



М.Н. ОХОЧИНСКИЙ

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

ЧАСТЬ 1

**СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ
СОСТАВНЫХ РАКЕТ**

С. 104
1984

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»

М.Н. ОХОЧИНСКИЙ

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

ЧАСТЬ 1

СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ СОСТАВНЫХ РАКЕТ

*Допущено УМО ВУС ВМФ в качестве учебного пособия
для студентов, обучающихся по программе подготовки
офицеров запаса ВМФ ракетного профиля*

Санкт-Петербург
2009

УДК [623.46 001 + 629.78] (075.8)
О 92

Охочинский, М.Н.
О92 Системы разделения в ракетной технике. Ч. 1.
Системы разделения ступеней составных ракет:
учеб. пособие / М.Н. Охочинский; Балт. гос. техн.
ун-т. – СПб., 2009. – 61 с.
ISBN 978-5-85546-463-4

Рассматриваются устройство и конструкции систем разделения ступеней баллистических ракет и ракет-носителей, структура и состав систем разделения различных типов, физические принципы их действия. Описываются модели оценки характеристик основных проектных параметров узлов и агрегатов систем разделения, приводятся примеры расчетов.

Особое внимание уделяется применению ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) в узлах, обеспечивающих разделение ступеней. Рассматриваются оригинальные конструкции РДТТ систем разделения, применявшиеся в практике ракетостроения.

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)

Р е ц е н з е н т ы: директор научно-учебного инновационного центра ФГУП "КБ "Арсенал" *В.М. Беляев*, акад. РАКЦ, канд. техн. наук, проф. *Л.И. Калягин*

ISBN 978-5-85546-463-4

© М.Н. Охочинский, 2009
© БГТУ, 2009

1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1.1. О необходимости применения составных ракет

Дальность полета баллистической ракеты (БР) и возможность вывода полезного груза на орбиту искусственного спутника Земли в наибольшей степени определяются скоростью, развиваемой ракетой к концу работы ее двигателя (в конце активного участка полета).

В 1903 г. К.Э. Циолковский в своей работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами» опубликовал формулу для определения идеальной скорости ракеты (формула Циолковского):

$$V_{\text{ц}} = -I_{\text{уд.п}} \cdot \ln \mu_{\text{к}},$$

где $I_{\text{уд.п}}$ – пустотное значение удельного импульса тяги, величина, характеризующая тягу, развиваемую двигателем при сгорании единицы массы топлива в единицу времени¹; $\mu_{\text{к}} = m_{\text{к}}/m_0$ – относительная масса конструкции ракеты, величина, характеризующая совершенство конструкции; может применяться и другая относительная величина: $\mu_{\text{т}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_0} = 1 - \frac{m_{\text{к}}}{m_0} = 1 - \mu_{\text{к}}$ – относительная масса топлива; $m_{\text{к}}$ – масса конструкции ракеты (масса ракеты без топлива); m_0 – стартовая масса ракеты.

При этом следует помнить, что формула Циолковского была выведена без учета потерь, связанных с работой гравитационных сил, работой сил сопротивления и отличием реального значения удельного импульса от пустотного. Поскольку $I_{\text{уд}}$, $\mu_{\text{к}}$ имеют вполне обоснованные физические ограничения, значение скорости Циолковского ($V_{\text{ц}}$) также ограничено. Так, для БР, имеющей дальность полета порядка 8000 км, при оптимальном угле бросания скорость в конце активного участка траектории составит по-

¹Для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) среднее значение удельного импульса лежит в пределах 2700÷3800 м/с, для твердотопливных (РДТТ) – 1700÷3200 м/с.

рядка $V_k = 6700$ м/с. Для твердотопливной ракеты, использующей топливо с $I_{уд} \approx 2000$ м/с, достижение указанной скорости в соответствии с формулой Циолковского возможно при значении относительной массы конструкции порядка $\mu_k = 0,035$.

Оценим массу одноступенчатой ракеты при подобном соотношении и возможности достижения указанной скорости. В первом приближении, считая, что масса полезной нагрузки составляет массу конструкции ($m_{пн} = m_k$), для $m_{пн} = 1000$ кг стартовая масса ракеты составит около 28500 кг. Однако реально она складывается из следующих элементов:

$$m_k = m_{пн} + m_{пу} + m_{су} + m_{оу} + m_{корп} + m_{ду}.$$

Здесь $m_{пн}$ – масса полезной нагрузки; $m_{пу}$ – масса приборов управления; $m_{су}$ – масса агрегатов системы управления; $m_{оу}$ – масса исполнительных органов системы управления; $m_{корп}$ – масса корпуса ракеты; $m_{ду}$ – масса двигательной установки.

С учетом следующих конструктивных особенностей современных ракет:

- необходимости размещения на борту системы управления (СУ), масса которой может быть оценена как $m_{су} = 250$ кг;
- средней массой органов управления $m_{оу} = 250$ кг;
- средней массой соплового блока РДТТ (массой ДУ) $m_{ду} = 500$ кг;
- минимально возможной толщине корпуса двигателя ракеты $\delta = 0,003$ м;
- плотности материала корпуса (сталь) $\rho_m = 7800$ кг/м³;
- плотности твердого топлива $\rho_t = 1800$ кг/м³;
- необходимости перевозки ракеты по железной дороге, которая ограничивает калибр ракеты величиной не более $d = 1,8$ м, для полезной нагрузки аналогичной массы $m_{пн} = 1000$ кг стартовая масса одноступенчатой ракеты составит $m_0 = 120000$ кг, при ее длине не менее 35 м.

Учтем, что реально скорость ракеты в конце активного участка может быть определена как

$$V_k = V_{ц} + \Delta V_a + \Delta V_g + \Delta V_p,$$

где ΔV_a – потери скорости вследствие сопротивления воздуха (аэродинамические потери); ΔV_g – потери скорости вследствие действия гравитационного поля Земли (гравитационные потери); ΔV_p – потери скорости вследствие отличия реального значения удельного импульса от пустотного. При этом суммарная величина этих потерь может быть оценена как $\sum \Delta V \approx 20 \% V_{ц}$. Тогда масса одноступенчатой ракеты возрастет и ее значение составит почти 200000 кг при длине около 50 м.

Таким образом, при попытке увеличить дальность стрельбы БР или обеспечить вывод нагрузки на орбиту ИСЗ при больших массах полезной нагрузки наблюдается значительный рост стартовой массы при существенном увеличении линейных габаритов ракеты, что делает конструкцию ракеты практически невыполнимой.

В 1929 г. К.Э. Циолковский в работе «Космические ракетные поезда» изложил идею составной ракеты с постепенным дискретным отбрасыванием пассивной массы – массы конструкции, непосредственно не участвующей в создании тяги. Естественным решением здесь является отбрасывание от ракеты отработавшего ракетного блока. Формула Циолковского для составной ракеты с учетом того, что на каждой ступени применяется одинаковое по своим энергетическим характеристикам топливо, выглядит следующим образом:

$$V_{ц} = -I_{уд} \sum_{i=1}^n \ln \mu_{k_i},$$

где n – число ступеней ракеты.

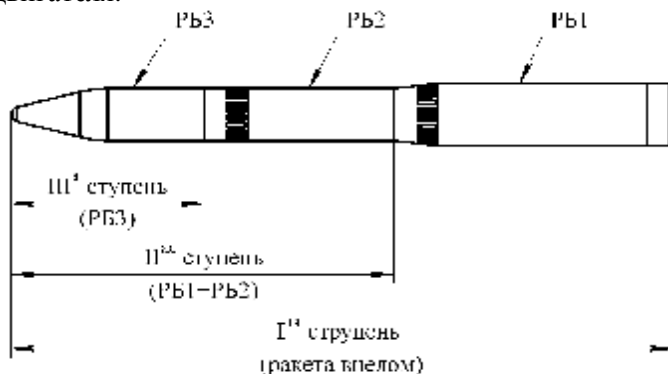
Для ранее рассматривавшегося случая стрельбы на 8000 км при тех же условиях и ограничениях масса двухступенчатой ракеты составит всего 35000 кг при полной длине около 12 м.

Введем набор базовых понятий, которые будем использовать при дальнейшем изложении.

Ступень ракеты – ракета, включающая полезную нагрузку, двигательную установку и в ряде случаев – приборы управления. Иными словами, каждая ступень состоит из полезной нагрузки (ПН) и ракетного блока (РБ).

Для многоступенчатых ракет в качестве полезной нагрузки всех ступеней, за исключением последней, выступает последующая ступень.

Ракетный блок – часть ступени, включающая в себя двигательную установку и часть корпуса, отделяемые по завершении работы двигателя.



При полете многоступенчатой ракеты работают различные системы разделения:

- системы отделения разъемов (типа «земля-борт»);
- системы отделения хвостовых и головных обтекателей;
- системы отделения полезной нагрузки (головного блока);
- системы отделения ракетных блоков, завершивших свою работу.

Говоря о «системе разделения ступеней», будем иметь в виду только последнюю из приведенного списка – систему отделения отработавших ракетных блоков.

Система разделения ступеней – совокупность агрегатов и устройств, предназначенных для прочного соединения ракетных блоков во время полета и их надежного разделения и разведения на необходимое расстояние в необходимый момент времени по команде от системы управления.

1.2. Конструктивно-компоновочные схемы составных ракет

Существуют следующие схемы соединения ракетных блоков [1]:

- *последовательная* (иначе – *тандемная*), когда ракетные блоки соединяются соосно один за другим; если калибр ступеней при этом одинаков, то иногда говорят о «карандашной» схеме;
- *параллельная* (иначе – *пакетная*), когда ракетные блоки располагаются на одном уровне в виде своеобразного пакета;
- *комбинированная*, когда в одной конструкции используются элементы и последовательной, и пакетной схемы¹.

Последовательная схема компоновки обладает следующими достоинствами:

- меньший поперечный размер, что способствует меньшему аэродинамическому сопротивлению при движении в атмосфере;
- относительная простота стартового устройства, в том числе шахтных пусковых установок;
- относительная простота устройств соединения блоков;
- меньшие возмущения, возникающие при разделении ракетных блоков.

Недостатки последовательной схемы компоновки:

- большая длина ракеты, что усложняет подготовку к пуску и обслуживание на стартовой позиции;
- при запуске включаются двигатели только первой ступени, поэтому они должны быть более мощными и вследствие этого обладать большей массой;
- повышенная чувствительность ракеты к поперечным перегрузкам;
- запуск двигателей второй и последующих ступеней при более низких давлениях и в условиях динамических возмущений при невозможности контроля процесса наземными службами.

Можно заметить, что в первом приближении достоинства и недостатки последовательной схемы компоновки «зеркально»

¹Иногда применяется и другая терминология: ракеты с последовательным соединением ступеней называют ракетами с поперечным делением ступеней, а ракеты параллельной схемы – ракетами с продольным делением. В данном пособии мы будем придерживаться более традиционной терминологии: последовательная и параллельная схемы.

становятся соответствующими недостатками и достоинствами пакетной схемы. Более строгая оценка различных компоновок ступеней приведена в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

Сравнительная оценка компоновок составных ракет [9]

Характеристика	Последовательная компоновка	Параллельная компоновка
Плотность компоновки	Наиболее высокая	В 1,5–2 раза ниже
Аэродинамические потери	Самые низкие	Резко повышается
Установка и сопряжение с ПУ	Наиболее простые	Затруднены (большое число стыкуемых поверхностей и разъемов)
Трудоемкость сборки ступеней	Наиболее низкая	Повышенная
Совместное опорожнение баков (с ЖРД)	Число систем и агрегатов наименьшее	Число систем пропорционально числу блоков
Одновременное использование РД	Исключено	Возможно (запуск РД при старте)
Контроль нормального запуска всех РД («заволенный» старт)	Исключено	Практически применяется
Нагружение РБ промежуточных ступеней тягой стартовой ДУ	Невыгодное	Предпочтительное
Транспортировка	Большие габариты нижних ступеней, сложности с железными дорогами	Более простая транспортировка
Стенды для отработки	Большие габариты (нижние ступени) повышают сложность и стоимость стендового оборудования	Существенно меньшая сложность и стоимость
Резервирование РД в составе ДУ	Наиболее простое	Затруднено из-за дополнительных топливных магистралей
Условия разделения РБ	Наиболее выгодные	Несколько хуже (дополнительные связи и элементы)

Ниже приведены примеры реально существующих многоступенчатых ракет, выполненных по различным компоновочным схемам.

Последовательное соединение.

1. Практически все боевые баллистические ракеты (БР) стратегического назначения, в частности:

- США – БР «Посейдон», «Полярис», «Титан-2» – «карандашная» схема; БР «Минитмен – I», – II, – III – тандемная схема;

- СССР – БР SS-18, SS-14 – «карандашная» схема; БР SS-20 (РСД-10) – тандемная схема.

2. Ракеты-носители, в частности:

- США – РН «Тор», «Атлас» – «карандашная» схема; «Скаут», «Сатурн-1В», «Сатурн-V» – тандемная схема;

- СССР – РН «Космос», «Протон».

Параллельное соединение.

1. Боевые ракеты – только Р7 (СССР, или СК – обозначение по В. Феодосьеву [15], баллистическая ракета, послужившая прототипом для ряда РН).

2. Ракеты-носители – только «Спутник» (СССР, «гражданский» вариант баллистической ракеты Р7).

Комбинированная схема.

В основном ракеты-носители, в частности:

- США – РН «Титан-3С» (трехступенчатая ракета, в качестве первой ступени выступают два боковых твердотопливных ускорителя, вторая и третья ступень выполнены по тандемной схеме);

- СССР – РН семейства «Восток» – «Союз» – «Молния» (первая ступень – четыре боковых блока с ЖРД; вторая, третья и в ряде случаев разгонный блок – четвертая – выполнены по тандемной схеме);

- Европа – РН «Ариан-5» (центральный блок, оснащенный двумя боковыми ускорителями с РДТТ).

1.3. Требования, предъявляемые к системам разделения

Основные требования, предъявляемые к системам разделения ступеней, можно сформулировать следующим образом:

- минимальное возмущение движения последующей ступени при отделении уходящего блока;

- минимум потерь дальности из-за действия системы разделения;

- малое время процесса разделения с целью уменьшения потерь дальности из-за действия сил гравитации;

- малая масса и компактность;
- технологичность, удобство монтажа;
- безопасность и простота в обращении, эксплуатации и функционировании.

1.4. Основная классификация систем разделения ступеней

В процессе разделения ступеней должно быть создано такое сочетание сил и моментов, действующих на ракетные блоки, при котором они надежно отойдут друг от друга на заданное (безопасное) расстояние без соударений и за минимальное время.

Безопасное расстояние – расстояние между разделяющимися блоками, при котором исключается соударение. Обычно это расстояние считается равным 3–5 калибров ракеты (диаметров миделя): как показывает практика, на этом расстоянии существенно возрастает аэродинамический коэффициент C_x отработавшего блока (рис. 1, L – безопасное расстояние расхождения блоков).

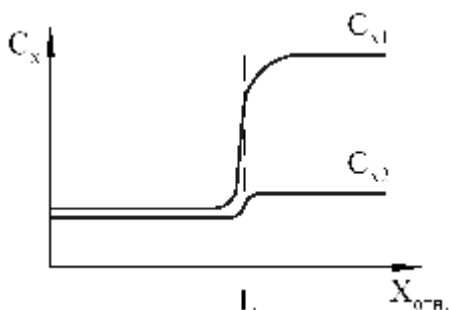


Рис. 1. Изменение аэродинамических коэффициентов отделяемого (C_{x1}) и продолжающего полет (C_{x2}) блоков

При разделении ступеней ракет можно выделить три участка, различающиеся по силам, действующим на ракетные блоки, и по возможности относительного движения последних:

- 1) участок кинематической связи, когда разделяемые блоки жестко связаны, и их относительное движение невозможно;
- 2) участок шпильочной связи, наступающий сразу после разрыва кинематических связей. Отделяемый блок перемещается поступательно по направляющим относительно блока, продолжающего полет, без возможности собственного вращательного движения относительно продольной и поперечных осей;

3) участок свободного движения, на котором отделяемый блок может вращаться относительно своих осей.

При этом на блоки в процессе разделения могут действовать следующие силы:

- сила тяги двигателя ракетного блока (спадающая либо возрастающая);
- силы аэродинамические (лобового сопротивления, подъемная);
- тормозящие силы (тормозные двигатели, аэродинамические силы, силы тяги от противосопел);
- ускоряющие силы (собственные ускоряющие двигатели);
- расталкивающие силы (пружины, пневмо- или пиротолкатели, газы наддува, сбрасываемые из баков отделяемого блока, газодинамические силы от струи двигателя блока, продолжающего полет).

В зависимости от того, какие силы являются преобладающими при разделении, принято классифицировать системы разделения.

Если преобладают силы расталкивания от работающего двигателя верхней ступени, то такие системы принято называть *системами «горячего» (огневого) разделения*.

Если преобладают силы, тормозящие отделяемый блок, или ускоряющие блок, продолжающий полет, не за счет основного двигателя – это *системы «холодного» разделения*.

При «горячем» разделении двигатель блока, продолжающего полет, обычно запускается до момента разрыва связей между блоками, а при «холодном» – после разрыва связей между блоками и их расхождения на безопасное (заданное) расстояние.

Добавим, что приведенные выше признаки, служащие основой для определения типа системы отделения, относятся только к составным ракетам последовательной компоновки. Системы *разделения ступеней ракет параллельной схемы* выводятся в отдельный (третий по нашей классификации) класс.

Контрольные вопросы

1. В чем состоят причины появления ракет составной конструкции?

2. В чем заключается разница между понятиями «ступень ракеты» и «ракетный блок»?

3. Назовите преимущества и недостатки последовательной и параллельной схем расположения ракетных блоков в составной ракете.

4. Приведите примеры современных ракет, выполненных по комбинированной схеме.

5. Дайте определение понятию «безопасное расстояние» при разделении ступеней. На основании каких факторов оно может быть определено?

6. Дайте определение «горячей» и «холодной» схемы разделения ступеней ракет.

7. Какие требования предъявляются к системам разделения ступеней?

2. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ СХЕМЕ

2.1. «Горячее» разделение ступеней

При «горячем» разделении расхождение ракетного блока, продолжающего полет, и отделяемого блока обеспечивается тягой двигателя последующей («верхней») ступени при постепенно спадающей тяге двигателей отделяемого блока (рис. 2). Запуск двигательной установки последующей ступени всегда происходит до разрыва кинематических связей.

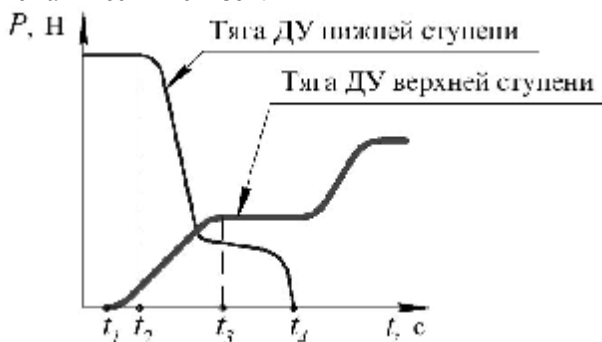


Рис. 2. Диаграмма изменения тяги при «горячем» разделении: t_1 — момент запуска двигателя «верхней» ступени; t_2 — момент выдачи команды на отсечку тяги двигателя отделяемого ракетного блока; t_3 — момент начала разделения — момент выдачи команды на разрыв кинематических связей между ступенями; t_4 — момент полного выключения двигателей отделяемого блока

Основные задачи при расчете характеристик системы разделения «горячего» типа:

- выбор момента времени подачи команды на подрыв узлов связи ступеней;
- проверка надежности разделения ступеней (под надежностью понимается безударность расхождения блоков на безопасное расстояние без возможности догона блока, продолжающего полет, блоком отделяемым).

Рассмотрим последовательно алгоритмы решения обеих задач.

В дальнейшем индекс «1» будет относиться к отделяемому блоку, а индекс «2» – к блоку, продолжающему полет («вторая ступень»).

2.1.1. Выбор момента времени для подачи сигнала на разрыв кинематических связей между ракетными блоками [6]

Для решения первой задачи может быть применена следующая система допущений:

- рассматривается плоское движение блоков;
- угол наклона траектории к местному горизонту достаточно мал, и поэтому влиянием массовых сил можно пренебречь;
- угол атаки блоков в процессе разделения неизменен и равен нулю;
- все технологические отклонения в размерах блоков не учитываются (рис. 3).



Рис. 3. Расчетная схема для определения момента разрыва кинематических связей между ракетными блоками P_1 – тяга двигателя отделяемого блока; P_2 – тяга двигателя второй ступени; X_1 – сила лобового сопротивления отделяемого блока; X_2 – сила лобового сопротивления второй ступени; ξ – коэффициент, учитывающий действие двигателя второй ступени на первую (коэффициент газодинамической силы)

Система уравнений движения отделяемого блока и второй ступени в проекциях на ось OX связанной системы координат:

$$m_1 \frac{dV_1}{dt} = P_1 - X_1 - \xi P_2,$$

$$m_2 \frac{dV_2}{dt} = P_2 - X_2.$$

Тогда величина ускорения второй ступени относительно отделяемого блока определится разностью:

$$a_{\text{отн}} = \frac{dV_2}{dt} - \frac{dV_1}{dt} = \frac{P_2 - X_2}{m_2} + \frac{\xi P_2 + X_1 - P_1}{m_1}.$$

Условием начала расхождения блоков явится неотрицательное значение относительного ускорения, которое можно записать в форме неравенства:

$$a_{\text{отн}} > 0 \text{ или } \frac{P_2 - X_2}{m_2} + \frac{\xi P_2 + X_1 - P_1}{m_1} > 0.$$

Разрешив это неравенство относительно P_2 , получаем условие для определения значения тяги двигателя второй ступени, при котором целесообразно разрывать кинематические связи, поскольку сразу после этого оба ракетных блока начнут расходиться:

$$P_2 > \frac{m_1 \cdot X_2 - m_2 \cdot X_1 + m_2 \cdot P_1}{m_1 + \xi \cdot m_2}.$$

Зная зависимости $P_1(t)$, $P_2(t)$, $X_1(V)$, $X_2(V)$, можно достаточно точно определить момент времени, начиная с которого можно рвать кинематические связи между ступенями. Обычно этот момент определяется по отношению к моменту подачи команды на отсечку тяги (или моменту начала спада тяги в РДТТ) двигателя отделяемого блока. Это значение затем может быть уточнено при оценке надежности разделения.

Отметим, что более раннее начало разделения может привести к увеличению потерь дальности из-за «недобора» возможностей тяги двигателя первой ступени.

2.1.2. Проверка надежности разделения ступеней [6]

Для решения второй задачи также должна быть применена своя система допущений (рис. 4):

- рассматривается плоское движение блоков;
- углы атаки обоих блоков малы, угол наклона к местному горизонту таков, что влиянием массовых сил можно пренебречь;
- после разделения управляемое движение осуществляет только вторая ступень;
- рассматривается наихудшее с точки зрения возможности соударения сочетание всех параметров (геометрических, кинематических, силовых);
- органы управления первой ступени перестают функционировать только в момент разрыва связей между ступенями и фиксируются в нулевом положении.

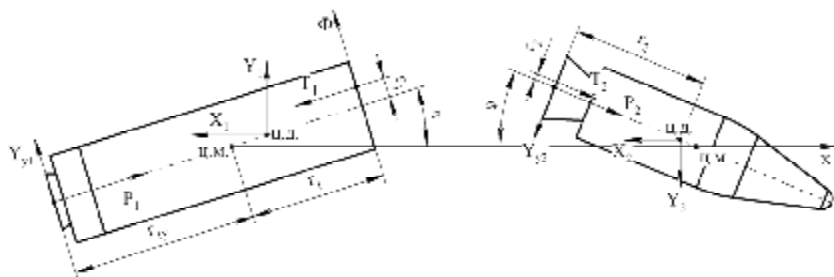


Рис. 4. Расчетная схема для оценки надежности разделения: P_1 – тяга двигателя отделяемого блока; P_2 – тяга двигателя второй ступени; X_1 – сила лобового сопротивления отделяемого блока; X_2 – сила лобового сопротивления второй ступени; T_1 , Φ – силы воздействия струи двигателя второй ступени на ракетный блок; T_2 – сила воздействия отраженной струи на вторую ступень; Y_y – управляющая сила, возникающая при закладке органов управления; ϵ_1 , ϵ_2 – несоосность действия сил T_1 и T_2 , соответственно; r_1 , r_2 – расстояния от точки приложения сил Φ и Y_y до центров масс блока и ступени, соответственно

Система уравнений, описывающих движение ступеней после отделения, будет иметь следующий вид:

для отделяемого блока:

$$\begin{aligned}
I_1 \frac{d^2 \alpha}{dt^2} &= \Phi \cdot r_1 + T_1 \cdot \varepsilon_1 + M_{z_1}^\alpha \cdot \alpha, \\
m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} &= (P - T_1) \cos \alpha - \Phi \cdot \sin \alpha - X_1, \\
m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} &= (P_1 - T_1) \sin \alpha + \Phi \cdot \cos \alpha + Y_1^\alpha \cdot \alpha;
\end{aligned}$$

для второй ступени:

$$\begin{aligned}
I_2 \frac{d^2 \psi}{dt^2} &= T_2 \cdot \varepsilon_2 - Y_y \cdot r_2 - M_{z_2}^\psi \cdot \psi, \\
m_2 \frac{d^2 x_2}{dt^2} &= (P_2 + T_2) \cos \psi + Y_y \cdot \sin \psi - X_2; \\
m_2 \frac{d^2 y_2}{dt^2} &= (P_2 + T_2) \sin \psi - Y_y \cdot \cos \psi + Y_2^\psi \cdot \psi;
\end{aligned}$$

автомат стабилизации (осуществляет управление второй ступенью):

$$b_2 \frac{d^2 \delta}{dt^2} + b_1 \frac{d\delta}{dt} + b_0 \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \frac{d\psi}{dt} + a_2 \frac{d^2 \psi}{dt^2}$$

уравнение управляющей силы:

$$Y_{y_2} = f(\delta).$$

В этих уравнениях $M_{z_1}^\alpha$, $M_{z_2}^\psi$ – коэффициент статического момента для блока и ступени; I_1 , I_2 – моменты инерций отделяемого ракетного блока и второй ступени; δ – угол закладки органа управления второго блока; a_0 , a_1 , a_2 , b_0 , b_1 , b_2 – коэффициенты автомата угловой стабилизации ступени.

Цель решения системы уравнений – определить взаимное положение верхней ступени и отделенного ракетного блока в каждый момент времени до достижения безопасного расстояния между блоками (или в течение заданного времени). Показателями надежности разделения при этом являются:

- отсутствие соприкосновения (соударения) второй ступени и блока при их относительном движении;
- отсутствие «пульсации» относительного расстояния между второй ступенью и ракетным блоком;
- устойчивость второй ступени после начала разделения (исследуется максимальный угол закладки органов управления и его поведение во времени).

Таким образом, система уравнений обычно решается численными методами и геометрически проверяется возможность соприкосновения (соударения) отдельных частей ступени и блока.

В качестве допустимого упрощения этой системы на начальных этапах проектирования вводятся допущения, что вторая ступень имеет совершенную систему управления, которая обеспечивает угол атаки второй ступени постоянный и равный нулю, а все силы, действующие на блок и ступень в осевом направлении, соосны.

Тогда система уравнений примет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 I_1 \frac{d^2 \alpha}{dt^2} &= \Phi \cdot r_1 + M_{z_1}^{\alpha} \cdot \alpha, \\
 m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} &= (P_1 - T_1) \cos \alpha - \Phi \cdot \sin \alpha - X_1, \\
 m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} &= (P_1 - T_1) \sin \alpha + \Phi \cdot \cos \alpha + Y_1^{\alpha} \cdot \alpha, \\
 I_2 \frac{d^2 \psi}{dt^2} &= 0, \\
 m_2 \frac{d^2 x_2}{dt^2} &= P_2 + T_2 - X_2, \\
 m_2 \frac{d^2 y_2}{dt^2} &= -Y_y = 0.
 \end{aligned}$$

В качестве самого неблагоприятного случая для расчета надежности системы разделения целесообразно рассмотреть ситуацию, когда на отделенный блок первой ступени действует сила от

органов управления, зафиксированных в момент разрыва связей в крайнем положении Y_{y1} .

В этом случае в уравнение вращения первого блока добавится элемент $I_{y1} \cdot r_{1y}$, а уравнения его поступательного движения будут выглядеть так (в зависимости от направления действия силы Y_{y1}):

$$m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} = (P_1 - T_1) \cos \alpha - \Phi \cdot \sin \alpha \pm Y_{y1} \cdot \sin \alpha - X_1,$$

$$m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} = (P_1 - T_1) \sin \alpha + (\Phi - Y_{y1}) \cdot \cos \alpha \pm Y_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha.$$

Система решается аналогично, и в результате надежность оценивается по отсутствию соударения между ступенями.

2.1.3. Некоторые схемы конструктивного исполнения

а) Ферменный отсек между второй и третьей ступенями РН «Восток». РН «Восток» отличается тем, что ЖРД третьей ступени защищается от аэродинамического воздействия не с помощью привычного «сухого» переходного отсека, а путем размещения всей двигательной установки в центральной полости торообразного топливного бака совмещенной конструкции. Это дает возможность применить для соединения ступеней переходной отсек в виде фермы (рис. 5), что позволяет обеспечить «горячее» разделение ступеней без каких-либо дополнительных узлов и агрегатов [10].

Единственным конструктивным дополнением является газодинамический отражатель, защищающий днище верхнего бака второй ступени (центрального блока ракеты-носителя, в варианте двухступенчатой баллистической ракеты Р7 он отсутствует).

б) Межступенной отсек РН «Союз-У», отделяемый после разделения ступеней. Хвостовой отсек третьей ступени РН «Союз-У», являющийся конструктивным развитием РН «Восток», для уменьшения пассивной массы выполнен сбрасываемым и состоящим из трех панелей [10, 14]. В отличие от РН «Восток» на третьей ступени применен четырехкамерный ЖРД с большим запасом топлива, что требует размещения двигателя в «сухом» хвостовом отсеке (рис. 6). Масса отсека значительна и на этапе

работы третьей ступени является пассивной (к этому моменту аэродинамическая защита двигателя уже не требуется).

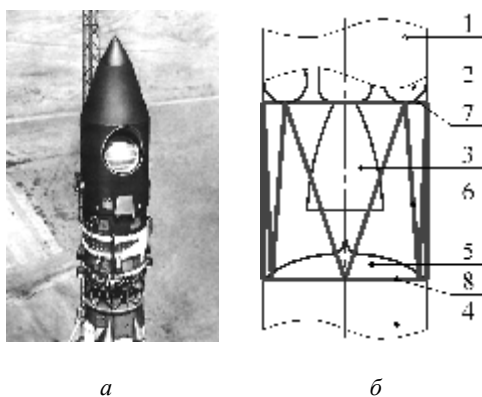


Рис. 5. Третья ступень РН "Восток": *а* – общий вид; *б* – схема переходного отсека между второй и третьей ступенями: 1 – корпус третьей ступени РН; 2 – торовый бак; 3 – сопло двигательной установки третьей ступени; 4 – корпус второй ступени; 5 – газодинамический отражатель; 6 – ферма; 7 – силовой шпангоут третьей ступени; 8 – силовой шпангоут второй ступени

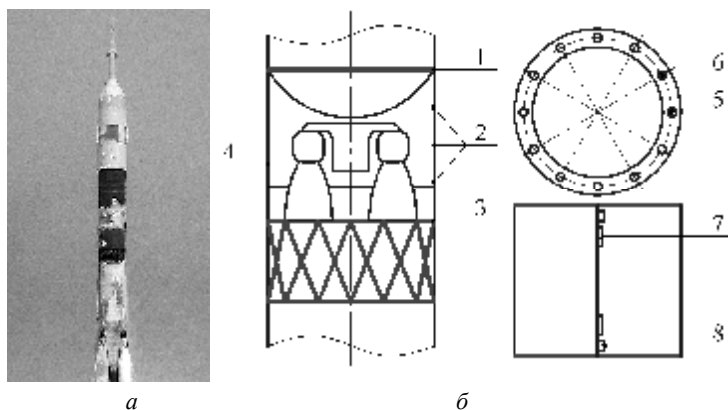


Рис. 6. РН "Союз-У": *а* – зона соединения второй и третьей ступени; *б* – схема хвостового отсека третьей ступени: 1 – стыковочный шпангоут хвостового и бакового отсеков третьей ступени; 2 – промежуточные шпангоуты (3 шт., имеется продольный набор в виде стрингеров); 3 – стыковочный шпангоут с фермерным отсеком; 4 – панели хвостового отсека; 5 – шариковый пирозамок (6 шт.); 6 – пружинный толкатель поперечного стыка (6 шт.); 7 – рычажные замки продольного стыка; 8 – пружинный толкатель продольного стыка (по 2 на стык)

Третья ступень РН «Союз-У» конструктивно соединена со второй с помощью обычного ферменного отсека, и разделение по «горячей схеме» происходит аналогично РН «Восток». Затем через заданный промежуток времени подается команда на раскрытие шариковых замков и срабатывание толкателей поперечного стыка. После движения по направляющим происходит раскрытие продольных стыков и разброс панелей с помощью толкателей продольного стыка.

в) Отсек с окнами, отделяющийся совместно с ракетным блоком.

Такая схема применяется, в частности, на советской двухступенчатой баллистической ракете SS15 [3], что, помимо прочего, позволяет уменьшить пассивную массу второй ступени ракеты.

При разделении межступенной (переходный) отсек, в ходе полета первой ступени защищающий от аэродинамического воздействия агрегаты ЖРД второй ступени (что уже не требуется в дальнейшем полете), отделяется вместе с ракетным блоком первой ступени по «чулочной» схеме.

Соосность и, соответственно, безударность схода обеспечивается направляющими и специально размещенными в полости отсека газодинамическими центрирующими устройствами, а защита агрегатов ЖРД от прямого воздействия отраженной от отражателя первой ступени струи газов – с помощью теплозащитного экрана, выполненного в форме усеченного конуса (рис. 7).

г) Системы разделения ступеней РН «Протон-К».

Разделение *первой* и *второй* ступеней РН «Протон-К» выполнено по «горячей» схеме с использованием, аналогично РН «Восток», переходного отсека ферменной конструкции [10]. Отличием является то, что на второй ступени используется четырехкамерная двигательная установка, поэтому такую особенность конструкции приходится учитывать при формировании профиля газодинамического отражателя – теплозащитного экрана бака первой ступени (рис. 8).

Разделение *второй* и *третьей* ступеней происходит по схеме, иногда называемой «полугорячей», поскольку она имеет свои особенности. На третьей ступени используются однокамерный маршевый ЖРД и четырехкамерный рулевой ЖРД (оба двигателя имеют раздельные системы турбонасосной подачи компонентов). Рулевой ЖРД запускается раньше маршевого, и за счет его тяги происходит разделение.

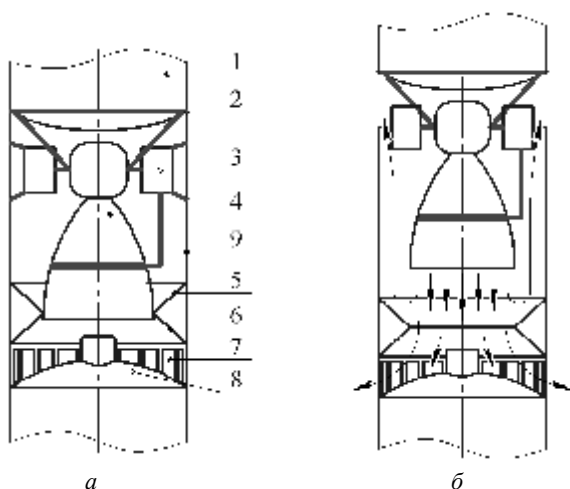
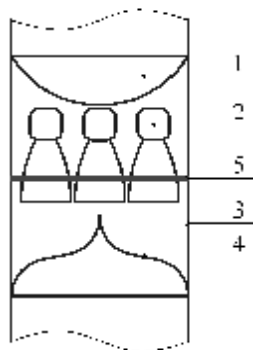


Рис. 7. Переходный отсек БР SS15 (СССР): *а* – общий вид; *б* – схема движения отсека при расхождении блоков: 1 – баковой отсек второй ступени; 2 – силовой стыковочный шпангоут; 3 – агрегаты автоматики и подачи ЖРД второй ступени; 4 – сопло ЖРД; 5 – газодинамическое центрирующее устройство; 6 – теплозащитный экран; 7 – окно в оболочке отсека; 8 – верхнее днище РДТТ первой ступени; 9 – корпус переходного отсека



а



б

Рис. 8. РН "Протон-К": *а* – РН устанавливается на стартовое устройство; *б* – схема переходного отсека: 1 – бак горючего второй ступени; 2 – блок ЖРД второй ступени; 3 – ферма переходного отсека; 4 – газодинамический отражатель – теплозащитный экран верхнего днища бака первой ступени; 5 – плоскость разделения

При этом для обеспечения необходимых временных и надежных показателей разделения на второй ступени (отделяемом блоке) установлены шесть тормозных РДТТ, которые включаются одновременно с разрывом кинематических связей между ступенями и функционируют одновременно с рулевыми ЖРД третьей ступени. Более подробно схема размещения РДТТ будет представлена в следующем разделе при рассмотрении систем разделения «холодного» типа.

2.1.4. Баллистические паузы при разделении ступеней

Под баллистической паузой обычно понимают промежуток времени в ходе полета ракеты, когда ее движение происходит по инерции, без работающего двигателя, под воздействием исключительно аэродинамических и гравитационных сил. При горячем разделении это возможно в том случае, когда двигатель второй ступени включается до разрыва кинематических связей между блоками, но позже того момента, когда наступил полный спад тяги двигателя отделяемого блока. Такого рода паузы обеспечивают подъем ракеты по инерции на высоту с меньшей плотностью окружающей среды, что создает более благоприятные условия для разделения ступеней, а также увеличивают высоту перигея при выведении полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Земли.

На рис. 9 представлены диаграмма тяги двигательных установок второй ступени и отделяемого ракетного блока и траектория ракеты при обычной схеме «горячего» разделения, а на рис. 10 – при схеме «горячего» разделения с баллистической паузой.

При этом $h_{\text{разд}}$ – высота разделения, а Δh – перепад высоты от момента выдачи команды на отключение двигателя первой ступени до выдачи команды на разрыв кинематических связей. С точки зрения минимизации потерь дальности из-за спада скорости при движении с выключенным двигателем, величина Δh обычно не превышает 10–15 км, однако точные значения должны определяться исключительно для конкретной задачи.

На рис. 11 показана схема применения баллистической паузы для увеличения перигея орбиты (ν – угол наклона вектора скорости к местному горизонту).

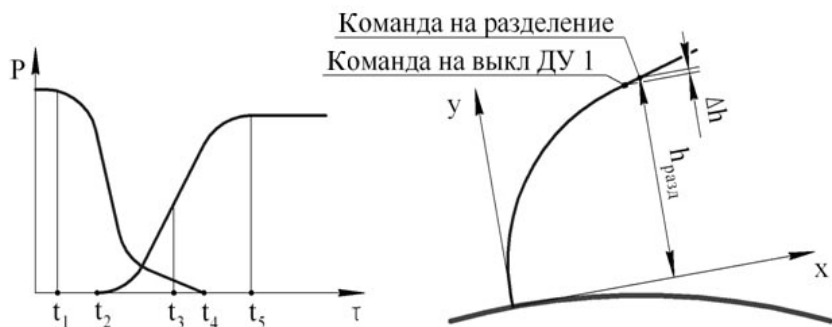


Рис. 9. Диаграммы "горячего" разделения без баллистической паузы: a – диаграмма тяги; b – схема траектории движения ракеты



Рис. 10. Диаграммы горячего разделения с баллистической паузой: a – диаграмма тяги; b – схема траектории движения ракеты: t_1 – подача команды на отсечку тяги двигательной установки первой ступени (отделяемого ракетного блока); t_2 – подача команды на запуск двигательной установки второй ступени; t_3 – подача команды на разрыв кинематических связей между блоками; t_4 – полный спад тяга двигательной установки первой ступени; t_5 – выход двигательной установки второй ступени на режим

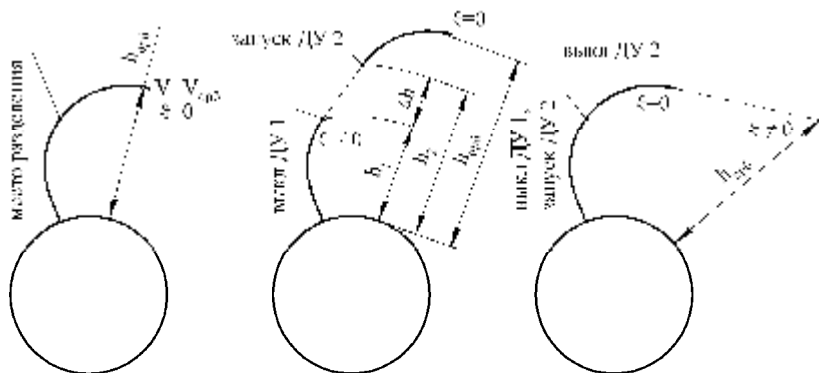


Рис. 11. Схема вывода объекта на орбиту искусственного спутника Земли: *a* – без баллистической паузы; *б* – с применением баллистической паузы при "горячем" разделении; *в* – с применением паузы между окончанием работы двигателя последней ступени и отделением полезного груза

2.1.5. Изменение давления в межступенном отсеке с окнами при «горячем» разделении ступеней с РДТТ

Рассмотрим случай разделения по «горячей» схеме, когда после включения РДТТ второй ступени истечение газов происходит в полость межступенного отсека. Газы заполняют этот отсек, создавая внутри него переменное давление Q . Его величина определяется тягой двигателя второй ступени ракеты и площадью окон, выполненных в боковой поверхности отсека, и первоначально растет. После разрыва кинематических связей, когда ракетные блоки начинают расходиться, газ из отсека истекает и через эти окна, и через образовавшийся кольцевой зазор между стыковыми шпангоутами второй ступени и отделяемого блока. В тот момент, когда приход газа из двигателя становится меньшим, чем расход через зазор и окна, давление в переходном отсеке начинает падать.

Для определения сил, действующих на вторую ступень и отделяемый блок в процессе разделения, необходимо знать закон изменения величины давления Q . Для этого можно применить методику профессора В.И. Погорелова [11–12].

а) Закон сохранения массы для переходного отсека – изменение массы газа в переходном отсеке равно разности его прихода от двигателя и расхода через окна и зазор:

$$\frac{dm}{dt} = m_2 - m_0.$$

Здесь $m_{\pi} = \rho_{\pi} \cdot W$ – масса газа в переходном отсеке; $W = W_0 + S_m \cdot x$ – объем газа между ступенями; W_0 – свободный объем отсека; S_m – площадь миделя ракеты; x – расстояние между ступенями; $\rho_{\pi} = \frac{Q}{R \cdot T_{\pi}}$ – плотность газа в отсеке; $T_{\pi} = \chi_2 \cdot T_0$ – температура газа в отсеке; T_0 – температура продуктов сгорания; χ_2 – коэффициент тепловых потерь: $\chi_2 = 0,3 \div 0,8$.

б) Приход (масса) газа, поступающего из двигателя в отсек:

$$m_2 = \frac{\varphi_2 \cdot a(k) \cdot F_{\text{кр}} \cdot p_{02}}{\sqrt{\psi \cdot R \cdot T_0}}.$$

Здесь $\varphi_2 = 0,96 \div 0,98$ – коэффициент расхода через сопло; $F_{\text{кр}}$ – площадь критического сечения двигателя второй ступени; p_{02} – давление в двигателе второй ступени (меняющаяся при выходе двигателя на режим); ψ – коэффициент тепловых потерь в двига-

теле; $a(k) = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$ – константа, определяемая природой топлива.

в) Массовый расход газа из отсека:

$$m_0 = \frac{\varphi_0 \cdot a(k) \cdot F_{\pi} \cdot Q}{\sqrt{\psi_2 \cdot R \cdot T}}.$$

Здесь φ_0 – коэффициент расхода газа через окна и зазор $\varphi_0 = 0,5 \div 0,8$; $F_{\pi} = F_0 + 2\pi R x$ – площадь «поверхности расхода»; F_0 – площадь окон; R – радиус отсека; Q – давление в отсеке.

После подстановки получаем следующее выражение (с учетом того факта, что T_0 , R и ψ_2 не зависят от времени):

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{A \cdot P_{02} - [(x_0 + x)B + S_m \cdot V]Q}{W_0 + S_m \cdot x},$$

где $A = \Phi_2 \cdot a(k) \cdot F_{кр} \cdot \sqrt{R \cdot T_0} \cdot \chi_2$, $B = 2\pi R \cdot \Phi_0 \cdot a(k) \cdot F_{кр} \cdot \sqrt{\chi_2 \cdot R \cdot T_0}$,
 $x_0 = \frac{F_0}{2\pi R}$, $V = V_2 - V_1$ – скорость относительного движения ступеней.

Неизвестными в полученном выражении являются величины $p_{02} = f(t)$ и x . Величина x будет определена в ходе решения уравнения динамики относительного движения второй ступени и отделяемого блока (см. п. 2.1.2).

Для определения величины меняющегося давления в двигателе второй ступени воспользуемся законом сохранения массы:

$$\frac{dp_{02}}{dt} \frac{W_{\Delta}}{RT_0} = S \cdot u_1 \cdot p_{02}^{\nu} \rho_m - \dot{m}_2.$$

Здесь W_{Δ} – свободный объем двигателя (вследствие малости времени разделения можно считать, что $W_{\Delta} = \text{const}$); S , ρ_m – площадь поверхности горения и плотность твердого топлива; u_1 и ν – коэффициенты в степенном законе горения твердого топлива.

$$\text{Тогда } \frac{dp_{02}}{dt} = \alpha_1 \cdot p_{02}^{\nu} - b_1 \cdot p_{02},$$

$$\text{где } \alpha_1 = \frac{\chi \cdot R \cdot T_0 \cdot S \cdot u_1 \cdot \rho_m}{W_{\Delta}}, \quad b_1 = \frac{\Phi_2 \cdot a(k) \cdot F_{кр2} \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot T_0}}{W_{\Delta}}.$$

Проинтегрировав полученное выражение, можно получить необходимое значение давления p_{02} , с учетом которого произвести все дальнейшие необходимые вычисления.

2.1.6. Коэффициент газодинамической силы

Для определения коэффициента газодинамической силы ξ , позволяющего определить величину силы, действующей на отделяемый блок, обычно выделяют три режима расчета [11].

1. При малых расстояниях между разделяемыми блоками, когда фактически при истечении газа из сопла происходит наддув отсека и имеет место режим звукового истечения газа через окна и через зазор между ступенями. В этом случае можно считать, что коэффициент $\xi = 1$.

2. Расстояние между разделяемыми блоками уже увеличилось, но сопло еще находится в отсеке, и газ истекает со звуковой скоростью из окон и через зазор между кромками сопла и стенкой отсека. Для определения коэффициента необходимо знать расстояние между разделяемыми блоками, при котором режим начинается.

Это соответствует моменту, когда площадь зазора между ступенями становится равной площади зазора между кромкой сопла

двигателя второй ступени и стенкой отсека: $x_* = \frac{R}{2} \left[1 - \left(\frac{r_{a2}}{R} \right)^2 \right]$.

При этом коэффициент определится как $\xi = 1 + (\xi_c - 1) \frac{x - x_*}{x_c - x_*}$,

где x_c – расстояние, соответствующее моменту пересечения соплом двигателя второй ступени верхней кромки стыка.

3. Расстояние между разделяемыми блоками еще больше увеличилось, и при $x > x_c$ начинается режим струйного истечения в отсек. ξ_c – значение коэффициента в момент начала третьего режима:

$$\xi_c = 1 + \left(1 - \left(\frac{F_0}{S_m} \right) \right) \cdot C_3,$$

где

$$C_3 = \frac{k \cdot M_{a2}^2}{1 + k \cdot M_{a2}^2} \cdot C_2,$$

$$C_2 = \frac{\kappa}{\kappa - 2} \sqrt{\frac{2}{k - 1}} \left[\frac{2}{M_{a2}^2} + \frac{k + 1}{2} + \frac{2}{(k - 1) \cdot M_{a2}^4} \right], \quad \kappa = k(k - 1) \cdot M_{a2}^2.$$

Для третьего режима

$$\xi = (1 - Y^{e_1}) + \left(1 - \frac{F_0}{S}\right) \cdot C_3 (1 - Y^{e_2})$$

где $Y = \frac{1}{1 + \left(\frac{R}{z}\right)^2}$, $z = x - x_0$, $e_1 = \frac{\kappa + 2}{2}$, $e_2 = e_1 - 2$.

Таким образом:

- на первом режиме, при $0 \leq x \leq x_*$, расчет давления в отсеке ведется путем решения приведенных выше дифференциальных уравнений;

- на втором режиме, при $x_* < x \leq x_c$ — по формуле

$$Q = Q_* + (p_\infty - Q_*) \frac{x - x_*}{x_c - x_*};$$

- на третьем режиме давление в отсеке определяется как давление торможения за прямым скачком уплотнения.

На рис. 12 приведен пример изменения расстояния между разделяемыми блоками, давления в переходном отсеке с окнами и коэффициента газодинамической силы.

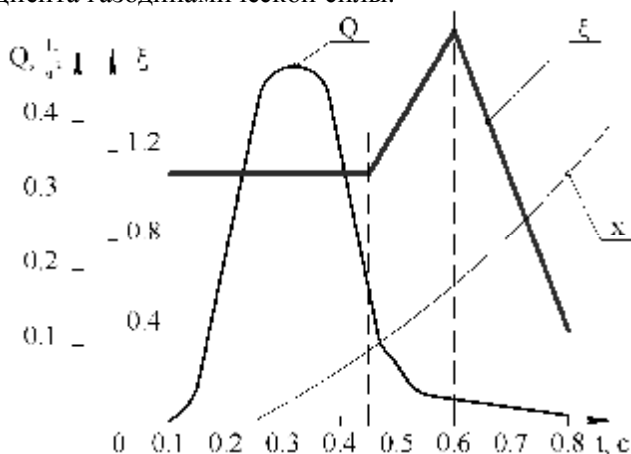


Рис. 12. Зависимость расстояния между разделяемыми блоками, давления в переходном отсеке, коэффициента газодинамической силы от времени с момента подачи команды на включение двигателя второй ступени при "горячем" разделении

2.1.7. Определение расстояния от среза сопла до вершины отражателя

Это расстояние имеет определенный минимум, вычисляемый исходя из условия невхода в сопло двигателя скачка уплотнения, сформированного отраженной струей [9]. Для этого площадь растекания газов из «подсоплового» объема через боковой зазор должна быть не менее площади среза сопла (рис. 13):

$$S_0 = \frac{\pi d_a^2}{4} \leq \pi \cdot d_a \cdot \varepsilon_0, \quad x_c = l_0 - \varepsilon_0.$$

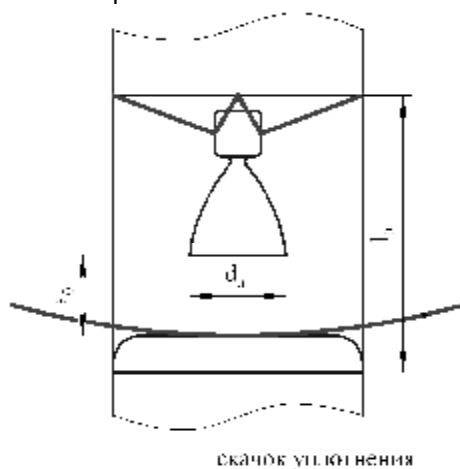


Рис. 13. К определению минимального расстояния от среза сопла до верхней точки отражателя

Отсюда расстояние $\varepsilon_0 \approx 0,25 \cdot d_a$.

2.2. «Холодное» разделение ступеней

При «холодном» разделении двигатель последующей («верхней», «второй») ступени запускается только после разрыва кинематических связей и разведения ступени и отделяемого блока на безопасное расстояние.

Обеспечить разведение разделяемых блоков на безопасное расстояние в этом случае можно торможением отделяемого блока, ускорением второй ступени и комбинированными методами.

Торможение отделяемого блока может осуществляться:

- аэродинамическим способом (тормозные щитки, поверхности и т.п.);
- специальными тормозными двигателями;
- применением противосопел топливного бака или РДТТ отделяемого блока;
- управляемым вскрытием корпуса топливного бака топлива отделяемого блока.

Ускорение отделяемого блока может осуществляться:

- специальными ускоряющими двигателями;
- запуском блока рулевых двигателей верхней ступени (по сути, это уже упоминавшаяся «полугорячая» схема разделения).

Комбинированные методы предусматривают одновременное применение способов ускорения и торможения, а также расталкивающих устройств.

Практика показывает, что для разделения «нижних» блоков многоступенчатых ракет, обычно происходящего на относительно малых высотах, рекомендуется применять тормозные двигатели, системы управляемого вскрытия топливных баков и системы аэродинамического торможения, достаточно редко – противосопла отделяемого блока, расталкивающие устройства и ускоряющие двигатели верхней ступени.

Для разделения верхних блоков многоступенчатых ракет, обычно происходящего на достаточно больших высотах, рекомендуется применять тормозные двигатели, системы управляемого вскрытия топливных баков, противосопла отделяемого блока, расталкивающие устройства и ускоряющие двигатели верхней ступени. Аэродинамическое торможение отделяемого блока в данном случае практически исключено.

Ниже будет рассмотрено «холодное» разделение ступеней, выполняемое по наиболее часто встречающейся схеме – торможением отделяемого блока с помощью специальных тормозных двигателей – РДТТ. Запуск двигательной установки последующей ступени в этом случае всегда происходит после разрыва кинематических связей (рис. 14).

При проектировании таких систем обычно необходимо решить две задачи:

- 1) определить величину тормозного импульса;

2) проверить надежность разделения ступеней (под надежностью в данном случае понимается безударность расхождения блоков на безопасное расстояние без возможности догона блока, продолжающего полет, блоком отделяемым).

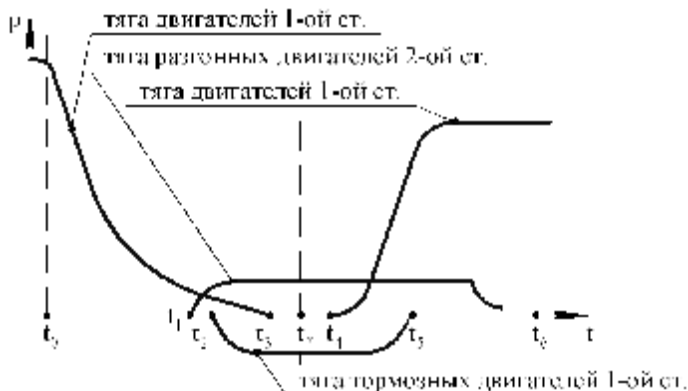


Рис. 14. Диаграмма тяги двигателей при "холодном" разделении торможением: t_0 – момент выдачи команды на отсечку тяги двигателя отделяемого ракетного блока; t_1 – момент запуска управляющего двигателя «верхней» ступени; t_2 – момент выдачи команды на запуск тормозного двигателя; t_3 – момент полного выключения двигателей отделяемого блока; t_4 – момент выдачи команды на запуск двигателя второй ступени; t_5, t_6 – моменты окончания работы вспомогательных двигателей; t_* – команда подачи команды на разрыв связей между ступенями

2.2.1. Определение величины тормозного импульса РДТТ при «холодном» разделении ступеней торможением отделяемого блока [6]

Для решения первой задачи может быть применена следующая система допущений:

- рассматривается плоское движение блоков;
- угол наклона траектории к местному горизонту достаточно мал, и поэтому влиянием массовых сил можно пренебречь;
- угол атаки блоков в процессе разделения неизменен и равен нулю;
- тормозные двигатели расположены таким образом, что результирующий вектор силы тяги совпадает с продольной осью ракеты;

- тормозные двигатели выходят на режим мгновенно, и с этого момента силы реакции в стыке блоков равны нулю;

- силы сопротивления и тяга последействия двигателя отделяемого блока считаются неизменными в течение всего процесса разделения;

- центры масс разделяемых блоков в процессе разделения могут перемещаться только вдоль продольных осей блоков, поворот блоков относительно поперечных осей отсутствует.

Запишем в проекции на ось ox связанной системы координат (рис. 15) уравнение, позволяющее определить относительное ускорение разделяемых блоков:

$$\ddot{x} = \frac{P_y}{m_2} + \frac{P_m}{m_1} + \frac{X_1}{m_1} - \frac{P_1}{m_1} - \frac{X_2}{m_2}.$$

Введя обозначения: $a = \frac{P_y}{m_2} - \frac{P_1}{m_1}$, $a_x = \frac{X_1}{m_1} - \frac{X_2}{m_2}$, получаем

$$\ddot{x} = a + a_x + \frac{P_m}{m_1}.$$

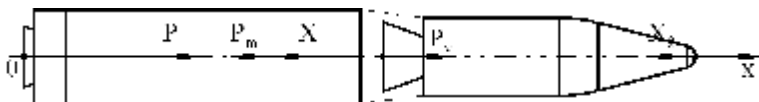


Рис. 15. Расчетная схема для определения тормозного импульса при "холодном" разделении: P_1 – тяга двигателей отделяемого блока; P_m – тяга тормозного РДТТ; P_y – тяга управляющих двигателей; X_1, X_2 – силы аэродинамического сопротивления блоков

Проинтегрировав дважды полученное уравнение, получаем относительную скорость и относительное расстояние между блоками к моменту окончания разделения (по достижении времени t_k):

$$\text{при } t = t_k \quad \dot{x}_k = (a + a_x) \cdot t_k + \frac{P_m \cdot \tau}{m_1}$$

$$x_k = (a + a_x) \cdot \frac{t_k^2}{2} + \frac{P_m \cdot \tau^2}{2m_1} + \frac{P_m \cdot \tau(t_k - \tau)}{m_1},$$

где τ – время работы тормозного двигателя.

В практике проектирования x_k обычно задается как безопасное расстояние, равное, как уже отмечалось выше, 3–5 калибрам ракеты.

Величина тормозного импульса $P_m t$, как ясно из полученной формулы, будет зависеть от величины задаваемого значения t_k , что приводит к следующему:

- при больших t_k потребный тормозной импульс получается малым по величине, поэтому тормозные РДТТ имеют малую массу, но растут потери дальности вследствие полета ракеты по инерции в течение большого времени;

- при малых t_k потребный тормозной импульс получается значительным, что обеспечивает уменьшение потерь дальности, но при этом тормозные РДТТ имеют большую массу.

Поэтому обычно выбирается такое значение t_k – времени расхождения разделяемых блоков на безопасное расстояние, чтобы потери дальности, зависящие и от длительности процесса, и от массы тормозных РДТТ, были минимальными.

2.2.2. Проверка надежности разделения ступеней [6]

Расчетную схему для оценки надежности разделения торможением по «холодной» схеме сформируем для наихудшего случая: плоское движение разделяемых блоков при отсутствии управления ступенями и, соответственно, возможность их вращения вокруг поперечной оси (рис. 16). Обозначения на схеме те же, что и на рис. 4.

Система уравнений, описывающих движение ступеней после отделения, будет иметь вид:

для отделяемого блока

$$I_1 \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = M_z^\alpha \cdot \alpha (\pm P_{\text{упр}} \cdot r_{1y} \cdot \sin \delta_1),$$

$$m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} = (P_1 - P_m) \cos \alpha - X_1,$$

$$m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} = (P_1 - P_m) \sin \alpha + Y_1^\alpha \alpha.$$

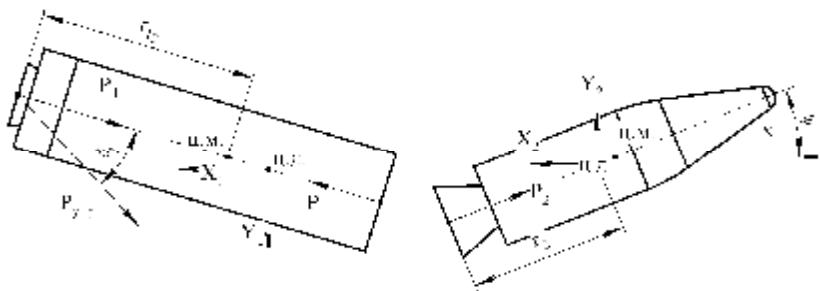


Рис. 16. Расчетная схема для оценки надежности разделения по "холодной" схеме

В первом уравнении в круглые скобки заключен член, появляющийся в том случае, если после разрыва кинематических связей рулевые органы отделяемого блока остались в крайнем положении:

для второй ступени

$$I_2 \frac{d^2 \psi}{dt^2} = M_z^\psi \cdot \psi,$$

$$m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} = P_2 \cos \psi - X_2,$$

$$m_2 \frac{d^2 y_2}{dt^2} = P_2 \sin \psi + Y_2^\psi \psi.$$

Если вторая ступень управляется, то в рассмотрение добавляется уравнение автомата стабилизации.

Как уже отмечалось выше, цель решения системы уравнений – определить взаимное положение верхней ступени и отделенного ракетного блока в каждый момент времени до достижения безопасного расстояния между блоками. Показателями надежности разделения при этом выступают:

- отсутствие соприкосновения (соударения) второй ступени и блока при их относительном движении;
- отсутствие «пульсации» относительного расстояния между второй ступенью и ракетным блоком;

- устойчивость второй ступени после начала разделения (исследуется максимальный угол закладки органов управления и его поведение во времени).

Система уравнений обычно решается численными методами, и геометрически проверяется возможность соприкосновения (соударения) отдельных частей ступени и блока.

2.2.3. Некоторые конструктивные решения систем «холодного» разделения ступеней

а) Разделение торможением отделяемого блока первой ступени РН «Сатурн-V»

Трехступенчатая ракета-носитель «Сатурн-V» (США) с кислородно-водородными ЖРД на каждой ступени была разработана для осуществления американской лунной пилотируемой программы «Аполлон». Носитель обеспечивал вывод на околоземную орбиту полезной нагрузки массой до 130 т.

Для отделения ракетного блока первой ступени от продолжающей полет второй ступени была применена система разделения «холодного» типа [2] с помощью восьми тормозных РДТТ, размещенных в нижней части ракеты попарно под обтекателями маршевых ЖРД (рис. 17, 18). РДТТ были расположены на кронштейнах непосредственно под обтекателями, которые не были жестко скреплены с корпусом ракетного блока и в момент запуска тормозных двигателей сбрасывались струями газов из их сопел. Тяга каждого РДТТ составляла около 39 т, время работы 0,66 с. Соединение ракетного блока первой ступени со второй ступенью было выполнено с помощью узла, оснащенного для разрыва кинематических связей удлиненными кумулятивными зарядами. Для обеспечения надежного запуска ЖРД второй ступени после разделения предусмотрены восемь вспомогательных РДТТ тягой по 10 т и временем работы 3,75 с, обеспечивающие положительные продольные ускорения, размещенные на корпусе хвостового обтекателя двигательной установки второй ступени.

На рис. 18 показана циклограмма срабатывания агрегатов и узлов системы разделения.

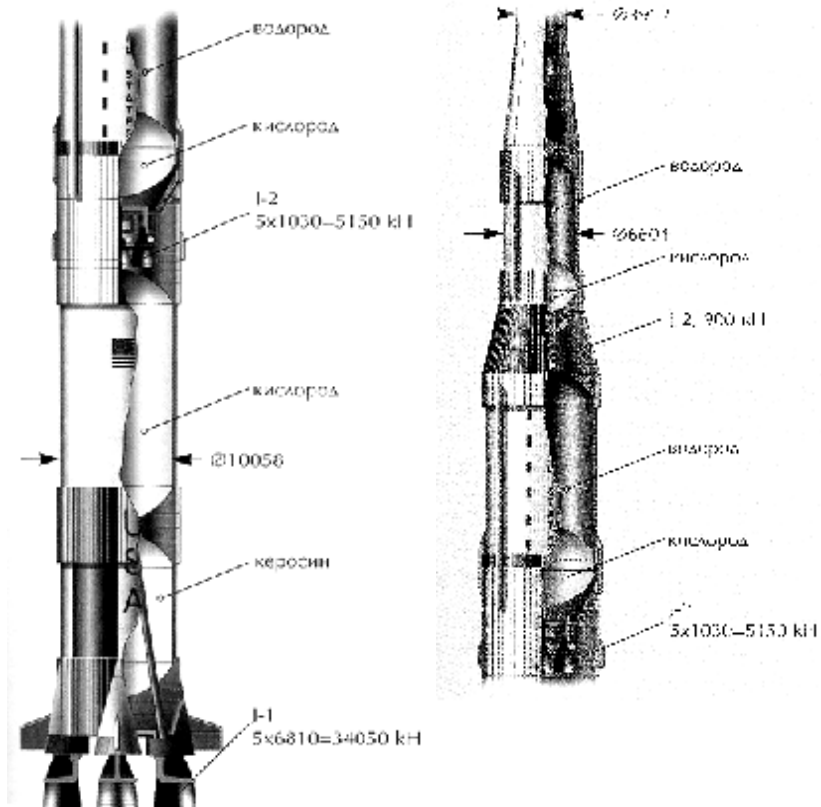


Рис. 17. Вид зон соединения первой – второй и второй – третьей ступеней РН "Сатурн-V"

б) Разделение торможением отделяемого блока второй ступени РН «Сатурн-V»

Для отделения ракетного блока второй ступени от продолжающей полет третьей также была применена система разделения «холодного» типа [2]. Использовались четыре тормозных РДТТ каждый тягой по 16 т при времени работы 1,52 с, размещенных в верхней части ракетного блока второй ступени под обтекателем межступенного конического отсека (рис. 19).

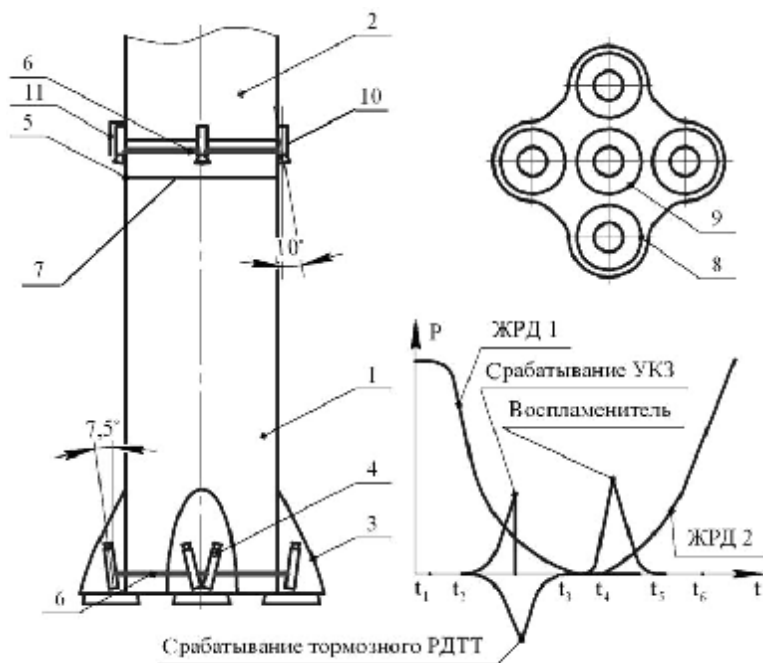


Рис. 18. Схема размещения агрегатов и устройств системы разделения первой – второй ступеней РН «Сатурн-V» и циклограмма их работы: 1 – ступень S-IC – первая ступень РН «Сатурн-V»; 2 – ступень S-II – вторая ступень РН «Сатурн-V»; 3 – обтекатель периферийных ЖРД; 4 – тормозные РДТТ; 5 – плоскость стыка ступеней; 6 – соединительный передаточный заряд (для тормозных и вспомогательных РДТТ; 7 – УКЗ разрыва кинематической связи между ступенями; 8 – периферийный ЖРД; 9 – центральный ЖРД; 10 – вспомогательный РДТТ; 11 – обтекатель вспомогательного РДТТ. t_1 – подача команды на отключение периферийных ЖРД первой ступени; t_2 – одновременная подача команд на подрыв УКЗ разрыва кинематических связей (в этот момент $n_x = +0,5g$) и на срабатывание пиросистемы запуска тормозных РДТТ; t_3 – отработка тормозных РДТТ – идет разрушение и унос обтекателей продуктами сгорания заряда РДТТ, скорость отхода ступени ~ 2 м/с; t_4 – запуск вспомогательных РДТТ запуска ЖРД второй ступени; t_5 – запуск ЖРД второй ступени (при $n_x = +0,1g$); t_6 – выключение вспомогательного РДТТ

Корпус каждого тормозного РДТТ имел наклон в 3° к оси ступени, сопло РДТТ отклонялось от его оси на $9,5^\circ$. Это было сделано для уменьшения вращающего момента в случае отказа одного из РДТТ, а также для снижения воздействия струи газов на корпус ступени. Разрыв кинематических связей между блоками

осуществлялся с помощью малоимпульсных детонирующих шнуров (МДШ).

Схема срабатывания и последовательность прохождения команд аналогична применяемым при разделении первой – второй ступени.

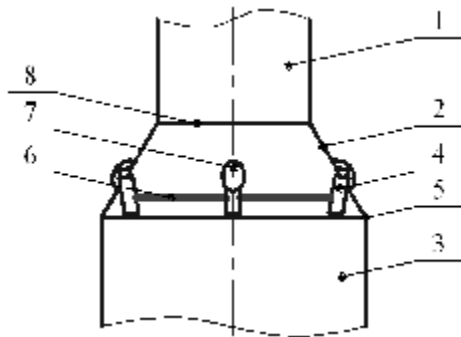
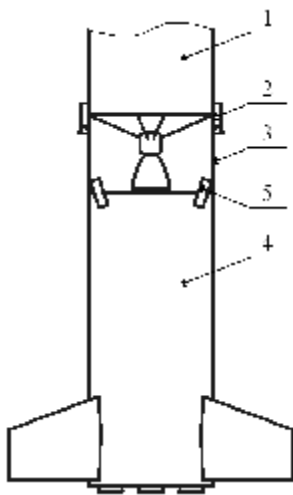


Рис. 19. Схема размещения агрегатов и устройств системы разделения второй – третьей ступеней РН «Сатурн-V»: 1 – третья ступень SIVB; 2 – конический обтекатель; 3 – вторая ступень S-II; 4 – тормозной РДТТ; 5 – силовой шпангоут крепления тормозных РДТТ; 6 – соединительный передаточный заряд; 7 – сбрасываемый обтекатель РДТТ; 8 – плоскость разделения ступеней разрыва связей МДШ

в) Разделение торможением отделяемого блока первой ступени РН «Сатурн-IV»



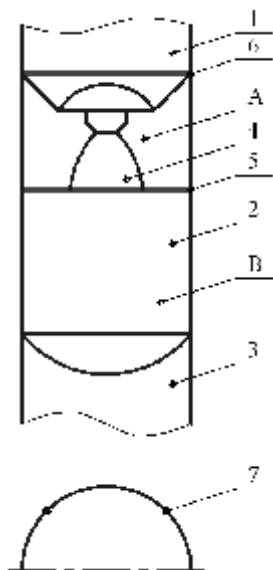
По аналогичной схеме [2] происходит отделение ракетного блока первой ступени американской ракеты-носителя «Сатурн-IV», предназначенной для выведения на околоземную орбиту космического корабля «Аполлон» в «земном» варианте. Применялись четыре тормозных РДТТ, установленных в межступенном отсеке в верхней части отделяемого блока (рис. 20).

Рис. 20. Схема размещения агрегатов и устройств системы разделения первой – второй ступеней РН «Сатурн-IV»: 1 – вторая ступень РН; 2 – система крепления сбрасываемого межступенного отсека; 3 – межступенной отсек; 4 – первая ступень; 5 – тормозной РДТТ

г) Система «холодного» разделения РН «Штиля-2Н»
(СССР/Россия)

Ракета-носитель «Штиль-2Н» является конверсионным вариантом баллистической ракеты морского базирования РСМ-54 [1, 10]. Выполненная по плотной компоновке без «сухих» отсеков, ракета имела оригинальную систему разделения ступеней с одновременным торможением отделяемого блока и ускорением второй ступени путем управляемого вскрытия полости бака окислителя первой ступени (рис. 21).

Рис. 21. Системы разделения второй – третьей ступеней РН "Штиль-2Н": 1 – полость горючего второй ступени; 2 – полость окислителя первой ступени; 3 – полость горючего первой ступени; 4 – ЖРД второй ступени; 5 – кольцевой УКЗ на уровне среза сопла ЖРД второй ступени (исключено соударение); 6 – УКЗ для отделения оставшейся части цилиндрической обечайки от второй ступени; 7 – УКЗ для разделения оболочки на сегменты по образующим после разделения



После вскрытия стыка истечение газа наддува из полости «А», происходящее через кольцевой зазор, обеспечивает ускорение второй ступени, а истечение из полости «В» – торможение отделяемого блока. Одновременно с разделением производился запуск ЖРД второй ступени, поскольку за счет воздействия истекающих газов появилась необходимая положительная осевая перегрузка.

д) Расположение тормозных РДТТ на второй ступени РН
«Протон-К»

Как было отмечено в п. 2.1.3, при использовании «полугорячей» системы разделения ступеней на РН «Протон-К» использовались дополнительные тормозные РДТТ, размещенные на

корпусе второй ступени, которые обеспечивали необходимые показатели процесса расхождения ступеней на безопасное расстояние [10]. На рис. 22 представлена схема размещения устройств и агрегатов системы «полугорячего» разделения на корпусе второй ступени РН «Протон-К».

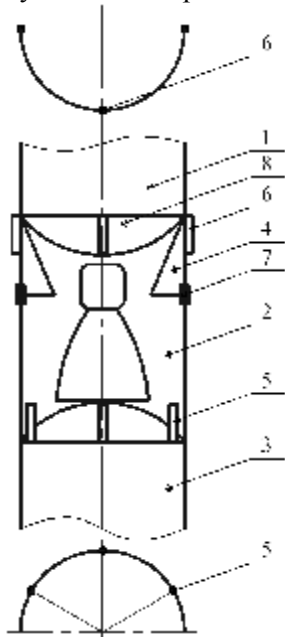


Рис. 22. Схема расположения тормозных РДТТ и устройств разделения на второй ступени РН «Протон-К»: 1 – третья ступень (бак горючего); 2 – межступенной отсек второй ступени; 3 – вторая ступень (бак окислителя); 4 – рулевые камеры ДУ третьей ступени; 5 – тормозные РДТТ второй ступени; 6 – тормозные РДТТ системы отделения полезного груза (4 шт.); 7 – отверстия газопроводных каналов для отвода выхлопа включенных рулевых камер; 8 – хвостовой отсек третьей ступени

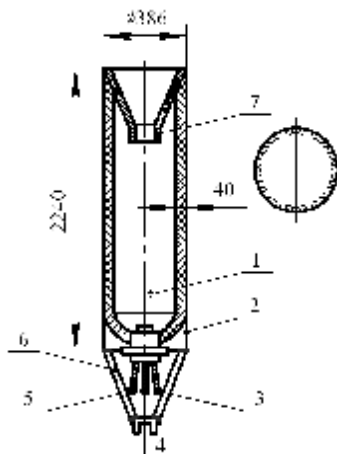
Отметим также, что «холодная» и «полугорячая» (с дополнительными тормозными РДТТ) системы разделения широко используются в отечественных ракетах-носителях, в частности «Космосе-3М» и «Рокоте» («холодная»), «Зените» и «Циклоне» («полугорячая»).

2.2.4. Конструкция типовых РДТТ систем «холодного» разделения

Ниже приводятся схемы типовых РДТТ, используемых в системах «холодного» разделения тормозного типа [2], в частности РДТТ, использовавшиеся на ракете-носителе «Сатурн-V»: тормозные РДТТ первой (рис. 23) и второй (рис. 24) ступени, а также вспомогательный РДТТ второй ступени (рис. 25), служащий для запуска ЖРД в условиях положительной поперечной перегрузки

(так называемый «двигатель контроля положения зеркала жидкости в баке»). Все двигатели объединяют такие конструкторские решения, как пиротехническая система запуска, обеспечивающая минимальный разброс времени включения для нескольких двигателей, и применение зарядов со «звездчатыми» каналами с небольшой толщиной свода топлива и развитой начальной поверхностью горения, что обеспечивает большую тягу при относительно малом времени работы РДТГ.

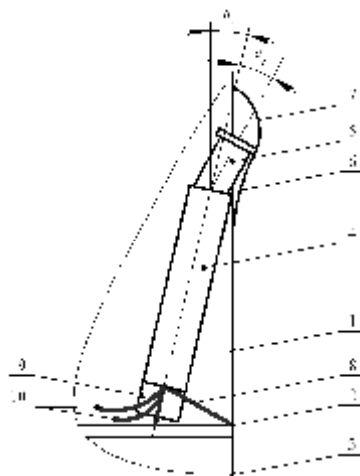
Рис. 23. Тормозной РДТГ разделения первой – второй ступеней РН «Сатурн-V»: 1 – стальной корпус РДТГ; 2 – основание РДТГ; 3 – канал поступления сигнала от детонирующего устройства; 4 – датчик давления с отводом информации на телеметрическую систему; 5 – дублирующий канал поступления сигнала от детонирующего устройства; 6 – система крепления двигателя к силовой раме; 7 – утепленное сопло с графитовой вставкой



Технические характеристики РДТГ

Масса двигателя.....	228 кг
Масса заряда.....	126 кг
Масса воспламенителя.....	9,9 кг
Длина.....	2,24 м
Диаметр.....	0,386 м
Форма заряда.....	12-лучевая звезда
Топливо.....	смесевое на основе перхлората аммония

Рис. 24. Тормозной РДТГ разделения второй – третьей ступеней РН «Сатурн-V»: 1 – конический обтекатель между ступенями; 2 – силовой шпангоут стыка обтекателя и второй ступени; 3 – отсек второй ступени; 4 – корпус РДТГ; 5 – сопло РДТГ; 6 – несбрасываемый обтекатель сопла; 7 – сбрасываемый обтекатель («крышка»); 8 – элемент крепления РДТГ; 9 – крышка основания РДТГ; 10 – запальные устройства



Технические характеристики РДТГ

Масса двигателя.....	171 кг
Масса заряда.....	122 кг
Длина.....	2,68 м
Диаметр.....	0,228 м
Форма заряда.....	5-лучевая звезда переменного сечения

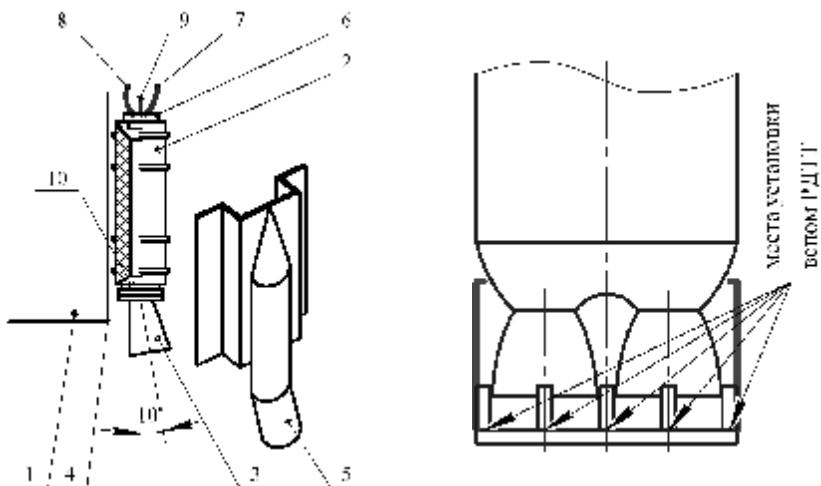


Рис. 25. Схема конструкции и установки вспомогательного РДТТ второй ступени РН «Сатурн-V»: 1 – корпус второй ступени (хвостовой отсек); 2 – стальной корпус РДТТ; 3 – титановое сопло РДТТ; 4 – плоскость разделения ступеней; 5 – обтекатель РДТТ; 6 – переходник вспомогательного устройства; 7 – основное запальное устройство; 8 – дублирующее запальное устройство; 9 – штуцер замера давления; 10 – графитовая вставка в крышке

Вспомогательный РДТТ установлен на корпусе хвостового отсека второй ступени РН снаружи и прикрыт неотделяемым обтекателем. Одновременно работающие восемь вспомогательных двигателей обеспечивают продольную положительную перегрузку $0,1g$, необходимую для надежного запуска ЖРД второй ступени. В момент окончания работы вспомогательных РДТТ двигательная установка набирает порядка 30% номинальной тяги. Затем вспомогательные РДТТ сбрасываются вместе с корпусом хвостового отсека, отсоединяемого с помощью подрыва УКЗ.

Контрольные вопросы

1. Какие задачи решаются при оценке характеристик систем разделения ступеней, выполненных по «горячей» и «холодной» схемам?

2. Сформулируйте допущения, принимаемые при определении момента разрыва кинематических связей между ступенями при «горячем» разделении.

3. Что такое «баллистическая пауза» и при каких условиях возможно ее использование?

4. В чем заключаются конструктивные особенности систем «горячего» разделения, обеспечивающих одновременный сброс межступенного отсека?

5. Почему в ряде систем сброс межступенных отсеков выполняется только после разделения ступеней?

6. Поясните понятие «полугорячая схема разделения».

7. Почему при оценке характеристик систем «холодного» разделения определяется не тяга тормозного двигателя, а тормозной импульс?

8. Сформулируйте требования, предъявляемые к тормозным РДТТ систем разделения.

9. Для какой цели используется двигатель контроля положения зеркала жидкости в баке?

3. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СХЕМЕ

3.1. Основные причины появления ракет с параллельной компоновкой ступеней

Причинами появления составных ракет, выполненных по параллельной («пакетной») схеме компоновки, являются:

- необходимость обеспечения заданного значения стартовой тяговооруженности при значительных стартовых массах ракет;
- трудности запуска ЖРД вторых и последующих ступеней ракет в полете;
- возможность компоновки ракет-носителей из однотипных штатных ракетных блоков.

На начальном этапе создания баллистических ракет большой дальности не существовало отработанных мощных двигателей, которые могли бы обеспечить необходимые стартовые тяги. Поэтому единственным решением было применение на первой ступени пакета однотипных двигателей при сохранении последовательной компоновки ракеты. Однако это не решало задачу, поскольку пакет двигателей в ходе полета первой ступени превращался в пассивную массу, мешавшую разгону ракеты.

Одним из решений было создание специальных разгонных ЖРД, которые, получая топливо из общего с основным двигателем бака, обеспечивали необходимую стартовую тяговооруженность, а затем сбрасывались. По такой схеме была сконструирована ракета «Атлас» (США), иногда называемая «полутараступенчатой» (рис. 26) [14, 16].

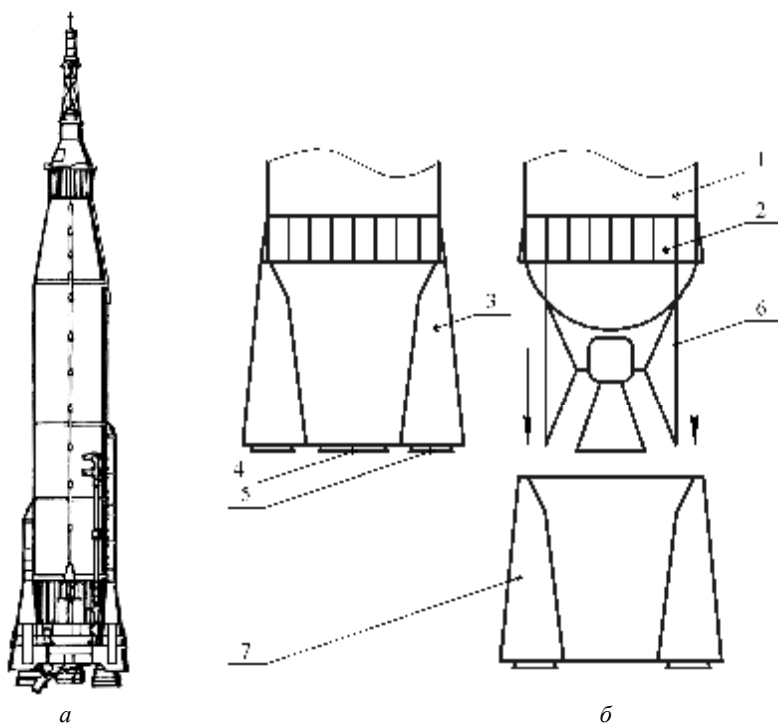


Рис. 26. РН «Атлас» (США): *а* – общий вид; *б* – схема хвостового отсека с отделяемыми периферийными ЖРД; 1 – бак горючего; 2 – переходник-разделитель; 3 – обтекатель периферийного ЖРД; 4 – центральный (маршевый) ЖРД; 5 – периферийный (отделяемый) ЖРД; 6 – направляющая, установленная на баке горючего; 7 – отделившаяся хвостовая часть с двумя периферийными ЖРД

В СССР академиком С.П. Королевым было реализовано предложение группы инженеров, руководимой М.К. Тихонравовым, о создании «пакета» из близких по конструкции одноступенчатых ракет, часть из которых после выработки топлива отделялась. По такой схеме была сконструирована баллистиче-

ская ракета Р7, обеспечивавшая доставку груза на межконтинентальные дальности и ставшая основой для целого семейства ракет-носителей [15].

При этом была решена и вторая проблема, связанная с трудностями запуска ЖРД последующих ступеней в полете. Наличие знакопеременных нагрузок, вибрации, относительно малые продольные перегрузки на начальном этапе развития практического ракетостроения сделали запуск ЖРД в полете почти неразрешимой задачей. В пакетной же схеме двигатель второй ступени запускался одновременно с ЖРД первой ступени на Земле, под контролем и в нормальных условиях.

Сегодня применение пакетной схемы позволяет в ходе полета формировать необходимые законы изменения тяги без глубокого дросселирования ЖРД, а также компоновать ракеты из типовых ракетных блоков, снижая тем самым стоимость ракетно-космических систем.

3.2. Применяемые схемы разделения ступеней ракет с параллельной компоновкой

На сегодня сформирована типовая компоновка ракетных блоков при применении ракет «пакетной» схемы: центральный блок, представляющий собой вторую ступень (запускаемую в момент старта на Земле), и расположенные вокруг него несколько боковых блоков, в совокупности составляющих первую ступень ракеты. По такой схеме выполнено соединение нижних ступеней широко используемых в космической деятельности РН семейств «Восток» («Союз», «Молния»), «Титан», «Дельта», «Ариан», Space Shuttle.

Существуют три принципиально различающихся способа разделения ступеней при параллельной схеме компоновки (отделение отработавших боковых блоков от продолжающего полет центрального) [4]:

- 1) разворот бокового блока относительно верхнего силового пояса;
- 2) разворот бокового блока относительно нижнего силового пояса;
- 3) параллельный отвод боковых блоков.

3.2.1. Схема с разворотом бокового блока относительно верхнего силового пояса

Принципиальная схема размещения боковых блоков с верхним опорным узлом (верхним силовым поясом) представлена на рис. 27. Верхний опорный узел воспринимает осевые и поперечные нагрузки; обычно он выполнен в виде шарнира. Нижний опорный узел при этом воспринимает только поперечные нагрузки при полете первой ступени.

Для разворота боковых блоков могут использоваться либо специальные вспомогательные двигатели поворота, либо основные двигатели отделяемого блока. Могут использоваться основные камеры (поворотные), рулевые камеры, импульс последствия основной двигательной установки.

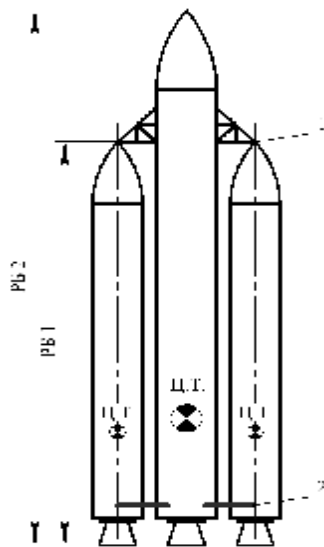


Рис. 27. РН "Восток": фотография и схема компоновки первой и второй ступеней: 1 – верхний опорный узел; 2 – нижний опорный узел

Разворот ракетных блоков первой ступени относительно верхнего узла связей под действием тяги импульса последствия двигателей блоков показан на рис. 28.

После разрыва связей в нижнем силовом поясе под воздействием спадающей силы тяги боковых блоков происходит разворот этих блоков относительно шарниров, расположенных в верхнем опорном узле. При достижении определенного угла разворота происходит раскрытие шарнира (разрыв связей в верхнем опорном узле). Затем боковые блоки под воздействием либо силы толкателей, либо специальных разделительных двигателей начинают вращаться относительно своих центров масс. После разворота бокового блока из-за увеличения характерной площади резко возрастает сила лобового сопротивления, в результате тормозящая блок.

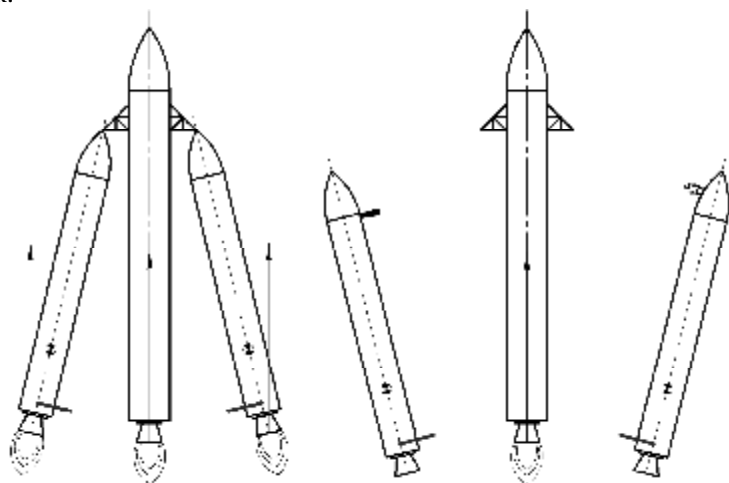


Рис. 28. Схема отделения боковых блоков при развороте вокруг верхнего опорного узла: P_1 – тяга последствия бокового блока; P_2 – тяга двигателей центрального блока

3.2.2. Схема с разворотом бокового блока относительно нижнего силового пояса

Принципиальная схема размещения боковых блоков с нижним опорным узлом (верхним силовым поясом) представлена на рис. 29. Нижний опорный узел воспринимает осевые и поперечные нагрузки, как при работе первой ступени, так и при разделении. Верхний опорный узел воспринимает только поперечные нагрузки при полете первой ступени.

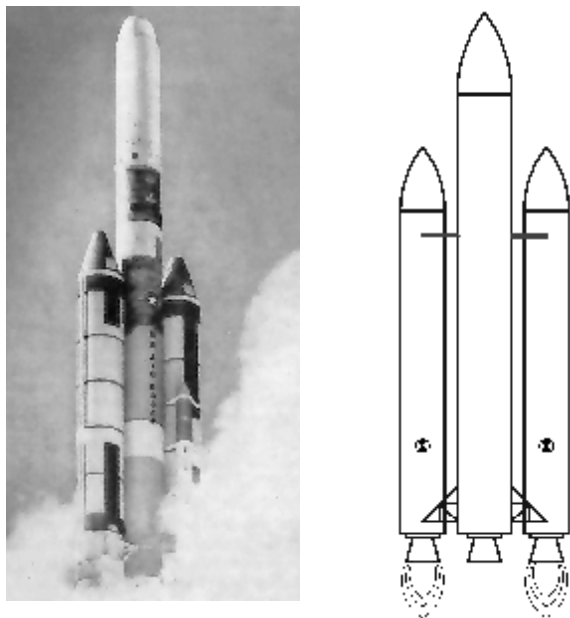


Рис. 29. РН "Титан-3": фотография и схема компоновки первой и второй ступеней

После завершения маршевого режима двигателей первой ступени и спада их тяги подается сигнал на разрыв кинематических связей в верхнем опорном узле. Под действием массовых (инерционных) сил начинается разворот боковых блоков относительно нижнего силового блока (рис. 30). Разрыв нижних силовых связей по достижении определенного угла разворота завершает процесс разделения.

Такая схема более проста в реализации, чем с верхним опорным узлом, но связана с определенными энергетическими потерями, поскольку вторая ступень большее время несет боковые блоки как пассивную массу, чем в предыдущем случае.

И в первом, и во втором случае необходимо обеспечить симметричный разворот боковых блоков относительно опорных шарниров, одновременное срабатывание системы разрыва силовых связей, одинаковые по величине расталкивающие силы, минимальное воздействие на вторую ступень (причем во втором случае оно большее).

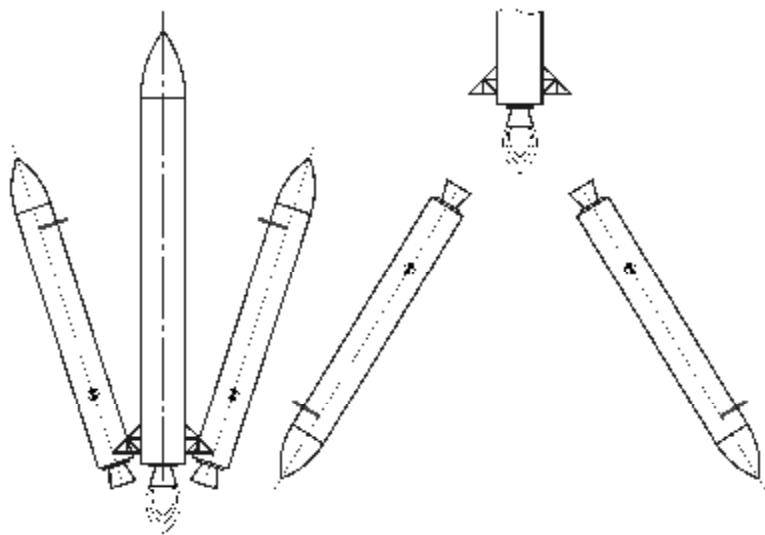


Рис. 30. Схема отделения боковых блоков при их развороте относительно нижнего опорного узла

3.2.3. Схема с параллельным отводом боковых блоков

Применение такой схемы обеспечивает симметричное расхождение боковых блоков на некоторое расстояние до сброса. При этом в конструкции присутствуют верхний и нижний опорные узлы, создающие силовую связь и воспринимающие осевые и поперечные нагрузки, а также тяги параллелограмма, который имеет возможность производить разделение и разведение блоков (рис. 31).

После выключения двигателей боковых блоков происходит разрыв силовых связей, включаются в работу тяги параллелограммов и начинается разведение блоков. Под действием массовых инерционных сил происходит боковой отход блоков с разворотом вокруг центра масс всей системы (оси параллелограмма). При развороте на определенный угол связи параллелограмма с конструкцией второй ступени рвутся, разделение заканчивается и блоки первой ступени тормозятся за счет резкого возрастания аэродинамического сопротивления. В этом смысле применяемая схема является подобием схемы с разворотом вокруг нижнего опорного узла.

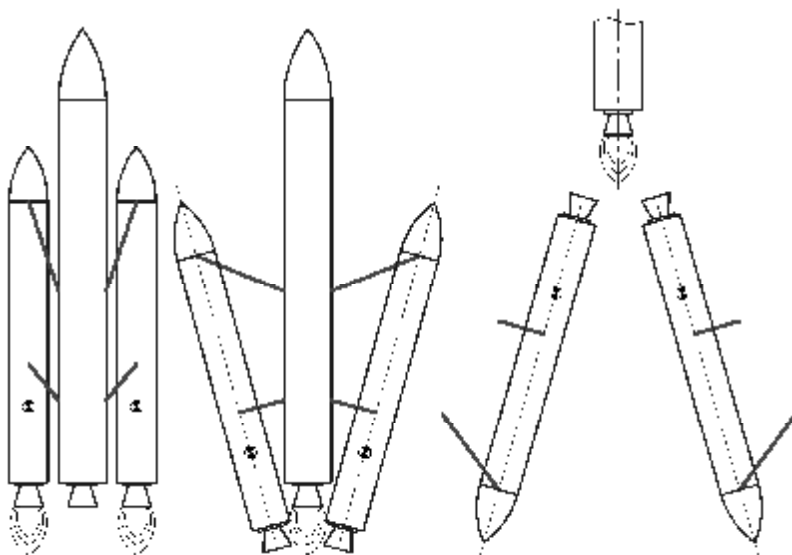


Рис. 31. Схема отделения параллельным отводом боковых блоков с использованием параллелограммов

3.3. Динамика разделения ступеней для схемы с верхним опорным узлом [4]

Для формирования системы уравнений движения центрального и бокового блока в процессе разделения применяется следующая система допущений:

- рассматриваются два участка относительно движения разделяемых блоков: участок шарнирной связи, когда боковой блок вращается вокруг опорного узла; участок движения после раскрытия шарнира (разрыва кинематической связи);
- блоки расположены попарно симметрично;
- деформации конструкций отсутствуют, шарниры идеальные;
- массы боковых блоков равны;
- двигатели и устройства увода расположены симметрично без перекосов;
- центробежные моменты инерций равны нулю;
- моменты инерций боковых блоков равны между собой;

- моменты инерции центрального блока относительно поперечных осей равны между собой;
- положения точек приложения тяги двигателей и аэродинамических сил для боковых блоков одинаковы;
- углы скольжения всех блоков пренебрежимо малы;
- угол атаки центрального блока пренебрежимо мал;
- угловые скорости к моменту начала разделения пренебрежимо малы;
- на участке наличия кинематической связи управляющие органы не работают и находятся в нейтральном положении;
- на последующих этапах движения управляется только вторая ступень;
- движение плоское, число боковых блоков – 2.

На участке кинематической связи условно заменим шарниры боковых блоков на силы реакции в шарнирах (рис. 32). Тогда для центрального блока

$$\begin{aligned} \mathcal{R}_{\Pi} &= \frac{1}{m_{\Pi}} \left(P_{\Pi} - C_{x\Pi} \frac{\rho \cdot V_{\text{pp}}^2}{2} \cdot S_{\text{мп}} + R_{x\Sigma} \right) - g, \\ \mathcal{R}_{\Pi} &= \frac{1}{m_{\Pi}} R_{y\Sigma}, \end{aligned}$$

где P_{Π} – тяга центрального блока; m_{Π} – масса центрального блока; $S_{\text{мп}}$ – площадь миделя центрального блока; $C_{x\Pi}$ – коэффициент лобового сопротивления центрального блока; $R_{x\Sigma} = \sum_{i=1}^2 R_{xi}$,

$R_{y\Sigma} = \sum_{i=1}^2 R_{yi}$ – силы реакции в шарнирах.

Для бокового блока

$$\begin{aligned} \mathcal{R}_{\text{бi}} &= \frac{1}{m_{\text{б}}} \left[-R_{xi} + P_{\text{б}} \cos \varphi_i - C_{x\text{б}} \frac{\rho \cdot V_{\text{б}}^2}{2} S_{\text{мб}} \cdot \cos(\varphi_i - \alpha_{\text{б}}) \right] - g, \\ y_{\text{бi}} &= \frac{1}{m_{\text{б}}} \left[-R_{yi} + P_{\text{б}} \sin \varphi_i - C_{x\text{б}} \frac{\rho \cdot V_{\text{б}}^2}{2} S_{\text{мб}} \cdot \sin(\varphi_i - \alpha_{\text{б}}) \right], \end{aligned}$$

где P_6 – тяга бокового блока; m_6 – масса бокового блока; C_{x6} – коэффициент лобового сопротивления бокового блока; ϕ_i – угол поворота бокового блока относительно шарнира; α_6 – угол атаки бокового блока; R_{xi} , R_{yi} – реакции в шарнирах со стороны центрального блока.

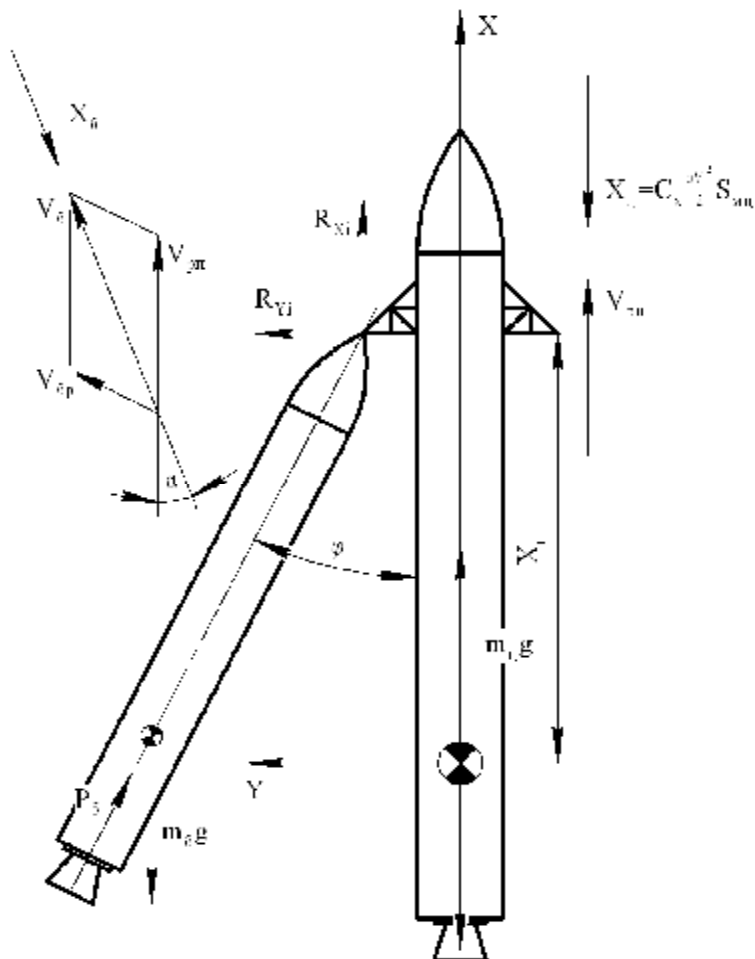


Рис. 32. Схема сил, действующих на боковой и центральный блоки на участке кинематической связи: $V_{рп}$ – скорость полета ракеты; V_{6p} – линейная скорость центра масс при развороте блока вокруг шарнира; V_6 – скорость суммарная центра масс бокового блока

Если рассматривается движение в пространстве для двух пар боковых блоков, уравнения для второй пары записываются аналогично.

Уравнения вращательного движения центрального блока:

$J_{xx} \cdot \ddot{\varphi}_{xy} = 0$ – вращения вокруг продольной оси нет (крен отсутствует);

$$J_{zz} \cdot \ddot{\varphi}_{zy} = M_{zc}(P_{\text{ц}}) + M_{az} + \sum_{i=1}^2 (R_{yi} \cdot x_{\text{ши}} - R_{xi} \cdot y_{\text{ши}}),$$

где ω_{xy} , ω_{zy} – угловые скорости вращения относительно осей OX и OZ ; $x_{\text{ши}}$, $y_{\text{ши}}$ – координаты шарниров боковых блоков в системе координат, связанной с центральным блоком; M_{zc} – момент тяги двигателей; M_{az} – момент от аэродинамических сил.

Уравнение вращательного движения бокового блока:

$$J_{\text{бм}} \cdot \ddot{\varphi}_{\text{б}} = -P_{\text{б}} \cdot l_{\text{т}} + (M_{az})_{\text{б}} - m_{\text{б}} [(\ddot{x}_{\text{ц}} - \ddot{x}_{\text{б}}) \cdot r_{\text{б}} \cdot \sin \varphi_i - (\ddot{x}_{\text{ц}} - \ddot{x}_{\text{б}}) r_{\text{б}} \cdot \cos \varphi_i],$$

где $J_{\text{бм}}$ – момент инерции бокового блока относительно оси шарнира; $l_{\text{т}}$ – эксцентриситет тяги бокового блока; $(M_{az})_{\text{б}}$ – момент аэродинамических сил, действующих на боковую ступень; $r_{\text{б}}$ – расстояние от оси шарнира до центра масс бокового блока.

Для интегрирования этих уравнений поступательного и вращательного движения необходимо определить значения сил реакции в опорах: R_{xi} , R_{yi} . Для этого запишем соотношения, определяющие положение координат центра масс центрального блока и центров масс боковых блоков:

$$x_{\text{б}i} = x_{\text{ц}} + x_{\text{ши}} - r_{\text{б}i} \cdot \cos \varphi_i,$$

$$y_{\text{б}i} = y_{\text{ц}} + y_{\text{ши}} - r_{\text{б}i} \cdot \sin \varphi_i.$$

Дважды продифференцировав эти соотношения, получаем

$$\ddot{x}_{\text{б}i} = \ddot{x}_{\text{ц}} + r_{\text{б}i} \cdot \ddot{\varphi}_i \cdot \sin \varphi_i + r_{\text{б}} \cdot \dot{\varphi}_i^2 \cdot \cos \varphi_i,$$

$$\ddot{y}_{\text{б}i} = \ddot{y}_{\text{ц}} + r_{\text{б}i} \cdot \ddot{\varphi}_i \cdot \cos \varphi_i - r_{\text{б}} \cdot \dot{\varphi}_i^2 \cdot \sin \varphi_i.$$

Подставив эти выражения в уравнения движения центров масс, можно получить силы реакции в шарнирах:

$$R_{xi} = P_{\bar{6}} \cdot \cos \varphi_i - C_{x\bar{6}} \cdot q_{\bar{6}} \cdot S_{m\bar{6}} \cdot \cos(\varphi_i - \alpha_{\bar{6}}), \\ -m_{\bar{6}} \left(\ddot{x}_{\Pi} + r_{\bar{6}} \cdot \ddot{\varphi}_i \cdot \sin \varphi_i + r_{\bar{6}} \cdot \dot{\varphi}_i^2 \cdot \sin \varphi_i - g \right),$$

$$R_{yi} = P_{\bar{6}} \cdot \sin \varphi_i - C_{x\bar{6}} \cdot q_{\bar{6}} \cdot S_{m\bar{6}} \cdot \sin(\varphi_i - \alpha_{\bar{6}}), \\ -m_{\bar{6}} \left(\ddot{y}_{\Pi} + r_{\bar{6}} \cdot \ddot{\varphi}_i \cdot \cos \varphi_i - r_{\bar{6}} \cdot \dot{\varphi}_i^2 \cdot \sin \varphi_i \right).$$

Теперь, зная значения всех основных величин, можно проинтегрировать уравнения движения и оценить динамику относительного движения на участке кинематической связи.

На участке *раздельного полета* центрального и боковых блоков системы уравнений, описывающие движения блоков по раздельности, аналогичны. При этом параметры движения, соответствующие моменту разрыва кинематических связей, являются граничными условиями для интегрирования уравнений на участке раздельного полета. Ниже ограничимся записью системы уравнений движения для центрального блока; аналогично записываются выражения и для боковых блоков:

$$\ddot{V}_{\Pi} = g \left\{ \frac{1}{G_{\Pi}} \left[P_{\Pi} \cos(\vartheta - \theta_{\Pi}) - \frac{C_x \cdot \rho \cdot V_{\Pi}^2}{2} S_{m\Pi} \right] - \cos(\theta_p - \theta_{\Pi}) \right\},$$

$$\ddot{\varphi}_{\Pi} = \frac{g}{V_{\Pi}} \left[\frac{1}{G_{\Pi}} P_{\Pi} \sin(\vartheta - \theta_{\Pi}) - \sin(\theta_p - \theta_{\Pi}) \right],$$

$$\ddot{\theta}_{\Pi} = -\frac{1}{J_{zz\Pi}} \left[P_{\Pi} \cdot l_{\Pi} - \frac{1}{2} m_{z\Pi} \cdot \rho \cdot V_{\Pi}^2 \cdot S_{m\Pi} \cdot l_{k\Pi} (\vartheta - \theta_{\Pi}) \right],$$

$$\dot{y}_{\Pi} = V_{\Pi} \cdot \cos \theta_{\Pi},$$

$$\dot{x}_{\Pi} = V_{\Pi} \cdot \sin \theta_{\Pi},$$

$$\theta_{\Pi} = \vartheta - \alpha_{\Pi},$$

где G_{Π} – вес центрального блока; $J_{zz\Pi}$ – момент инерции центрального блока; l_{Π} – эксцентриситет тяги центрального блока; ϑ_{Π} – угол бросания; θ_{Π} – угол наклона оси центрального блока; α_{Π} – угол атаки центрального блока.

3.4. Некоторые конструктивные решения систем разделения ступеней ракет с параллельной схемой компоновки

3.4.1. РН «Восток» (схема с верхним опорным узлом)

Рассматривается исполнение схемы с верхним опорным узлом, реализованное в конструкции РН «Восток» [10, 16].

Схема элементов системы разделения, размещенных на боковом блоке, представлена на рис. 33.

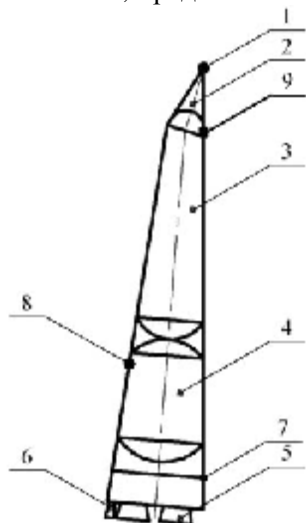


Рис. 33. Схема бокового блока РН "Восток" 1 – сферическая опора с контактом и поперечным "пальцем", препятствующим перемещениям при разделении; 2 – верхний конус; 3 – бак окислителя; 4 – бак горючего; 5 – РД-108 (4-камерный); 6 – рулевая камера РД-108 (2 шт.); 7 – нижний узел крепления; 8 – сопло с крышкой (шариковый замок с ПП) бака горючего; 9 – сопло с крышкой (шариковый замок с ПП) бака окислителя

В состав системы входят следующие основные компоненты: верхний опорный узел 1, нижний узел крепления 7, оснащенный шариковым замком с пиропатронами; реактивные сопла баков окислителя 8 и горючего 9 бокового блока, закрытые герметичными крышками с механизмами открытия, снабженными пиротехническими приводами, система управления разделением.

Последовательность работы элементов системы отделения бокового блока.

1. РД-107 – ЖРД центрального блока – на 112-й секунде полета переводятся на режим промежуточной тяги (порядка 84% от номинальной тяги).

2. Перевод рулевых двигателей боковых блоков в нейтральное положение.

3. Подача команды «Разделение-1» на 130-й секунде полета – начало непосредственной работы системы разделения.

4. Спустя 0,3 с подается команда на разрыв связи в нижнем силовом узле связи 7 (срабатывают пиропатроны, открывающие шариковый замок крепления бокового блока).

5. Под действием силы тяги РД-108 – ЖРД бокового блока – блок поворачивается относительно шарнира 1, расположенного в его вершине в районе верхнего силового пояса.

6. Спустя 0,5 с после команды «Разделение-1» производится отключение РД-108, одновременно – вскрытие сопла 9 бака горючего бокового блока. Угол наклона оси сопла к продольной оси блока 45° , что обеспечивает торможение вращательного движения бокового блока относительно центрального. При достижении определенного значения угла разворота срабатывает контакт «Разделение» в сферическом шарнире 1 верхнего опорного узла, что приводит к раскрытию шарнира.

7. При прохождении сигнала «Разделение» происходит подрыв пиропатрона шарикового замка, вскрывающего крышку сопла 8 бака окислителя. Поскольку кинематическая связь в шарнире уже отсутствует, за счет движения по направляющим в шарнире и тяги через открывшееся сопло связь между блоками нарушается. Боковой блок под действием газа наддува, истекающего из сопла бака окислителя, отходит в сторону от центрального с одновременным разворотом вокруг своего центра масс.

После того, как боковой блок в свободном движении развернется на некоторый угол, за счет увеличивающейся силы лобового сопротивления он интенсивно тормозится и «отстает» от продолжающего полет центрального блока.

Добавим, что к моменту начала разделения скорость РН «Восток» составляет примерно 2750 м/с, а высота – около 55 км.

3.4.2. РН «Титан-3С» (схема с нижним опорным узлом)

Ракета-носитель «Титан-3С» представляет собой глубокую модернизацию баллистической ракеты «Титан-2», которая заключалась в установке двух твердотопливных боковых ускорителей (по параллельной схеме), а также в применении разгонной четвертой ступени, установленной по последовательной схеме (рис. 34).

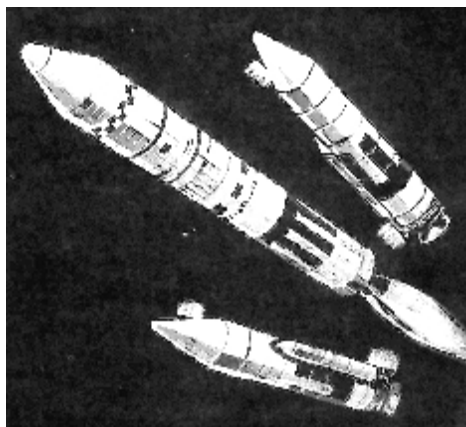
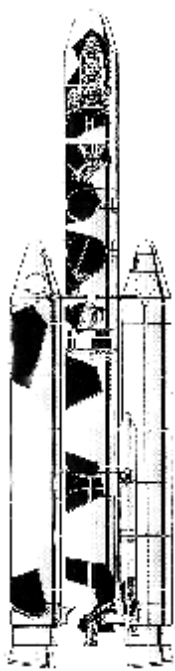


Рис. 34. Схема отделения боковых ускорителей РН "Титан-3С"

На 117-й секунде полета происходит отключение боковых твердотопливных ускорителей, после чего на 118-й секунде подается команда на разделение [16]. При этом происходит разрыв связей в верхнем опорном узле, а через небольшой промежуток времени, после отклонения боковых блоков на заданный угол, и в нижнем. Для надежного ухода бокового блока от центрального на безопасное расстояние применяются вспомогательные РДТТ, установленные в его верхней и нижней части.

3.4.3. РН «Ариан-5» (схема с нижним опорным узлом)

РН «Ариан-5» выполнена по комбинированной схеме [14, 17]: центральный блок, оснащенный двумя боковыми ускорителями, представляет собой двухступенчатую ракету с последовательным расположением ступеней.

Боковые ускорители, фактически являющиеся первой ступенью ракеты, соединены с центральным блоком по схеме с верх-

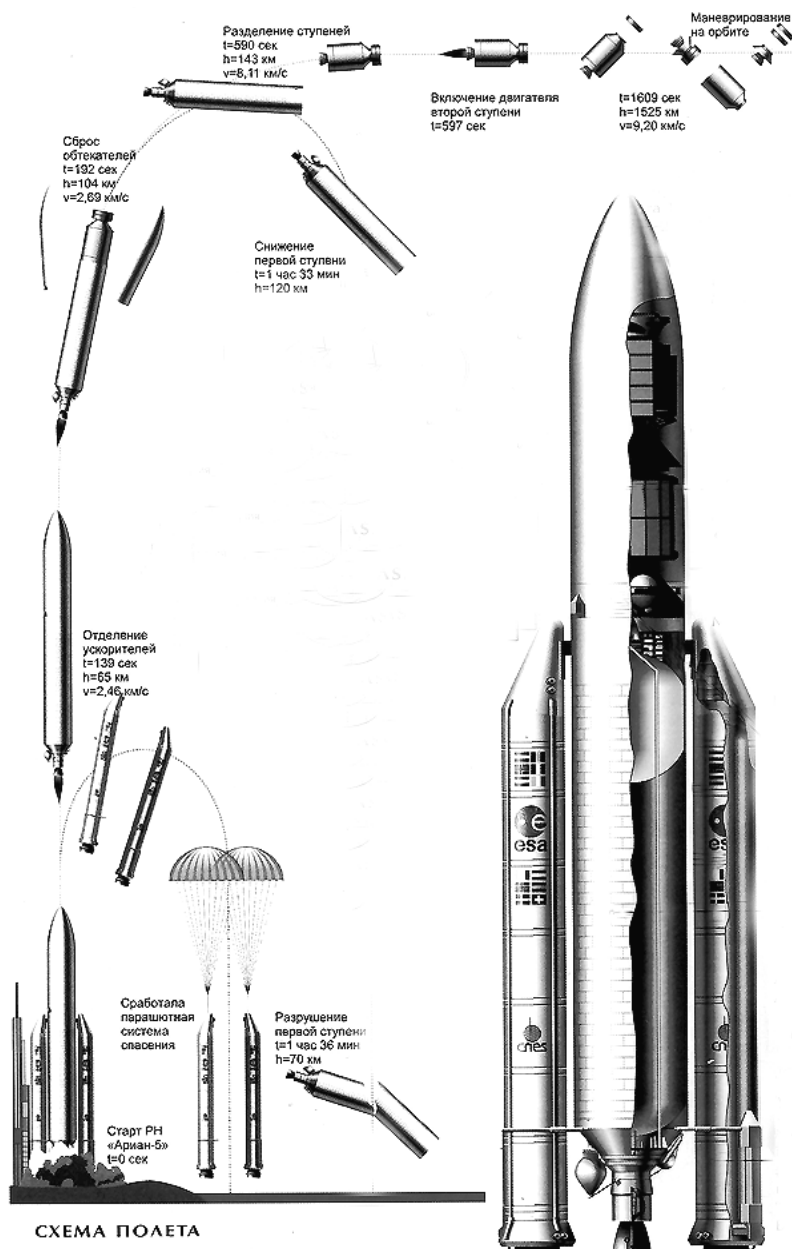


Рис. 35. Схема полета РН "Ариан-5" (показаны участки разделения ступеней)

ним опорным узлом (на рис. 35, 36 первой ступенью назван центральный блок, что не совсем верно).

Важной особенностью конструкции здесь является то, что после отделения ускорители возвращаются на Землю с помощью парашютной системы.

В заключение отметим, что приведенными в настоящем пособии схемами разделения ступеней составных ракет не исчерпываются все применяемые сегодня в этой области технические решения. Так, в отдельный класс можно выделить системы, применяемые при размещении полезной нагрузки (в ряде случаев представляющей самостоятельную многоступенчатую конструкцию) на боковой поверхности носителя. По такой схеме были выполнены, например, ракетно-космические системы Space Shuttle (США) и «Энергия» (СССР).

Применяемые при создании подобных конструкций модели и методы расчета строятся по тем же схемам, которые были изложены выше, что должно существенно облегчить их самостоятельное изучение.

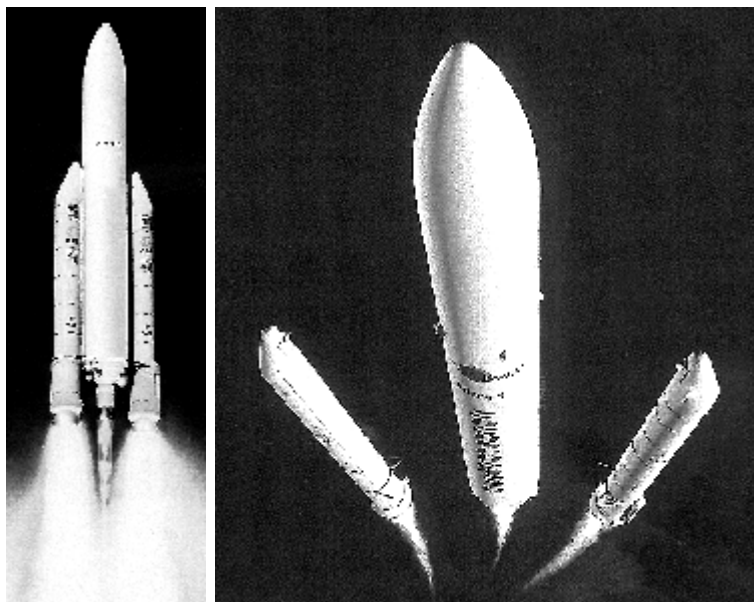


Рис. 36. РН "Ариан-5": старт и отделение боковых ускорителей

Контрольные вопросы

1. Перечислите причины применения ракет с параллельной компоновкой ступеней.
2. В чем состоит принципиальное различие между схемами с верхним и нижним опорными узлами?
3. Какие вспомогательные устройства применяются в конструкциях, реализующих схему разделения с верхним опорным узлом?
4. Каковы особенности конструктивного исполнения схемы с верхним опорным узлом, примененной в РН «Восток»?
5. Сформулируйте допущения, принимаемые при расчете динамики отделения боковых блоков в схеме с верхним опорным узлом.
6. Какие силы необходимо учитывать при расчете динамики отделения боковых блоков в схеме с верхним опорным узлом?

Библиографический список

1. *Величко И.И.* Создание ракетно-космических комплексов на базе элементов и технологий баллистических ракет подводных лодок // Космонавтика и ракетостроение. 1996. №6. С. 33 – 39.
2. *Дюнзе М.Ф., Жимолохин В.Г.* Ракетные двигатели твердого топлива для космических систем. М: Машиностроение, 1982.
3. *Карпенко А.В.* Российское ракетное оружие. СПб: ПИКА, 1993.
4. *Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В.* Динамика разделения ступеней летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1977.
5. *Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В.* Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. М: МВТУ, 2006.
6. *Конструкция управляемых баллистических ракет на твердом топливе* / под ред. *А.И. Синюкова.* М: Воениздат, 1969.
7. *Космонавтика: энциклопедия.* М: Советская Энциклопедия, 1985.
8. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов* / под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. М: Машиностроение, 1991.
9. *Основы проектирования летательных аппаратов (Транспортные системы)* / под ред. В.П. Мишина. М: Машиностроение, 1985.
10. *Павутницкий Ю.В., Мазарченков В.А., Шиленков И.В.* Отечественные ракеты-носители. СПб: Изд-во СПб МТУ, 1996.
11. *Погорелов В.И.* Проектирование конструкций ЛА. Л: ЛМИ, 1990.
12. *Погорелов В.И.* Прочность корпуса баллистической ракеты. Расчет на грузок. СПб: БГТУ, 1994.
13. *Разумеев Ф.В., Ковалев Б.К.* Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М: Машиностроение, 1976.
14. *Уманский С.П.* Ракеты-носители. Космодромы. М: Рестарт +, 2001.
15. *Феодосьев В.И.* Основы техники ракетного полета. М: Наука, 1981.
16. *Stache P.* Raumfahrt – Tragraketen. Berlin, VEB Verlag, 1973.
17. *Ariane-5.* CNES, 1997.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ.....	3
1.1. О необходимости применения составных ракет.....	3
1.2. Конструктивно-компоновочные схемы составных ракет.....	7
1.3. Требования, предъявляемые к системам разделения.....	9
1.4. Основная классификация систем разделения ступеней.....	10
Контрольные вопросы.....	11
2. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ СХЕМЕ.....	12
2.1. «Горячее» разделение ступеней.....	12
2.1.1. Выбор момента времени для подачи сигнала на разрыв кинематических связей между ракетными блоками [6].....	13
2.1.2. Проверка надежности разделения ступеней [6].....	15
2.1.3. Некоторые схемы конструктивного исполнения.....	18
2.1.4. Баллистические паузы при разделении ступеней.....	22
2.1.5. Изменение давления в межступенном отсеке с окнами при «горячем» разделении ступеней с РДТТ.....	24
2.1.6. Коэффициент газодинамической силы.....	26
2.1.7. Определение расстояния от среза сопла до вершины отражателя.....	29
2.2. «Холодное» разделение ступеней.....	29
2.2.1. Определение величины тормозного импульса РДТТ при «холодном» разделении ступеней торможением отделяемого блока [6].....	31
2.2.2. Проверка надежности разделения ступеней [6].....	33
2.2.3. Некоторые конструктивные решения систем «холодного» разделения ступеней.....	35
2.2.4. Конструкция типовых РДТТ систем «холодного» разделения.....	40
Контрольные вопросы.....	42
3. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СХЕМЕ.....	43
3.1. Основные причины появления ракет с параллельной компоновкой ступеней.....	43
3.2. Применяемые схемы разделения ступеней ракет с параллельной компоновкой.....	45
3.2.1. Схема с разворотом бокового блока относительно верхнего силового пояса.....	46
3.2.2. Схема с разворотом бокового блока относительно нижнего силового пояса.....	47
3.2.3. Схема с параллельным отводом боковых блоков.....	49
3.3. Динамика разделения ступеней для схемы с верхним опорным узлом [4].....	50
3.4. Некоторые конструктивные решения систем разделения ступеней ракет с параллельной схемой компоновки.....	55
3.4.1. РН «Восток» (схема с верхним опорным узлом).....	55
3.4.2. РН «Титан-3С» (схема с нижним опорным узлом).....	56
3.4.3. РН «Ариан-5» (схема с нижним опорным узлом).....	57
Контрольные вопросы.....	60
Библиографический список.....	60

Охочинский Михаил Никитич

Системы разделения в ракетной технике
Часть 1
Системы разделения ступеней составных ракет

Редактор Г.М. Звягина
Корректор Л.А. Петрова

Подписано в печать 19.06.2009. Формат 60×84/16. Бумага документная.
Печать трафаретная. Усл. печ. л. 3,6. Тираж 100 экз. Заказ № 113
Балтийский государственный технический университет
Типография БГТУ
190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1