективы) / В.Е. Гудилин, Л.И. Слабкий. М., 1996.

3. Инженерный справочник по космической технике / Под ред. А.В. Солодова. М.: Воениздат, 1977.

4. Колесников, К.С. Динамика разделения ступеней ЛА / К.С. Колесников, В.И. Козлов, В.В. Кокушкин. М.: Машиностроение, 1977.

5. Колесников, К.С. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет / К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

6. Конструкция управляемых баллистических ракет на твердом топливе / Под ред. А.И. Синюкова. М: Воениздат, 1969.

7. Космические аппараты (Ракетно-космический комплекс) / Под ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983.

8. Космонавтика: Маленькая энциклопедия. Изд. 2-е. М.: Советская энциклопедия, 1968.

9. Космонавтика: Энциклопедия. М: Советская энциклопедия, 1985.

10. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / Под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991.

11. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / Под ред. В.П. Мишина. М: Машиностроение, 1985.

12. Павутницкий, Ю.В. Отечественные ракеты-носители / Ю.В. Павутницкий, В.А. Мазарченков, М.В. Шиленков, А.Б. Герасимов. СПб: СПб ГМТУ, 1996.

13. *Пенцак, И.Н.* Теория полета и конструкция баллистических ракет / И.Н. Пенцак М: Машиностроение, 1974.

14. Разумеев, Ф.В. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе / Ф.В. Разумеев, Б.К. Ковалев. М: Машиностроение, 1976.

15. С.П. Королев и его дело. Свет и тени в истории космонавтики / Сост. Г.С. Ветров. М.: Наука, 1998.

16. Федосьев, В.И. Основы техники ракетного полета / В.И. Федосьев. М.: Наука, 1981.

17. Уманский, С.П. Ракеты-носители. Космодромы / С.П. Уманский. М: Рестарт +, 2001.

18. Stache, P. Raumfahrt - Trägerraketen / P.Stache. Berlin, VEB Verlag, 1973.

19. Stache, P. Sowjetische Raketen: Im Dienst von Wissenschaft und Verteidigung / P.Stache. Berlin, Militärverlag der DDR, 1987.

20. Eurockot. Two in one - ore more. 1997.

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. ОТДЕЛЕНИЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ОТ НОСИТЕЛЯ
1.1. Общие сведения о системах отделения полезной нагрузки 4
1.2. Некоторые конструктивные решения систем отделения полезной нагрузки4
1.3. Расчет основных характеристик систем отделения полезной нагрузки 6
Контрольные вопросы14
2. ОТДЕЛЕНИЕ ХВОСТОВЫХ ОТСЕКОВ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ15
2.1. Общие сведения о системах отделения хвостовых отсеков15
2.2. Модель сброса хвостового отсека ракеты-носителя16
3. ОТДЕЛЕНИЕ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ
3.1. Общие сведения о системах отделения головных обтекателей18
3.2. Требования к головным обтекателям и нагрузки, действующие на конструкцию 21
3.3. Модель сброса обтекателя при помощи пружинных толкателей23
Контрольные вопросы
4. ТОЛКАТЕЛИ В СИСТЕМАХ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ 2
4.1. Пружинные толкатели
4.2. Пиротехнические толкатели
Библиографический список

Охочинский Михаил Никитич, Афанасьев Кирилл Александрович

Системы разделения в ракетной технике

Часть 2. Отделение полезных нагрузок и обтекателей

Редактор Г.М. Звягина Корректор Л.А. Петрова Подписано в печать 19.08.2013. Формат бумаги 60х84/16. Бумага документная. Печать трафаретная. Усл. печ. л. 3,1 . Тираж 100 экз. Заказ № 108 Балтийский государственный технический университет Типография БГТУ 190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1