

РАЗГОННЫЕ БЛОКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Сибирский государственный
аэрокосмический университет
им. акад. М. Ф. Решетнёва
Евтифьев М. Д.

Разгонный блок космических аппаратов (РБКА)

— верхняя автономная ступень ракеты-носителя, предназначенная для перевода космического аппарата с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли и на отлётные траектории к планетам, при этом имеющая возможность многократного запуска маршевой двигательной установки в космосе и обеспечивающая выполнение требований по ориентации и точности выведения КА.

Классификация РБКА

■ По назначению

1. *Разгонные ступени* – РБКА с возможностью использования их как верхних ступеней РН, включающихся на активном участке траектории, выводящих КА на опорную орбиту, или непосредственно на траекторию выведения.

Основные задачи разгонных ступеней:

- перевод головного блока с незамкнутой траектории на опорную орбиту («довыведение»);
- вывод КА на целевую орбиту;
- вывод крупной нагрузки на низкоорбитальные орбиты (НОО) и геопереходные орбиты (ГПО);
- перевод КА на отлетную траекторию;
- формирование траектории для КА с собственной ДУ или с дополнительным РБКА. 2.

2. *Маневровые разгонные блоки* (блоки выведения) – РБКА массой до 8 тонн, с развитой системой ориентации и стабилизации, большим запасом топлива для нее (или возможностью использования топлива МДУ), способностью многократного включения МДУ (5-30 включений), мощным комплектом бортовой навигационной аппаратуры.

Основные задачи маневровых разгонных блоков:

- вывод нескольких КА на целевые орбиты;
- развертывание многоспутниковых систем на орбитах с различными параметрами;
- вывод крупной полезной нагрузки по сложным схемам выведения с большим количеством маневров.

3. **Блоки вывода** – небольшие разгонные блоки. Имеют малые размеры, массу, отделяются с разгонных ступеней или верхних ступеней РН и запускаются в нужной точке траектории. Чаще всего стабилизируются вращением. Используются для маневра на конечных стадиях выведения, с целью получения дополнительного импульса (нескольких импульсов) для формирования конечной орбиты или траектории КА, если они не оснащены собственной ДУ, или маневр вывода на геостационарную орбиту (ГСО) силами КА не предусмотрен.

По типу орбит

- а) РБКА, выводящие полезную нагрузку на НОО;
- б) РБКА, выводящие ПН на ГПО. Данные орбиты по большей части имеют высоту перигея примерно равную НОО, а высоту апогея выше или ниже геостационарной (так называемые супер- и субсинхронные орбиты);
- в) геостационарные РБКА – разгонные блоки действующие на ГСО или в апогее переходных к ним, для их «скругления».

По массе РБКА

- а) легкого класса до 3 000 кг;
- б) среднего класса 3 000...10 000 кг;
- в) тяжелого класса 10 000...25 000 кг.

По видам топлива МДУ

Жидкостные РБКА:

- а) на криогенных компонентах топлива – жидкое топливо, один или оба компонента которого являются сжиженными газами (жидкий кислород, жидкий фтор и жидкий водород);
- б) на низкокипящих компонентах топлива – жидкое топливо, один или оба компонента которого в условиях эксплуатации имеют температуру кипения ниже 298 К (четырёхокись азота);
- в) на высококипящих компонентах топлива жидкое топливо, оба компонента которого, имеют температуру кипения выше 298 К (анилин + тетранитрометан, азотная кислота).

По типу маршевого двигателя

- а) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД);
- б) твердотопливными РД (РДТТ);
- в) с нетрадиционными ДУ.

Разгонные блоки с ЖРД имеют ряд весомых преимуществ:

- возможность регулирования тяги;
- возможность неоднократного выключения и включения двигателя;
- хорошо отработанные конструкции и технологий;
- более высокие энергетические возможности (по удельной тяге);
- возможность охлаждения камеры сгорания и сопла одним из компонентов топлива, что облегчает конструкцию и приводит к повышению характеристик и времени работы.

К недостаткам РБКА с ЖРД можно отнести:

- сложность конструкции, (наличие системы подачи, агрегатов автоматики и системы регулирования пуска и режимов работы и т. д.);
- сложная система заправки;
- ограничение хранения и содержания в заправленном состоянии по времени, необходимость в хранилищах топлива на космодроме;
- использование в качестве топлива экологически вредных компонентов;
- большее время на подготовку к пуску;
- большая стоимость;
- меньшая надежность по сравнению с ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ).

В связи с необходимостью многократного включения ДУ на участках доразгона и выведения, большинство РБКА оснащается ЖРД. Кроме того, практически все двигатели ориентации и системы обеспечения запуска также жидкостные, чаще всего однокомпонентные гидразиновые.

РБКА с РДТТ используют твердое топливо, которое представляет собой твердое вещество, содержащее и окислитель, и горючее, как правило применяемое, в стартовых ускорителях первых ступеней РН, реже в качестве самостоятельных ракетных ступеней. В зависимости от состава твердых топлив их удельный импульс $P_{уд} = 170-240$ с при степени расширения газа в сопле 40. Для увеличения удельного импульса (до 250-265 с) в твердые топлива добавляют мелкодисперсные порошки алюминия, магния, бериллия.

Твердотопливные РБКА не так часто проектируются, но имеют свои положительные моменты:

- низкий объем и высокая плотность ($1,35 \text{ г/см}^3$) твердого топлива;
- относительную простоту;
- быстрый запуск, без предстартовой подготовки как у ЖРД;
- высокую надежность;
- низкий уровень стоимости;
- практически не имеют трубопроводов, ТНА, клапанов и др.;
- простота эксплуатации;
- практически бесконечный срок годности;
- не требуют заправки.

Недостатки РБ с РДТТ:

- невозможность многократного запуска, что частично может быть исправлено многоступенчатостью и жидкостными двигателями ориентации;
- малый удельный импульс, энергетические возможности твердых топлив значительно ниже жидких, и более высокая плотность их не компенсирует;
- невозможность регулирования времени работы и тяги двигателя в полете частично компенсируется: время работы – предстартовой навеской необходимого для полетного задания заряда или отсечкой двигателя – резким понижением давления в камере сгорания, величина тяги – путем выбора соответствующей конфигурации канала в топливном заряде;

– проблема транспортировки РДТТ. РДТТ обычно снаряжаются на заводе-изготовителе, в отличие от ступеней с ЖРД, заправляемых на стартовом столе, что приводит к проблеме транспортировки, которая решается следующими способами: ограничением размеров РДТТ (подобно РБКА с РДТТ для РН «Дельта» и «Ариан») делением заряда РДТТ на панели и сборкой его на космодроме;

– катастрофическими последствиями неудач при запуске, приводящих к мощному взрыву, который гарантированно выводит из строя и ПН и носитель, (в случае запуска РБ IUS с «Спейс Шаттла», он предварительно перед запуском отводился на безопасную дистанцию).

Стабилизируются твердотопливные РБКА чаще всего вращением.

РБКА с *нетрадиционными* ДУ, к которым можно отнести: солнечные; электрические; ядерные. Разгонные блоки с нетрадиционными ДУ на данный момент не применяются, однако они рассматриваются как перспективные и активно разрабатываются как в России, так и за рубежом.

В солнечных установках первичным источником энергии является электромагнитное излучение от Солнца. В зависимости от площади солнечных установок можно существенно изменять их мощность – от ватт до десятков киловатт. Поскольку управляемый ядерный реактор электрической мощностью меньше нескольких киловатт делать нецелесообразно, солнечные установки в этом диапазоне мощностей практически вне конкуренции.

Для получения тяги солнечную энергию предполагается использовать по-разному:

1. Через приемник солнечной энергии можно пропускать легкий газ, например, водород, нагревать это рабочее тело до высоких температур (в фокусе зеркала температура может достигать 3000 К, а тепловой поток – 1500 кВт/м²) и выпускать затем через сопло.
2. Электроэнергию преобразователя можно подводить к электроракетному двигателю.
3. Непосредственное восприятие давления света, испускаемого Солнцем. Такой движитель, передающий импульс солнечного потока ЛА, называется солнечным парусом.

Появление ЭРД связано с необходимостью повышения скорости истечения, которая существенно влияет на ПН РН.

Переход от использования химической энергии к ядерной позволяет повысить скорость потока в несколько раз – до 20-30 км/с. Однако и при таких скоростях, возможных, кстати, только для огромных ЯРД, полезная нагрузка и круг задач остаются сравнительно ограниченными.

Электроракетный ускоритель не является собственно двигателем, он только преобразует электроэнергию, подведенную от энергоустановки, в кинетическую энергию потока, т. е. такие ускорители являются движителями. С помощью электричества можно получить и высокие температуры, и, главное, большие скорости (до сотен километров в секунду) для любых рабочих тел.

Длительное воздействие малой тяги – ЭРД называют двигателями малой тяги – постепенно увеличивает скорость и изменяет траекторию КЛА. При этом, конечно, время работы ЭРД близко ко времени полета, т. е. измеряется тысячами и десятками тысяч часов. Большие скорости истечения позволяют получать тягу при малых расходах рабочего тела.

Использование ЭРД при малых ускорениях и большом времени работы позволяет летать на расстояния, соизмеримые с размерами Солнечной системы.

По принципу ускорения отбрасываемой массы ЭРД делятся на четыре типа: электротепловые, магнитоэлектрические, электростатические и электромагнитные.

Электротепловые движители (ЭТД) напоминают по принципу ускорения ЖРД или ЯРД, т. е. увеличение скорости происходит газодинамически. В ЭТД подвод энергии осуществляется за счет электрического тока, который нагревает или стенки, отдающие тепло рабочему телу, или непосредственно рабочее тело.

Удельный импульс получается до 2000-3000 м/с. КПД = 0,8.

Двигатели с *магнитоэлектрическим* ускорением рабочего тела (МЭД) позволяют получать значительно большие скорости истечения. В них плазма образуется в канале движителя, и на нее одновременно действуют два перпендикулярных друг другу поля – электрическое и магнитное. Возможны разные комбинации этих полей, и поэтому возможны разные конструктивные решения. Однако поскольку всегда ускоряется плазма в целом, этот и предыдущие типы двигателей иногда называют плазменными.

Получение скоростей до 100 км/с.

Электростатические движители (ЭСД) тоже имеют много разновидностей. Общим для всех них является то, что электрическое поле непосредственно ускоряет ионы плазмы, а электроны только компенсируют заряд ионов для сохранения электронейтральности плазмы.

В электростатических движителях можно получить скорости истечения до 100-200 км/с и КПД = 0,95.

Фотонный движитель (ФД), пока еще не создан, но идея существует давно и заключается в том, что электромагнитное излучение или поток фотонов создают импульс силы.

Поток солнечного излучения давит на солнечный парус и создает силу, которая действует на КА. При выходе из какого-нибудь излучателя-двигателя фотоны создают силу тяги, поэтому движители так и называют фотонными.

ЭРД имеют широкий диапазон тяг: 10^{-4} - 10^2 Н; отдельные типы сохраняют работоспособность в течение тысяч часов. Характерной особенностью практически всех ЭРД является их способность работать только в вакууме. При таких плотностях окружающей среды аэродинамическое сопротивление движителей перестает играть существенную роль, поэтому площадь поперечного сечения ЭРД (величина миделевой тяги ЭРД составляет около 10 Н/м^2) не изменяет характеристики.

Ядерный ракетный двигатель (ЯРД) представляет собой реактор, в котором вдоль тепловыделяющих элементов с ядерным топливом проходит поток газа – водорода. Он охлаждает элементы, а сам нагревается и с большой скоростью истекает из сопла, создавая тягу двигателя. При этом возникает импульс, толкающий ЛА вперед. Температура газа на выходе должна быть очень высока – не менее 3000 °С, а удельная тяга – 950 с. Только при этих условиях ядерный двигатель эффективнее, чем обычный, работающий на жидком топливе.

Сегодня речь может идти о ядерной энергодвигательной установке (ЯЭДУ), работающей в двух режимах, двигательном и энергетическом.

Результаты теоретических исследований показывают, что может быть создана ЯЭУ с термоэмиссионным преобразованием энергии мощностью 7,5 МВт и удельными массовыми характеристиками 6 кг/кВт.

Для создания РБКА с ЯЭРДУ необходимо решить проблемы ядерной безопасности на всех этапах жизненного цикла РБКА при штатных и аварийных ситуациях, что обеспечивается с помощью активных и пассивных средств, включающих следующие элементы:

- регулирующие барабаны в боковом отражателе реактора;
- выводимые поглощающие стержни;
- резонансные поглотители, размещаемые в активной зоне;
- программируемое изменение геометрии реактора в аварийных ситуациях.

Радиационная защита полезного груза и системы управления – тневая, в виде усеченного конуса – определяется предельно допустимым уровнем радиации. В качестве основных компонентов защиты рассматриваются гидрид циркония, активированный бором, и гидрид лития.

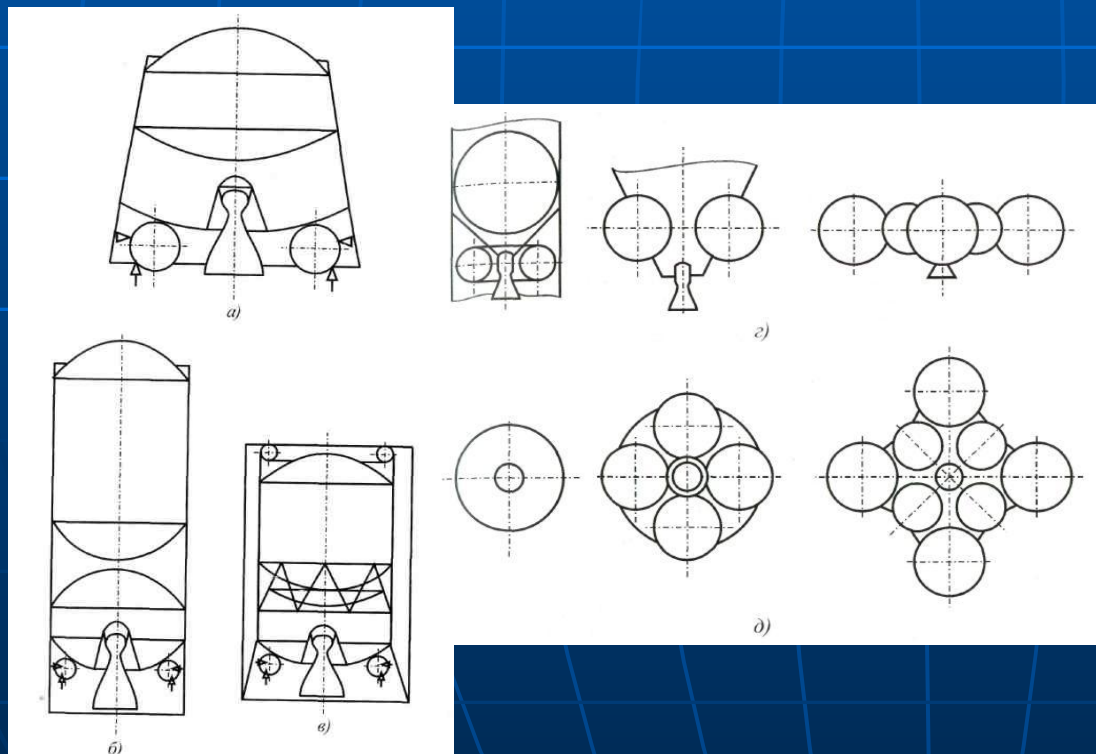
Основные характеристики РБКА

Важнейшей характеристикой разгонного блока является суммарный импульс, который он может обеспечить при полном израсходовании топлива

$$I = P \cdot t = P_{\text{уд}} \cdot M_{\text{т}}$$

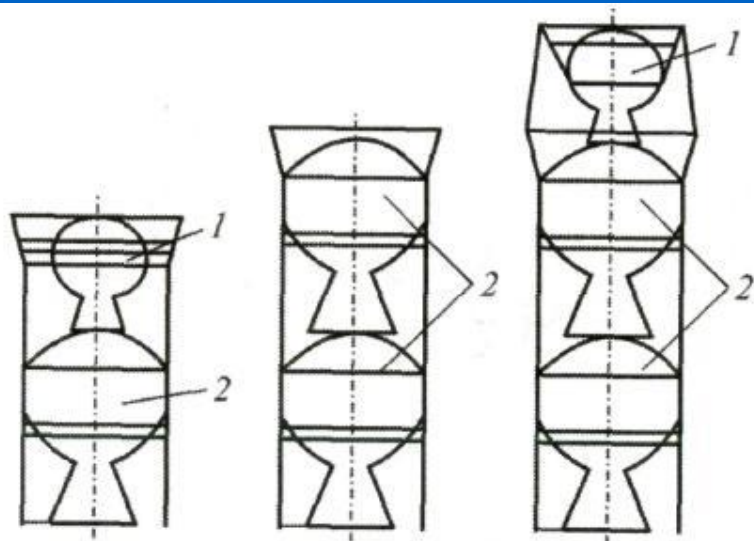
где, P – тяга двигателя; t – суммарное время работы двигателя; $M_{\text{т}}$ – масса топлива; $P_{\text{уд}}$ – удельный импульс двигателя.

Компоновка РБКА

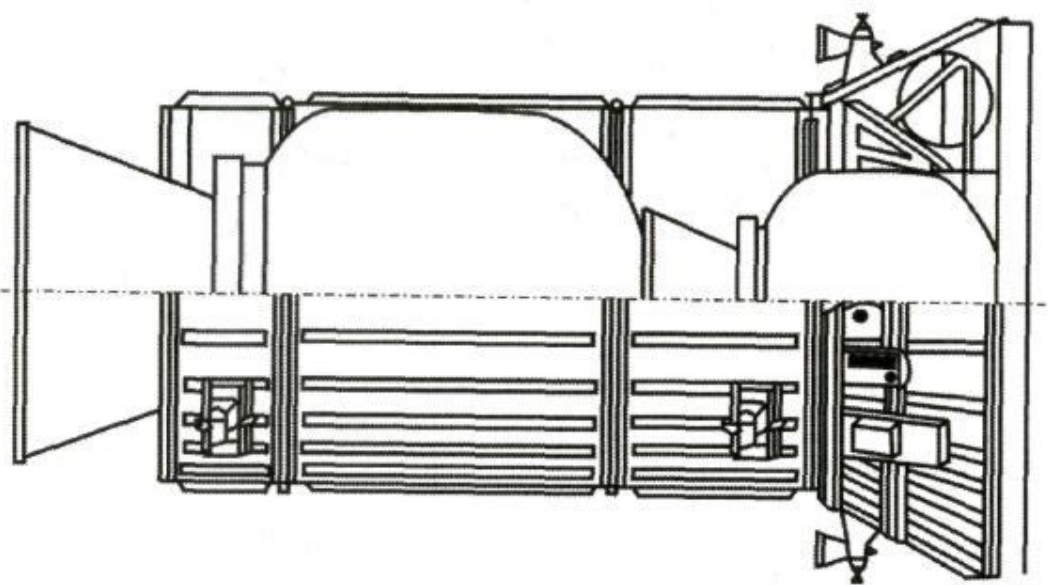


Варианты компоновки топливных отсеков:

- a)* – использование топливных отсеков с совмещенными днищами;
- б)* – использование топливных отсеков с отдельными днищами и с совмещенными контурами *в)*;
- г)* – использование подвесных и навесных топливных баков;
- д)* – размещение двигателей в центральной полости торового бака;
- е)* – размещение двигателей в специально организованных полосах нижних топливных баков

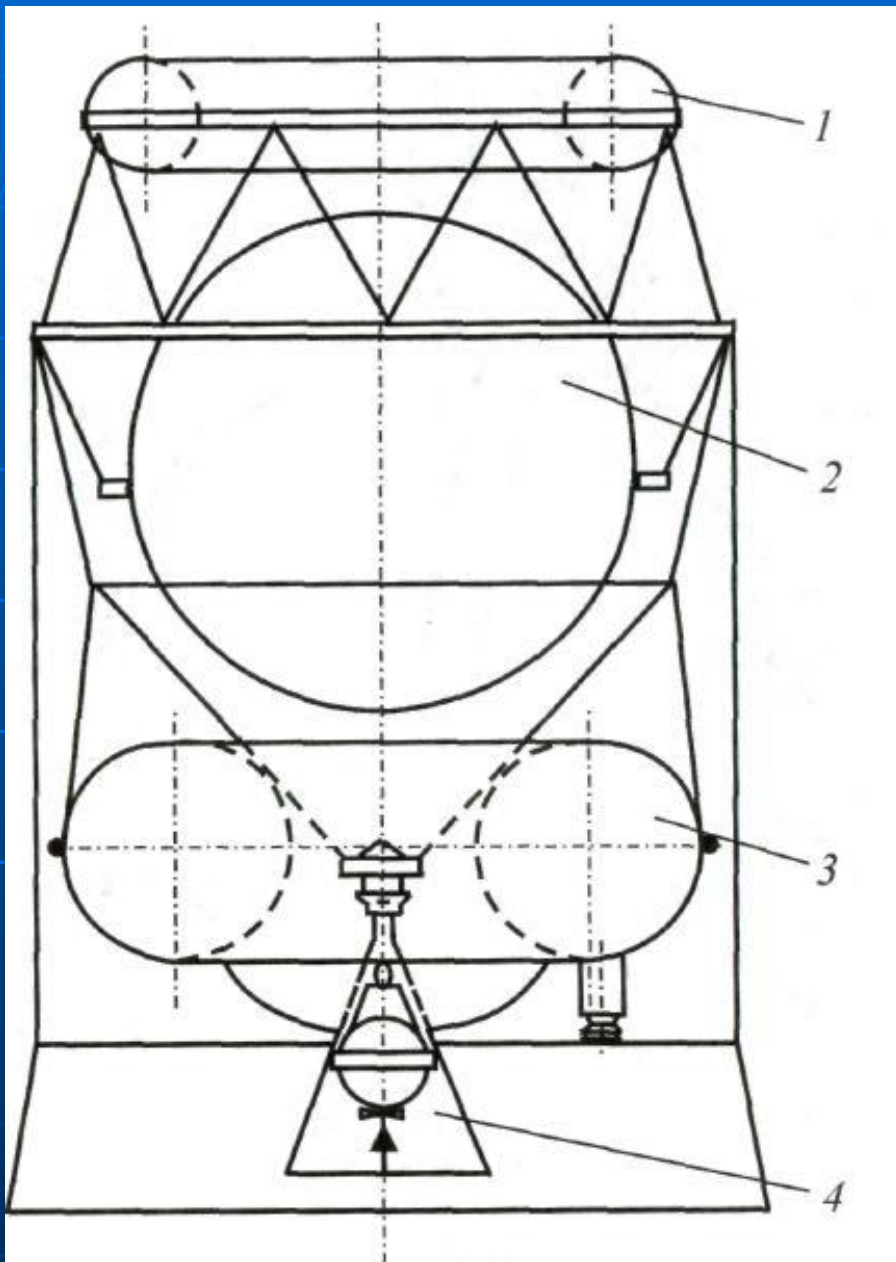


a)



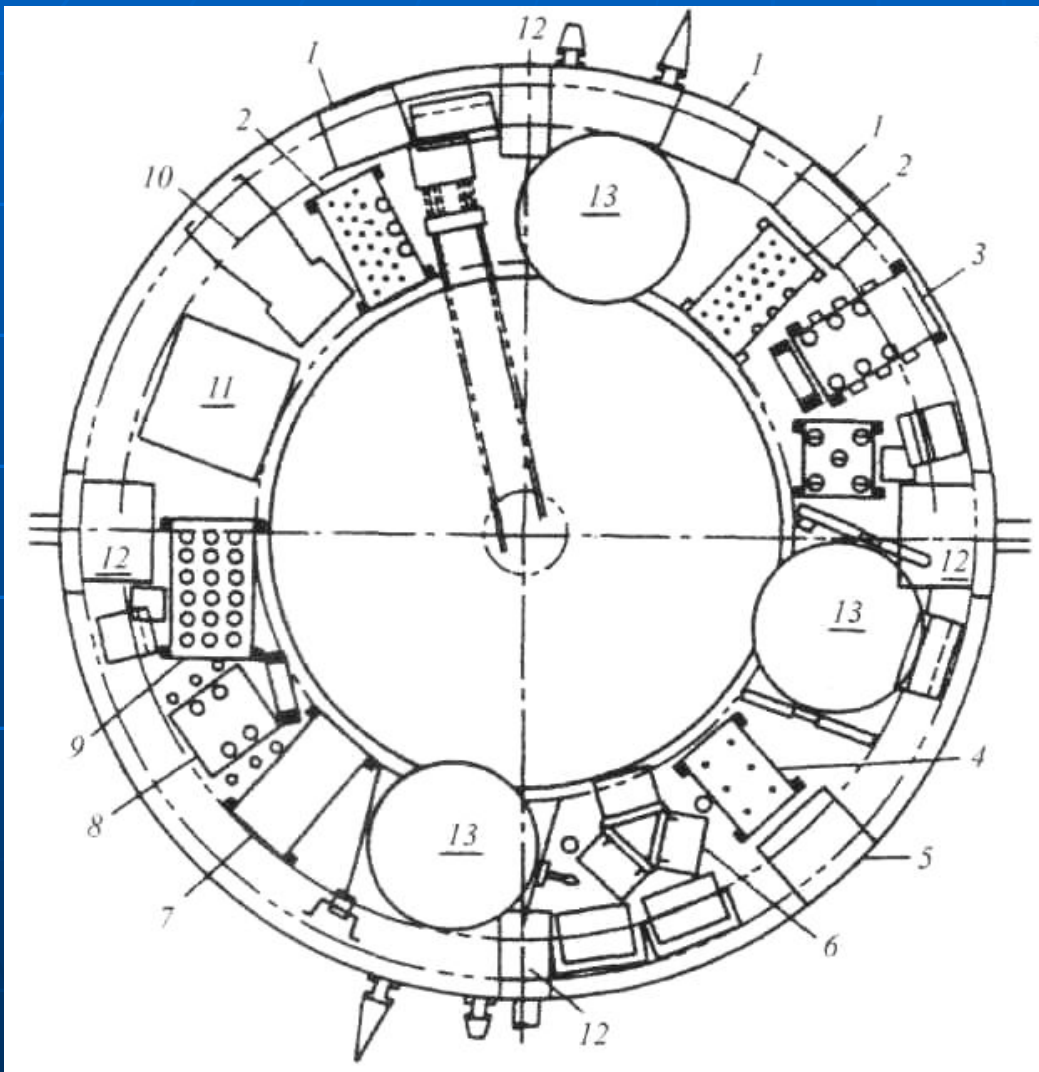
б)

Схемные решения РБ с РДТТ:
a – компоновочные схемы модификаций РБ с РДТТ различных размеров (*1* – малый РДТТ; *2* – большой РДТТ); *б* – общий вид двухступенчатого РБ с РДТТ различных размеров



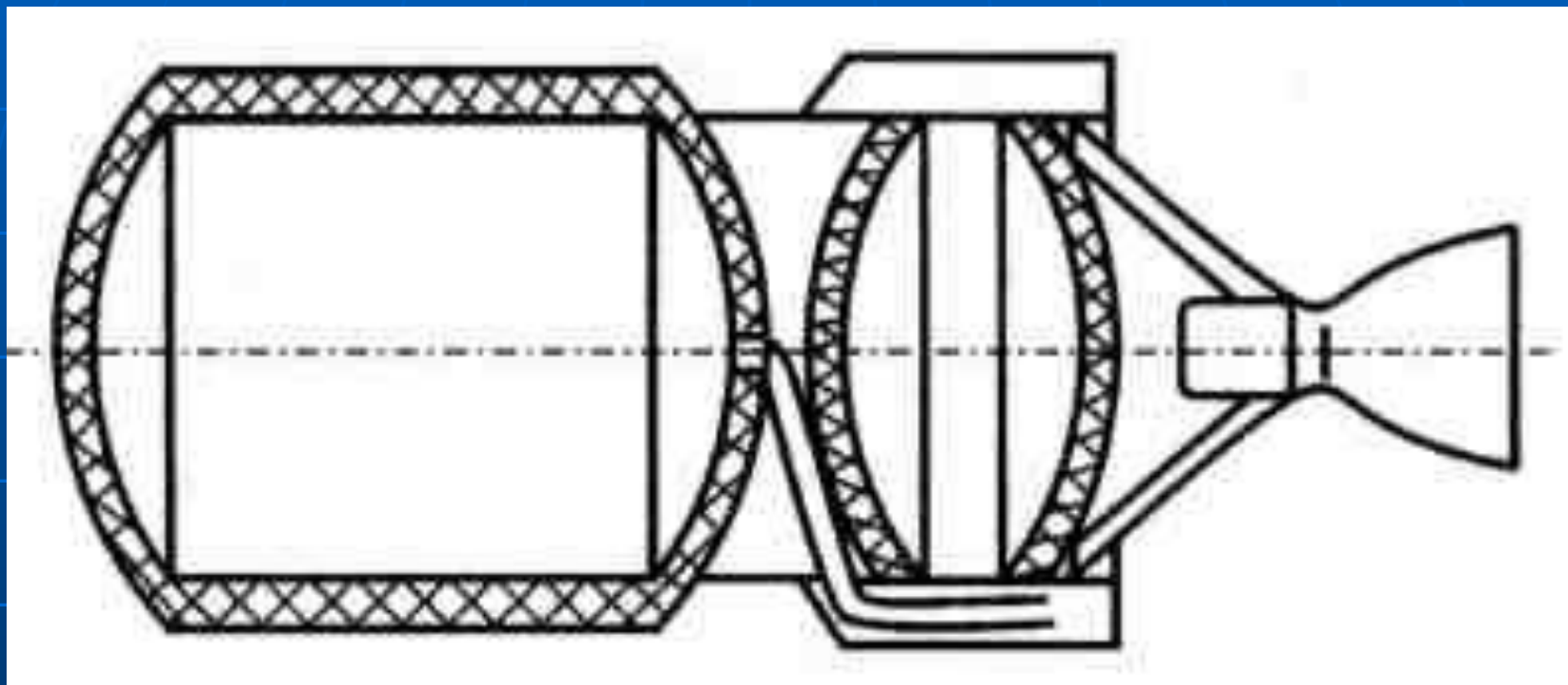
Герметичный приборный отсек в составе РБ («Блок Д»):

1 – герметичный приборный отсек; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – двигатель



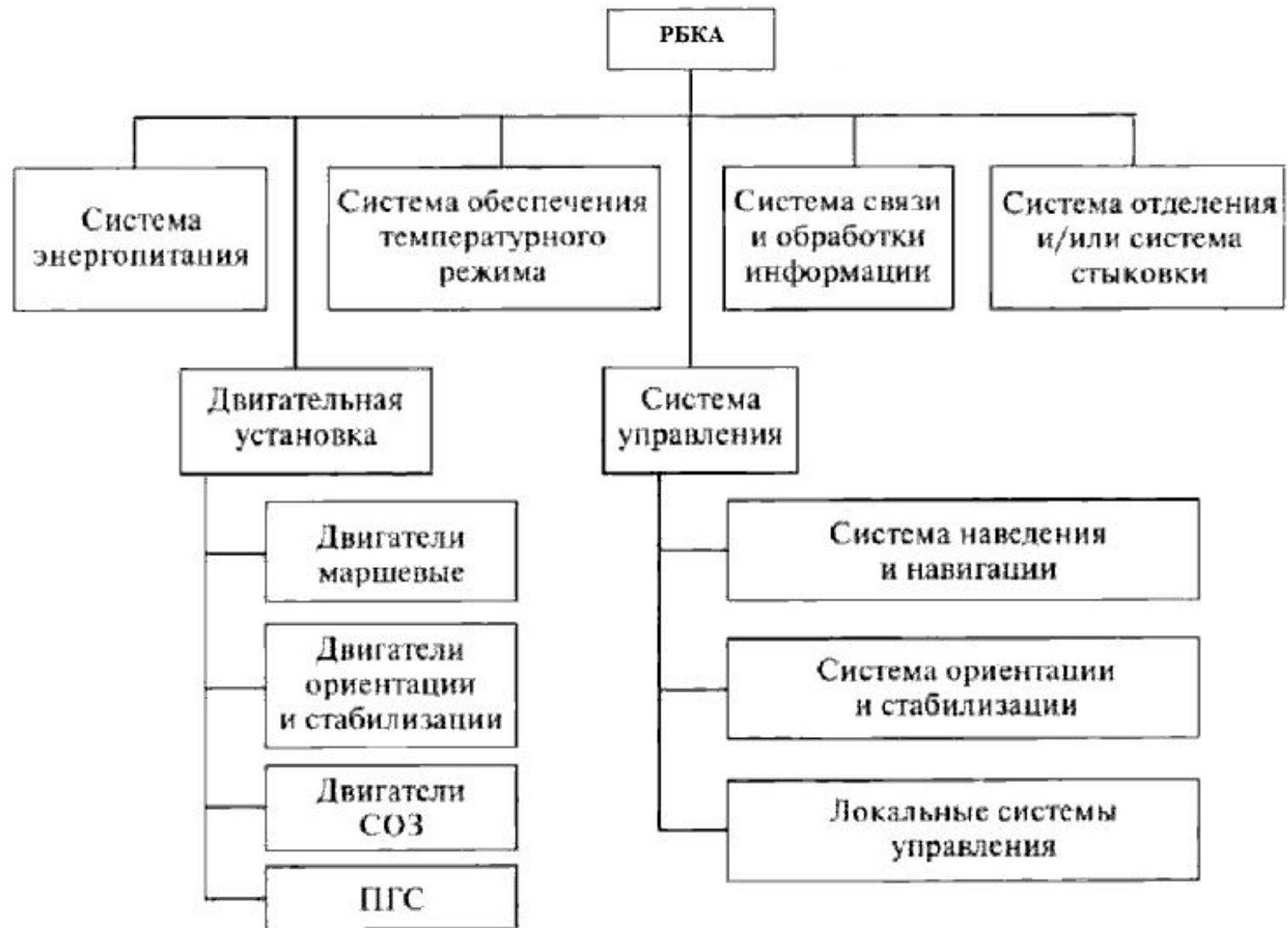
Компоновка негерметичного приборного отсека (на примере МТАИУС):

- 1 – БЦВМ;
- 2 – приемопередатчик;
- 3 – командное устройство;
- 4 – блок переключателей пироустройств;
- 5 – преобразователь постоянного тока;
- 6 – аккумуляторы;
- 7 – блок распределения электроэнергии;
- 8 – процессор обработки бортовой информации;
- 9 – релейный блок;
- 10 – звездный датчик;
- 11 – блок инерциальных измерений;
- 12 – блок двигателей системы исполнительных органов;
- 13 – топливные баки



Упрощенная компоновочная схема РБКА с криогенными компонентами топлива

Структурная схема РБКА



Перечень функциональных задач ДУ РБКА на основных этапах полета

- успокоение орбитального блока (ОБ), включающего РБ и полезный груз, после отделения от РН;
- довыведение ОБ на опорную орбиту;
- закрутка ОБ (при необходимости);
- обеспечение заданной программы ориентации и стабилизации на пассивном участке полета;
- переориентация и стабилизация ОБ перед сообщением ему импульса скорости;
- коррекция траектории;
- удержание РБ или ОБ при разгрузке электромеханических систем ориентации и стабилизации;
- увод РБ от отсека полезного груза или других космических объектов.

Общие требования к ДУ РБКА

- работа в импульсном режиме с заданными величиной импульса и ресурсом;
- высокое быстродействие для обеспечения точного управления движением;
- высокая экономичность расхода топлива;
- минимальное энергопотребление;
- стабильность характеристик;
- высокая надежность;
- минимальные габариты и масса;
- простота эксплуатации;
- низкая стоимость.

Отличительные особенности ДУ в составе РБ

- наличие в составе одного аппарата нескольких типов двигателей и ДУ;
- многократность включения;
- функциональное разделение маршевого двигателя и двигателей системы ориентации и стабилизации (СОИС);
- возможность использования одних двигателей для решения функциональных задач других двигателей;
- разделение систем двигателя и систем наддува;
- использование, как правило, газобаллонных систем наддува;
- широкое использование дублирования систем, включая двигатели;
- наличие специальных систем или устройств для обеспечения запуска в невесомости.

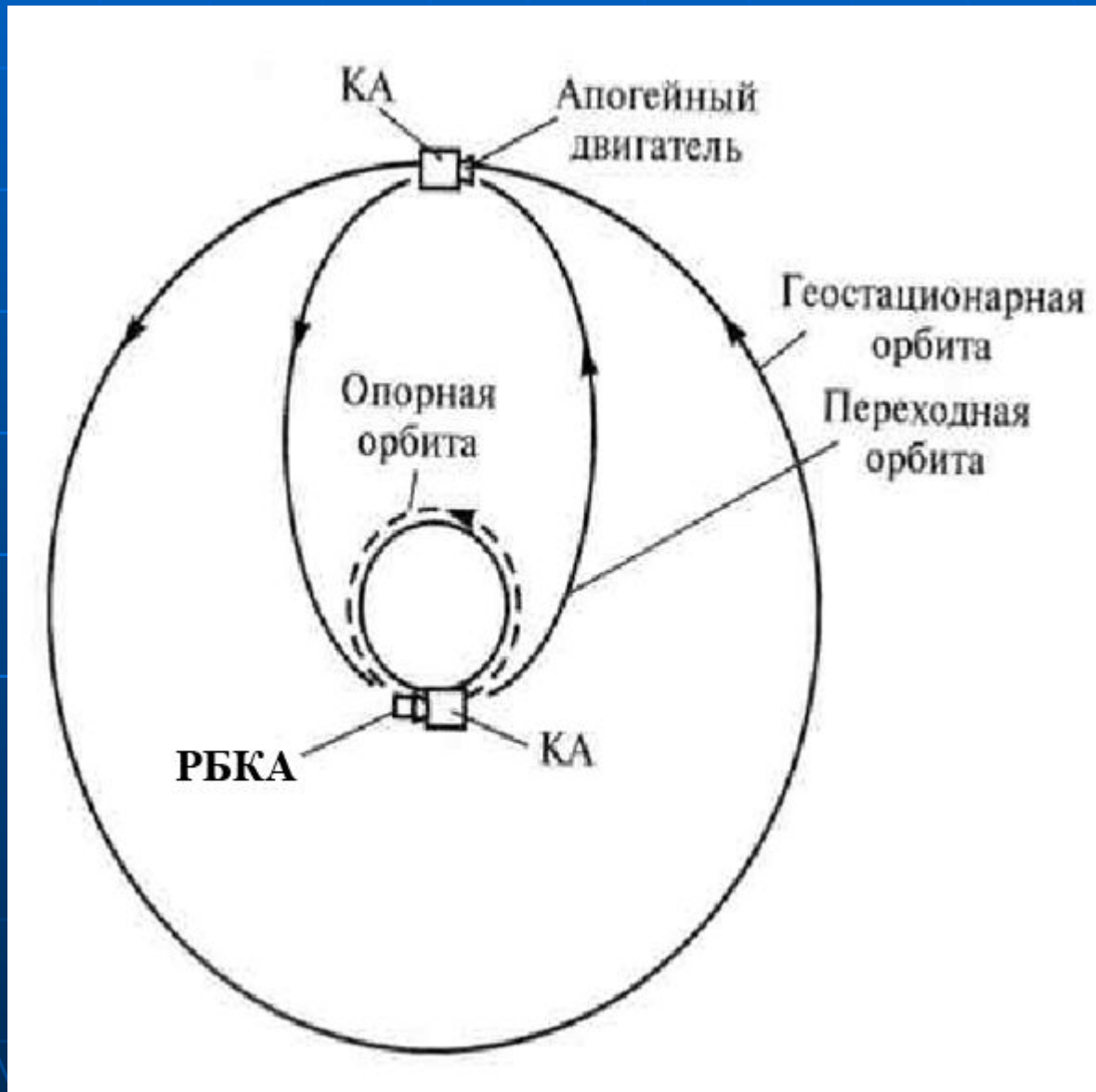
Состав двигателей

- - маршевые двигатели;
- - двигатели СОИС;
- - двигатели СОЗ.

Основные характеристики отечественных ЖРД РБ

Характеристика	11Д426	14Д30	С5.92	РД-58М	КВД1М3	РД-0146
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	Кислород + синтин	Кислород + водород	Кислород + водород
Тяга, кН	3,09	19,62	19,91	85	103	98
Удельный импульс, м/с	2862	3255	3270	3538	4611	4628
Число включений	30	10	20	6	2	2
Продолжительность полета, ч	Не ограничена	Не ограни чена	Не ограни чена	Не более 7	Не более 7	Не более 7
Масса, кг	270	95	76,5	310	361	261

Схема одноимпульсного перехода



Импульс закрепления на орбите назначения
(2-е включение МД)



а)

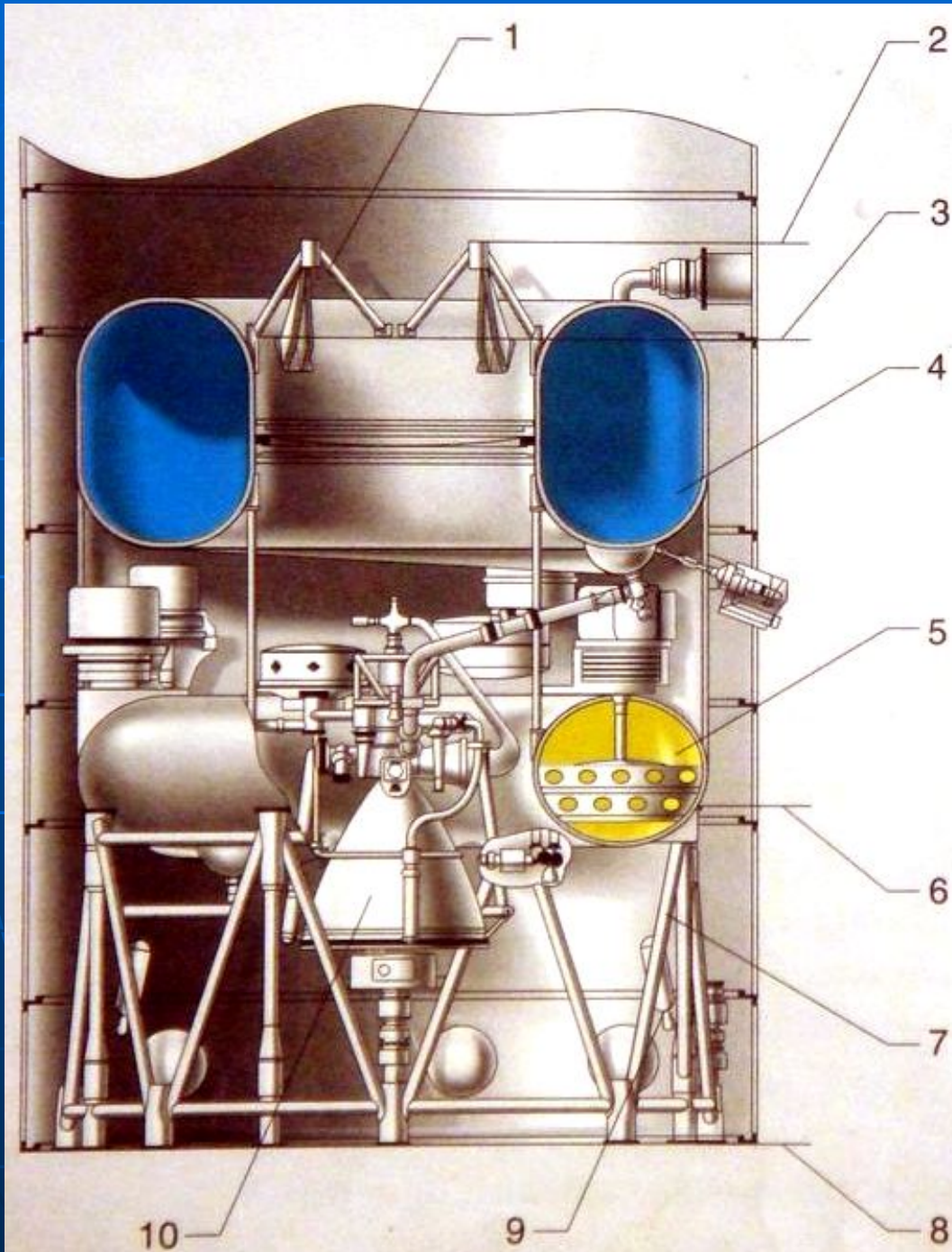
Импульс доразгона (1-е включение МД)

Импульс закрепления на орбите назначения
(3-е включение МД)

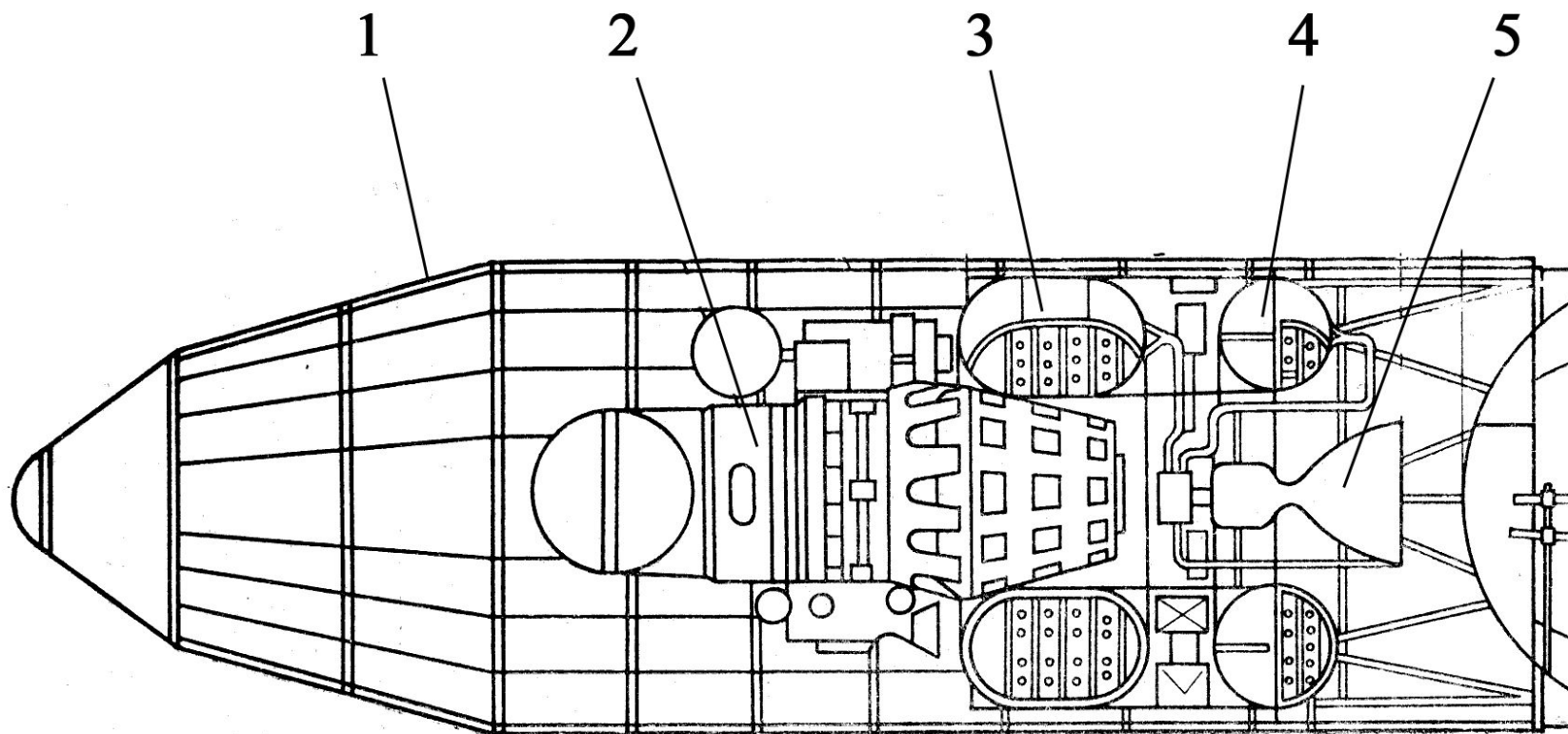


б)

Схемы переходов с
несколькими
импульсами:



- Разгонный блок «Л»:
- 1 – ферма космического аппарата;
- 2 – плоскость разделения КА с РБ;
- 3 – плоскость стыка переходника с РБ;
- 4 – бак окислителя;
- 5 – бак горючего;
- 6 – плоскость отделения фермы;
- 7 – ферма;
- 8 – плоскость стыка с РН;
- 9 – РДТТ;
- 10 – маршевый двигатель



Размещение РБ «Л» на РН «Молния»:

1 – ГО; 2 – КА; 3 – бак окислителя; 4 – бак горючего; 5 – МД

Отделение
2-й ступени

Первое включение
блока ДМ-SL

Второе включение
блока ДМ-SL

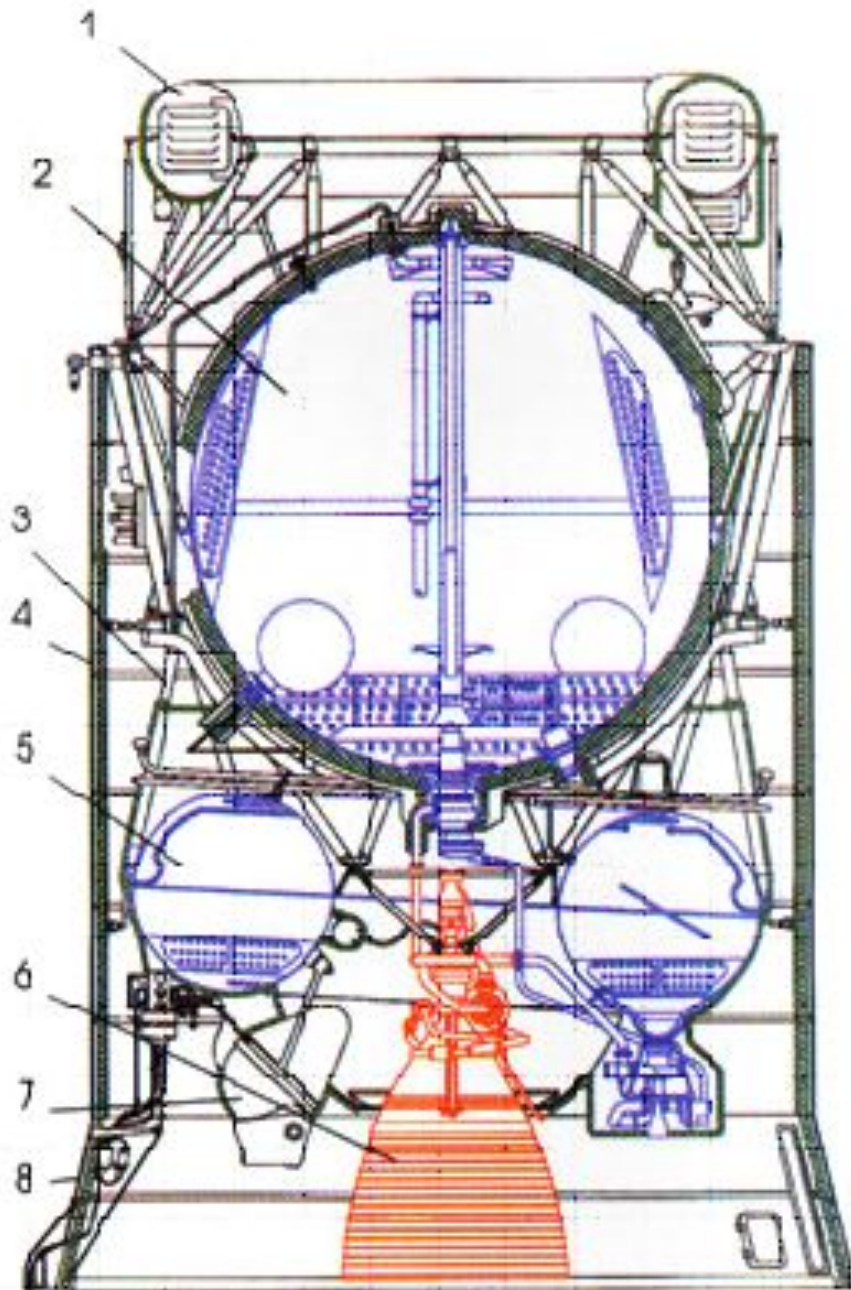
Отделение
космического аппарата

Отделение
головного
обтекателя

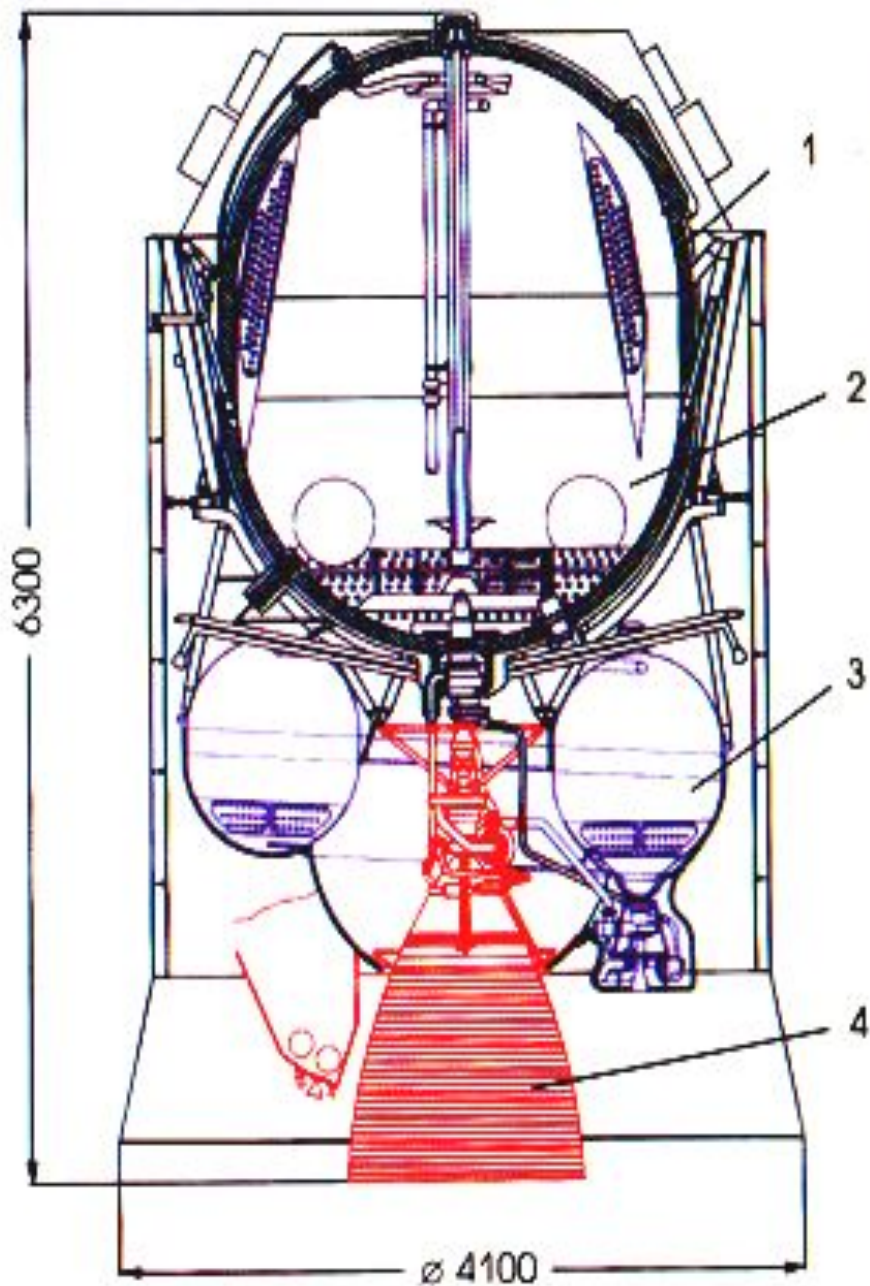
Отделение
1-й ступени

Время КП

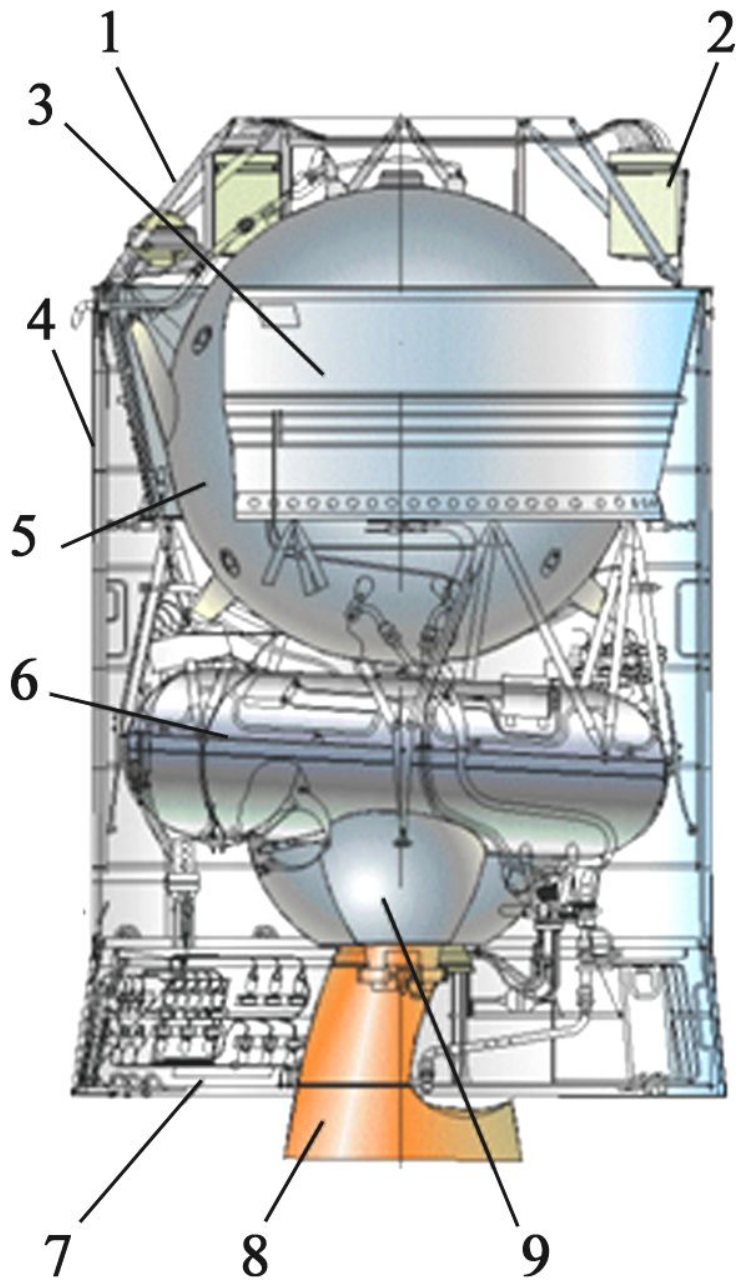




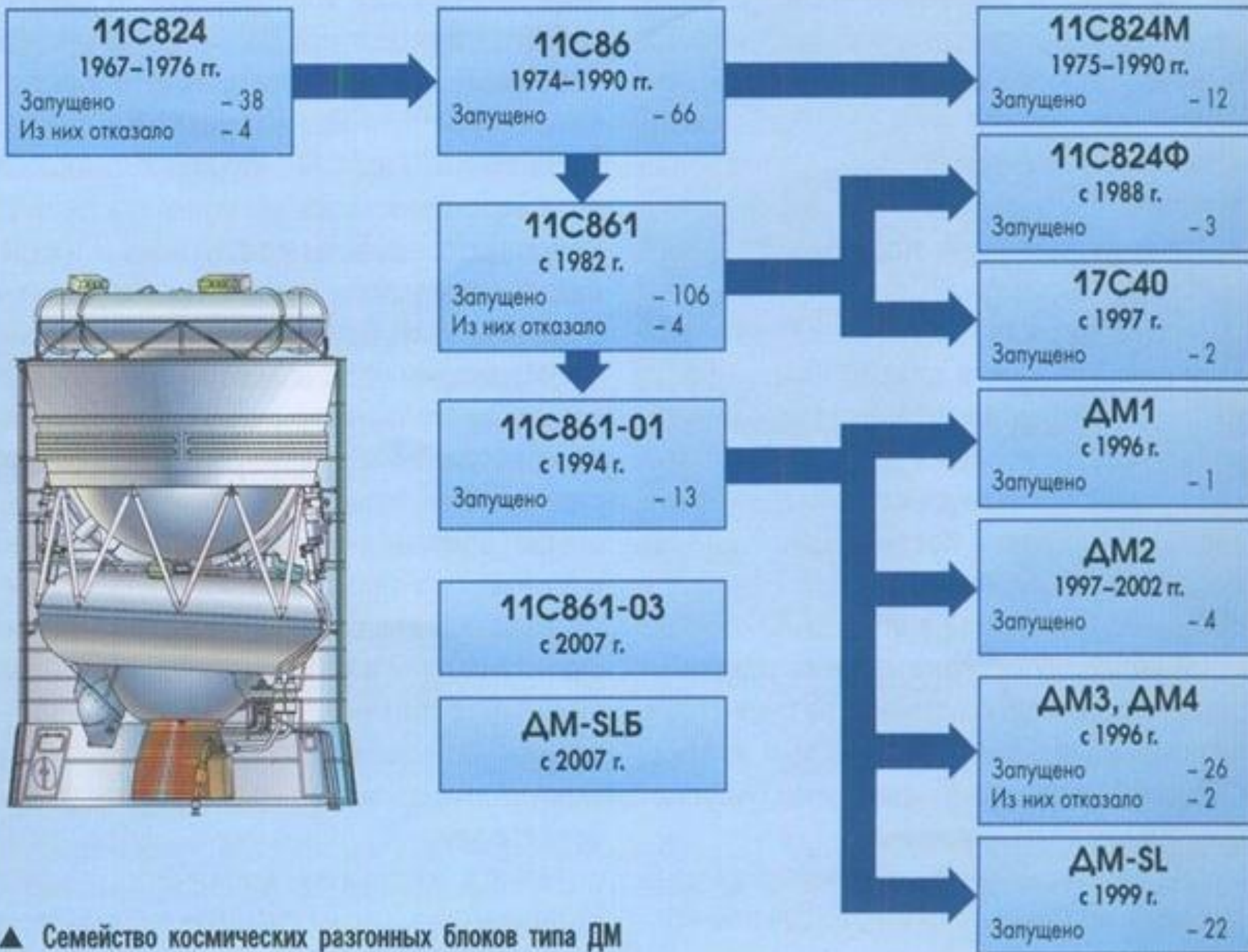
- Разгонный блок 11С86 (ДМ):
- 1 – приборный контейнер;
- 2 – бак окислителя;
- 3 – ферма крепления бака горючего;
- 4 – средний переходник;
- 5 – бак горючего;
- 6 – маршевый двигатель;
- 7 – система ориентации и запуска (СОЗ);
- 8 – нижний переходник



- Разгонный блок 11С861-03 (ДМ-03):
- 1 – бак окислителя;
- 2 – баллоны с жатым газом;
- 3 – бак горючего;
- 4 – маршевый двигатель



- Разгонный блок ДМ-SLB:
- 1 – ферма приборная;
- 2 – приборный контейнер;
- 3 – переходник верхний;
- 4 – переходник средний;
- 5 – бак окислителя;
- 6 – бак горючего;
- 7 – переходник нижний;
- 8 – маршевый двигатель;
- 9 – комбинированная двигательная установка системы ориентации и запуска (СОЗ)



▲ Семейство космических разгонных блоков типа ДМ

Размещение РБ ДМ на РН «ПРОТОН»

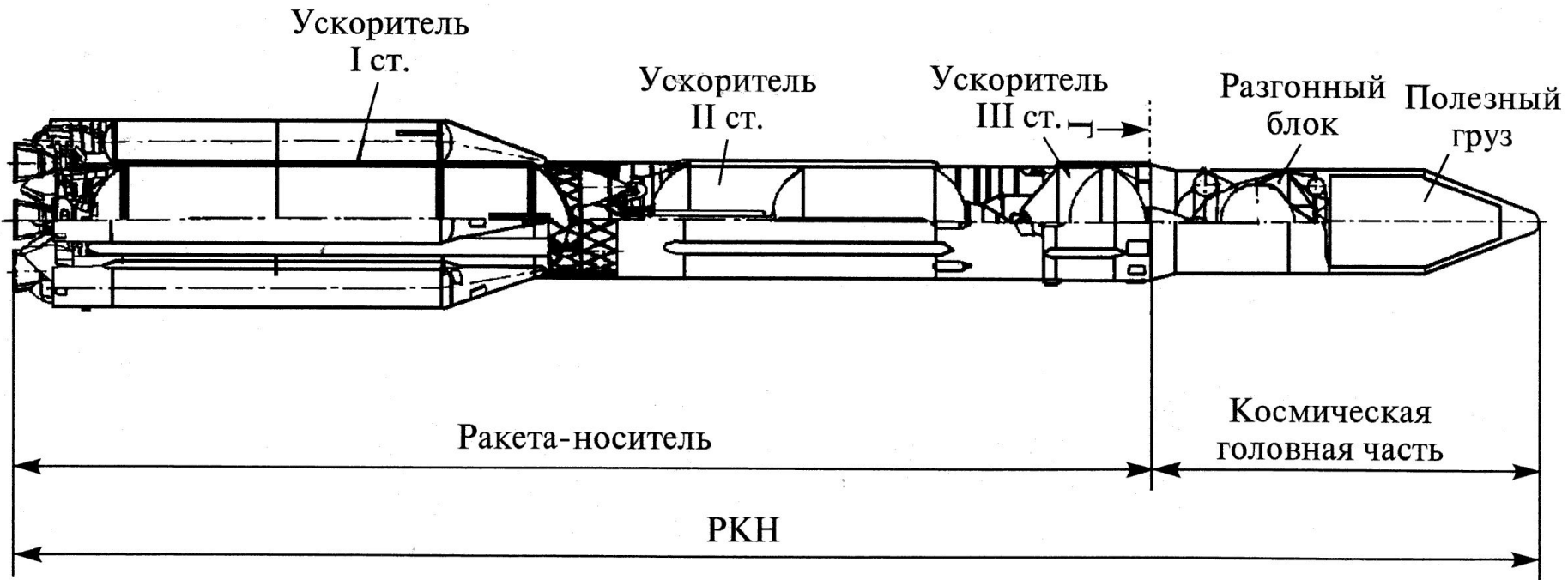
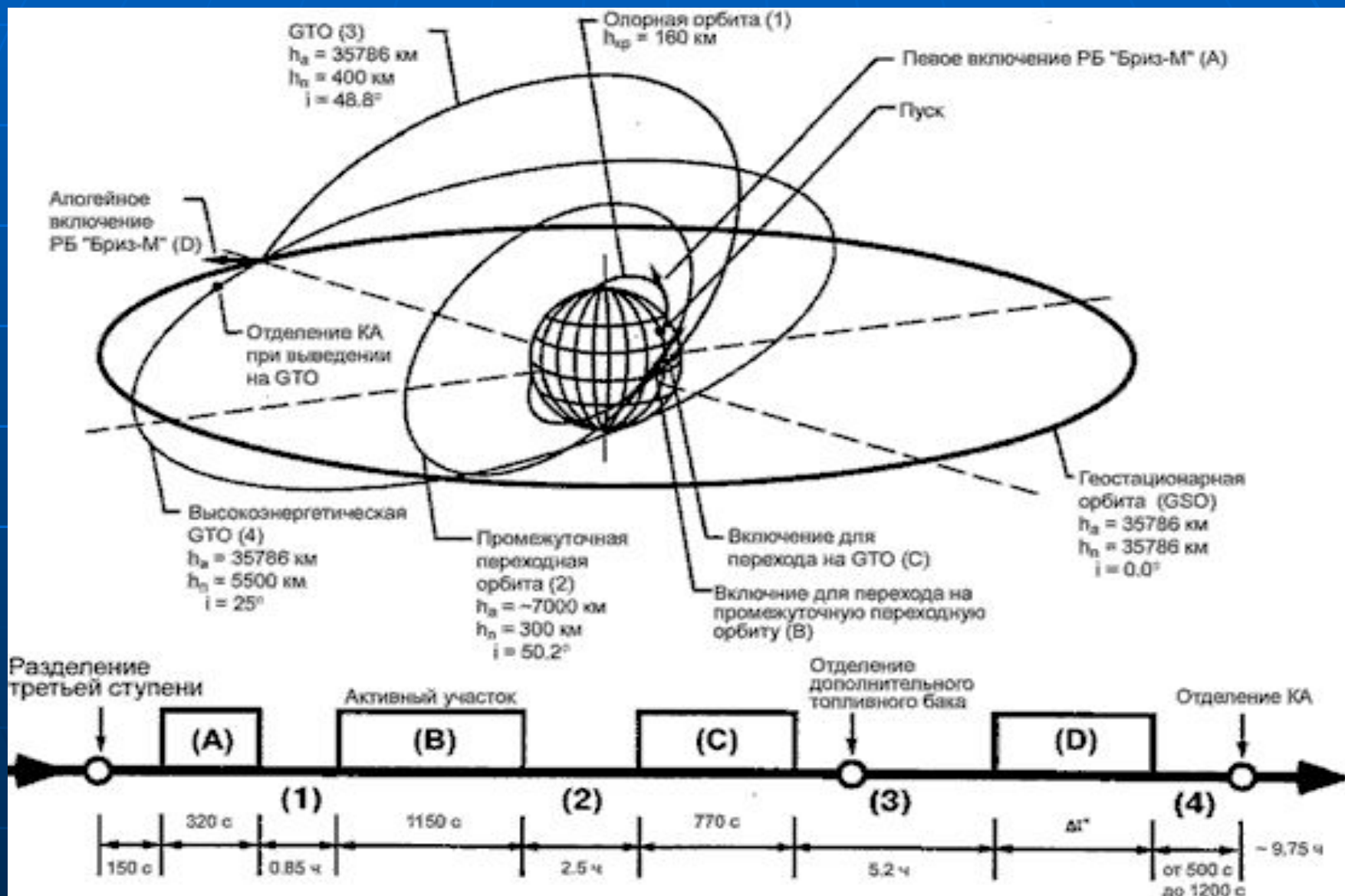
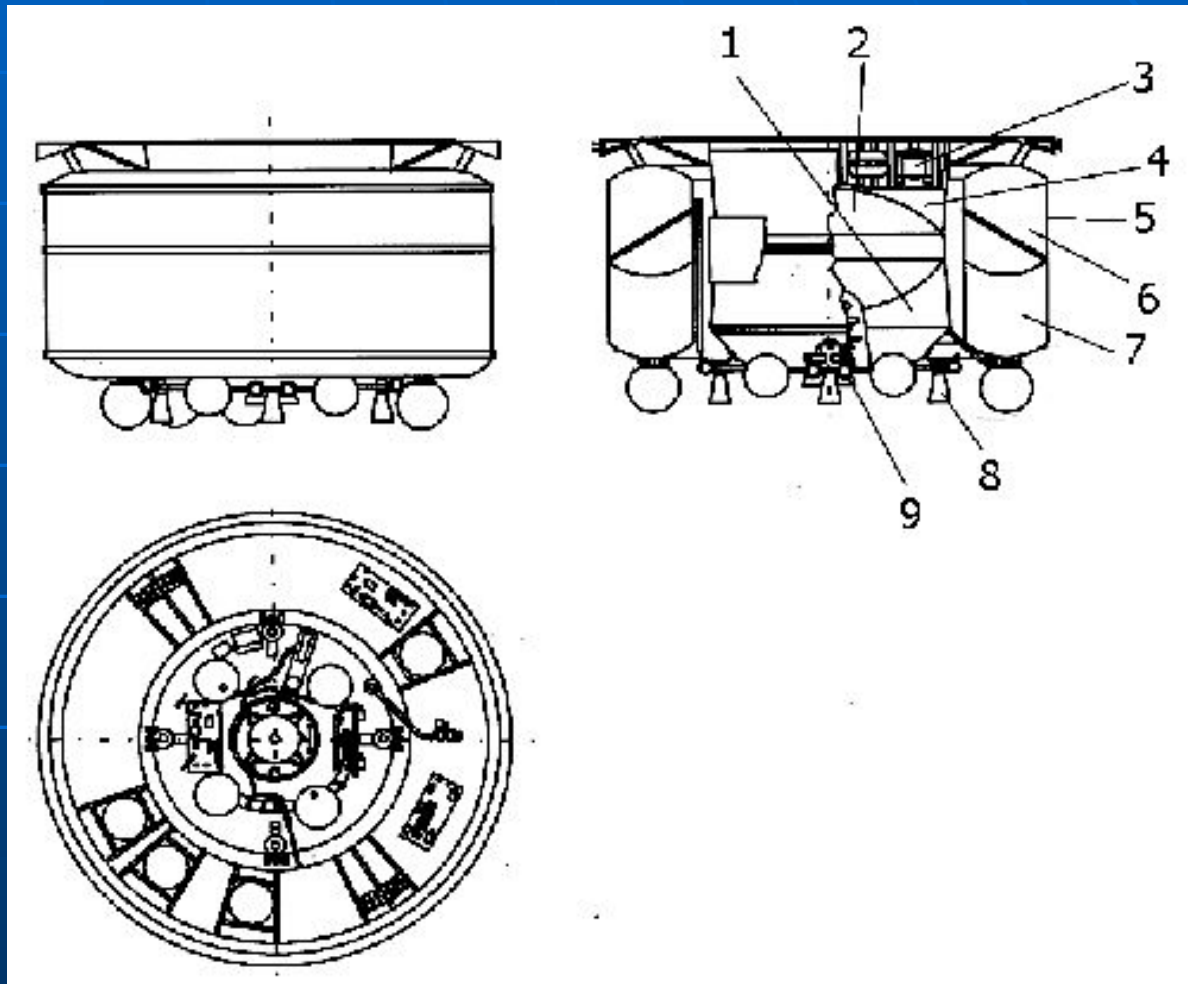


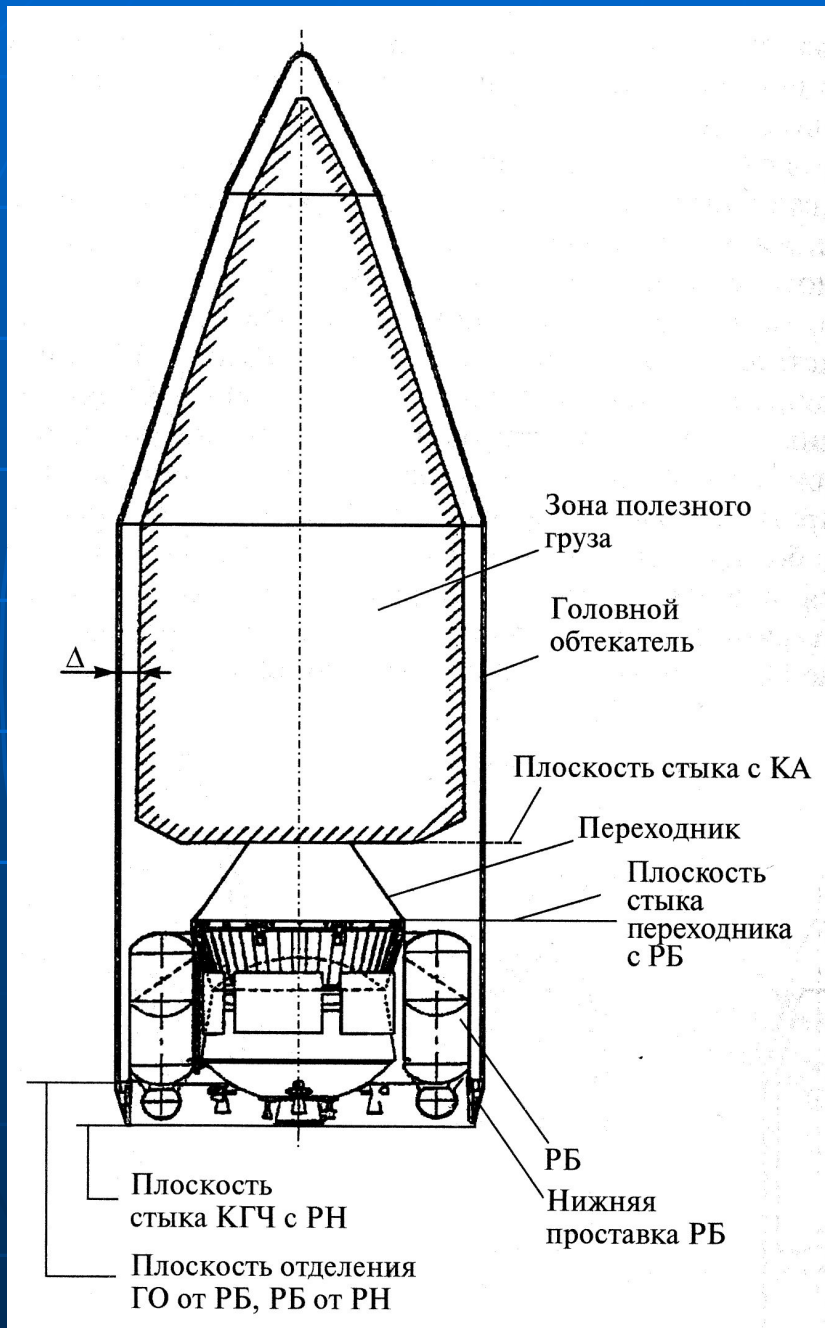
Схема выведения на ГСО с помощью РБ «Бриз-М»



- Разгонный блок «Бриз-М» и его компоновка:

- 1 – бак горючего центрального блока;
- 2 – бак окислителя центрального блока;
- 3 – отсек оборудования;
- 4 – корпус центрального блока;
- 5 – тороидальный дополнительный топливный бак;
- 6 – бак окислителя дополнительного топливного бака;
- 7 – бак горючего дополнительного топливного бака;
- 8 – двигатели системы Ориентации;
- 9 – маршевый двигатель;





Размещение РБ «Бриз-М» под обтекателем РН «Протон-М»

Схема выведения КА РН «Союз-2» и РБ «Фрегат» на ГСО

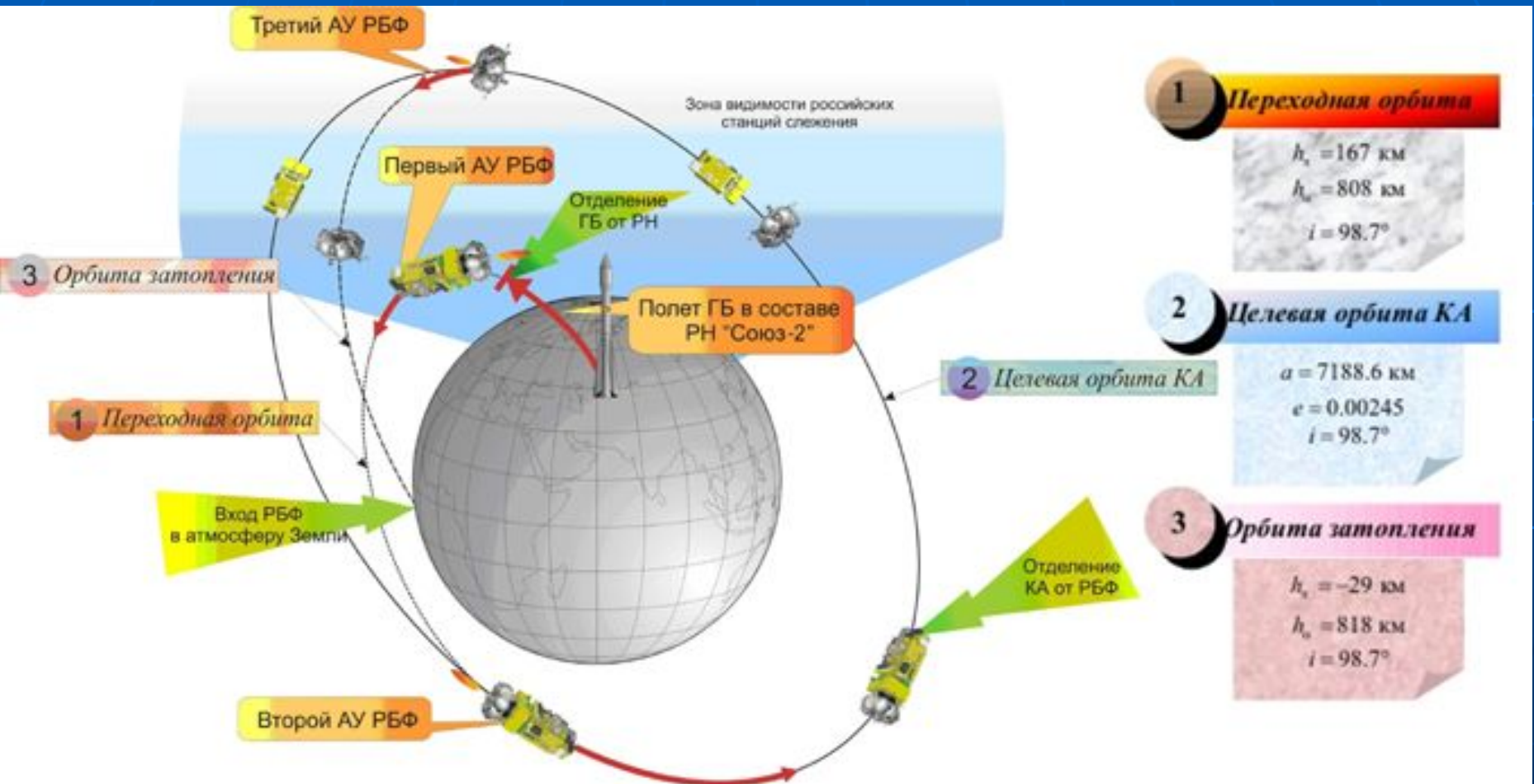
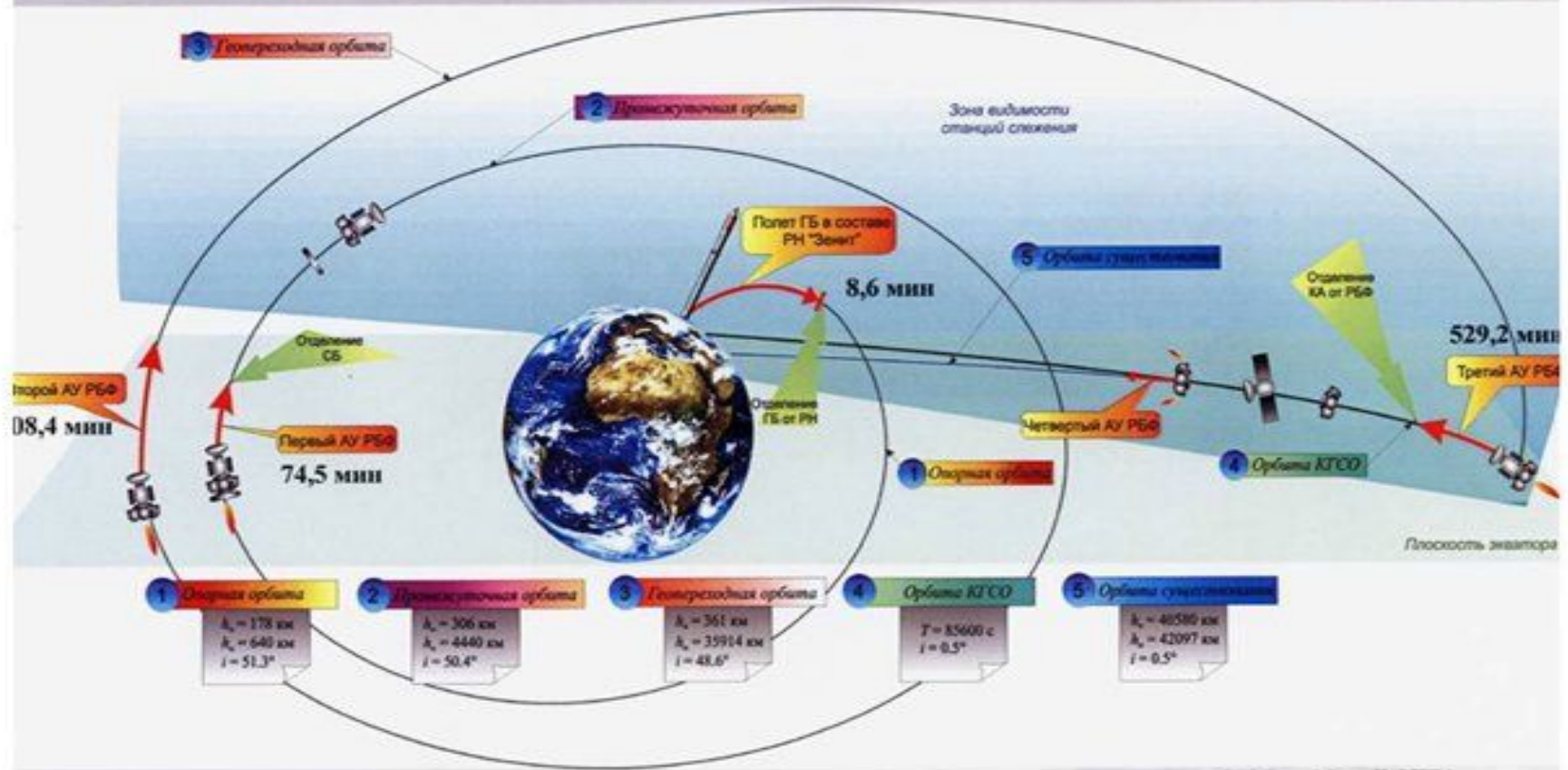


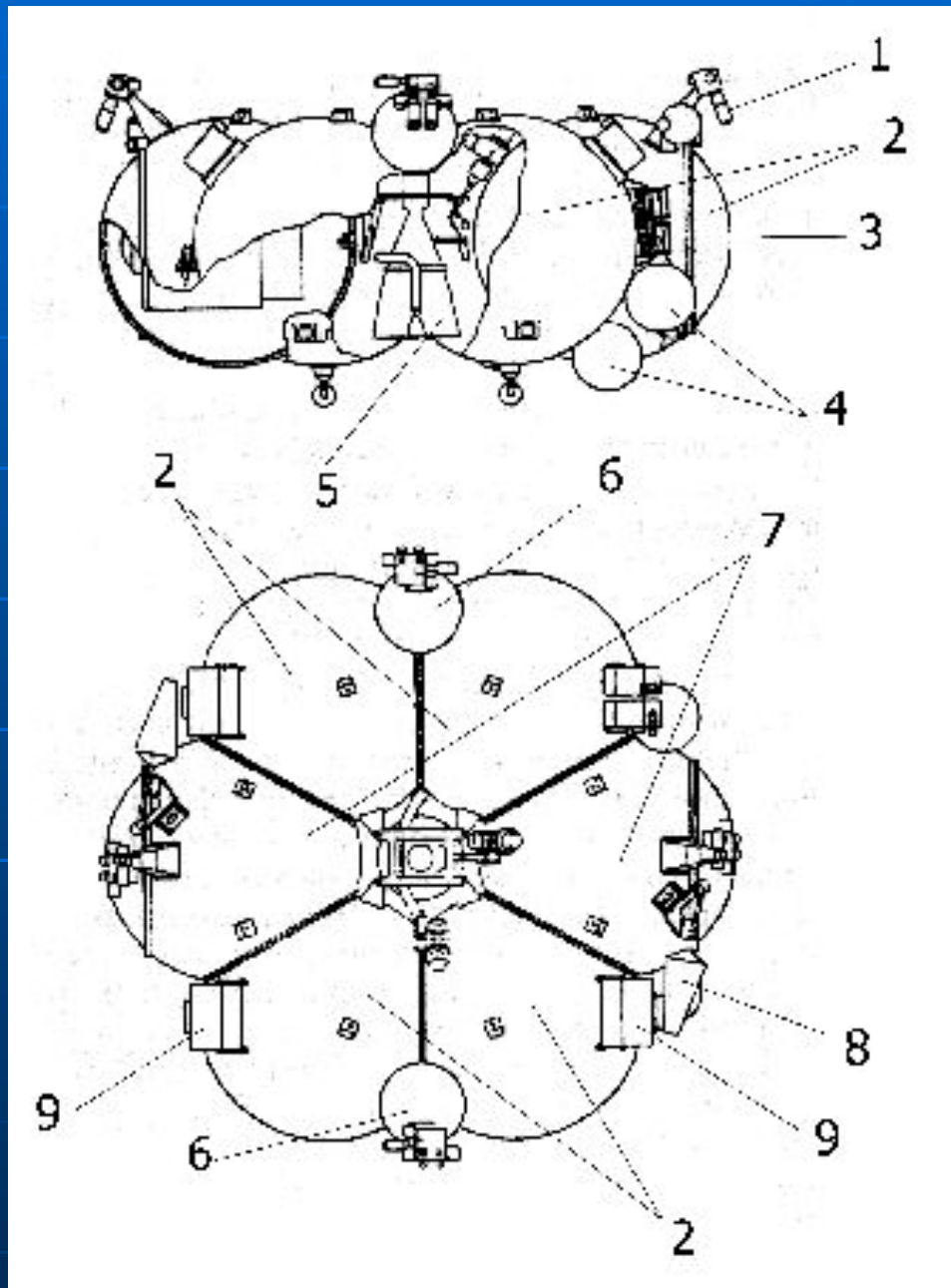
Схема выведения КА РН «Зенит» и РБ «Фрегат-СБ» на ГСО

ПО им. С.А.Лавочкина



Разгонный блок «Фрегат»:

- 1 – двигатели системы ориентации и обеспечения запуска;
- 2 – топливные баки для маршевого двигателя;
- 3 – телеметрическая аппаратура;
- 4 – баллоны с гелием;
- 5 – маршевый двигатель;
- 6 – топливный бак ДУ СОЗ;
- 7 – приборный контейнер;
- 8 – антенна для радиосвязи с наземными пунктами;
- 9 – химическая батарея



Разгонный блок «Фрегат-СБ»



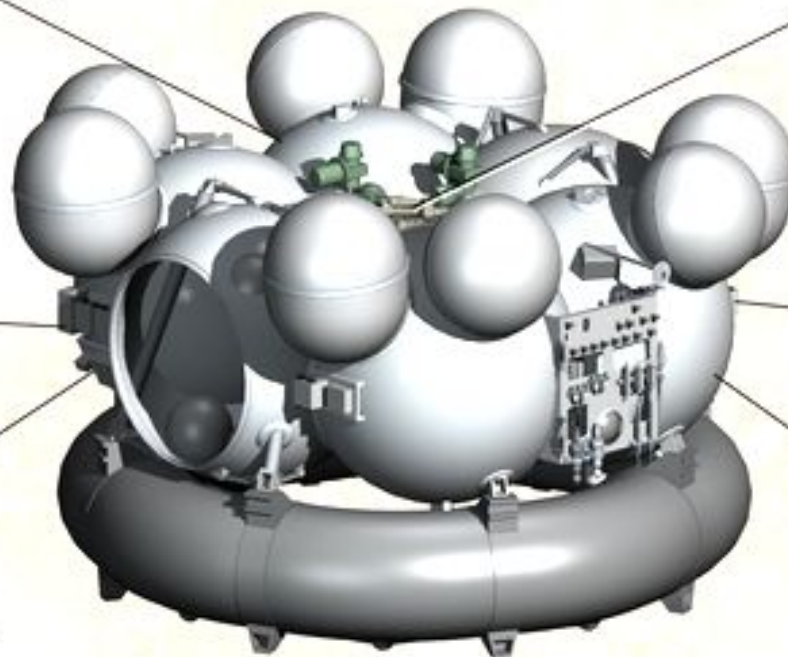
Конструкция, блок баков
СОТР, АФС, БКС
ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»
г. Химки



ТМС РПТ-111
ОАО «НИИКП»
г. Москва



Химический
источник тока
ЗАО «ИФ «Орион-ХИТ»
г. Новочеркасск



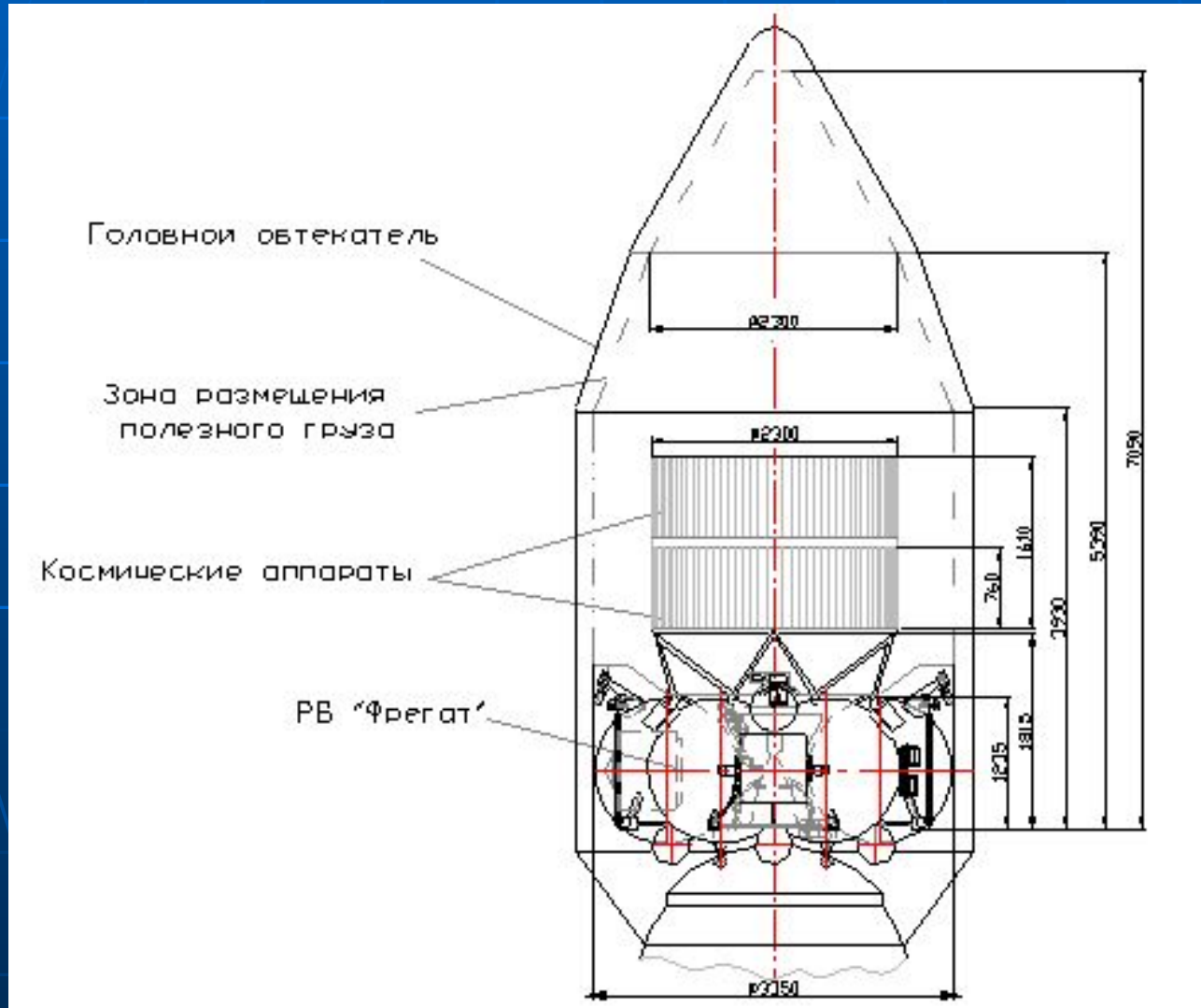
Маршевый двигатель
ФГУП «КБ ХМ
им. А.М.Исаева»
г. Королев



Система ВТИ 38Г6
ОАО «Завод «Электрон»
г. Казань

Бортовой
вычислительный
комплекс
АНО «НТИЦ «Техком»
г. Москва

Размещение РБ «Фрегат» на РН «Союз-2»



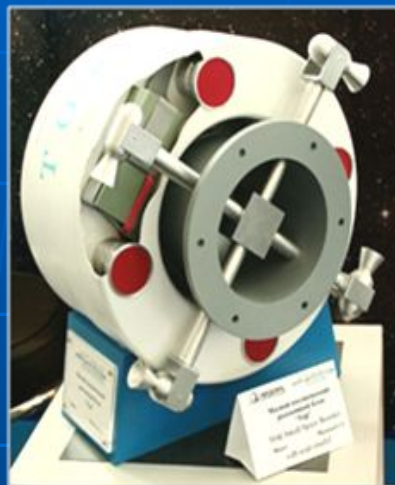
ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РБ КА

-
- Для сравнения в развитии РБ КА выбираем следующие основные тактико-технические параметры:
- M_0 – стартовая масса КРБ, т;
- a_k – коэффициент конструктивного совершенства;
- $I_{уд}$ – суммарный удельный импульс, с;
- G – суммарная тяга, кН (тс);
- $N = G / M_0$ – тяговооруженность;
- l – длина РБ;
- d – диаметр РБ;
- l/d – относительное удлинение

РБ КА для РН лёгкого класса



БРИЗ-КМ



ТОР



PAM-D



PAM-D2



Orbus-21D



STAR-48V



HAPS



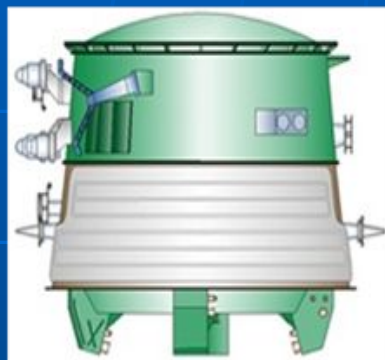
Super HAPS

Параметры	Значения		
	РАМ-D	РАМ-D2	Бриз-КМ
Разгонный блок			Рокот, Протон-М 3 ст., 4 ст.
РН	Дельта 3ХХ0, Шатл	Титан-3, Шатл	
Масса ПГмах, т (Орбита)	-	-	1,85 (НОО)
Ст. масса, т	3,45	3,9	6,475
Масса топлива, т	1,385	-	5,055
Масса констр., т	2,065	-	1,42
α_k	0,60	-	0,22
Тип двигателя	Star-48В	Star-63	14Д30 (С5.98М)
Компоненты топлива			НДМГ + АТ
Кол двигателей	1	1	1
Σ тяга ДУ, тс	6,8	10,9	2
Тяговооружённость	1,97	2,79	0,30
Уд. Импульс, с	292,1		326
Длина, м	2,28	1,80	2,654
Диаметр, м	1,20	1,60	2,49
Относительное удлинение, l/d	1,9	1,125	1,07
Первый успешный пуск	1980	1985	2000
Последний пуск	-	-	-
Кол полетов	-	-	13
Кол успешных полетов	-	-	12
Время работы, с			1 000
Производитель	McDonnell Douglas Astronautics Co	McDonnell Douglas Astronautics Co	ГКНПЦ им. Хруничева

РБ КА для РН среднего класса



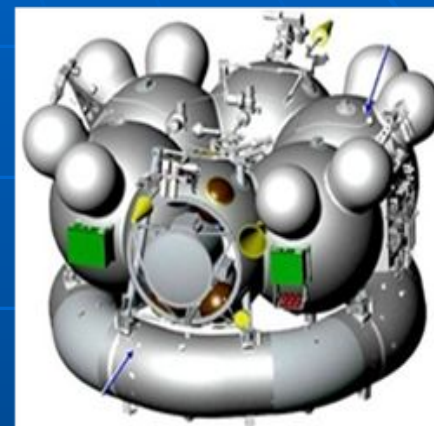
Л



ИКАР



ФРЕГАТ



ФРЕГАТ-СБ



DM-SL



DM-SLB



Центавр-3А



Центавр-2А



КВСК

Параметры	Значения												
	Разгонный блок	Л	Центавр р-D-1A	Центавр р-1	Центавр р-2	Центавр-2A	Икар	Фрегат	Центавр-3A	DM-SL-A-18	H-10	DM-SLB	Фрегат-СБ
РН	Молния, Молния-М 4 ст.	Атлас	Атлас-1	Атлас-2	Атлас-2A, Атлас-2AS	Союз-У4 ст.	«Союз-ФГ», «Союз-2», «Союз-2-3», «Зенит-3SLБФ», «Ангара-А3»	Атлас-3A	Зенит-3SL 3ст.	Ariane-4 (3 ст)	Зенит-3SLБ 3ст.	«Союз-2.1Б», «Союз-2-3», «Зенит», «Ангара-А3»	"Ангара-А3"
Масса ПГмах, т (Орбита)	2,0 (ВЭО)	2,23 /1,134	6,0 /2,177	6,4 /2,631	8,6 /3,719	-	1,5(ГСО)	14,06	2,9 (ГСО)	4,6	1,6 (ГСО)	2,7(ГСО)	2,0 (ГСО)
Ст. масса, т	4,9	15,6	15,6	18,863	18,77	1,662	6,3	18,65	19,65	12,31	17,7	8,5	13,84
Масса топлива, т	3,7	13,604	13,9	16,83	16,93	0,842	5,25	16,93	16,44	10,64	14,94	7,1	10,76
Масса констр., т	1,2	1,996	1,7	2,053	1,84	0,82	1,05	1,72	3,21	1,67	2,86	1,05	2,63
α_k	0,245	0,128	0,109	0,109	0,098	0,493	0,167	0,092	0,163	0,136	0,156	0,165	0,223
Тип двигателя	С1.5400А (11Д33М)	RL-10А-3	RL-10А-3А	RL10А3 А	RL-10А-4	11Д61	-	RL-10А-4-2	РД-58М (11Д58М)	НМ-7В	РД-58М (11Д58М)	-	РД0146Д
Компоненты топлива	Керосин + O ₂	2	2	2	2	НДМГ + АТ	НДМГ + АТ	2	Керосин + O ₂	H ₂ + O ₂	Керосин + O ₂	НДМГ + АТ	O ₂ + H ₂
Кол двигателей	1	-	-	-	-	1	2	2	1	1	1	-	1
Σ тяга ДУ, тс	6,86	13,381	14,97	14,97	18,5	3	2	20,2	8,67	6,394	8,67	2	7,5
Тяговооружённость	1,40	0,86	0,96	0,79	0,99	1,81	0,32	1,08	0,44	0,52	0,49	0,24	0,54
Уд. Импульс, с	342	444	444	444	449	324	332,5	450,5	352	446	352	333,2	470
Длина, м	3,5	9,1	9,2	10,06	10,06	2,59	1,55	11,89	6,3	11,05	6,3	3,875	11,33
Диаметр, м	3,35	3,05	3,05	3,05	3,05	2,72	3,8	3,05	3,7	2,6	3,7	2,4	4
Относительное удлинение l/d	1,04	2,98	3,02	3,30	3,30	0,95	0,41	3,90	1,70	4,25	1,70	1,61	2,83
Первый успешный пуск	1961	1963	1990	1991	1992	1999	2000	2000	2002	1988	2008	2011	-
Последний пуск	2010	1987	1997	1998	2004	-	-	2005	-	2003	-	-	-
Кол полетов	229	60	11	10	46	30	-	2	30	115	3	-	-
Кол успешных полетов	-	53	9	10	46	30	-	2	28	113	3	-	-
Время работы, с	200	435	-	-	435	-	877	-	610	759	610	-	540
Производитель	НПОЛ	США	США	США	США	ЦСКБ / Завод «Прогресс»	ФГУП НПО им. Лавочкина	США	РКК «Энергия», «Красмаш»	ЕКА	РКК «Энергия», «Красмаш»	ФГУП НПО им. Лавочкина	ГКНПЦ им. Хруничева

РБ КА для РН тяжёлого класса



IUS



Дельта-4-2
4 м



Дельта-4-2
5 м



DM



DM-03



Бриз-М

РБ КА для РН тяжёлого класса



КВТК
(базовый
вариант)



КВТК-А7



КВТК2-А7В



КВТК25-А7В

Параметры	Значения																					
Разгонный блок	Д	ДМ	Центавр-D-1Т	Н-18	Л-14	Центавр-G	EPS L-9,7	Дельта-3-2	Бриз-М	Н2А-2	CS-12	Дельта-4-2-4 м	Центавр-3В-SEC	Центавр-3В-DEC	ESC-A Н-14,4	Дельта-4-2-5 м	EPS-V L-10	DM-03	КВТК (Базовый вариант)	КВТК-А7	КВТК2-А7В	КВТК2-Б-А7В
РН	Протон-К 4 ст.	Протон-К, Протон-М 4 ст.	Титан 3	CZ-33 ст	CZ-4 3 ст	Титан 4	Ariane-5G (2 ст)	Дельта 3	Протон-К, Протон-М 4 ст.	Н2А (2 ст)	GSLV 3 ст	Дельта 4	Атлас-3В, Атлас-5	Атлас-3В, Атлас-5	Ariane-5ECA (2 ст)	Дельта 4	Ariane-5TSV (2 ст)	Протон М 4 ст.	«Ангара-А5»	«Ангара-А7»	«Ангара-А7В»	«Ангара-А7В»
Масса ПГмаж, т (Орбита)	1,88 (ГСО)	2,7 (ГСО)	14,5 / 7,0	4,5	4	21,8 / 7,30	6,8	8,3 / 3,81	2,92 (ГСО)	5	2	11,75 / 5,74	16,3 / 8,2	20,05 /	10,1	24 / 10,82	8	3,4 (ГСО)	4,5 (ГСО)	7,2 (ГСО)	11,4 (ГСО)	.
Ст. масса, т	13,36	17,55	15,6	21,15	16,7	23,923	10,9	18,92	23,4	19,9	15,1	23,13	22,805	22,76	19	30,84	10,99	22,03	23,53	31,25	43,31	48,56
Масса топлива, т	9,95	14,94	13,947	18,193	14	20,923	9,7	16,6	19,97	16,8	12,5	20,41	20,779	20,83	14,6	27,2	9,95	18,6	19,6	26,5	36,75	40,5
Масса констр., т	1,8	2,3	1,86	2,957	2,7	3	1,2	2,313	2,6	3,1	2,6	2,72	2,026	1,93	4,4	3,64	1,04	3,24	3,33	3,88	5,75	6,24
α_k	0,255	0,149	0,118	0,14	0,162	0,13	0,11	0,122	0,147	0,156	0,172	0,118	0,087	0,085	0,232	0,118	0,095	0,156	0,167	0,152	0,151	0,166
Тип двигателя	РД-58 (11Д58)	РД-58М (11Д58М)	RL-10А3	YF-75	YF-40	RL-10А-3А	L9,7 Aestus	RL-10В-2	14Д30 (С5,98М)	LE-SB	КВД-1	RL-10В-2	RL-10А-4-2	RL-10А-4-2	HM-7В	RL-10В-2	L10 Aestus	РД-58М (11Д58М)	РД0146Д	РД0146Д	РД0146Д	РД0146Д
Компоненты топлива	Керосин + O ₂	Керосин + O ₂	H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂	ММГ+АТ	H ₂ + O ₂	ММГ+АТ		НДМГ+АТ	H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂		H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂	H ₂ + O ₂		ММГ+АТ	Керосин + O ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂	O ₂ +H ₂
Кол двигателей	1	1	2	2	1	2	1	1	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	1	1	1
Σ тяга ДУ, тс	8,5	8,67	13,381	8,2	10,3	14,97	2,8	11,23	2	14	7,5	11,23	10,1	20,2	6,6	11,23	2,8	8,67	7,5	7,5	7,5	7,5
Тяговооружённость	0,64	0,49	0,86	0,39	0,62	0,63	0,26	0,59	0,09	0,70	0,50	0,49	0,44	0,89	0,35	0,36	0,25	0,39	0,32	0,24	0,17	0,15
Уд. Импульс, с	346	352	444	440	305	444	320	462,4	326	448	462	462,4	450,5	450,5	446	462,4	320	352	470	470	470	470
Длина, м	5,5	7,1	9,14	12,375	6,24	8,93	3,36	8,78	2,654	10,7	8,7	12,2	12,68	11,74	4,71	13,7		6,3	11,33	.	.	.
Диаметр, м	3,7	3,7	3,05	3	2,9	4,32	3,96	2,44	4,1	4,07	2,9	4	3,05	3,05	5,46	5,1	5,46	3,7	4	.	.	.
Относительное удлинение, μd	1,49	1,92	3,00	4,13	2,15	2,07	0,85	3,60	0,65	2,63	3,00	3,05	4,16	3,85	0,86	2,69	0,00	1,70	2,83	.	.	.
Первый успешный пуск	1967	1974	1990	1988	1989	1990	1996	1998	2000	2001	2001	2002	2002	2002	2002	2004	2004
Последний пуск	1976	.	7			2005	.	2000
Кол полетов	38	.	6	31	12	14	18	3		9	3	6	10	2	5	1
Кол успешных полетов	34	.	.	26	12	12	16	1		9	3	6	10	2	5	1
Время работы, с	470	610		470	412	.	1140	.	1 000	530	712	850	920	.	970	1125	.	610	540	540	540	540
Производитель	РКК «Энергия», «Красмаш»	РКК «Энергия», «Красмаш»	США	Китай	Китай	США	ЕКА	США	ГКНПЦ им. Хруничева	NASDA	ГНПЦ Хруничева	США	США	США	ЕКА	США	ЕКА	РКК «Энергия», «Красмаш»	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева