

# Классификация космических аппаратов

В первом приближении КА можно классифицировать на следующие основные группы:

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

## 3. По типу двигательных установок:

- а) КА с двигательными установками (ДУ) большой тяги (ДУ на химическом топливе, ДУ на ядерном топливе);
- б) КА с ДУ малой тяги (плазменные ДУ, электростатические ДУ).

## 4. По типу управления: автоматические и пилотируемые.

# Классификация космических аппаратов

1. По назначению:

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);

б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевещания и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевещания и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевещания и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

## 3. По типу двигательных установок:

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

## 3. По типу двигательных установок:

- а) КА с двигательными установками (ДУ) большой тяги (ДУ на химическом топливе, ДУ на ядерном топливе);

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевидения и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

## 3. По типу двигательных установок:

- а) КА с двигательными установками (ДУ) большой тяги (ДУ на химическом топливе, ДУ на ядерном топливе);
- б) КА с ДУ малой тяги (плазменные ДУ, электростатические ДУ).

# Классификация космических аппаратов

## 1. По назначению:

- а) народнохозяйственные (метеорологические, навигационные, спутники связи и телевещания и др.);
- б) научно-исследовательские (геофизические, геодезические, астрономические, дистанционного зондирования Земли);
- в) военные;
- г) специальные (исследовательские, спускаемые аппараты).

## 2. Ближнего и дальнего космоса:

- а) околоземные КА (искусственные спутники Земли, обитаемые орбитальные станции, обсерватории);
- б) аппараты для полета к Луне (облетные, десантные, искусственные спутники Луны);
- в) межпланетные КА (пролетные, десантные, спутники планет).

## 3. По типу двигательных установок:

- а) КА с двигательными установками (ДУ) большой тяги (ДУ на химическом топливе, ДУ на ядерном топливе);
- б) КА с ДУ малой тяги (плазменные ДУ, электростатические ДУ).

## 4. По типу управления: автоматические и пилотируемые.

# Бортовые системы

В первом приближении среди бортовых систем КА можно выделить следующие основные группы:

# Бортовые системы

- Система управления (СУ)
- Система ориентации и стабилизации (СОС)
- Система терморегулирования (СТР)
- Система энергоснабжения (СЭП)
- Бортовой радиокомплекс (БРК)
- Двигательная установка (ДУ)
- Система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ)

# Бортовые системы

**Система управления (СУ)** обеспечивает выполнение заданной программы работ в автоматическом или автоматизированном режиме, когда на некоторых этапах необходимо вмешательство человека: космонавта на борту или оператора на Земле.

Система управления включает автоматику, обеспечивающую в заданной последовательности выполнение рабочих операций, маневр аппарата, заключающийся в определении собственных координат, расчете требуемого импульса и управлении вектором тяги двигательной установки.

# Бортовые системы

**Система ориентации и стабилизации (СОС)** осуществляет ориентацию аппарата во время полета и ориентацию относительно объекта исследования, а также стабилизацию (закреплению этого положения).

Ориентация может быть постоянной или изменяющейся в процессе движения, может осуществляться не только конкретного аппарата в целом, но и отдельных его частей.

Способ определения своего положения (и исполнительный орган) может строиться на использовании внешних воздействий в зависимости от гравитационных, магнитных полей, влияния атмосферы планеты и солнечного давления. В основу может быть заложен принцип гироскопов (гироскопические датчики положения, закнутка аппаратов или специальных роторов). Система может использовать в качестве исполнительных органов малые управляющие реактивные двигатели, работающие на сжатом газе. Информация об ориентации ИСЗ может поступать от датчиков указанного типа или астродатчиков положения Солнца, планет и звезд. Каждый из принципов обеспечивает определенную точность ориентации, определяющую его использование.

# Бортовые системы

**Система терморегулирования (СТР)** обеспечивает необходимый тепловой режим на борту ИСЗ, что связано с определенными требованиями для аппаратуры в целом или для каждого прибора в отдельности, хотя существуют определенные общие требования, предъявляемые к разрабатываемой аппаратуре и условиям ее функционирования в составе КА.

Поверхности КА на околоземной орбите имеют среднюю температуру около 300 К и это обеспечивается подбором их оптических характеристик и отношением площадей, на которую падает солнечное излучение и с которой излучается тепловая энергия.

Система терморегулирования обеспечивает подвод к аппарату заданных внешних теплоток. Для этого аппарат определенным образом ориентируется относительно Солнца, используются покрытия с подобранными значениями коэффициентов поглощения и черноты, экранно-вакуумная теплоизоляция. Это пассивная система. При необходимости точного регулирования температуры (например, с точностью  $\pm 2$  °С) применяются активные системы, организующие теплоотвод в соответствии с режимом аппаратуры. Граница использования систем первого и второго типа определяется максимальной мощностью бортового комплекса и допустимыми колебаниями температуры (обычно она лежит в пределах 20...40 Вт).

# Бортовые системы

**Система энергоснабжения (СЭП)** выбирается исходя из времени функционирования и потребляемой мощности.

Система энергоснабжения обычно строится на использовании некоторого постоянного источника энергии, рассчитанного на средний уровень мощности бортового комплекса, и буферных химических батарей, обеспечивающих пиковые нагрузки. В качестве постоянных источников применяются химические и солнечные батареи, топливные элементы, изотопные и ядерные энергоустановки. В зависимости от потребляемой мощности и продолжительности работы определяются зоны целесообразного использования каждого из источников. Кроме того, система включает в себя преобразователи, коммутационное устройство, автоматику управления и кабельную сеть.

# Бортовые системы

**Бортовой радиокomплекс (БРК)** обладает широким диапазоном функций: от измерения расстояний и поиска аппарата до осуществления связи.

Радиокomплекс включает в себя приборные блоки и антенно-фидерное устройство. В зависимости от назначения, длины волны и необходимого коэффициента усиления используются штыревые, щелевые и рупорные антенны, полуволновые диполи и параболические рефлекторы. Антенны больших размеров часто изготавливают складывающимися на участке выведения.

Частоты от 100 МГц до 1 ГГц предполагается использовать для связи с ИСЗ на небольшой высоте, когда применяются ненаправленные и широконаправленные антенны;

частоты 1... 10 ГГц - при узконаправленных антеннах и широкополосных линиях связи (системы слежения, телепередачи). Эти частоты соответствуют радиоокну атмосферы и минимуму "шумов неба".

# Бортовые системы

**Двигательная установка (ДУ)** с собственной системой управления для маневрирования на орбите (ИСЗ), выдачи импульса коррекции при движении по траектории к планетам, создание тормозного импульса при посадке на Землю или на поверхность планеты.

Двигательная установка КА имеет существенные особенности. Так, для подачи топлива к двигателю часто применяются вытеснительные системы. Баки должны быть снабжены системами и средствами, обеспечивающими запуск двигателя в условиях невесомости. Если применяются системы подачи топлива с помощью турбонасосного агрегата (ТНА), то образующийся парогаз используется как рабочее тело в управляющих соплах, либо дожигается в двигателе. Топлива, используемые для двигательных установок КА, - долгохранимые и самовоспламеняющиеся. С целью уменьшения массы, повышения надежности и управляемости современные космические ЖРД работают при сравнительно низком давлении в камере, при возможности глубокого дросселирования тяги. С той же целью - уменьшения массы конструкции - сопла камер охлаждаются лишь частично с помощью циркулирующего компонента в зоне, прилегающей к критическому сечению.

РДТТ характеризуются низкой величиной импульса. Для обеспечения стабильности применяется термостатирование.

# Принципы конструирования КА

В космической технике широко используется модульный принцип компоновки - создание комплексов приборов и агрегатов, выполняющих некоторый законченный цикл операций. При этом в случае отказа модуля при испытаниях, он не ремонтируется в составе аппарата, а заменяется.

Используются две принципиальные компоновочные схемы КА:

- моноблочная, при которой системы и агрегаты размещаются в едином отсеке и на его корпусе,
- свободная, при которой отдельные блоки систем монтируются на несущей ферме.

Блоки систем КА, как правило, требуют нормальных условий работы (давление около 0,1 МПа; температура 0...40 °С). Некоторые из них, имеющие собственный герметический корпус, могут работать в открытом космосе. По этому принципу они собираются в блоки, размещаемые в соответствующих отсеках: в герметических, негерметических с пониженным давлением (около 0,015 МПа). Единый герметический отсек легче индивидуальных корпусов входящих блоков.

Выбирая принцип работы той или иной системы, необходимо учитывать их взаимосвязь и влияние на параметры аппарата в целом.

Например:

- переход от неориентируемого к ориентируемому полету спутников связи позволяет использовать узконаправленную антенну и увеличивать коэффициент усиления сигнала приблизительно на 20 дБ. Однако масса аппарата возрастает на 15...20 %.
- переход к ориентируемым солнечным батареям обычно целесообразен при их мощности более 80... 100 Вт. Если она ниже, эффективнее увеличивать площадь батареи, размещенной на корпусе свободно вращающегося спутника.
- при компоновке астродатчиков системы ориентации (датчиков Солнца, планет, звезд) необходимо обеспечивать свободное поле зрения, устранять влияние бликов, подбирать рабочие тела, не дающие свечения при их выделении из КА.
- корпуса аппаратов с особо точной ориентацией 1 '-1" изготавливаются жесткими, не допускающими деформаций (тепловые деформации, динамические колебания корпуса).
- особые требования предъявляются к КА с исследовательским научным оборудованием (газация материалов при спектроскопии, расположение датчиков).

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Конструкция корпуса.

Конструкция КА состоит из корпуса, приборных рам, системы отделения от носителя, кронштейнов и механизмов раскрытия и крепления выносных элементов.

Масса конструкции  $m_{корп} = (0,12...0,25)m_{КА}$

Нижнее значение относительной массы конструкции относится к крупногабаритным ИСЗ, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту.

$$m_{корп} = (0,12...0,15)m_{КА}$$

Верхнее значение характерно для возвращаемых ИСЗ, для которых при расчете конструкции на прочность принимаются нагрузки на участке спуска с орбиты.

$$m_{корп} = (0,15...0,25)m_{КА}$$

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Система энергоснабжения (СЭП)

В настоящее время в качестве типичных источников энергоснабжения применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, радиоизотопные источники.

Масса СЭП зависит от типа источника тока.

Относительная масса  $m_{СЭП} = (0,08...0,25)m_{КА}$

Нижнее значение относится к ИСЗ с солнечными батареями и буферными химическими элементами (аккумуляторами).

Верхнее значение относительной массы  $\gamma = 7...10 \text{ кг} / \text{м}^2$  соответствует химическим элементам.

Солнечные батареи в целом:

конструкция  $\gamma = 3...6 \text{ кг} / \text{м}^2$

фотоэлементы  $\gamma = 3,5...4,5 \text{ кг} / \text{м}^2$

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Система терморегулирования (СТР)

Масса системы терморегулирования зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем ИСЗ.

Относительная масса  $m_{СТР} = (0,012...0,035)m_{КА}$

Нижнее значение относится к малогабаритным ИСЗ с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими, как правило, пассивными системами терморегулирования.

Верхнее значение относительной массы системы терморегулирования касается ИСЗ с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Система управления (СУ)

Система управления ИСЗ зависит от назначения аппарата и программы его функционирования.

Относительная масса системы управления  $m_{СУ} = (0,050...0,100)m_{КА}$

Нижнее значение - для простейших ИСЗ.

Верхнее значение - для многофункциональных ИСЗ.

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Система ориентации и стабилизации (СОС)

Система ориентации и стабилизации (СОС). Масса системы ориентации и стабилизации зависит от типа системы (активная или пассивная), а для активных СОС - от времени работы:

$$m_{СОС} = (0,08...0,15)m_{КА}$$

Нижнее значение касается ИСЗ со временем работы от нескольких дней до нескольких месяцев.

Верхнее - для ИСЗ со временем работы более года.

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Антенно-фидерные устройства (АФУ) и кабельные сети (БКС)

Относительная масса антенн и фидерных устройств

$$m_{АФУ} = (0,008...0,025)m_{КА}$$

Относительная масса кабельной сети

$$m_{БКС} = (0,06...0,10)m_{КА}$$

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Антенно-фидерные устройства (АФУ) и кабельные сети (БКС)

Относительная масса антенн и фидерных устройств

$$m_{АФУ} = (0,008...0,025)m_{КА}$$

Относительная масса кабельной сети

$$m_{БКС} = (0,06...0,10)m_{КА}$$

## Электронная аппаратура (ЭА) различных систем

$$m_{ЭА} = (0,20...0,60)m_{КА}$$

# Некоторые статистические данные по массовой сводке КА

## Некоторые другие массовые соотношения.

Плотность размещения аппаратуры в приборном отсеке:

$$\rho = \frac{m_{ann}}{V_{отс}} = 400 \dots 600 \text{ кг} / \text{м}^3$$

Масса приборного отсека с аппаратурой (гермоконтейнер, приборная рама, воздухопроводы и т.п.):

$$\rho = 600 \dots 1000 \text{ кг} / \text{м}^3$$

Относительная масса топливных баков (ТБ):

$$a_{ТБ} = 0,05 \dots 0,10$$

Масса баллонов со сжатым газом, находящимся под давлением 10...30 МПа,

$$\rho = 3500 \dots 4000 \text{ кг} / \text{м}^3$$

Баллон с пропаном при давлении 0,3...0,6 МПа имеет плотность

$$\rho = 1500 \text{ кг} / \text{м}^3$$

# Вопросы проектирования КА

## ***Особенность процесса проектирования КА***

Обычно, на начальном этапе проектирования КА имеется ограниченный набор исходных данных. Однако, имеющийся большой теоретический и практический опыт, применение которого позволяет построить математические модели, описывающие состав бортовых систем и конструкцию практически с любой степенью точности.

С другой стороны, особенность проектирования КА состоит в том, что существует такое разнообразие объектов, что попытки получить обобщенные зависимости встречают большие трудности.

# Вопросы проектирования КА

## *Процесс проектирования КА*

Процесс проектирования КА представляет собой многоуровневый итерационный и оптимизационный процесс, в течение которого рассчитываются характеристики аппарата и его массовая сводка.

В общем случае, для решения данной сложной задачи используется большое число уравнений, исходных данных и численных значений, входящих в уравнение коэффициентов.

Модель процесса проектирования должна содержать следующие основные модели:

- существования,
- возможности,
- функционирования (движения).

## ***Модель существования КА***

Модель существования КА содержит уравнения (одно или несколько уравнений), связывающие между собой начальную массу аппарата с некоторыми основными проектными параметрами. В состав этих уравнений из обычно задаваемых исходных данных входит масса целевой аппаратуры (коммерческая нагрузка).

Кроме того, в эти уравнения входят статистические коэффициенты, которые характеризуют конструкцию, служебные системы и другие элементы КА (в зависимости от степени подробности этих уравнений, глубины проработки математической модели). Для общности эти уравнения представляются в безразмерном виде (в относительных величинах).

## ***Модель возможности КА***

Модель возможности представляет собой систему уравнений, описывающих связь между характеристиками КА (как правило, задаваемыми в исходных данных) и некоторыми основными проектными параметрами. Фактически эта система уравнений является упрощенным и обобщенным решением задачи выполнения цели полета с учетом только основных действующих факторов (и для основного режима функционирования КА).

## **Модель движения КА**

Модель движения - это система дифференциальных уравнений, описывающих движение КА.

Решение этих уравнений позволяет:

1. подтвердить тот факт, что с данными проектными параметрами и массово-геометрическими характеристиками КА выполняет поставленную задачу,
2. получить дополнительную информацию для уточнения характеристик служебных систем.

---

Эти три модели образуют первый (верхний) уровень проектирования. Он является недостаточным для определения масс, размеров и энергетики аппарата, поэтому необходимо иметь модель, описывающую аппарат с учетом его основных составных частей - модель для расчета массовых характеристик (модель масс).

## Модель масс КА

Модель масс включает в себя набор уравнений, с помощью которых определяются массы составных частей аппарата: корпуса, бортовых систем и др.

Эта модель позволяет получить более точное значение массы КА (масса КА второго приближения) на основе применения уравнений, включающих статистические коэффициенты и описывающие элементы конструкции и бортовых систем. Таких моделей может быть несколько в зависимости от степени проработки конструкции и бортовых систем.

$$\mu_{ПН} = \frac{1 - \frac{\mu_{\text{констр}}}{\rho_{КА}} - \delta_{\text{проч}}}{1 + \mu_{\text{СЭП}} + \mu_{\text{СТР}} + \mu_{\text{СОС}} - \delta_{\text{проч}}}$$

## Модель масс КА

$$\mu_{ПН} = \frac{1 - \frac{\mu_{констр}}{\rho_{КА}} - \delta_{проч}}{1 + \mu_{СЭП} + \mu_{СТР} + \mu_{СОС} - \delta_{проч}}$$

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ЦА}}{m_{КА}} \quad - \text{относительная масса полезной нагрузки (ПН)}$$

$m_{ЦА}$  - масса целевой аппаратуры КА

$m_{КА}$  - масса КА

$$\rho_{КА} = \frac{m_{КА}}{V_{КА}} \quad - \text{плотность размещения аппаратуры и систем}$$

$$\mu_{констр} = \frac{m_{констр}}{V_{КА}} \quad - \text{удельная масса конструкции}$$

$$\mu_{СЭП} = \frac{m_{СЭП}}{m_{КА}} \quad - \text{относительная масса системы энергопитания (СЭП)}$$

$$\mu_{СТР} = \frac{m_{СТР}}{m_{КА}} \quad - \text{относительная масса системы терморегулирования (СТР)}$$

## ***Системы координат КА***

---

В механике космического полета используют *инерциальную* и *орбитальную* системы координат.

Инерциальная система координат связывается с названием того небесного тела, относительно которого ведется отсчет – гелиоцентрическая система координат (начало в центре масс Солнца), планетоцентрические система координат (начало в центре масс планеты).

Инерциальные системы координат делятся на:

- *эклиптические* (основной плоскостью является плоскость орбиты Земли – плоскость эклиптики);
  - *экваториальные* (основной плоскостью является плоскость экватора планеты)
-

# Системы координат КА

Орбиты характеризуются следующими параметрами:

1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;

Может иметь значения от  $0^\circ$  до  $180^\circ$ . Наклонение меньше  $90^\circ$ , если для наблюдателя, находящегося в северном полюсе эклиптики или в северном полюсе мира, тело представляется движущимся против часовой стрелки, и больше  $90^\circ$ , если тело движется в противоположном направлении. В применении к Солнечной системе, за плоскость отсчета обычно выбирают плоскость орбиты Земли (плоскость эклиптики), для искусственных спутников Земли за плоскость отсчета обычно выбирают плоскость экватора Земли, для спутников других планет Солнечной системы за плоскость отсчета обычно выбирают плоскость экватора соответствующей планеты.



# Системы координат КА

**Орбиты характеризуются следующими параметрами:**

1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;
2. Долгота восходящего узла ( $\Omega$ );



Один из основных элементов орбиты, используемых для математического описания формы орбиты и ее ориентации в пространстве. Определяет точку, в которой орбита пересекает основную плоскость в направлении с юга на север. Для тел, обращающихся вокруг Солнца, основная плоскость - эклиптика, а нулевая точка - Первая точка Овна (точка весеннего равноденствия).

# Системы координат КА

**Орбиты характеризуются следующими параметрами:**

1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;
2. Долгота восходящего узла ( $\Omega$ );
3. Большая полуось ( $a$ ); -

Это половина главной оси эллипса. В астрономии характеризует среднее расстояние небесного тела от фокуса.



# Системы координат КА

**Орбиты характеризуются следующими параметрами:**

1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;
2. Долгота восходящего узла ( $\Omega$ );
3. Большая полуось ( $a$ );
4. Эксцентриситет;



Числовая характеристика конического сечения. Эксцентриситет инвариантен относительно движений плоскости и преобразований подобия и характеризует «сжатость» орбиты.

# Системы координат КА

**Орбиты характеризуются следующими параметрами:**

1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;
2. Долгота восходящего узла ( $\Omega$ );
3. Большая полуось ( $a$ );
4. Эксцентриситет;
- 5. Аргумент перицентра;**



Определяется как угол между направлениями из притягивающего центра на восходящий узел орбиты и на перицентр (ближайшую к притягивающему центру точку орбиты спутника), или угол между линией узлов и линией аписид. Отсчитывается из притягивающего центра в направлении движения спутника, обычно выбирается в пределах  $0^\circ$ - $360^\circ$ . Для определения восходящего и нисходящего узла выбирают некоторую (так называемую базовую) плоскость, содержащую притягивающий центр. В качестве базовой обычно используют плоскость эклиптики (движение планет, комет, астероидов вокруг Солнца), плоскость экватора планеты (движение спутников вокруг планеты) и т. д.

# Системы координат КА

**Орбиты характеризуются следующими параметрами:**

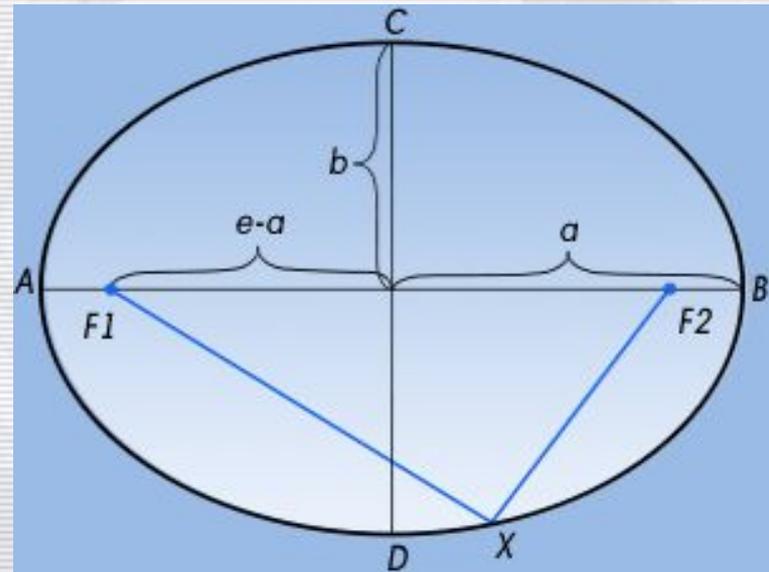
1. Наклонение орбиты ( $i$ ) к плоскости отсчета;
2. Долгота восходящего узла ( $\Omega$ );
3. Большая полуось ( $a$ );
4. Эксцентриситет;
5. Аргумент перицентра;
6. Средняя аномалия для тела, движущегося по невозмущенной орбите



Произведение его среднего движения и интервала времени после прохождения перицентра. Таким образом, средняя аномалия есть угловое расстояние от перицентра гипотетического тела, движущегося с постоянной угловой скоростью, равной среднему движению.

## Системы координат КА

Существуют различные типы орбит – *экваториальные* (наклонение " $i$ " =  $0^\circ$ ), *полярные* (наклонение " $i$ " =  $90^\circ$ ), *солнечно-синхронные* орбиты (параметры орбиты таковы, что спутник проходит над любой точкой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное солнечное время), *низкоорбитальные* (высоты от 160 км до 2000 км), *среднеорбитальные* (высоты от 2000 км до 35786 км), *геостационарные* (высота 35786 км), *высокоорбитальные* (высоты более 35786 км).



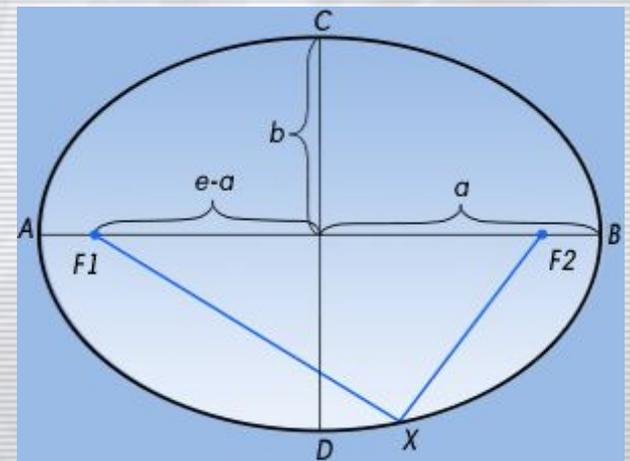
## Параметры траекторий движения КА в центральном поле тяготения

$p = r|_{\nu=\pi/2}$  - фокальный параметр

$r_{\pi} = \frac{p}{1-e}$  - радиус перицентра

$e = \frac{(a - r_{\pi})}{a}$  - эксцентриситет орбит ( $0 < e < 1$ )

$a = \frac{(r_{\pi} + r_{\alpha})}{2}$ ;  $b = \sqrt{ap}$



## Параметры траекторий движения КА

Скорость КА, движущегося по эллиптической орбите, согласно интегралу энергии:

$$V = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

$$V_{\pi} = V_{\vartheta=0} = \sqrt{\left( \frac{\mu}{a} \right) \frac{1+e}{1-e}}; \quad V_{\alpha} = V_{\vartheta=\pi} = \sqrt{\left( \frac{\mu}{a} \right) \frac{1-e}{1+e}}$$

$$x_{\omega} = \frac{p}{(1+e \cdot \cos(\vartheta))} \cos(\vartheta); \quad y_{\omega} = \frac{p}{(1+e \cdot \cos(\vartheta))} \sin(\vartheta)$$

$$V_r = e \cdot \sin(\vartheta) \sqrt{\frac{\mu}{p}}; \quad V_{\tau} = (1+e \cdot \cos(\vartheta)) \sqrt{\frac{\mu}{p}}$$

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\left(\frac{3}{2}\right)} - \text{период обращения по эллиптической орбите}$$

$\mu$  - гравитационный параметр небесного тела

$$\mu_{\text{Солнце}} = 1,327 \times 10^{11} \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}; \quad \mu_{\text{Земля}} = 398620 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$$

## Параметры траекторий движения КА

Параболическая орбита:

$$e = 1; r = \frac{p}{(1 + \cos(\vartheta))}; r_{\pi} = \frac{p}{2}; p = r; r \rightarrow \infty \text{ при } \vartheta \rightarrow \pi$$

Скорость в перицентре орбиты:

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}} = \sqrt{2} \cdot V_{кр}$$

Эту скорость обычно называют параболической скоростью или скоростью освобождения, при которой КА достигнет границ сферы действия небесного тела (например, границы сферы земного притяжения)

## Параметры траекторий движения КА

Гиперболическая орбита:

$$e > 1; r = \frac{p}{(1 + e \cdot \cos(\vartheta))}; r_{\pi} = \frac{p}{(1 + e)}; r_{\vartheta=\pi/2} = p; r \rightarrow \infty \text{ при } \vartheta \rightarrow \varphi_{ac}; \cos(\varphi_{ac}) = -\frac{1}{e}$$

Скорость в перицентре орбиты:

$$V_{sun} > \sqrt{\frac{2\mu}{r \cdot \pi}}$$

С такой скоростью КА способен выйти из сферы действия планеты и совершить межпланетный перелет.

## ***Основные параметры планет. Сфера действия планет***

Область пространства, в которой при вычислении возмущений целесообразно планету принять за центральное тело, а Солнце за возмущающее.

Радиус сферы действия – это радиус сферы, внутри которой действует сила притяжения данного небесного тела.

Размеры этой области определяются соотношением возмущающего ускорения и ускорения, обусловленного силой притяжения центрального тела, при сведении общей задачи к задаче трех тел: КА-Солнце-планета.

Т.е. эта сфера обладает тем свойством, что внутри нее отношение ускорения, сообщаемого небесному телу (напр., КЛА) планетой, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему Солнцем, больше отношения ускорения, сообщаемого этому телу Солнцем, к возмущающему ускорению, сообщаемому ему планетой

# Основные параметры планет. Сфера действия планет

Область пространства, в которой при вычислении возмущений целесообразно планету принять за центральное тело, а Солнце за возмущающее.

Радиус сферы действия – это радиус сферы, внутри которой действует сила притяжения данного небесного тела.

## Гравитационные сферы планет

Планета	Сфера тяготения		Сфера действия		Сфера Хилла	
	а.е.	млн. км.	а.е.	млн. км.	а.е.	млн. км.
Меркурий	0,00016	0,024	0,00075	0,112	0,00148	0,221
Венера	0,00113	0,069	0,00112	0,616	0,00674	1,008
Земля	0,00174	0,260	0,00620	0,928	0,01001	1,497
Марс	0,00086	0,128	0,00386	0,577	0,00724	1,083
Юпитер	0,16076	24,042	0,32226	39,178	0,34697	51,872
Сатурн	0,16120	24,099	0,36458	54,495	0,42881	64,107
Уран	0,12690	18,972	0,34626	51,666	0,46494	69,509
Нептун	0,21638	32,349	0,58049	86,783	0,77035	115,167

\* **Сфера тяготения** – область пространства, внутри которой притяжение планеты превосходит солнечное тяготение.

\*\* **Сфера действия** – область пространства, в которой при расчетах за центральное тело принимают планету, а не Солнце.

\*\*\* **Сфера Хилла** – область пространства, в котором могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты.

## Параметры орбит планет.

Небесное тело	Среднее расстояние от Солнца		Период обращения		Средняя орбитальная скорость		Средняя угловая скорость движения по орбите (град/сут)	Эксцентриситет	Наклон к эклиптике град.
	а.е.	млн. км.	годы	сутки	относительная	Абсолютная (км/с)			
Меркурий	0,3870	57,91		87,97	1,6	47,87	4,093	0,206	7,004
Венера	0,7233	108,21		224,7	1,176	35,021	1,6021	0,00679	3,394
Земля	1,0	149,60	1		1	29,785	0,9856	0,01672	
Луна		(0,3844)		27,322		(1,023)	(13,176)	0,0549	(5,144)
Марс	1,52369	227,94	1	321,73	0,8101	24,129	0,5240	0,09338	1,850
Юпитер	5,203	778,34	11		0,4384	13,058	0,0831	0,04845	1,306
Сатурн	9,5388	1427,0	29		0,3238	9,644	0,0335	0,05565	2,491
Уран	19,191	2871,0	84		0,2282	6,798	0,0117	0,04724	0,773
Нептун	30,0707	4498,6	164		0,1824	5,432	0,0060	0,00858	1,774
Плутон	39,52	5912	247		0,159	4,739	0,0040	0,25344	17,140

# Определение времени перелета по эллипсу Хомана

Упрощения:

1. Орбиты Земли и планет круговые и лежат в одной плоскости;
2. Перелет осуществляется по траектории минимальной энергии (эллипсу Хомана).

Траектории минимальной энергии – это эллипсы, касающиеся в точках абсид круговых орбит планет.

Время перелета:  $T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu_{\oplus}}} a^{\frac{3}{2}}$ , где  $a = \frac{r_{\oplus} + r_{пл}}{2}$  – большая полуось орбиты перелета

$r_{\oplus}$  – средний радиус орбиты Земли

$\mu_{\oplus}$  – гравитационная постоянная Солнца

Время полета от Земли к планете:

$$t_{пер} = \frac{T}{2} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{1 + \tilde{r}_{пл}}{2}\right)^3} = 0,177 \sqrt{(1 + \tilde{r}_{пл})^3}$$

Планета		Солнце	Меркурий	Венера	Марс	Астероиды
$t_{пер}$	годы	0,177	0,288	0,401	0,710	1,04-1,74
	сутки	65	105	146	259	368-636

# Определение времени перелета по эллипсу Хомана

В случае полета с планеты на планету:  $t_{nep} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{\tilde{r}_1 + \tilde{r}_2}{2}\right)^3}$

Учет влияния эксцентриситета орбит:  $t_{nep}^{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{\tilde{r}_{\oplus}^{\max} + \tilde{r}_{пл}^{\max}}{2}\right)^3}$

$$t_{nep}^{\min} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{\tilde{r}_{\oplus}^{\min} + \tilde{r}_{пл}^{\min}}{2}\right)^3}$$

Планета		Меркурий	Венера	Марс	Юпитер	Сатурн
$t_{nep}^{\max}$	годы	0,26	0,390	0,644	2,55	5,36
	сутки	95	138	234	935	1,955

Планета		Меркурий	Венера	Марс	Юпитер	Сатурн
$t_{nep}^{\min}$	годы	0,320	0,412	0,780	2,910	6,60
	сутки	115	150	283	1070	2408

# Определение даты старта перелета по эллипсу Хомана

Определение даты старта при перелете с Земли на планету может быть сделано из условия, что разность гелиоцентрических долгот Земли в момент старта и планеты в момент прибытия (*угол перелета*) равны  $\pi$ .

Долгота Земли в момент старта:

$$\psi_{\oplus} = \psi_{\oplus 0} + \omega_{\oplus} t_{cm_{\oplus}},$$

где  $\psi_{\oplus 0}$  – долгота Земли в момент начала отсчета времени, [рад]

$$\omega_{\oplus} = \frac{2\pi}{T_{\oplus}} = 2\pi \text{ – угловая скорость Земли вокруг Солнца, [рад / год]}$$

$t_{cm_{\oplus}}$  – время старта с Земли и планеты от начала отсчета времени, [годы]

Долгота планеты в момент прилета:

$$\psi_{nl} = \psi_{nl 0} + \omega_{nl} (t_{cm_{\oplus}} + t_{nep}),$$

Время старта: 
$$t_{cm_{\oplus}} = \frac{\pm \pi + k \cdot 2\pi - \Delta\psi_0 + \omega_{nl} t_{nep}}{\omega_{\oplus} - \omega_{nl}} = t_{cm_{\oplus}}^0 + kT_C,$$

$\Delta\psi_0 = \psi_{\oplus 0} - \psi_{nl 0}$ ,  $t_{cm_{\oplus}}^0$  – время старта для нулевого цикла

$T_C$  – период времени между циклами

# Определение даты старта перелета по эллипсу Хомана

Период времени между циклами (равен синодическому периоду обращения планеты):

$$T_C = \frac{2\pi}{\omega_{\oplus} - \omega_{nl}} = \frac{1}{1 - \frac{1}{T_{nl}}} = \frac{T_{nl}}{T_{nl} - 1}$$

Для полета с планеты на планету:

$$T_C = \frac{1}{\left| \frac{1}{T_{nl_1}} - \frac{1}{T_{nl_2}} \right|} = \frac{T_{nl_1} T_{nl_2}}{\left| T_{nl_1} - T_{nl_2} \right|}$$

Время старта с Земли для нулевого цикла от начала отсчета времени:

$$t_{cm\oplus}^0 = \frac{\pm \pi - \Delta\psi_0 + \omega_{nl} t_{nep}}{\omega_{\oplus} - \omega_{nl}} = \frac{\left( \pm \frac{1}{2} - \Delta\tilde{\psi}_0 \right) + t_{nep}}{T_{nl} - 1},$$

$$\text{где } \Delta\tilde{\psi}_0 = \frac{\Delta\psi}{2\pi}$$

## ***Определение затрат характеристической скорости***

Из всего многообразия пространственных задач движения КА можно выделить следующие:

- разгон с низкой околоземной орбиты (НОО) на переходную траекторию с заданным уровнем энергии;
- торможение с переходной траектории для выхода на околоземную орбиту с заданными параметрами;
- межорбитальные многоимпульсные переходы в поле одного притягивающего центра (например, околоземное пространство).

## Определение затрат характеристической скорости

Из всего многообразия пространственных задач движения КА можно выделить следующие:

- разгон с низкой околоземной орбиты (НОО) на переходную траекторию с заданным уровнем энергии;
- торможение с переходной траектории для выхода на околоземную орбиту с заданными параметрами;
- межорбитальные многоимпульсные переходы в поле одного притягивающего центра (например, околоземное пространство).

Переходная орбита связывает начальную и конечную орбиты КА. Переходная орбита содержит *активные* участки полета (участки с работающей ДУ) и *пассивные* участки (участки баллистического движения).

## Определение затрат характеристической скорости

Из всего многообразия пространственных задач движения КА можно выделить следующие:

- разгон с низкой околоземной орбиты (НОО) на переходную траекторию с заданным уровнем энергии;
- торможение с переходной траектории для выхода на околоземную орбиту с заданными параметрами;
- межорбитальные многоимпульсные переходы в поле одного притягивающего центра (например, околоземное пространство).

Переходная орбита связывает начальную и конечную орбиты КА. Переходная орбита содержит **активные** участки полета (участки с работающей ДУ) и **пассивные** участки (участки баллистического движения).

Активные участки расположены соответственно в начале и в конце переходной орбиты.  
Если осуществляется многоимпульсный переход, то траектория движения разбивается на ряд промежуточных переходных орбит.

## Определение затрат характеристической скорости

Из всего многообразия пространственных задач движения КА можно выделить следующие:

- разгон с низкой околоземной орбиты (НОО) на переходную траекторию с заданным уровнем энергии;
- торможение с переходной траектории для выхода на околоземную орбиту с заданными параметрами;
- межорбитальные многоимпульсные переходы в поле одного притягивающего центра (например, околоземное пространство).

Переходная орбита связывает начальную и конечную орбиты КА. Переходная орбита содержит *активные* участки полета (участки с работающей ДУ) и *пассивные* участки (участки баллистического движения).

Траектория пассивного участка определяется параметрами движения на конце соответствующего активного участка – скоростью  $V$ , углом  $\theta$  наклона вектора скорости к местному горизонту и координатой  $r$  конца активного участка.

## ***Расчет в импульсной постановке энергозатрат***

В зависимости от требуемой точности, количества выбираемых параметров, величины и характера полезной нагрузки задачу определения проектно-баллистических характеристик можно решить методами кусочно-конической аппроксимации :

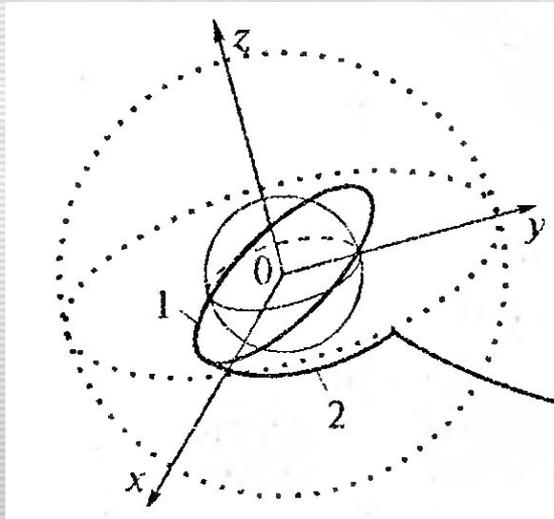
- методом импульсной аппроксимации;
- методом конечных тяг (методом, учитывающим протяженность и непрерывность активных участков).

## Расчет в импульсной постановке энергозатрат

В методе импульсной аппроксимации активный участок представляется в виде мгновенного изменения скорости при неизменном положении КА

Благодаря этому вся межпланетная траектория состоит из трех участков (конических сечений):

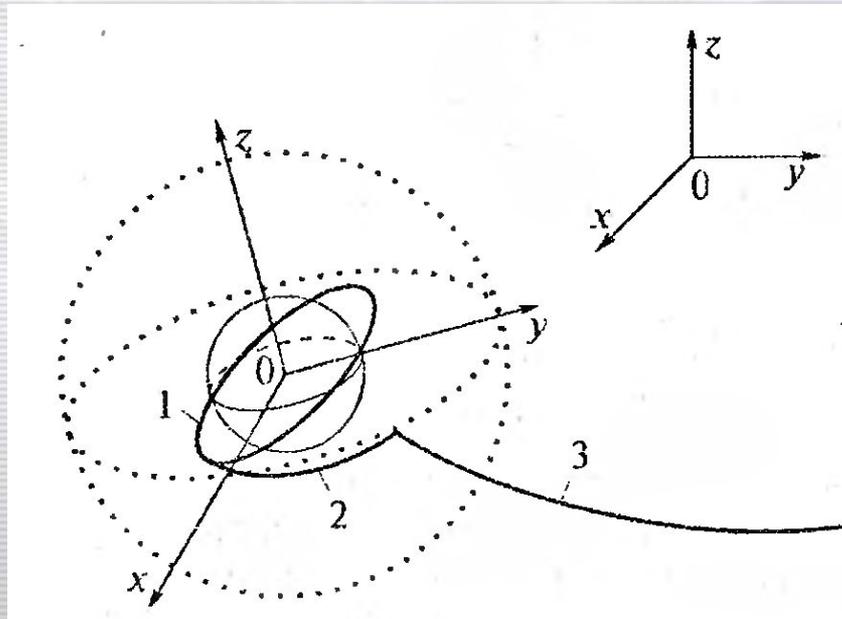
1. гиперболической орбиты отрыва (движение в грависфере Земли);



## Расчет в импульсной постановке энергозатрат

В методе импульсной аппроксимации активный участок представляется в виде мгновенного изменения скорости при неизменном положении КА. Благодаря этому вся межпланетная траектория состоит из трех участков (конических сечений):

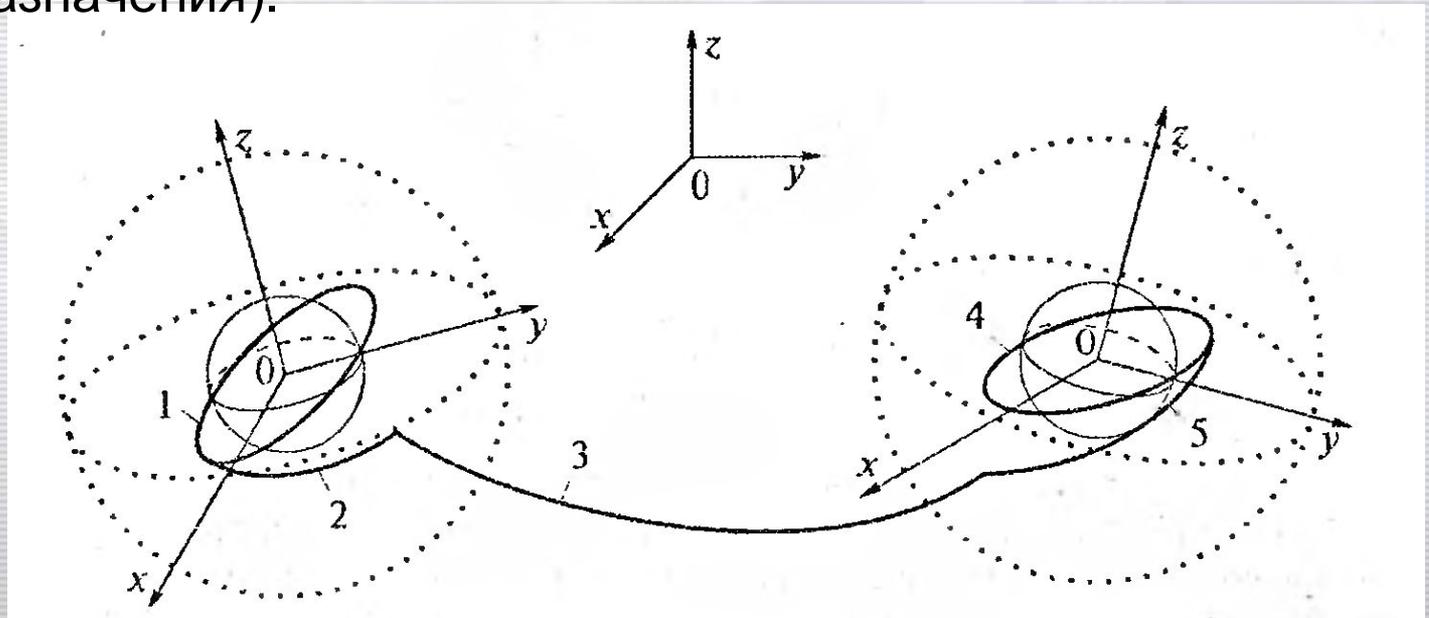
1. гиперболической орбиты отрыва (движение в грависфере Земли);
2. гелиоцентрического участка (межпланетный участок между Землей и планетой назначения);
3. и т.д.



## Расчет в импульсной постановке энергозатрат

В методе импульсной аппроксимации активный участок представляется в виде мгновенного изменения скорости при неизменном положении КА. Благодаря этому вся межпланетная траектория состоит из трех участков (конических сечений):

1. гиперболической орбиты отрыва (движение в грависфере Земли);
2. гелиоцентрического участка (межпланетный участок между Землей и планетой назначения);
3. гиперболический участок траектории (движение в грависфере планеты назначения).



# Расчет в импульсной постановке энергозатрат

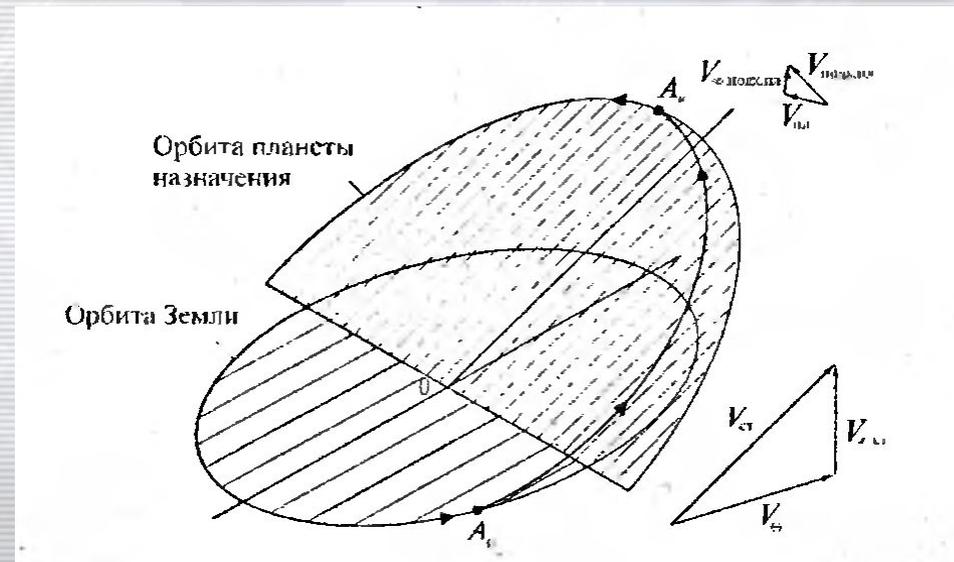
Важным является сопряжение конических сечений межпланетной траектории – планеты рассматриваются как негравитирующие центры (с физической точки зрения) и размеры грависфер не учитываются (с геометрической точки зрения).

Следовательно, стыковка будет считаться выполненной, если асимптота гиперболической орбиты отрыва будет параллельна вектору гиперболического избытка скорости отрыва  $V_{\infty ст} = V_{ст} - V_{\oplus}$ ,

и также для орбиты вблизи планеты назначения  $V_{\infty подх.пл} = V_{подх.пл} - V_{пл}$

$V_{ст}$ -вектор начальной скорости на гелиоцентрическом участке

$V_{подх.пл}$ -вектор конечной скорости на гелиоцентрическом участке



## Расчет в импульсной постановке энергозатрат

*Структурно задача решается в следующем порядке:*

- решается внешняя задача – задача по определению гелиоцентрического участка, в результате чего определяются  $V_{\text{ст}}^{\Delta}$  и  $V_{\text{подх.пл}}^{\Delta}$
- решаются внутренние задачи, т.е. находятся гиперболические орбиты отрыва и прибытия

## Внешняя задача

Исходные данные для задачи:

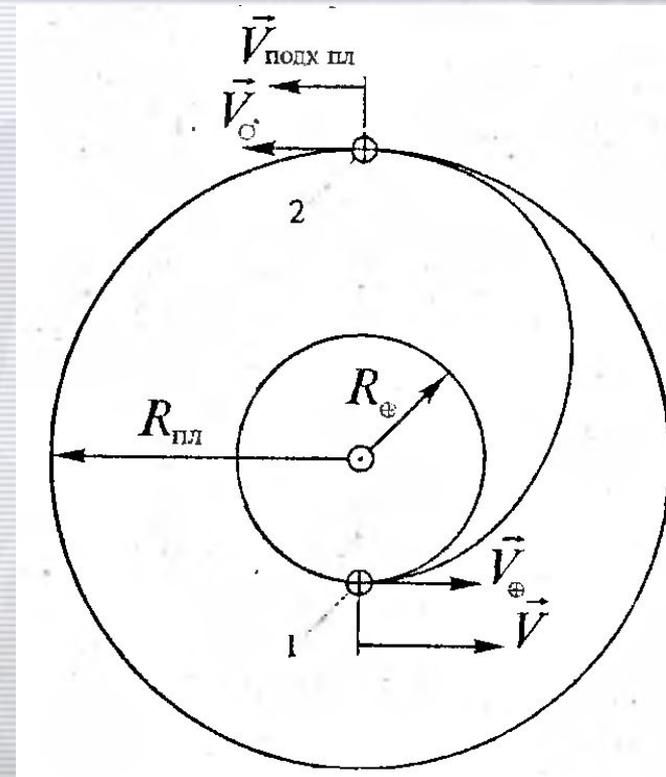
- стартовые энергетические возможности
- массовые энергетические ограничения в целом
- ограничения на даты старта
- время перелета и т.д.

Для эллипса Хомана:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\left(\frac{3}{2}\right)} \text{ - период обращения по эллиптической орбите}$$

$$t_{\text{пер}} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\left(\frac{3}{2}\right)} \text{ - время перелета}$$

$$V = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$



## Внешняя задача

Скорость движения КА по гелиоцентрической орбите:

$$V = \sqrt{\mu_C \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Гелиоцентрическая скорость старта:

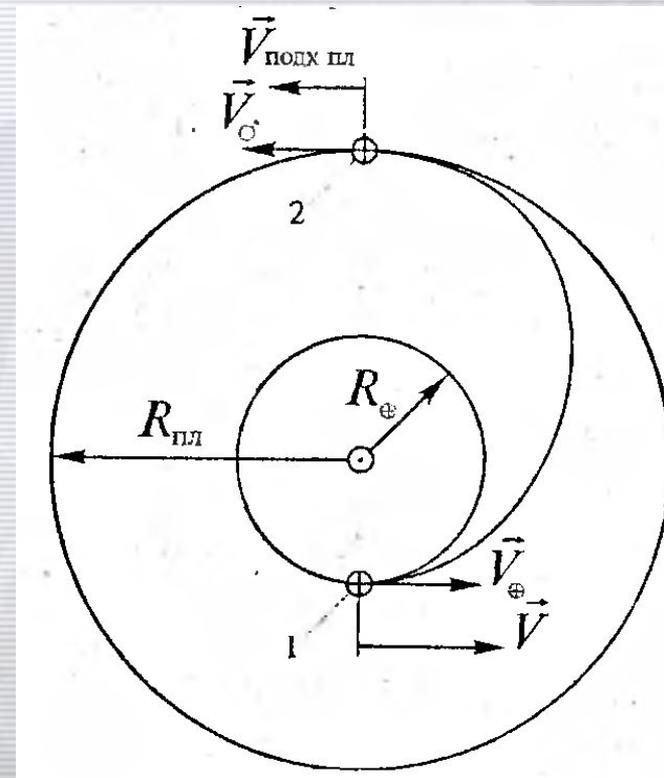
$$V_{\text{ст}\oplus} = \sqrt{\frac{2\mu_C}{r_{\oplus}}} \sqrt{\frac{r_{\text{пл}}}{r_{\oplus} + r_{\text{пл}}}} = V_{\text{кр}\oplus} \sqrt{\frac{2\tilde{r}_{\text{пл}}}{1 + \tilde{r}_{\text{пл}}}}$$

Гелиоцентрическая скорость подхода:

$$V_{\text{подх.пл}} = \sqrt{\frac{2\mu_C}{r_{\text{пл}}}} \sqrt{\frac{r_{\oplus}}{r_{\oplus} + r_{\text{пл}}}} = V_{\text{кр.пл}} \sqrt{\frac{2}{1 + \tilde{r}_{\text{пл}}}}$$

$$\tilde{r}_{\text{пл}} = \frac{r_{\text{пл}}}{r_{\oplus}}$$

$$V_{\text{кр}\oplus} = \sqrt{\frac{\mu_C}{r_{\oplus}}} \text{ - круговая скорость Земли по орбите}$$



# Внешняя задача

Для внешних планет:

Гиперболический избыток скорости отрыва:

$$V_{\infty \text{ ст}} = V_{\text{ст}\oplus} - V_{\oplus}$$

Гиперболический избыток скорости прибытия:

$$V_{\infty \text{ подх.пл}} = V_{\text{пл}} - V_{\text{подх.пл}}$$

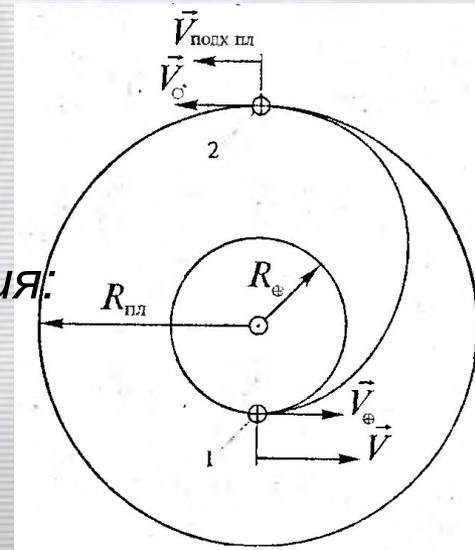
Для внутренних планет:

Гиперболический избыток скорости отрыва:

$$V_{\infty \text{ ст}} = V_{\oplus} - V_{\text{ст}\oplus}$$

Гиперболический избыток скорости прибытия:

$$V_{\infty \text{ подх.пл}} = V_{\text{подх.пл}} - V_{\text{пл}}$$



## **Внутренняя задача**

---

Анализируется движение КА в пределах грависферы планеты в плнетоцентрической системе координат.

Рассматривается два случая:

- задача отрыва – движение КА с промежуточной орбиты до границы грависферы;
  - Задача захвата – движение КА от границы грависферы до околопланетного маневра.
-

# Внутренняя задача

Планетоцентрическая скорость старта от Земли:

$$V_{\text{ст}\oplus} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + \frac{2\mu_{\oplus}}{R_{\oplus}}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + V_{\text{пар.}\oplus}^2}$$

Энергетические затраты для перехода с околоземной орбиты на межпланетную траекторию

$$\Delta V_{\text{ст}} = V_{\text{ст}\oplus} - V_{\text{опорн.орб}\oplus}$$

# Внутренняя задача

Планетоцентрическая скорость старта от Земли:

$$V_{\text{ст}\oplus} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + \frac{2\mu_{\oplus}}{R_{\oplus}}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + V_{\text{пар.}\oplus}^2}$$

Планетоцентрическая скорость прибытия к планете:

$$V_{\text{подх. пл}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ подх. пл}})^2 + \frac{2\mu_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ подх. пл}})^2 + V_{\text{пар. пл}}^2}$$

Энергетические затраты для перехода с межпланетной траектории на околопланетную орбиту

$$\Delta V_{\text{торм}} = V_{\text{подх. пл}} - V_{\text{опорн. орб пл}}$$

## Внутренняя задача

Планетоцентрическая скорость старта от Земли:

$$V_{\text{ст}\oplus} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + \frac{2\mu_{\oplus}}{R_{\oplus}}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ ст}})^2 + V_{\text{пар.}\oplus}^2}$$

Планетоцентрическая скорость прибытия к планете:

$$V_{\text{подх. пл}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ подх. пл}})^2 + \frac{2\mu_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}}} = \sqrt{(V_{\infty \text{ подх. пл}})^2 + V_{\text{пар. пл}}^2}$$

$$\text{где } V_{\text{пар.}\oplus} = \sqrt{\frac{2\mu_{\oplus}}{R_{\oplus}}}, V_{\text{пар. пл}} = \sqrt{\frac{2\mu_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}}}$$

$R_{\oplus}$  - радиус Земли

$R_{\text{пл}}$  - радиус планеты

## **Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах в поле одного притягивающего центра**

Затраты характеристической скорости при межорбитальных перелетах в основном зависят от вида перехода и параметров начальной и конечной орбит.

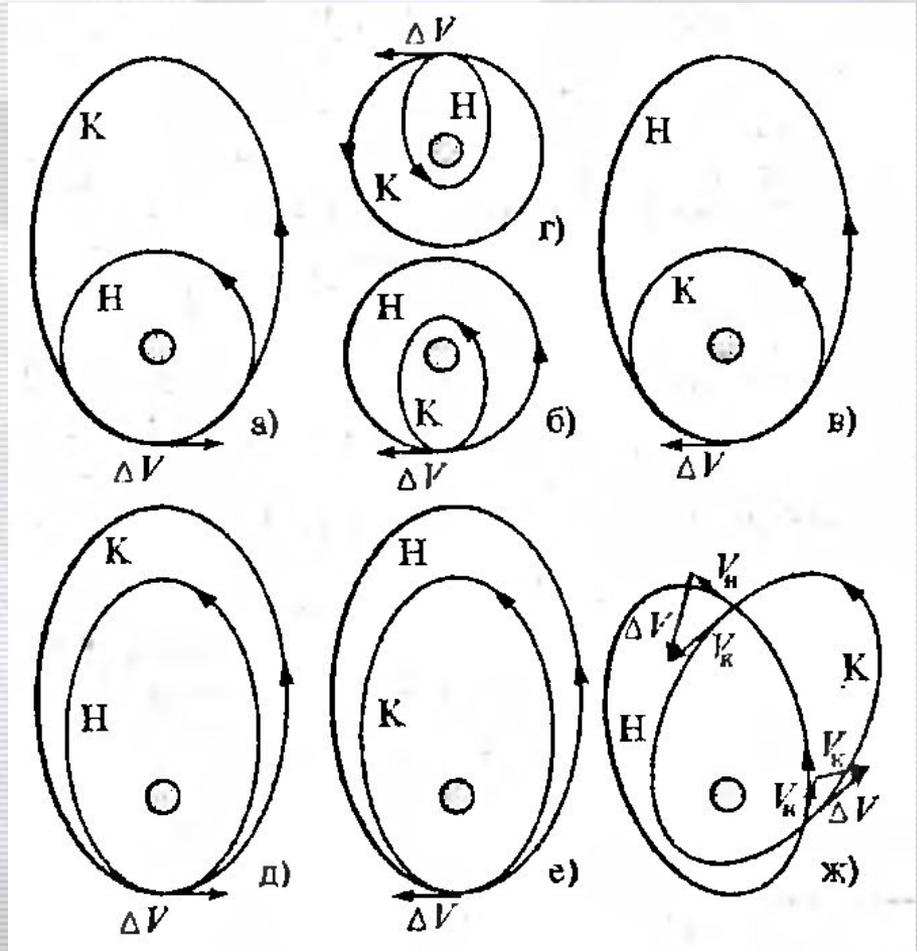
Для случая с числом переходов  $N$  суммарный импульс будет

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{i_{\text{умп}}}$$

## Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Компланарные межорбитальные перелеты – это перелеты между орбитами, лежащими в одной плоскости.

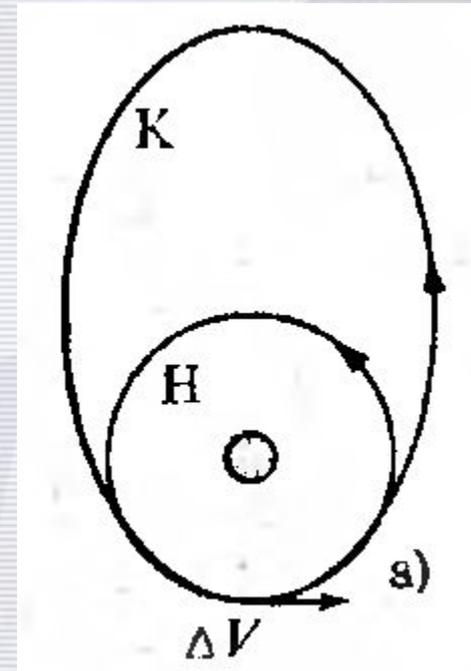
Одноимпульсные переходы осуществляются между орбитами, которые имеют хотя бы одну общую точку (пересечения или касания). Величина потребного импульса определяется разностью скоростей КА на конечной и начальной орбитах.



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной круговой на внешнюю эллиптическую:

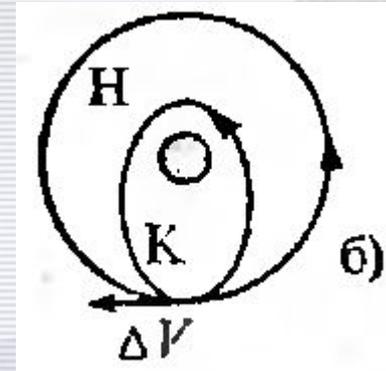
$$\Delta V = V_{пк} - V_{кр.н} = \sqrt{\frac{\mu_{пл}}{r_H}} \left( \sqrt{\frac{2r_\alpha}{r_H + r_{\alphaк}} - 1} \right)$$



## Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной круговой на внутреннюю эллиптическую:

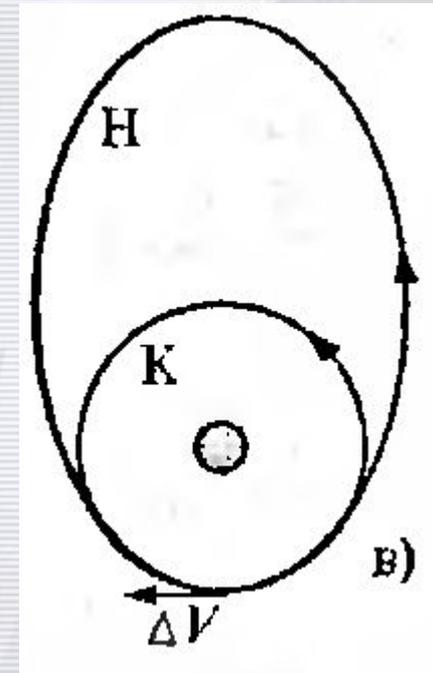
$$\Delta V = V_{\text{кр.н}} - V_{\alpha \text{к}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_{\text{н}}}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_{\text{пк}}}{r_{\text{н}} + r_{\text{пк}}}} \right)$$



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной эллиптической на внутреннюю круговую:

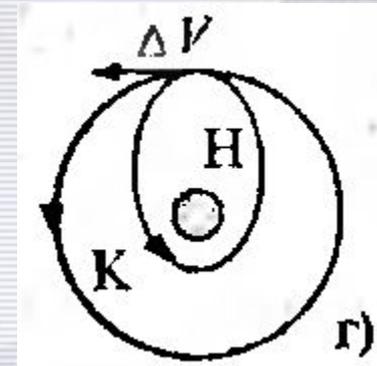
$$\Delta V = V_{\pi H} - V_{\text{кр.н}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_{\text{к}}}} \left( \sqrt{\frac{2r_{\alpha H}}{r_{\text{к}} + r_{\alpha H}}} - 1 \right)$$



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной эллиптической на внешнюю круговую

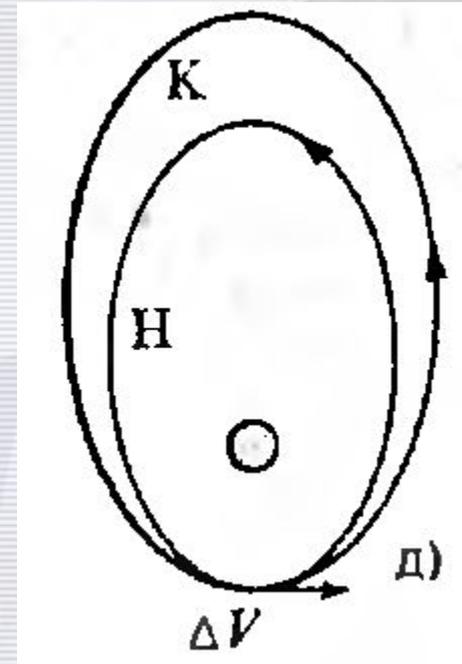
$$\Delta V = V_{\text{кр.Н}} - V_{\text{эл.Н}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_{\text{к}}}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_{\text{эл.Н}}}{r_{\text{к}} + r_{\text{эл.Н}}}} \right)$$



# Расчет энергзатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной эллиптической на внешнюю эллиптическую

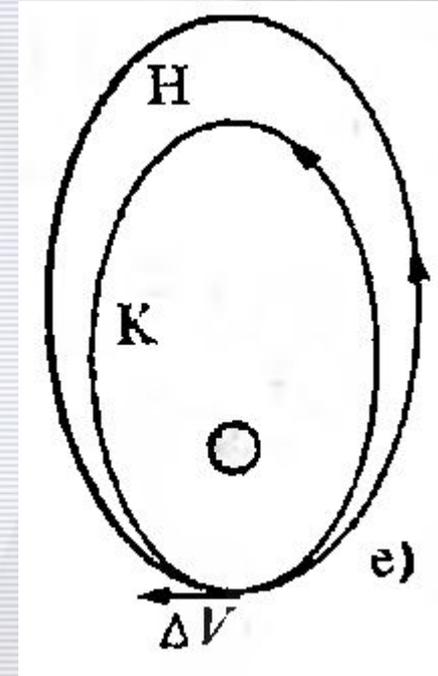
$$\Delta V = V_{\pi K} - V_{\pi H} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_{\pi H}}} \left( \sqrt{\frac{2r_{\alpha K}}{r_{\pi H} + r_{\alpha K}}} - \sqrt{\frac{2r_{\alpha H}}{r_{\pi H} + r_{\alpha H}}} \right)$$



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

Переход с начальной эллиптической на внутреннюю эллиптическую

$$\Delta V = V_{\pi H} - V_{\pi K} = \sqrt{\frac{\mu_{пл}}{r_{\pi H}}} \left( \sqrt{\frac{2r_{\alpha H}}{r_{\pi H} + r_{\alpha H}}} - \sqrt{\frac{2r_{\alpha K}}{r_{\pi H} + r_{\alpha H}}} \right)$$



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

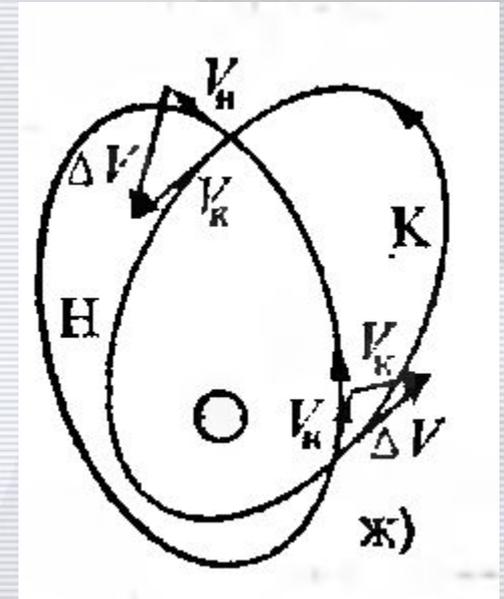
Переход между двумя пересекающимися эллиптическими орбитами

$$\Delta V^{I,II} = \sqrt{V_0^2 + V_K^2 - 2V_0 V_K \cos \varphi},$$

$$\text{где } \Delta V_{0,K}^{I,II} = \sqrt{V_r^2 + V_\tau^2} \Big|_{0,K}^{I,II}; \quad \varphi^{I,II} = \left( \arctg \frac{V_{\tau K}}{V_{rK}} - \arctg \frac{V_{\tau 0}}{V_{r0}} \right) \Big|_{0,K}^{I,II},$$

$V_r$  – радиальная составляющая скорости в точке перехода,

$V_\tau$  – нормальная составляющая скорости в точке перехода,



# Расчет энергозатрат при межорбитальных перелетах

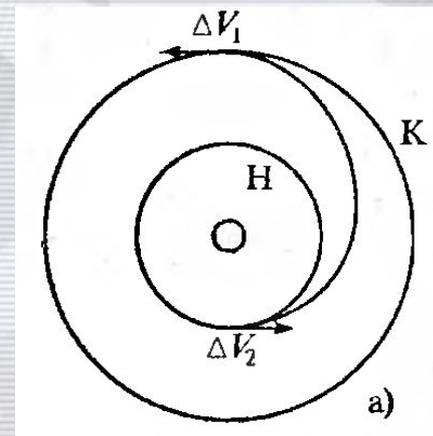
Переход между двумя не пересекающимися эллиптическими или круговыми орбитами возможен с помощью двухимпульсного перехода

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2$$

Для случая круговых орбит:

$$\Delta V_1 = V_{\pi}^{\text{пер.эл}} - V_{\text{кр I}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_H}} \left( \sqrt{\frac{2r_K}{r_H + r_K}} - 1 \right)$$

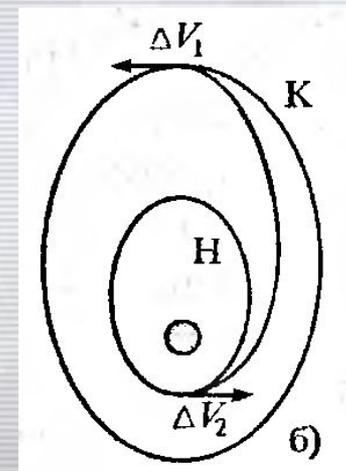
$$\Delta V_2 = V_{\text{кр I}} - V_{\alpha}^{\text{пер.эл}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_K}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_K}{r_H + r_K}} \right)$$



Для случая эллиптических орбит:

$$\Delta V_1 = V_{\pi}^{\text{пер.эл}} - V_{\text{кр H}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_{\pi H}}} \left( \sqrt{\frac{2r_{\alpha K}}{r_{\pi H} + r_{\alpha K}}} - \sqrt{\frac{2r_{\pi H}}{r_{\pi H} + r_{\alpha K}}} \right)$$

$$\Delta V_2 = V_{\alpha H} - V_{\alpha}^{\text{пер.эл}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{пл}}}{r_K}} \left( \sqrt{\frac{2r_{\pi K}}{r_{\pi K} + r_{\alpha K}}} - \sqrt{\frac{2r_{\pi H}}{r_{\pi H} + r_{\alpha K}}} \right)$$



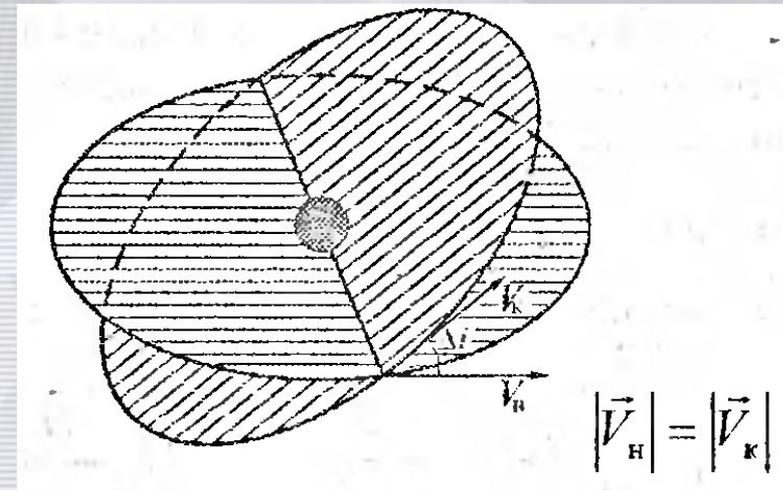
## Пространственные межорбитальные перелеты

Часто для вывода КА на целевую орбиту необходимо осуществить поворот плоскости орбиты, наклонение начальной орбиты определяется широтой точки старта.

Энергетические затраты определяются как

$$\Delta V = 2V_{кр} \sin \frac{\Delta i}{2}$$

Например, для случая некомпланарных круговых орбит перелет по эллипсу Хомана может быть построен по двух- и трех импульсной схеме.



## Расчет энергозатрат с учетом протяженности активных участков

В идеальном случае – когда нет поля притяжения, безвоздушное пространство и вектор движения совпадает с вектором скорости – уравнение движения имеет вид

$$m \frac{dV}{dt} = P_{\text{п}}$$

где  $P_{\text{п}}$  - тяга двигателей в пустоте  $P_{\text{п}} = g_0 P_{\text{уд.п}} \left( -\frac{dm}{dt} \right) = J_{\text{уд.п}} \left( -\frac{dm}{dt} \right)$

$J_{\text{уд.п}}$  - удельный импульс ДУ в пустоте

Формула Циолковского:  $\Delta V_{\text{ИД}} = \Delta V = -J_{\text{уд.п}} \ln \mu_{\text{к}}$

$m_{\text{к}}$  - конечная масса

$\mu_{\text{к}} = \frac{m_{\text{к}}}{m_0}$  - относительная конечная масса



## Расчет энергозатрат с учетом протяженности активных участков

Учитывая потерю массы на активном участке  $m = m_0 - \frac{P}{J_{\text{уд.п}}} t$

получаем уравнение

$$\Delta V_{\text{к}} = \Delta V_{\text{ид}} - \Delta V_{\text{упр}} - \Delta V_{\text{грав}}$$

$$\Delta V_{\text{к}} = \left[ 1 - (1 - \cos \alpha)_{\text{ср}} \right] \cdot \left( -J_{\text{уд.п}} \ln \frac{m_{\text{к}}}{m_0} \right) - (g \sin \theta)_{\text{ср}} t_{\text{к}}$$

$$\Delta V_{\text{грав}} = 0.0189 \frac{\mu_{\text{пл}}}{(R_{\text{пл}} + h)^3} \Delta V_{\text{имп}} t_{\text{д}}^2$$

## Расчет энергозатрат с учетом протяженности активных участков

Учитывая потерю массы на активном участке  $m = m_0 - \frac{P}{J_{\text{уд.п}}} t$

получаем уравнение

$$\Delta V_{\text{к}} = \Delta V_{\text{ид}} - \Delta V_{\text{упр}} - \Delta V_{\text{грав}}$$
$$\Delta V_{\text{к}} = \left[ 1 - (1 - \cos \alpha)_{\text{ср}} \right] \left( -J_{\text{уд.п}} \ln \frac{m_{\text{к}}}{m_0} \right) - (g \sin \theta)_{\text{ср}} t_{\text{к}}$$
$$\Delta V_{\text{грав}} = 0.0189 \frac{\mu_{\text{пл}}}{(R_{\text{пл}} + h)^3} \Delta V t_{\text{д}}^2$$

В общем случае гравитационные потери определяются как:

- высотой начальной орбиты,
- величиной идеальной импульсной скорости
- удельным импульсом тяги ДУ,
- тяговооруженностью,
- законом управления вектором тяги.

# Расчет энергозатрат с учетом протяженности активных участков

Учитывая потерю массы на активном участке  $m = m_0 - \frac{P}{J_{\text{уд.п}}} t$

получаем уравнение

$$\Delta V_{\text{к}} = \Delta V_{\text{ид}} - \Delta V_{\text{упр}} - \Delta V_{\text{грав}}$$

$$\Delta V_{\text{к}} = \left[ 1 - (1 - \cos \alpha)_{\text{ср}} \right] \left( -J_{\text{уд.п}} \ln \frac{m_{\text{к}}}{m_0} \right) - (g \sin \theta)_{\text{ср}} t_{\text{к}}$$

$$\Delta V_{\text{грав}} = 0.0189 \frac{\mu_{\text{пл}}}{(R_{\text{пл}} + h)^3} \Delta V t_{\text{д}}^2$$

$$t_{\text{д}} = \frac{\left[ 1 - \exp \left( -\frac{\Delta V_{\text{имп}}}{J_{\text{эфф}}^{\text{уд}}} \right) \right] J_{\text{эфф}}^{\text{уд}}}{n_0 g_0}$$

## Выбор основных проектных параметров

Исходными данными для решения этой задачи являются определенные в динамической части энергозатраты.

Известны: параметры начальной, конечной и переходной орбит, выбрана компоновка, тип ДУ, компоненты.

Решаются одна из двух задач (например, для РБ):

- при заданной начальной стартовой массе определить  $m_{\text{ПГ}}$
- при заданной массе полезного груза определить массу  $m_0$

$$m_0 = m_{\text{ДУ}} + m_{\text{т.р}} + m_{\text{т.о}} + m_{\text{пр}} + m_{\text{ПГ}}$$

$m_{\text{ДУ}}$  – масса ДУ с рамой крепления и арматурой

$m_{\text{т.р}}$  – масса рабочего топлива

$m_{\text{т.о}}$  – масса топливных баков

$m_{\text{пр}}$  – масса прочих систем

$m_{\text{ПГ}}$  – масса полезного груза

# Выбор основных проектных параметров

Конечная масса РБ после выполнения всех маневров:

$$m_k = m_{ду} + m_{т.о} + m_{пр} + m_{шт}$$

Или в безразмерном виде:

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0} = \frac{\mu_{шт} + \gamma_{ду} n_0 + a_{т.о} + \mu_{пр}}{1 + a_{т.о}}$$

$$\gamma_{ду} = \frac{g_0 m_{ду}}{P} - \text{удельная (относительная) масса ДУ}$$

$n_0$  – начальная тяговооруженность

$$a_{т.о} = \frac{m_{т.о}}{m_{т.р}} - \text{относительная масса топливного отсека}$$

$$\mu_{пр} = \frac{m_{пр}}{m_0} - \text{относительная масса прочих систем}$$

$\mu_{шт}$  – относительная масса полезного груза

# Выбор основных проектных параметров

Конечная масса РБ после выполнения всех маневров:

$$m_k = m_{ду} + m_{т.о} + m_{пр} + m_{шт}$$

Или в безразмерном виде:

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0} = \frac{\mu_{шт} + \gamma_{ду} n_0 + a_{т.о} + \mu_{пр}}{1 + a_{т.о}}$$

$$\gamma_{ду} = \frac{g_0 m_{ду}}{P} - \text{удельная (относительная) масса ДУ}$$

$n_0$  – начальная тяговооруженность

$$a_{т.о} = \frac{m_{т.о}}{m_{т.р}} - \text{относительная масса топливного отсека}$$

$$\mu_{пр} = \frac{m_{пр}}{m_0} - \text{относительная масса прочих систем}$$

$\mu_{шт}$  – относительная масса полезного груза

# Определение энергетических характеристик ДУ РБ КА

Одной из важнейших характеристик термохимических ракетных двигателей (ЖРД, РДТТ) является **удельный импульс** – отношение тяги двигателя в вакууме к секунднему расходу топлива:

$$J_{\text{ду}} = \frac{P_{\text{п}}}{\dot{m}_{\text{т}}}, [м/с]$$

Этот параметр по смыслу совпадает со скоростью истечения газа из сопла двигателя.

Для нерегулируемых двигателей суммарный импульс тяги будет:

$$J_{\Sigma} = P_{\text{п}} \cdot t_{\text{д}}$$

$$J_{\text{уд}} = \frac{J_{\Sigma}}{m_{\text{т.р}}}$$

$m_{\text{т.р}}$  – суммарная масса топлива прошедшая через камеру сгорания двигателя за время работы двигателя  $t_{\text{д}}$

# Определение энергетических характеристик ДУ РБ КА

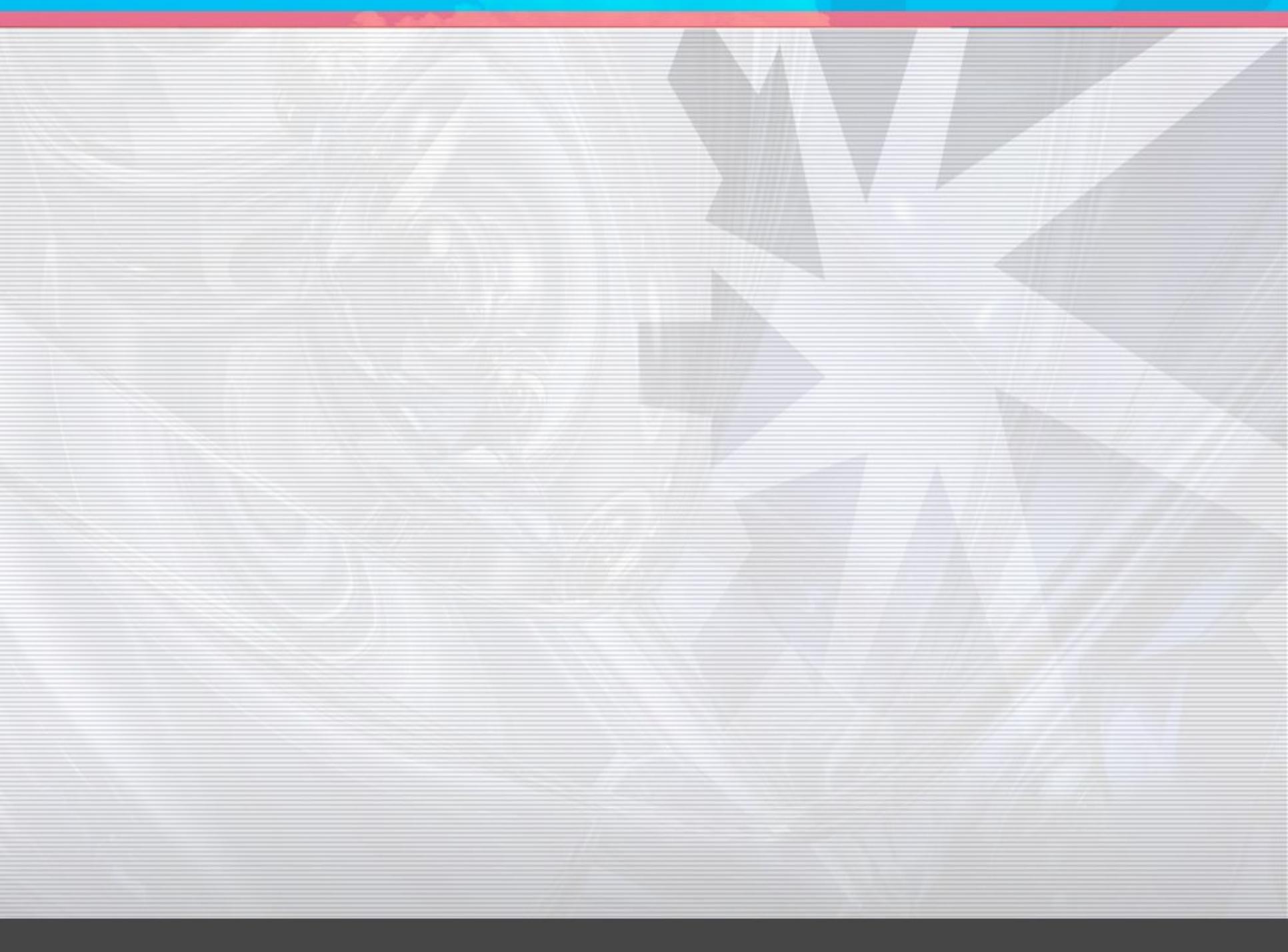
Удельный импульс тяги зависит от многих факторов:

- теплотворная способность топлива;
- коэффициента соотношения компонентов топлива по массе  $k_m = \frac{m_{ок}}{m_{гор}}$
- степени расширения газов в сопле двигателя  $\frac{P_k}{P_a}$
- принятой системы подачи компонентов топлива – вытеснительная или турбонасосная (замкнутая или разомкнутая)
- давления в камере сгорания  $P_k$

# Определение энергетических характеристик ДУ РБ КА

Удельный импульс тяги зависит от многих факторов:

- теплотворная способность топлива;
- коэффициента соотношения компонентов топлива по массе  $k_m = \frac{m_{ок}}{m_{гор}}$
- степени расширения газов в сопле двигателя  $\frac{P_k}{P_a}$
- принятой системы подачи компонентов топлива – вытеснительная или турбонасосная (замкнутая или разомкнутая)
- давления в камере сгорания  $P_k$



# Влияние условий космического пространства

- **Метеорная опасность**
- **Радиационная опасность**
  - космическое излучение
  - солнечное излучение
- **Влияние температуры**
- **Космический мусор**
- **Вакуум**

## **Метеорная опасность**

---

**Метеор** – это астрономическое тело, которое при движении в атмосфере вызывает её свечение или кратковременную вспышку.

**Метеорит** – это метеор или его часть, которая достигает поверхности планеты.

**Метеороид** или метеорное тело – объект в космическом пространстве, который может стать метеором.

Метеоры подразделяются на первичные с достаточно стабильной связью между их массой и количеством в единице объема Солнечной системы; вторичные – в районе Земли, выбиваемые первичными метеорами, попавшими на Луну; наконец, метеоры астероидного поля и метеорные потоки с известными траекториями и своими статистическими законами связи плотности с массой единичных образцов.

Первичные метеоры могут происходить из комет, а также проникать из межзвездного пространства.

---

# Метеорная опасность

## Вероятность соударения

При известной частоте соударения вероятность получения  $k$  ударов за известный отрезок времени  $t$  при использовании распределения Пуассона определяется из зависимости

$$P_k = \frac{(N * t * F^*)^{m^k}}{k!} \exp(-N * t * F^*)$$

где  $F^*$  – характерная площадь отсеков аппарата.

По аналогии с выше приведенной формулой запишем формулу для расчета вероятности возникновения  $m$  пробоев за время  $t$

$$P_m = \frac{(N * t * F^*)^m}{m!} \exp(-N * t * F^*)$$

где  $F^*$  – характерная площадь отсеков аппарата, где пробой недопустим.

# Метеорная опасность

## Воздействие на материалы конструкции ЛА

Для оценки радиуса кратера, выбиваемого метеором, иначе говоря, глубины проникновения, можно воспользоваться формулой Бьерка

$$r = k(m \cdot V)^{\frac{1}{3}}$$

$m$  – в г,  $V$  – скор. м/см

Здесь  $k$ –эмпирический коэффициент  $k = 0,6 \div 1,3$ , зависящий от материала метеора и оболочки (Al-Al :  $k=1,09$ ; Fe-Fe :  $k=0,606$ ; Al-Fe :  $k=0,9$ ).

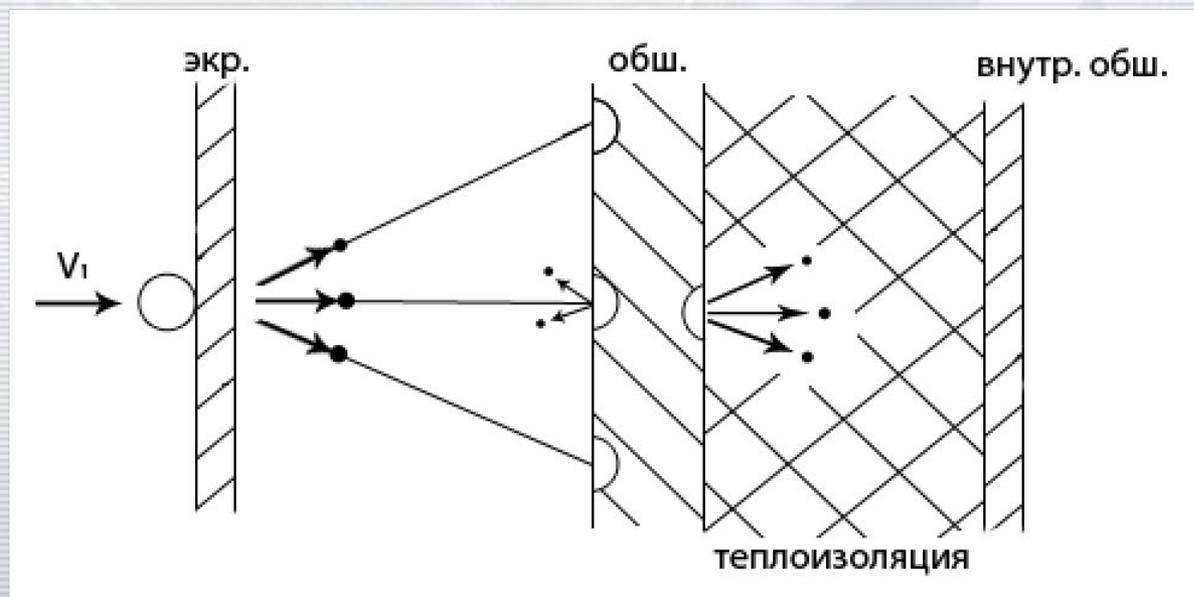
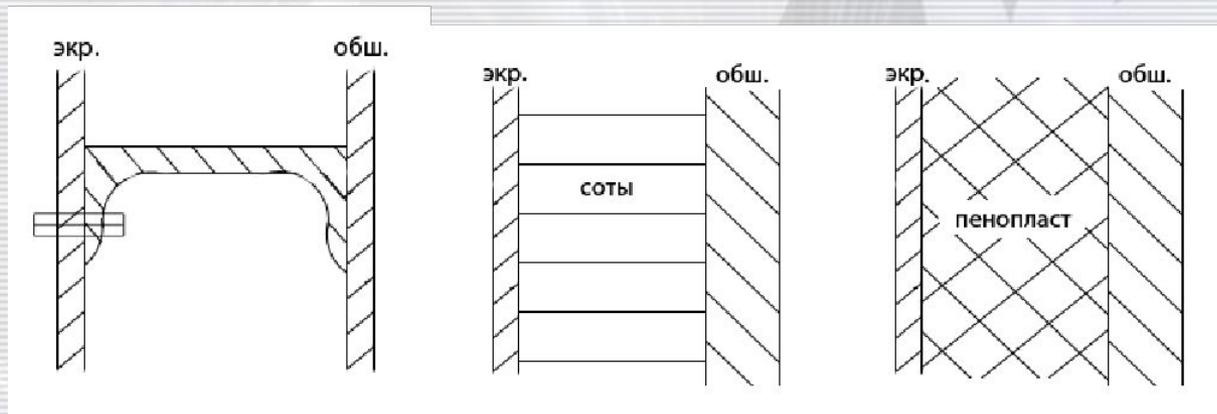
Условием непробиваемости стенки является выбор толщины стенки в  $1,5 \div 2$  раза превышающий радиус кратера

При построении однослойных систем защиты от метеорного воздействия оказывается, что вес однослойной системы защиты получается большой.

В связи с этим находят применения многослойные метеорные защиты ( $1 \div 2$  слоя). Внешние слои многослойной защиты разрушаются и поглощают энергию метеорной частицы.

# Метеорная опасность

## Конструктивные решения метеорной защиты



# Космическое излучение

Различают **первичное и вторичное** космические излучения.

**Первичное космическое излучение** - излучение, приходящее непосредственно из космоса.

Исследование его состава показало, что первичное излучение представляет собой поток элементарных частиц высокой энергии, причем более 90% из них составляют протоны с энергией примерно  $10^9$ — $10^{13}$  эВ, около 7%— $\alpha$ -частицы и лишь небольшая доля (около 1%) приходится на ядра более тяжелых элементов ( $Z > 20$ ). Имеет в основном галактическое происхождение. На высотах выше 50 км наблюдается лишь первичное излучение.

**Вторичное космическое излучение** - образуется в результате взаимодействия первичного космического излучения с ядрами атомов земной атмосферы.

Во вторичном космическом излучении встречаются практически все известные элементарные частицы. При  $h < 20$  км космическое излучение является вторичным; с уменьшением  $h$  его интенсивность понижается, поскольку вторичные частицы по мере продвижения к поверхности Земли испытывают поглощение.

В составе вторичного космического излучения можно выделить два компонента: **мягкий** (сильно поглощается свинцом) и **жесткий** (обладает в свинце большой проникающей способностью).

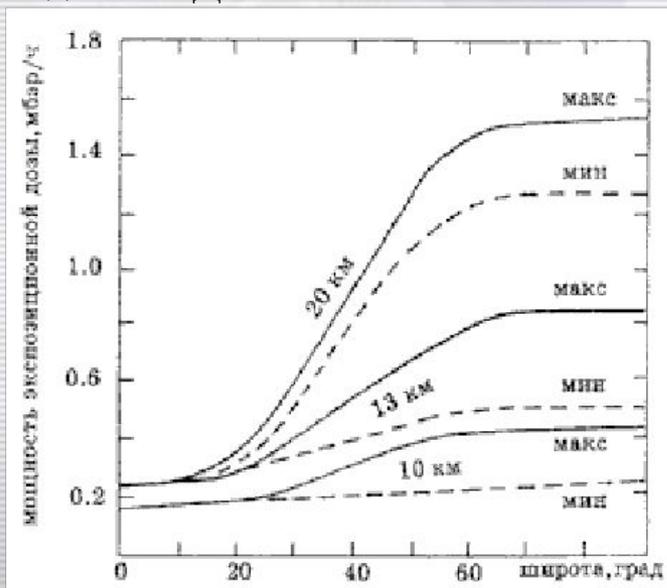
# Космическое излучение

Характеристики космических лучей до входа в атмосферу (первичные космические лучи)		
	Галактические космические лучи	Солнечные космические лучи
Поток	$\sim 1 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$	Во время солнечных вспышек может достигать $\sim 10^6 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$
Состав	<ol style="list-style-type: none"><li>1. Ядерная компонента - <math>\sim 90\%</math> протонов, <math>\sim 10\%</math> ядер гелия, <math>\sim 1\%</math> более тяжелых ядер</li><li>2. Электроны (<math>\sim 1\%</math> от числа ядер)</li><li>3. Позитроны (<math>\sim 10\%</math> от числа электронов)</li><li>4. Антиадроны <math>&lt; 1\%</math></li></ol>	98-99% протоны, $\sim 1.5\%$ ядра гелия
Диапазон энергий	$10^6 - 10^{21}$ эВ	$10^5 - 10^{11}$ эВ

## Космическое излучение

Основными источниками первичных космических лучей являются взрывы сверхновых звезд (галактические космические лучи) и Солнце. Большие энергии (до  $10^{16}$  эВ) галактических космических лучей объясняются ускорением частиц на ударных волнах, образующихся взрывах сверхновых. Природа космических лучей сверхвысоких энергий пока не имеет однозначной интерпретации.

Солнечные вспышки представляют большую радиационную опасность во время космических полетов. Космические лучи, идущие от Солнца, в основном состоят из протонов широкого энергетического спектра (энергия протонов до 100 МэВ). Заряженные частицы от Солнца способны достигать Земли через 15-20 мин после того, как вспышка на его поверхности становится видимой. Длительность вспышки может достигать нескольких часов.



# Космическое излучение

Галактическое космическое излучение (ГКИ) состоит в основном из протонов, альфа-частиц и других ядер, содержание которых не превышает 10%.

Состав ГКИ

Частица (элемент)	Плотность атома частицы	Относит. распространенность	
		В косм. изл.	В Галактике
Водород (протон)	3,6	88	90
Гелий (альфа-частица)	$4 \cdot 10^{-1}$	9,8	9
Малые ядра (Li, Bi, B)	$2 \cdot 10^{-2}$	0,2	$10^{-4}$
Средние ядра (C, N, O, F)	$3 \cdot 10^{-2}$	0,75	0,3
Тяжелые ядра ( $10 \leq Z \leq 30$ )	$6 \cdot 10^{-3}$	0,15	0,01
Очень тяжелые ядра ( $Z \geq 31$ )	$5 \cdot 10^{-4}$	0,01	$10^{-5}$
Электроны и фотоны ( $E > 4$ Гэв)	$4 \cdot 10^{-2}$	1	-

# Космическое излучение

## Солнечное космическое излучение (СКИ)

Появление спонтанных интенсивных потоков СКИ связано с хромосферными вспышками на Солнце. Ядерный состав этого излучения близок к составу атмосферы Солнца и представлен преимущественно протонами с энергиями от нескольких десятков до сотен МэВ. Кроме того, в состав СКИ входят электроны и нейтроны, которые имеют низкую интенсивность.

### Примерный состав СКИ

Атомный номер $Z$	Процент полного потока корпускул. за величину
1	>80
2	От 3 до 15
$6 \leq Z \leq 8$	От 0,1 до 0,2
$10 \leq Z \leq 18$	0, 05

Излучение во время вспышек на Солнце может (в основном протоны могут) создавать облучение в открытом космосе до 1000 р/час. Защита от них довольно сложна. Такие величины поступают неожиданно и обычно для предупреждения и принятия мер времени не остается (разность во времени между оптическим наблюдением вспышки и приходом частиц для Земли составляет около 20 минут). Излучение, по крайней мере, частично, является направленным (радиально от Солнца), что позволяет использовать односторонние защитные экраны.

# Космическое излучение

Уменьшение веса защиты от действия СКИ может осуществляться по следующим направлениям:

1. Совершенствование и уточнение методов защиты
2. Прогнозирование вспышек
  - долгосрочный стратегический прогноз, рассчитанный на несколько лет вперед. Он важен при планировании длительных межпланетных полетов.
  - оперативный прогноз, на несколько дней или недель (путем наблюдения спадов Форбуша интенсивности космических лучей): он необходим для проведения околоземных полетов, облетов Луны, сборки космических станций и т.д.
  - тактический, краткосрочный прогноз (от нескольких десятков минут до нескольких часов). Благодаря этому прогнозу экипаж ЛА может заблаговременно принять меры безопасности (посадить КА на Землю, укрыться в защитном отсеке, включить активную защиту и т.п.).
3. Применение активной защиты (электростатической, магнитной и т.д.). Это возможно на перспективных аппаратах, использующих солнечные или ядерные энергоустановки.

# Космическое излучение

## Воздействие радиации на материалы.

Радиация может вызывать выделение газа, изменять механические, электрические и оптические свойства и даже полностью переводить материал из одного механического состояния в другое.

Исходя из физики взаимодействия ионизирующего излучения с веществом, часть частиц, достигающих поверхности аппарата, воспринимается его элементами, другая – отражается, часть, пройдя через те или иные агрегаты, теряет долю энергии и продолжает движение. Эти процессы сопровождаются появлением новых частиц – вторичного излучения.

За единицу облученности принимается **рад**:

$$1 \text{ рад} = 100 \text{ эрг/г} = 6,24 \cdot 10^7 \text{ Мэв/г}$$

Для различных материалов установлены предельные дозы облучения, ограничивающие их использование.

Материалы	Предельные дозы облучения [рад]
Конструкц. пластики	$10^6$
Прозрачные пластики	$10^4 \div 10^8$
Каучук	$10^7$
Керамика	$10^9$
Кварц (стекло)	$10^9$
Полупроводники	$10^6$
Топливо РДТТ	$10^7$

- Радиационные повреждения проявляются в поверхностной эрозии, ионизации вещества, смещении атомов.
- Металлы и керамические кристаллические материалы достаточно стойки к действию частиц. В поверхности стоя металлов (на глубине  $1 \text{ мг/см}^2$ ) за год нахождения в радиационных поясах Земли изменяются лишь ферромагнитн. свойства.
- Полимеры и оптические материалы, полупроводники, смазки и изоляторы за этот период требуют защиты в  $1 \text{ г/см}^2$ .
- Большинство покрытий под действием корпускулярной радиации изменяют свои оптические характеристики ( $a_L, \epsilon$ ).
- Излучение изменяет механические характеристики и скорость горения топлив РДТТ.
- Солнечные батареи теряют мощность в процессе облучения протонами.

## ***Космический мусор***

**Космический мусором** - все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые выведены из эксплуатации, но являющиеся опасными объектами для КА, особенно пилотируемых.

Также, крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы объекты могут представлять опасность для Земли — при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и падении обломков на населённые пункты, промышленные объекты и т.д.

На настоящий момент на низких околоземных орбитах (НОО) (до высот около 2000 км) находится свыше 300 тысяч объектов (по данным ООН)

На основе статистических оценок делаются выводы, что общее число объектов подобного рода (поперечником более 1 см) достаточно неопределенно и может достигать 60 000 – 100 000. Из них только порядка 10 % (около 8600 объектов) обнаруживаются, отслеживаются и каталогизируются наземными радиолокационными и оптическими средствами и только около 6 % отслеживаемых объектов — действующие.

По некоторым данным, также приводимым Роскосмосом, на орбите уже свыше 15 000 фрагментов мусора, «классифицируемого» следующим образом:

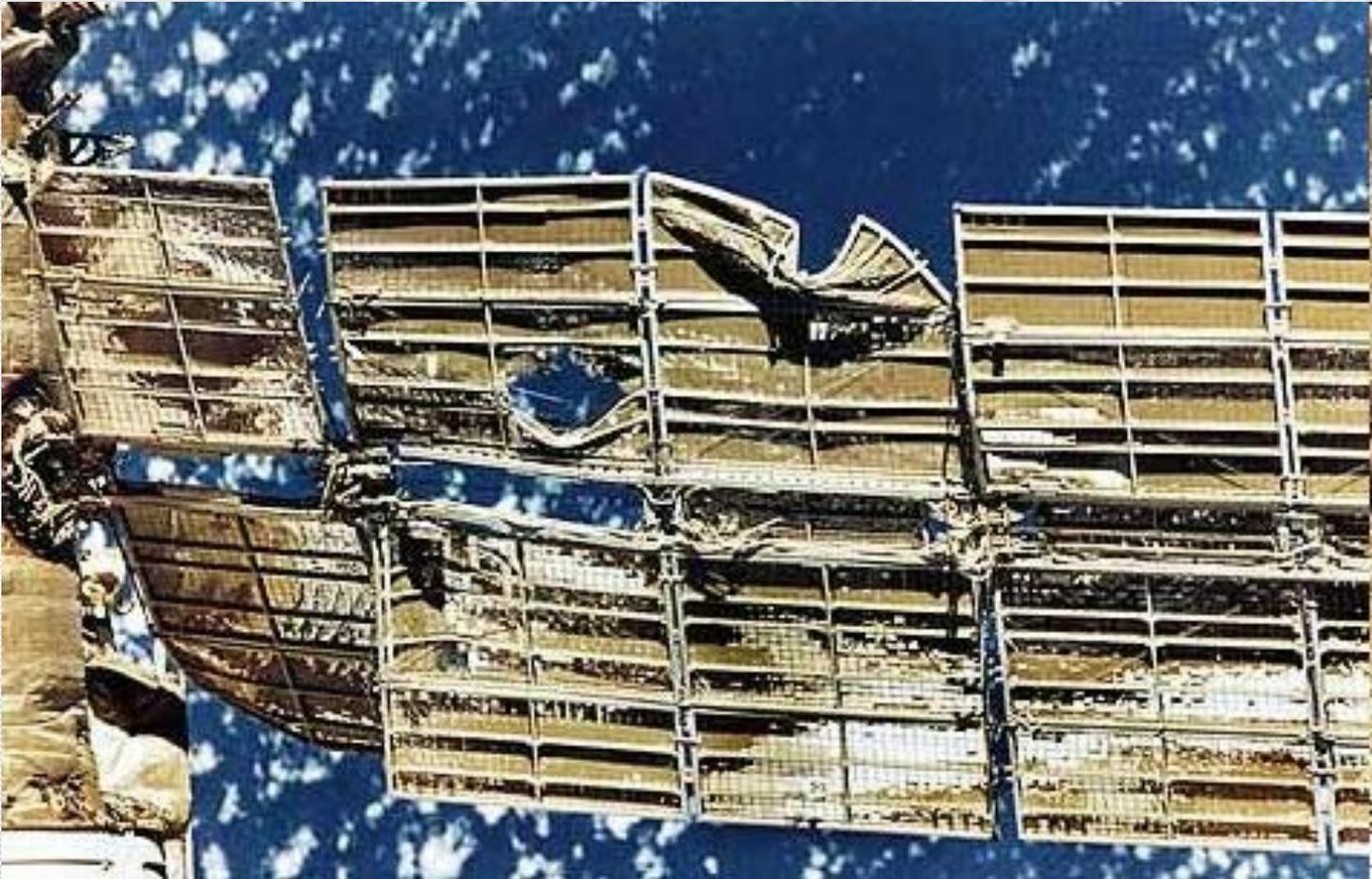
- 12 058 объектов – третьи ступени ракет, разгонные блоки и обломки космической техники;
- 3 312 объектов – работающие и вышедшие из строя космические аппараты.

# *Космический мусор*



Note: Artist's impression; size of debris exaggerated as compared to the Earth

## *Космический мусор*



# Космический мусор



## **Влияние температуры**

---

При умеренных колебаниях температуры внешней среды организм человека автоматически поддерживает внутреннюю температуру на постоянном уровне. Однако резкие изменения температуры (ее повышение или понижение) отрицательно сказываются на состоянии человека. Температура может оказаться высокой или низкой не только внутри транспортного корабля, но и на месте приземления или приводнения экипажа.

Воздействие на человека высокой температуры приводит, прежде всего, к функциональным нарушениям системы терморегулирования организма. При температуре наружного воздуха 30-33 °С теплообмен с окружающей средой практически прекращается, и тепловое равновесие поддерживается только благодаря интенсивному потоотделению, но оно при ограниченных запасах воды чревато угрозой дегидратации (обезвоживания) организма.

Если температура воздуха и окружающих стен превышает 60 °С, организм человека не способен сохранять тепловой баланс даже за счет обильного потоотделения, вследствие чего начинается процесс накопления тепла в организме.

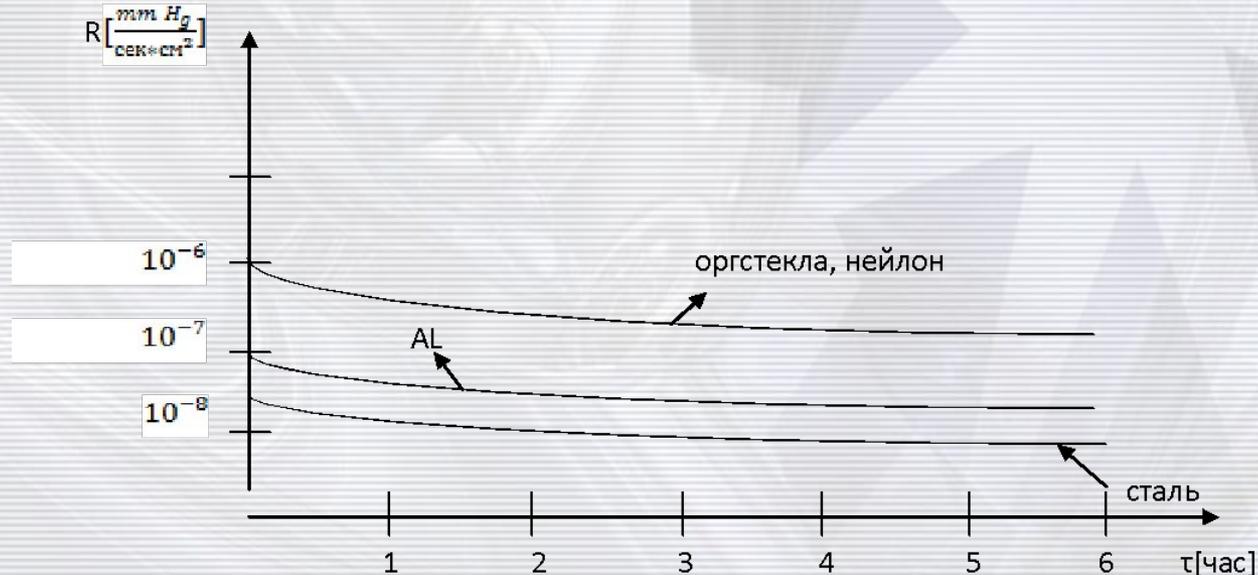
Помимо влияния температуры на организм высокая/низкая температура оказывает влияние на конструкцию КА и на материал конструкции

---

# Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы

При выходе в космос начинается газовыделение аппарата. Причем, в этом процессе участвуют теплозащитная обшивка спускаемых аппаратов, пластмассы и даже конструкционные материалы.

Газовыделение  $R$  уменьшается со временем и зависит от температуры поверхности  $T$ .



Глубокий вакуум (для ИСЗ  $\sim 10^{-6}$  мм Hg, для межпланетных станций  $\sim 10^{-14}$  мм Hg) вызывает испарение конструкционных материалов, их покрытий, унос пластмасс, испарение смазок в трущихся парах.

# Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы

Глубокий вакуум (для ИСЗ  $\sim 10^{-6}$  мм Hg, для межпланетных станций  $\sim 10^{-14}$  мм Hg) вызывает испарение конструкционных материалов, их покрытий, унос пластмасс, испарение смазок в трущихся парах.

Если толщина уноса достигает значений  $\sim 10^{-4}$  мм, изменяются оптические свойства поверхности, при уносе (0.5 ÷ 1) мм ставятся под сомнение прочностные свойства конструкции, возможна проницаемость герметических отсеков.

Поверхностное испарение материалов описывается формулой Ленгмюра:

$$S = \frac{P}{17.14} \left( \frac{\mu}{T} \right)^{0.5} \frac{2}{\text{см}^2 \text{сек}},$$

где  $\mu$  – молекулярный вес паров материала;

T [k] – температура среды;

P [мм Hg] – давление паров материала;

# Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы

Для металлов давление паров мало ( $< 10^{-10}$  мм Hg) и существенно зависит от температуры. Поверхностный унос металлов значительно повышается с увеличением температуры.

Для анализа стойкости конструкционных материалов к испарению в вакууме достаточно сравнить их температуры, соответствующими заданному линейному уносу ( $S=10^{-2}$  мм/год).

Материал	Температура °C
Кадий	80
Цинк	130
Магний	170
Алюминий	680
Бериллий	700
Германий	800
Золото	800
Железо	900
Кремний	920
Титан	1070
Молибден	1630

В реальном диапазоне температуры корпуса ( $\pm 150^\circ\text{C}$ ) испаряемость металлов существенна только для тонких поверхностей кадия или цинка. Для радиаторов терморегулирование мощных энергоустановок ( $t=750\div 800^\circ\text{C}$ ) целесообразно использовать молибден.

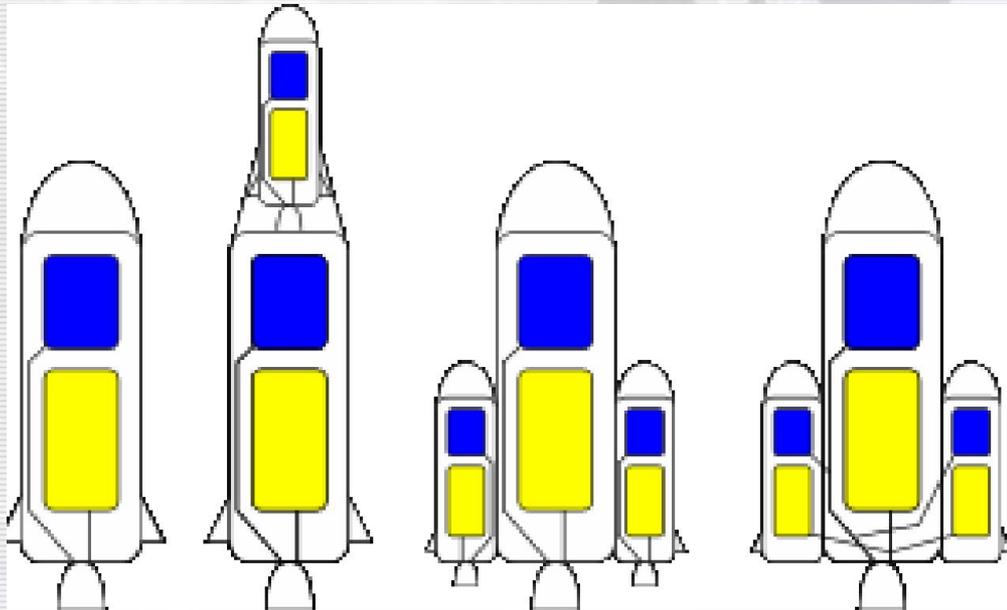
# Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы

Пластмассы в отличие от металлов испаряются не только по поверхности, но и во всем объеме. Доля испарившейся массы  $\bar{\sigma} = \frac{\sigma_{\text{исп.}}}{\sigma_0}$  есть функция температуры и времени.

Температура, соответствующая уносу 10% в год.

Материал	Температура
Хлорвинил	90
Каучук	190
Эпоксидные смолы	40 ÷ 240
нейлон	210
Фенольн. смолы	250
Кремний - органические соединения	200
фторопласты	250 ÷ 380

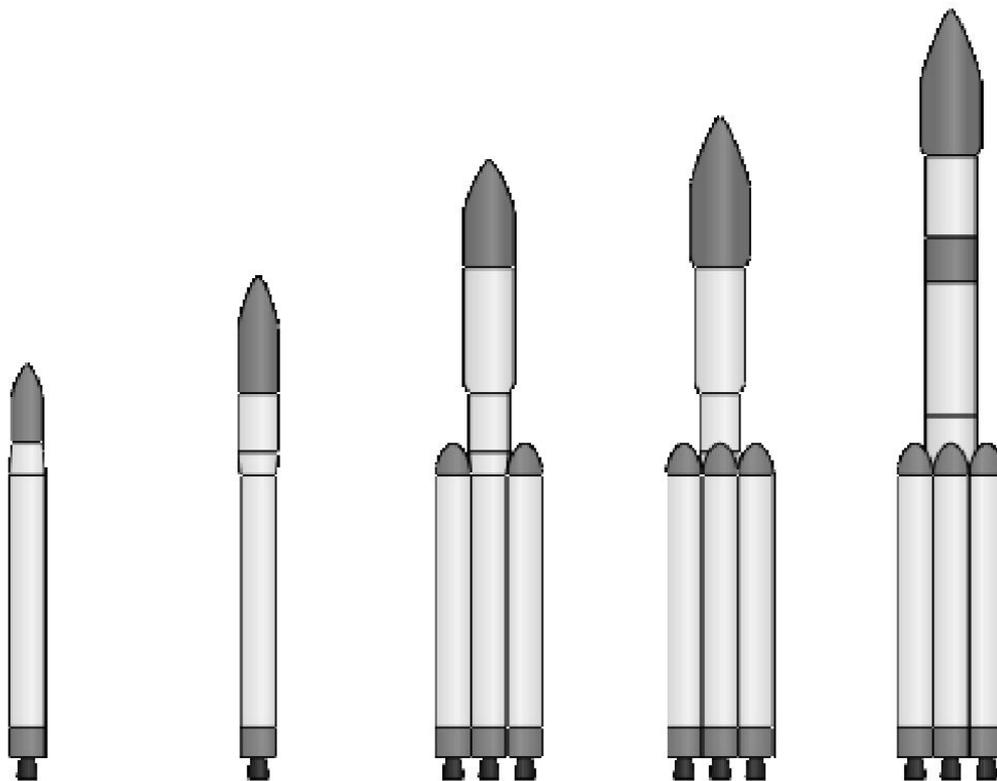
# Компоновка ракеты



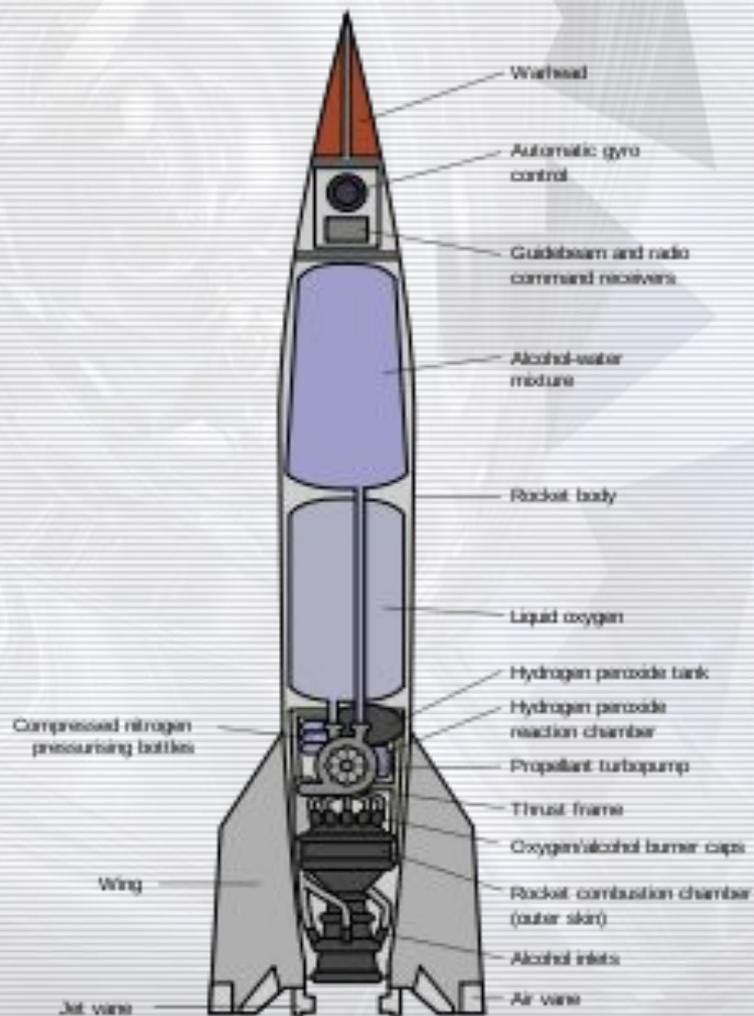
Варианты компоновки ракет:

1. одноступенчатая ракета;
2. двухступенчатая ракета с поперечным разделением;
3. двухступенчатая ракета с продольным разделением.
4. Ракета с внешними топливными ёмкостями, отделяемыми после исчерпания топлива в них.

# Компоновка ракет

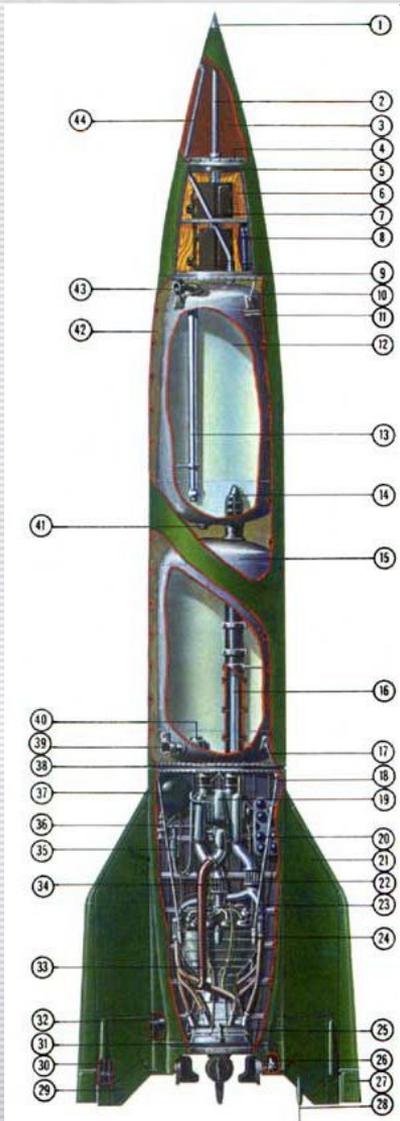


# Компоновка ракет



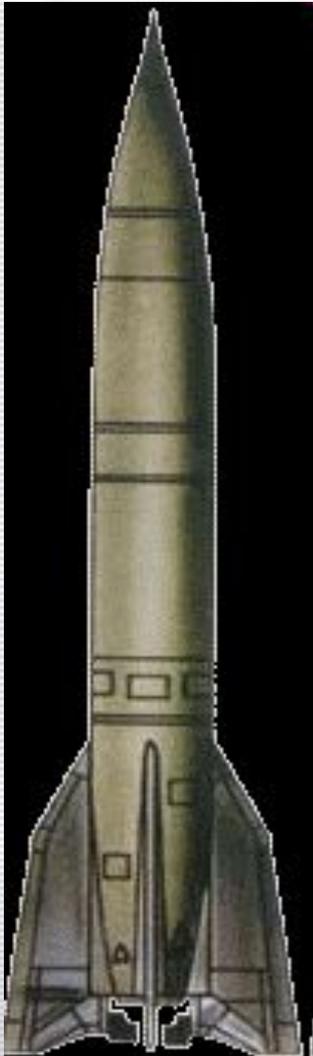
# Компоновка ракет

Компоновочная схема ракеты А-4 (Фау-2):



1 - Наконечник с головным взрывателем, 2 - взрывная трубка, 3 - заряд взрывчатого вещества, 4 - стыковой разъем головной части, 5 - донный электровзрыватель, 6 - фанерная перегородка, 7 - приборы системы управления. 8 - баллоны высокого давления, 9 - стыковой разъем приборного отсека, 10 - силовая рама подвески топливного бака, 11 - шпангоут силового корпуса, 12 - топливный бак, 13 - труба заправки топливного бака, 14 - топливный клапан, 15 - бак окислителя, 16 - изолированный трубопровод подачи топлива, 17 - силовая рама подвески бака окислителя, 18 - силовая рама двигателя, 19 - турбонасосный агрегат, 20 - воздушные баллоны высокого давления двигательной установки, 21 - стабилизатор, 22 - главный клапан горючего, 23 - труба подачи топлива для регенеративного охлаждения камеры сгорания, 24 - камера сгорания ЖРД, 25 - газовый руль, 26 - рулевая машина, 27 - аэродинамический руль, 28 - штыревая антенна, 29 - шлей-фовая антенна, 30 - цепной привод руля. 31 - рулевое кольцо, 32 - электродвигатель аэродинамического руля, 33 - выхлопная труба турбонасосного агрегата, 34 - главный клапан окислителя, 35 - парогазогенератор, 36 - главный клапан парогазогенератора, 37 - бак перекиси водорода, 38 - стыковой разъем двигательного отсека, 39 - штуцер заправки окислителя, 40 - клапан окислителя, 41 - клапан слива топлива, 42 - изоляция из стекловолокна, 43 - штуцер заправки топлива, 44 - труба наддува топливного бака.

## Компоновка ракет



### Тактико-технические характеристики Р-1

Максимальная дальность стрельбы, км 270

Стартовая масса, т 13,4

Масса топлива, т 8,5

Длина ракеты, м 14,6

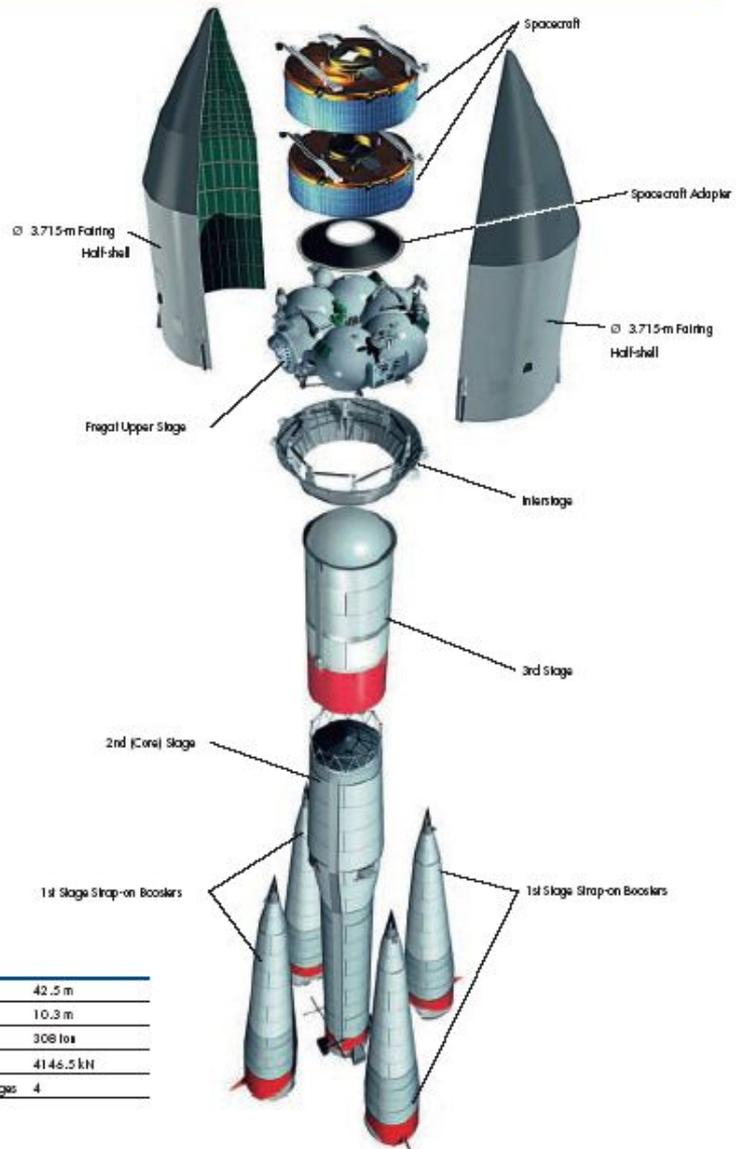
Диаметр ракеты, м 1,65

Масса головной части, т 1

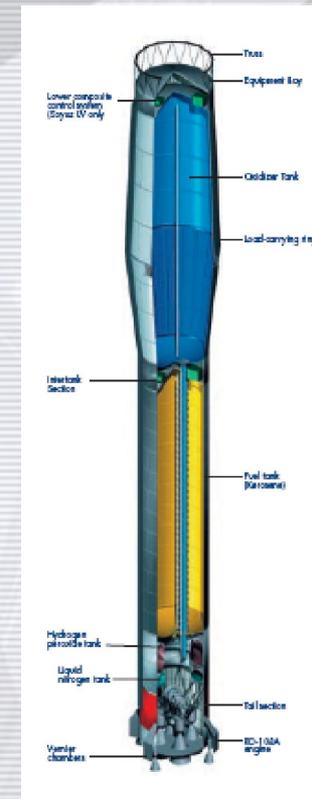
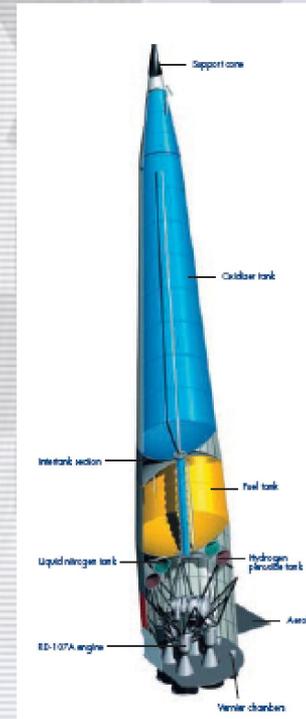
Тип головной части

Моноблочная, неядерная, неотделяемая

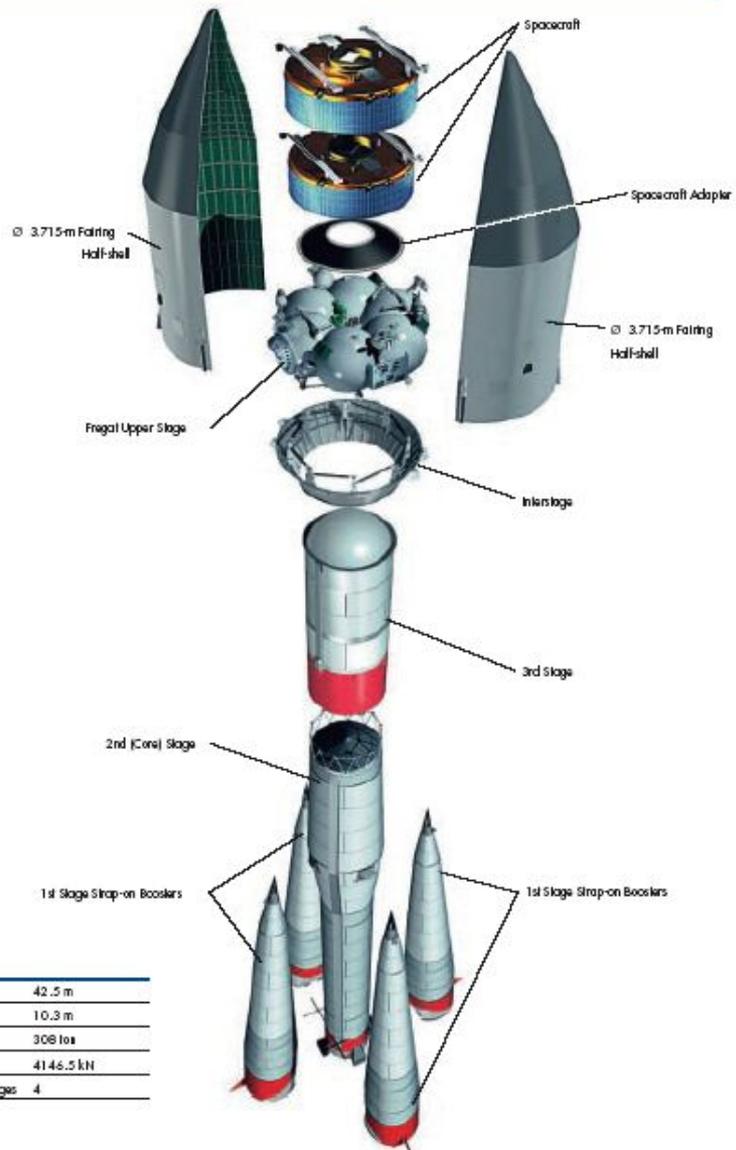
# Компоновка ракет



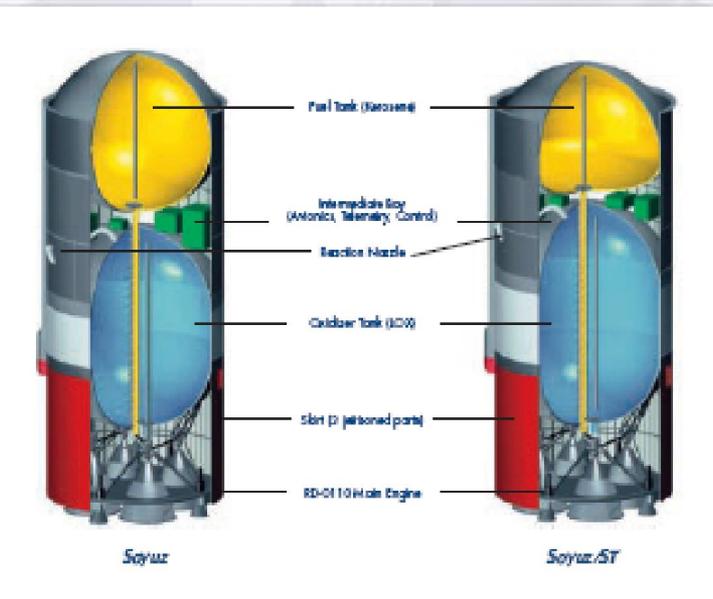
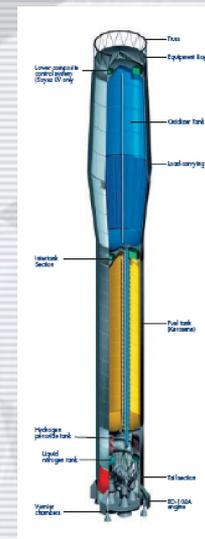
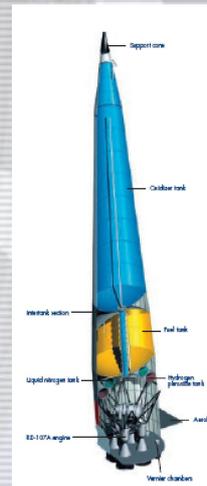
Soyuz	
Length	42.5 m
Diameter	10.3 m
Lift-off Mass	306 tons
Lift-off Thrust	4146.5 kN
Number of Stages	4



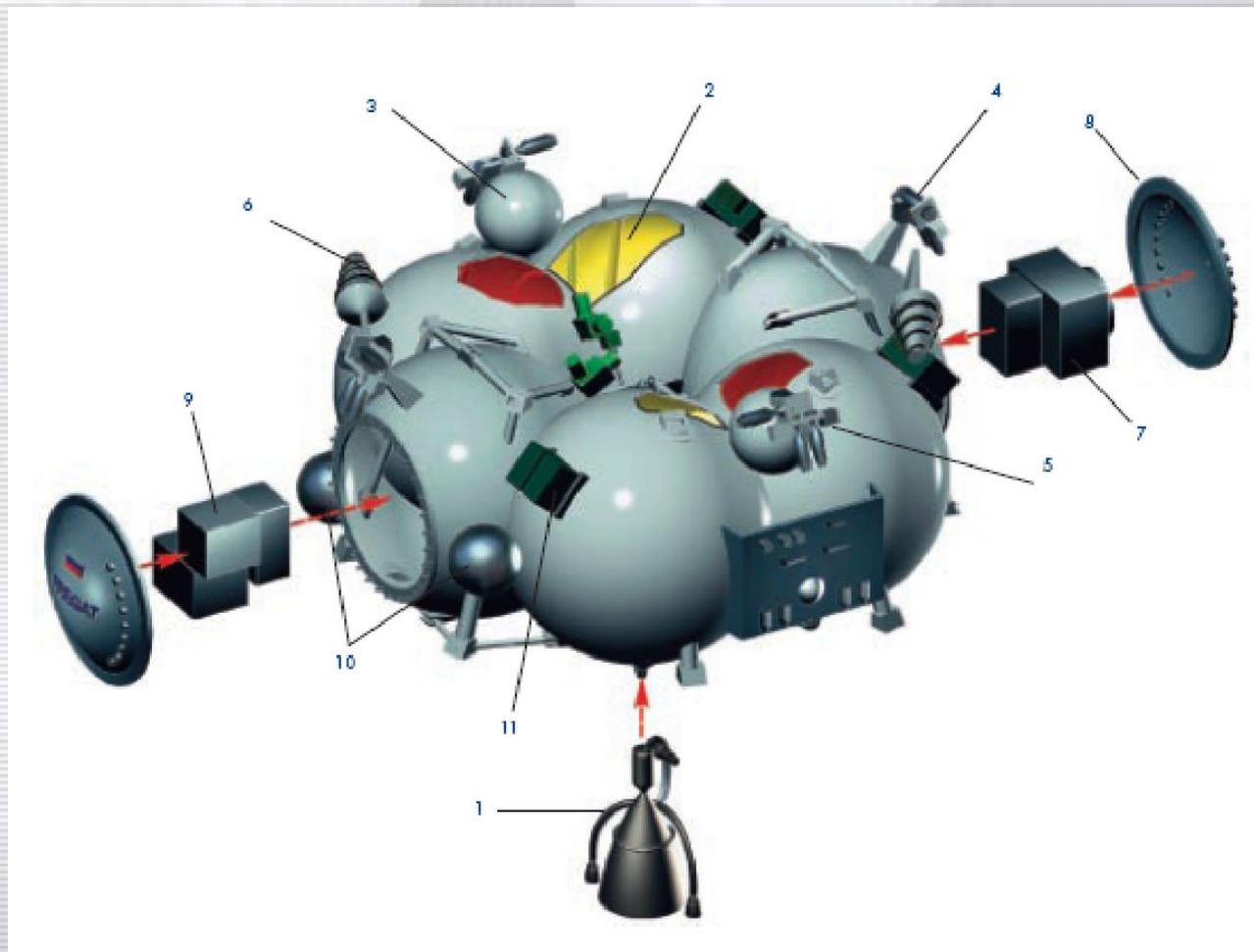
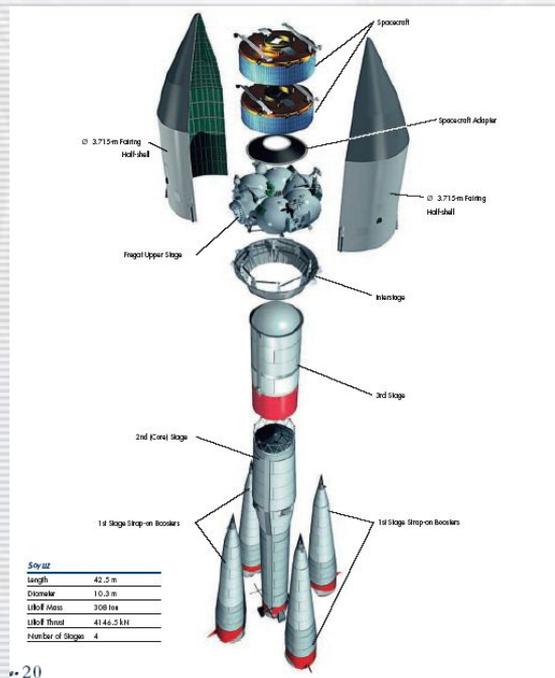
# Компоновка ракет



Soyuz	
Length	42.5 m
Diameter	10.3 m
Lift-off Mass	306 tons
Lift-off Thrust	4146.5 kN
Number of Stages	4



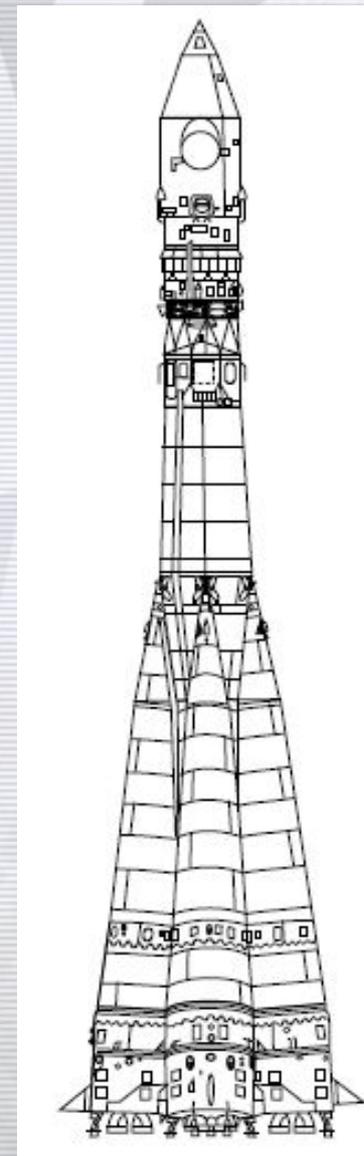
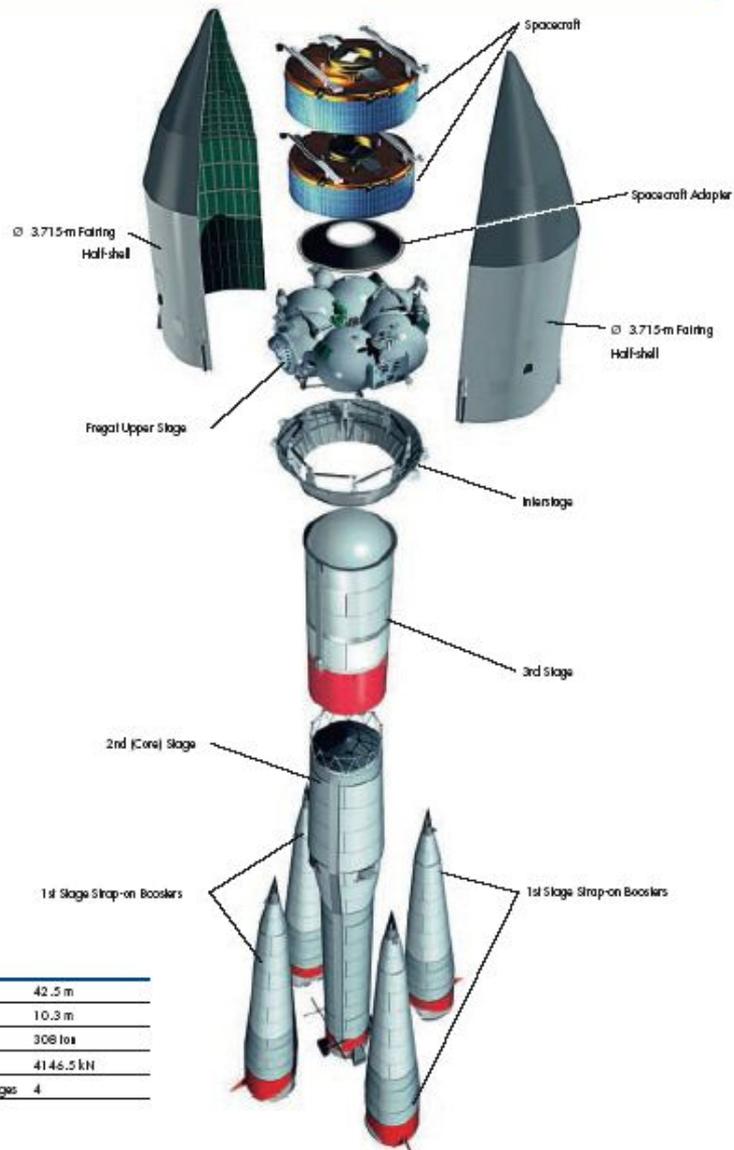
# Компоновка ракет



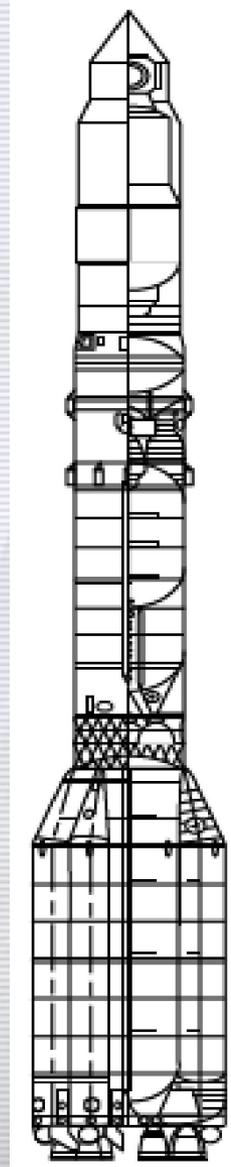
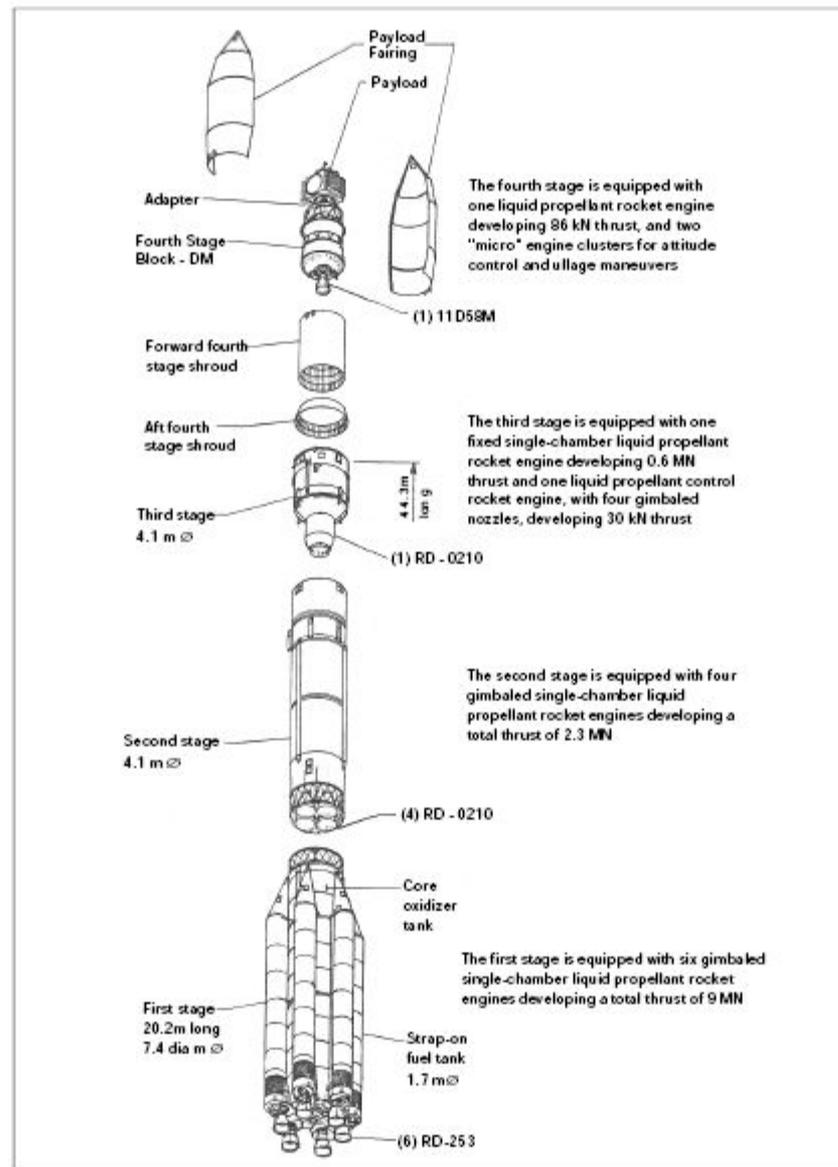
## *Компоновка ракет*



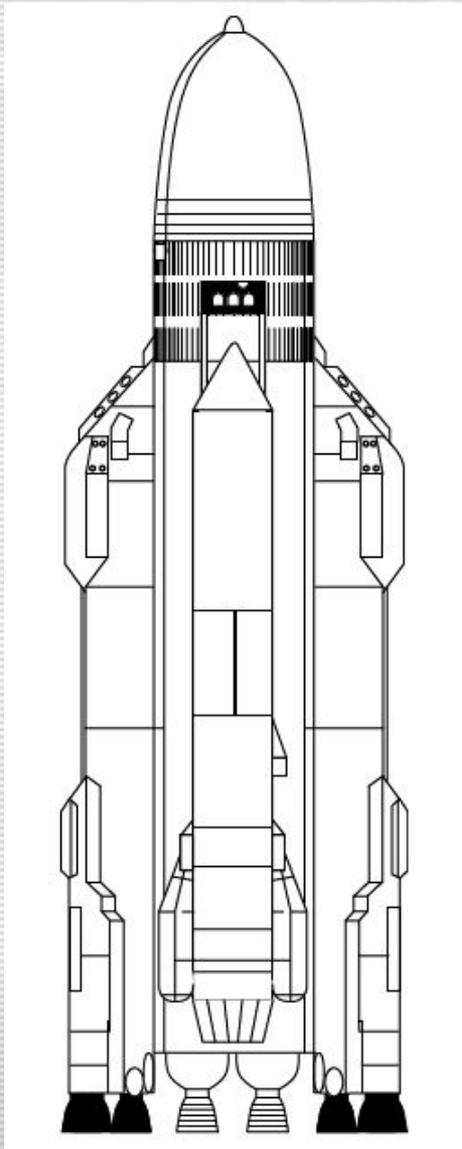
# Компоновка ракет



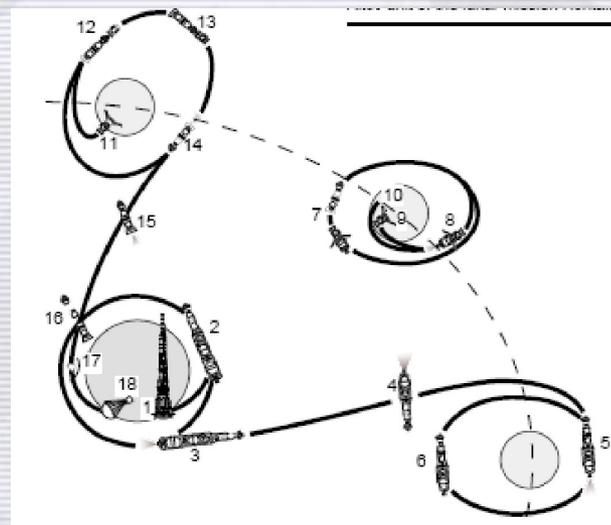
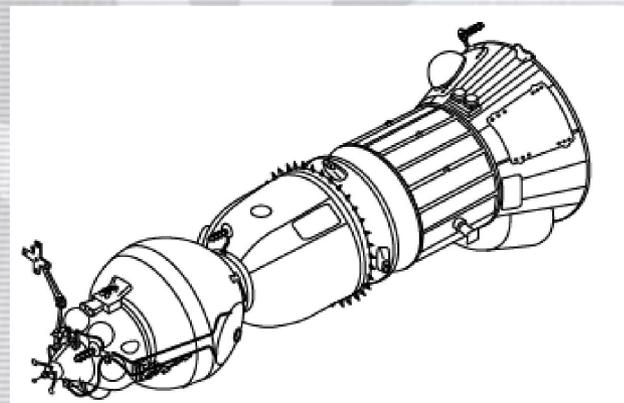
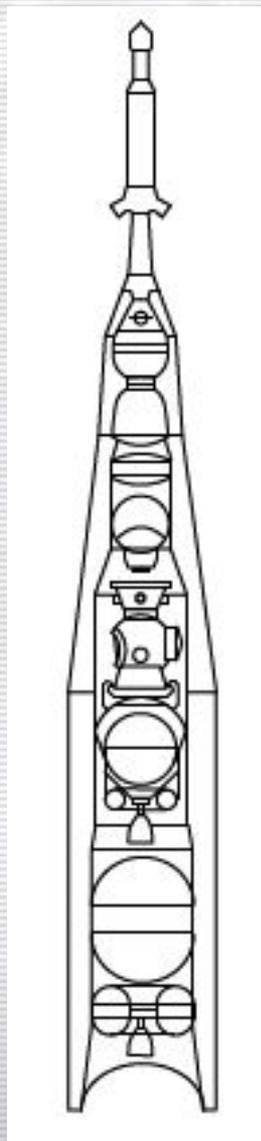
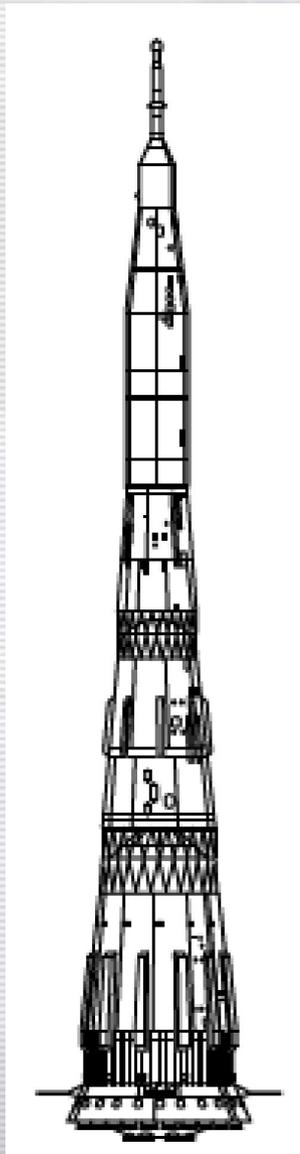
# Компоновка ракет



# Компоновка ракет



# Компоновка ракет



# Компоновка ракет

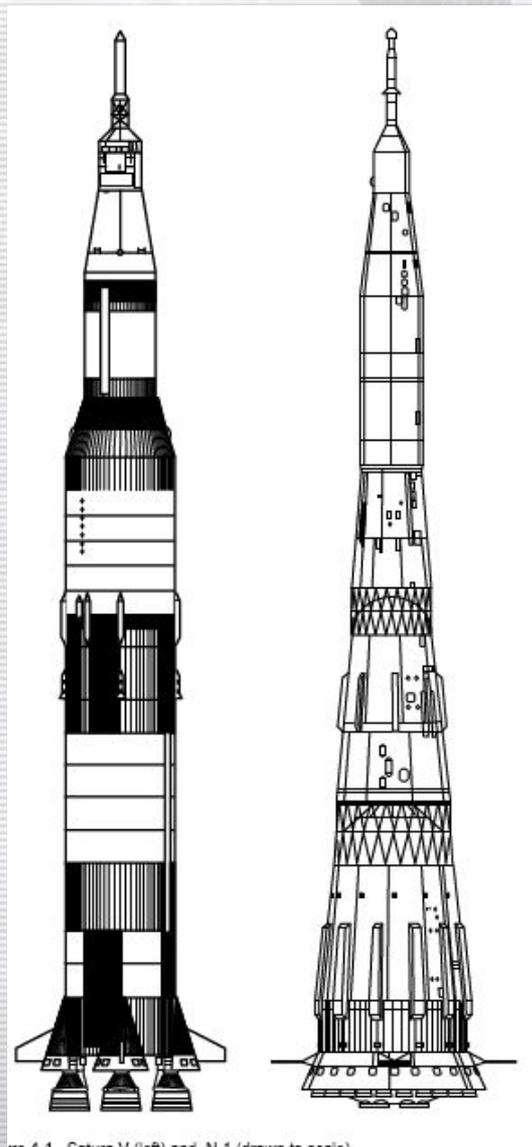
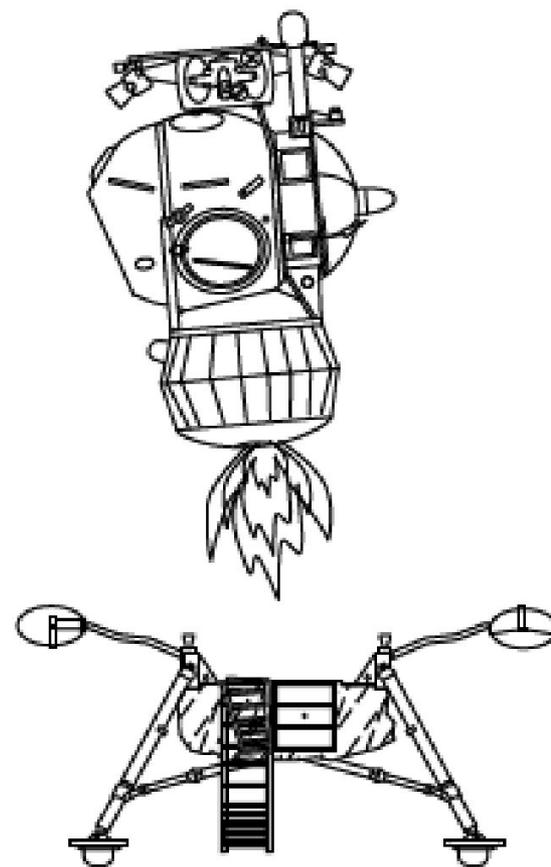
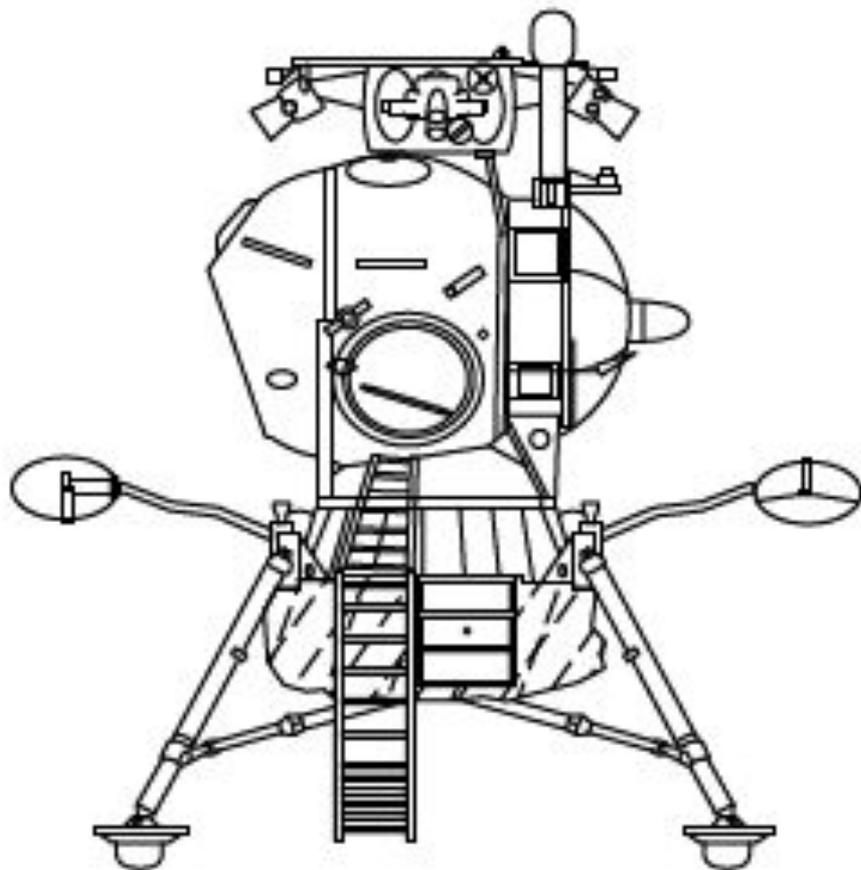
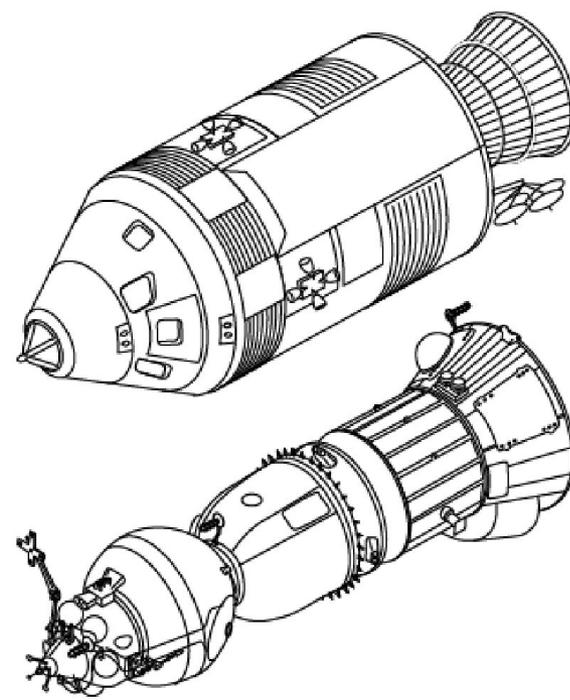
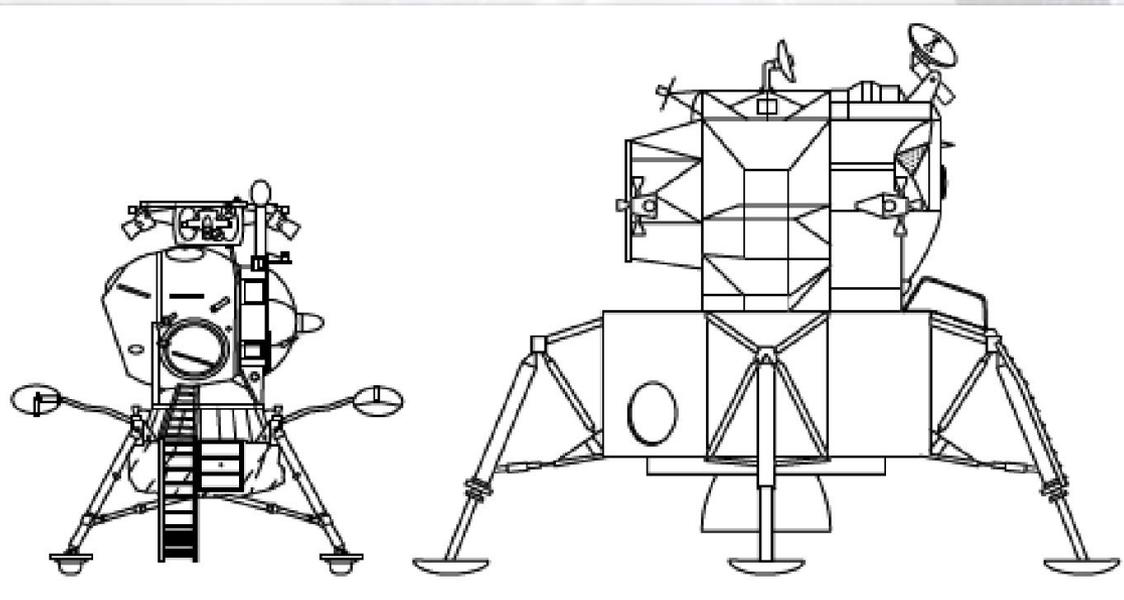


Figure 4-1. Saturn V (left) and N-1 (drawn to scale)

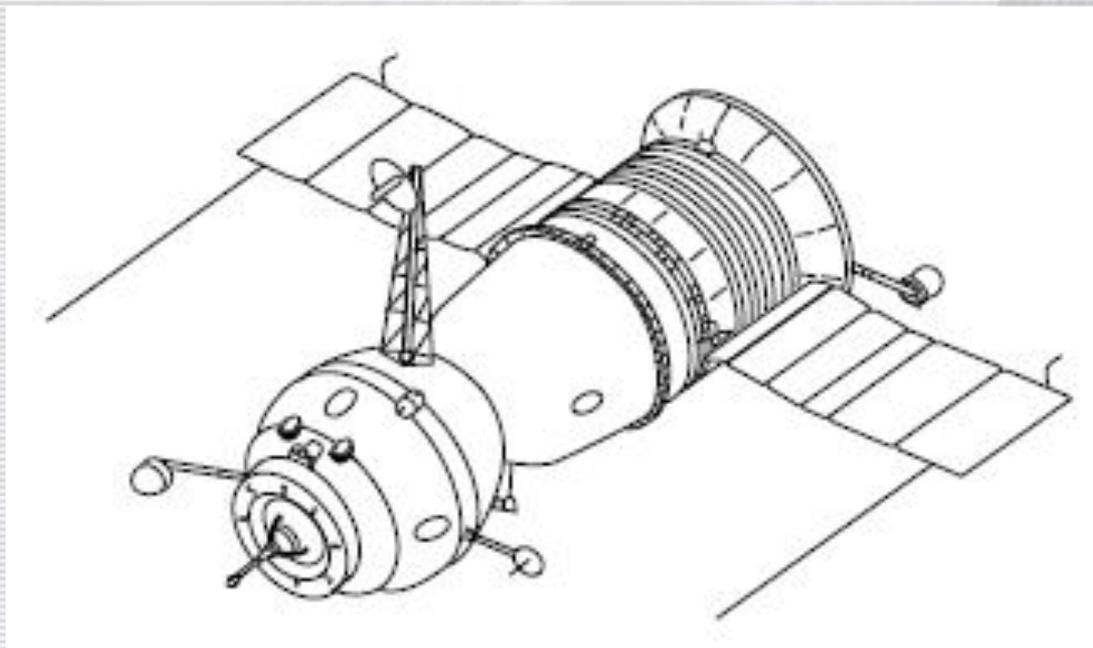
## Компоновка ракет



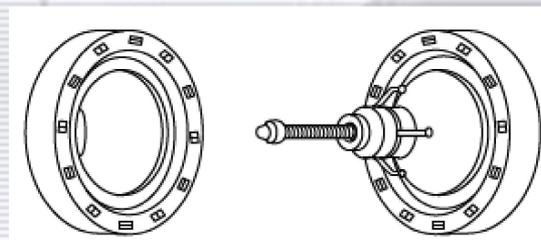
# Компоновка ракет



# Компоновка ракет

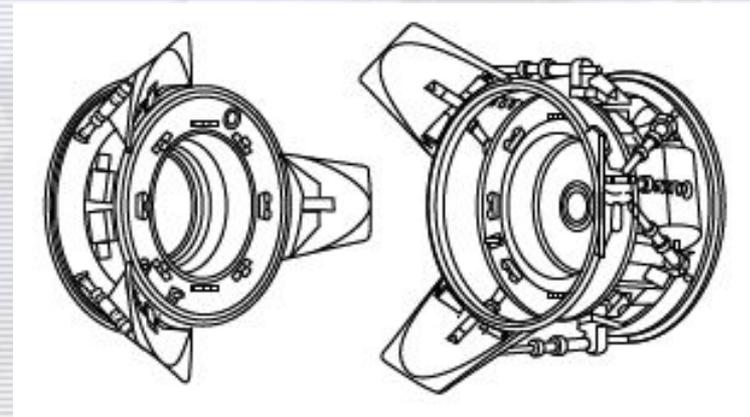
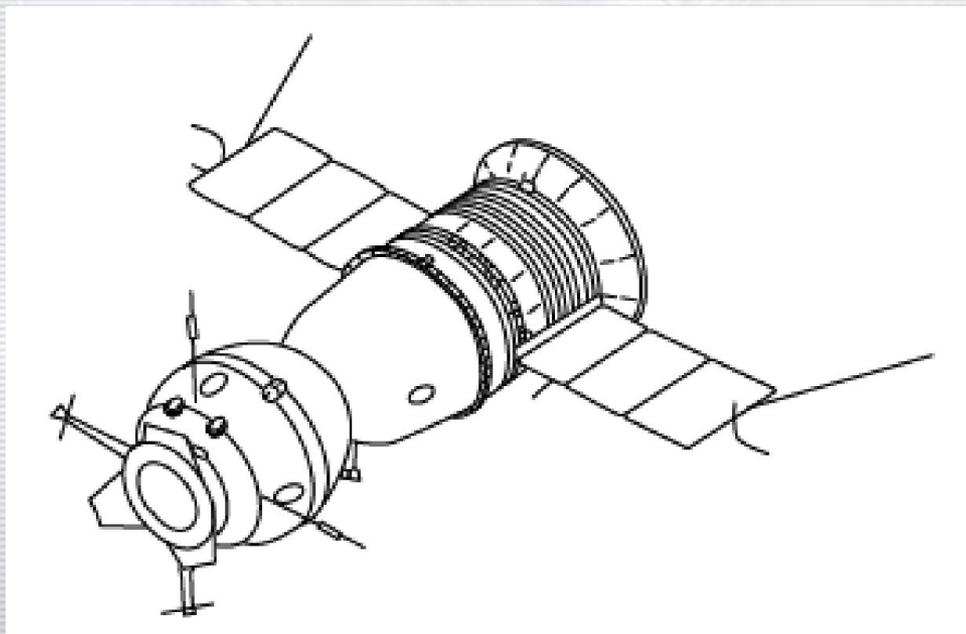
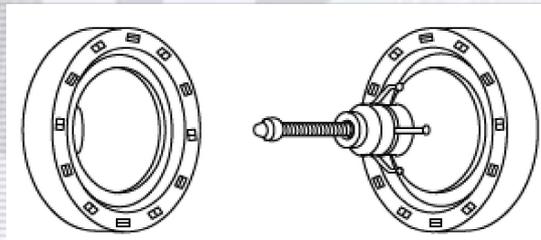
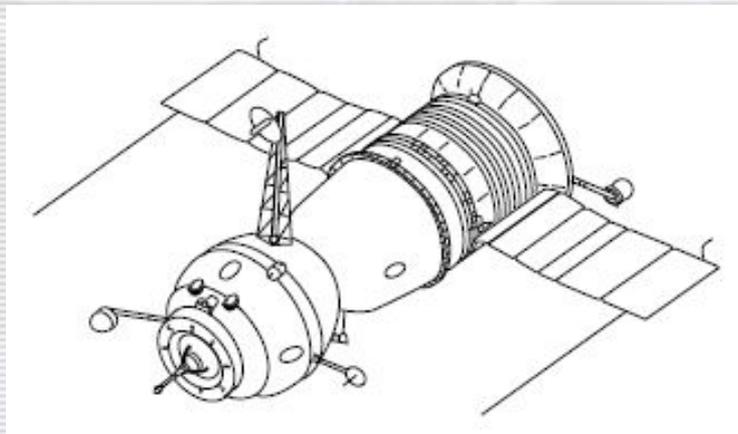


КК Союз (1971 г.)

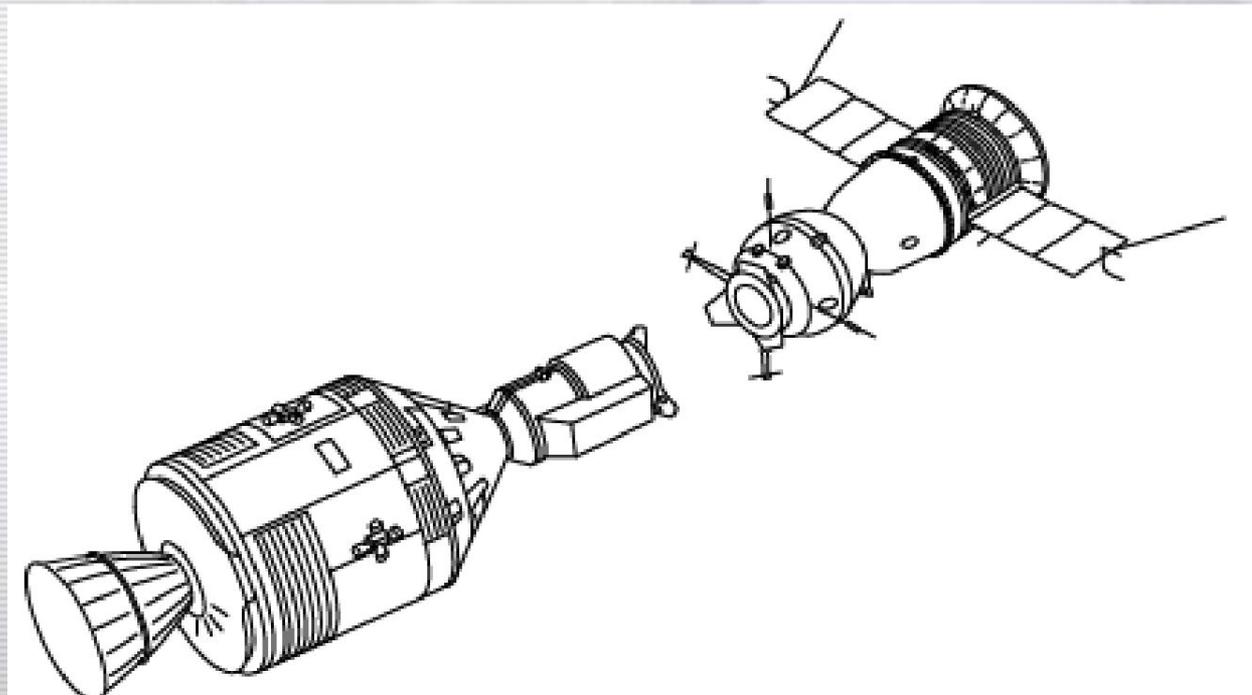
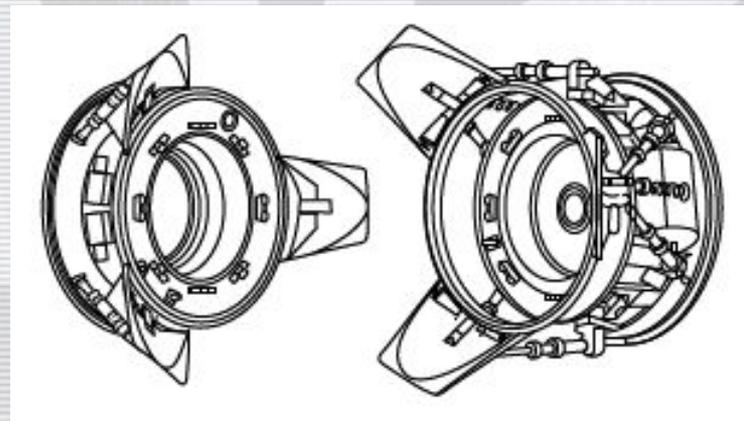
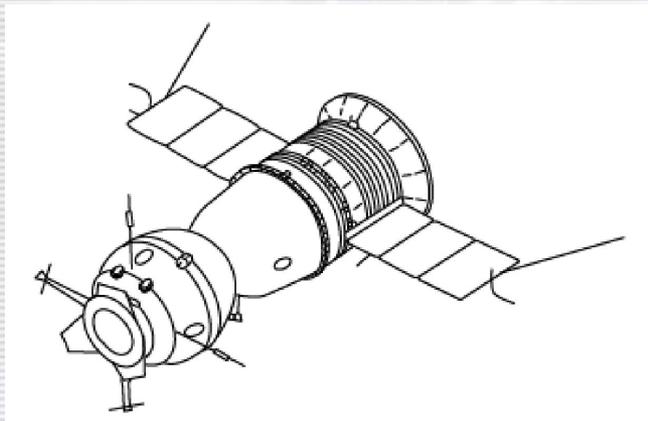


Launch weight .....	about 6800 kg
Length .....	about 7.5 m
Span across solar arrays .....	10 m
Diameter of habitable modules .....	2.2 m
Maximum diameter .....	2.72 m
Habitable volume .....	about 10 m <sup>3</sup>
Number of crew .....	3

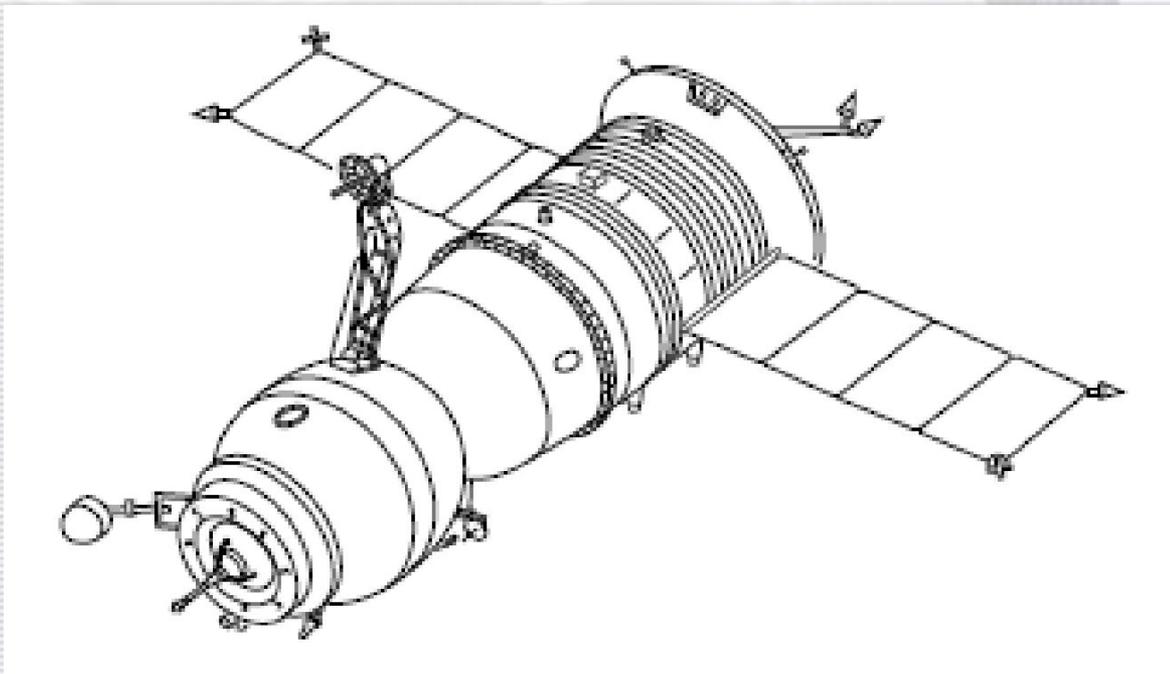
# Компоновка ракет



## Компоновка ракет



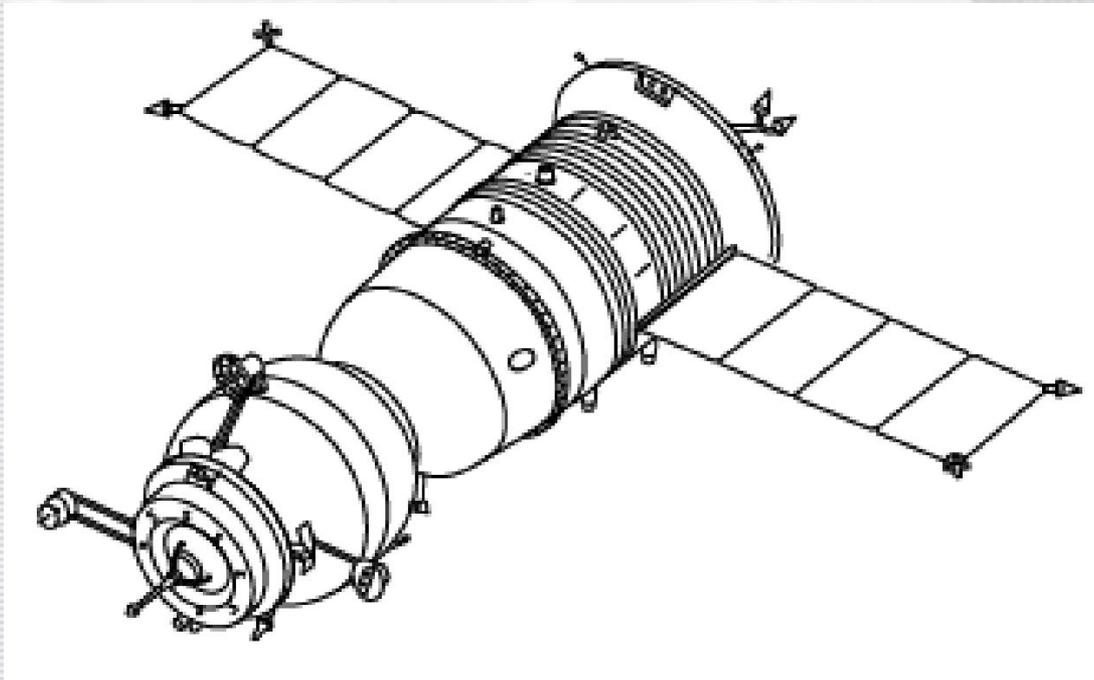
## Компоновка ракет



Launch weight .....	6850 kg
Length .....	6.98 m
Span across solar arrays .....	10.6 m
Diameter of habitable modules .....	2.2 m
Maximum diameter .....	2.72 m
Habitable volume .....	9.5 m <sup>3</sup>
Number of crew .....	2-3

КК Союз Т (1986 г.)

# Компоновка ракет



КК Союз ТМ

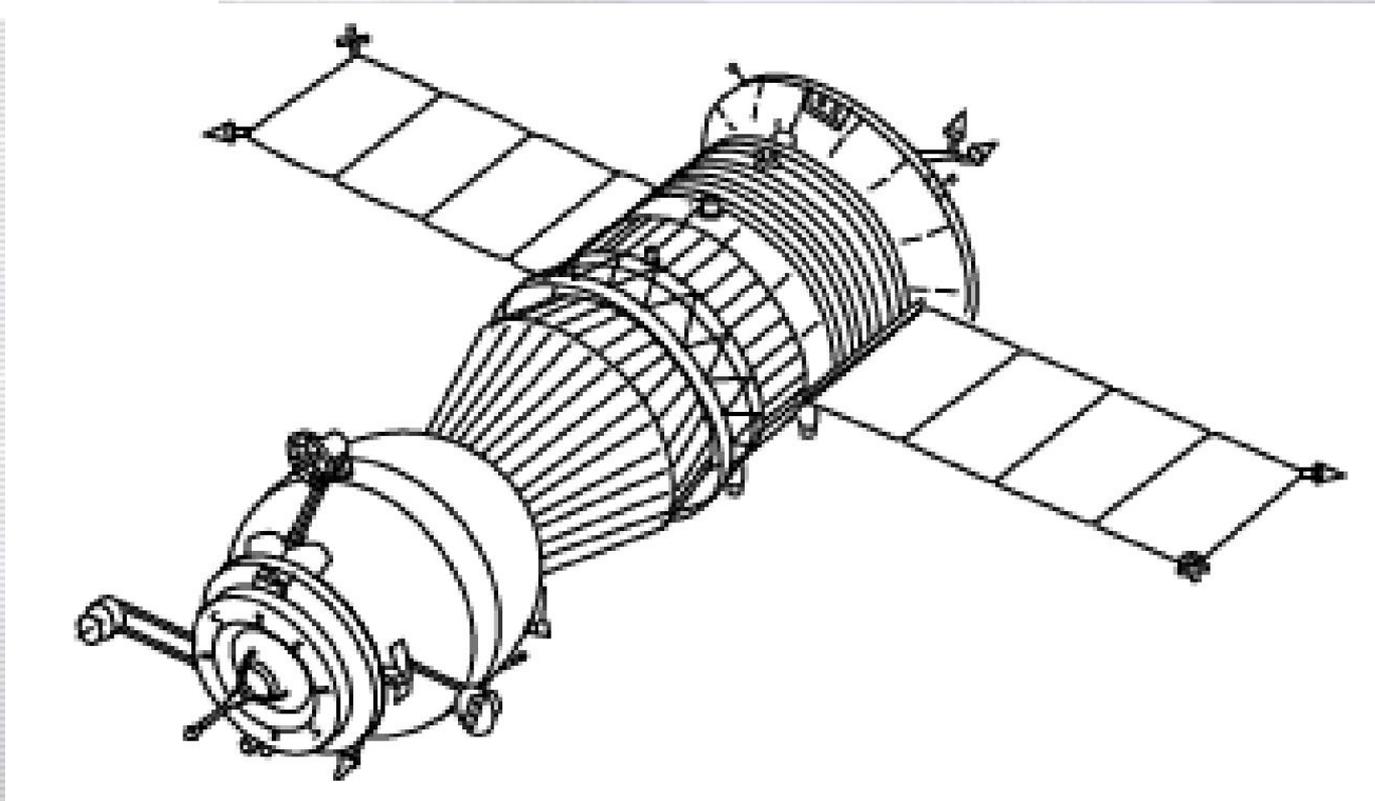
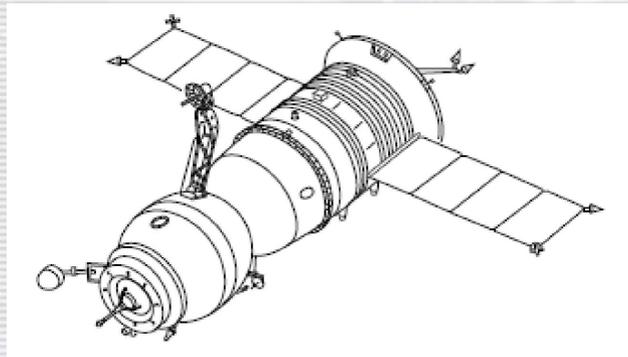
Launch weight .....	6850 kg
Length .....	6.98 m
Span across solar arrays .....	10.6 m
Diameter of habitable modules .....	2.2 m
Maximum diameter .....	2.72 m
Habitable volume .....	9.5 m <sup>3</sup>
Number of crew .....	2-3

КК Союз Т

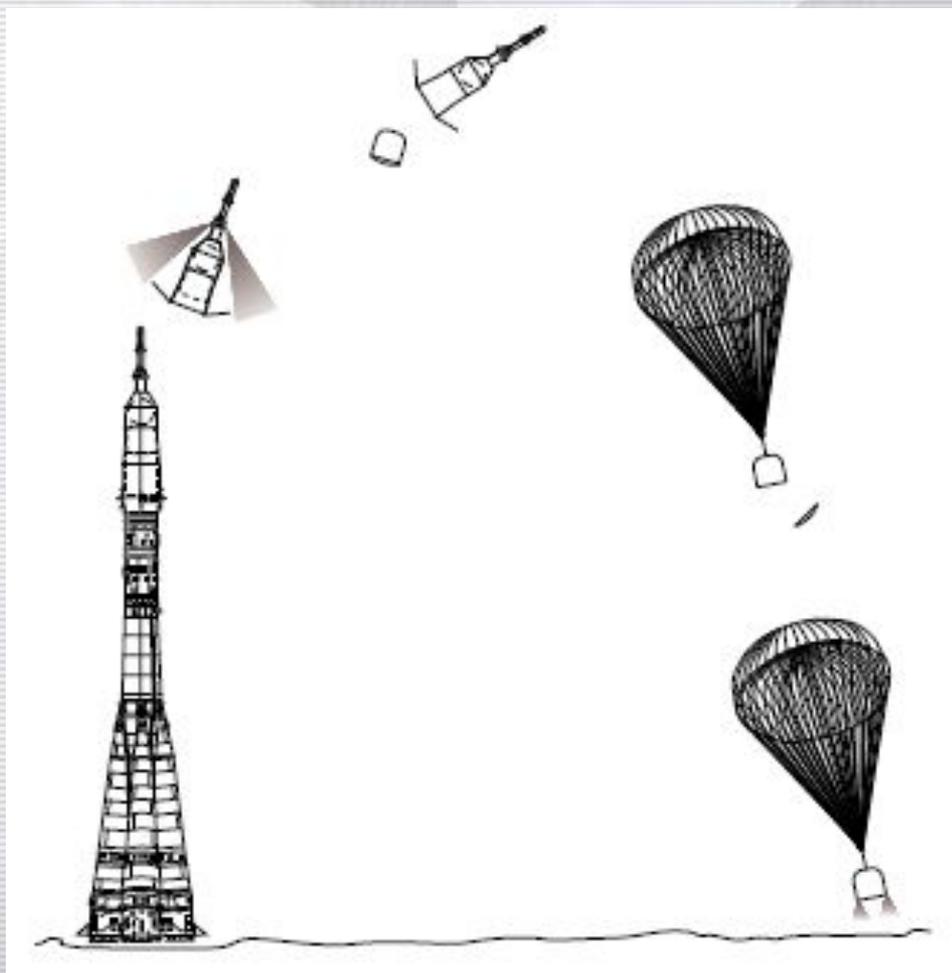
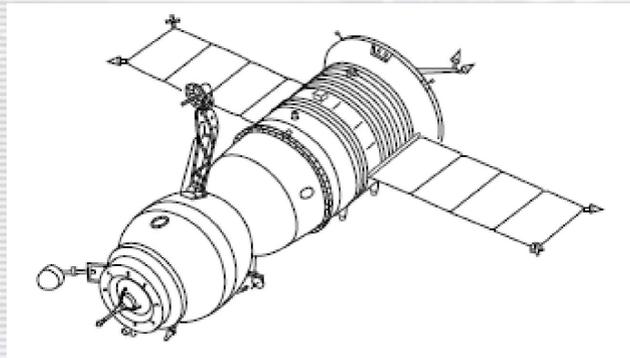
Launch weight .....	7070 kg
Length .....	6.98 m
Span across solar arrays .....	10.6 m
Diameter of habitable modules .....	2.2 m
Maximum diameter .....	2.72 m
Habitable volume .....	9.5-10 m <sup>3</sup>
Number of crew .....	2-3

КК Союз ТМ

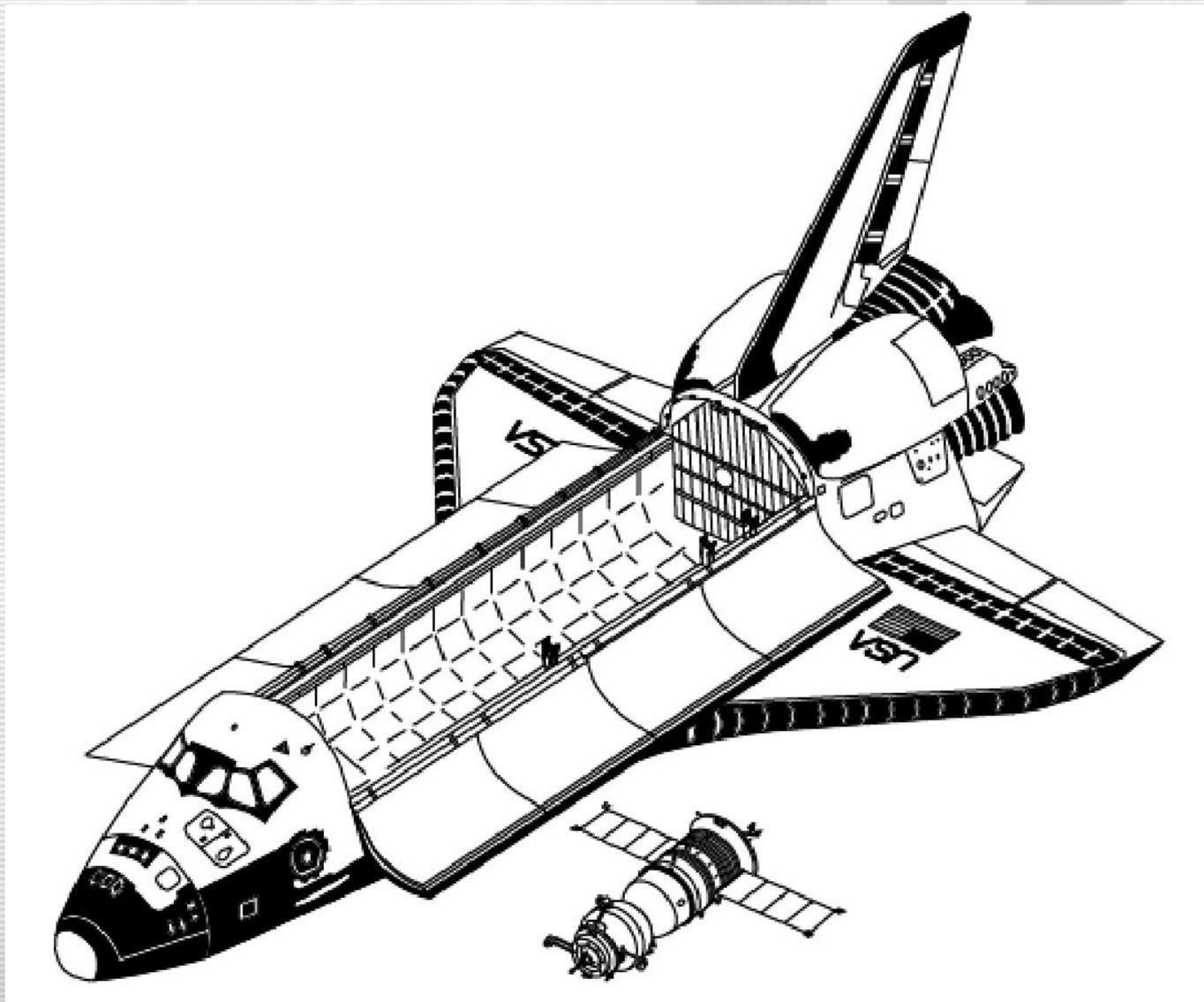
# Компоновка ракет



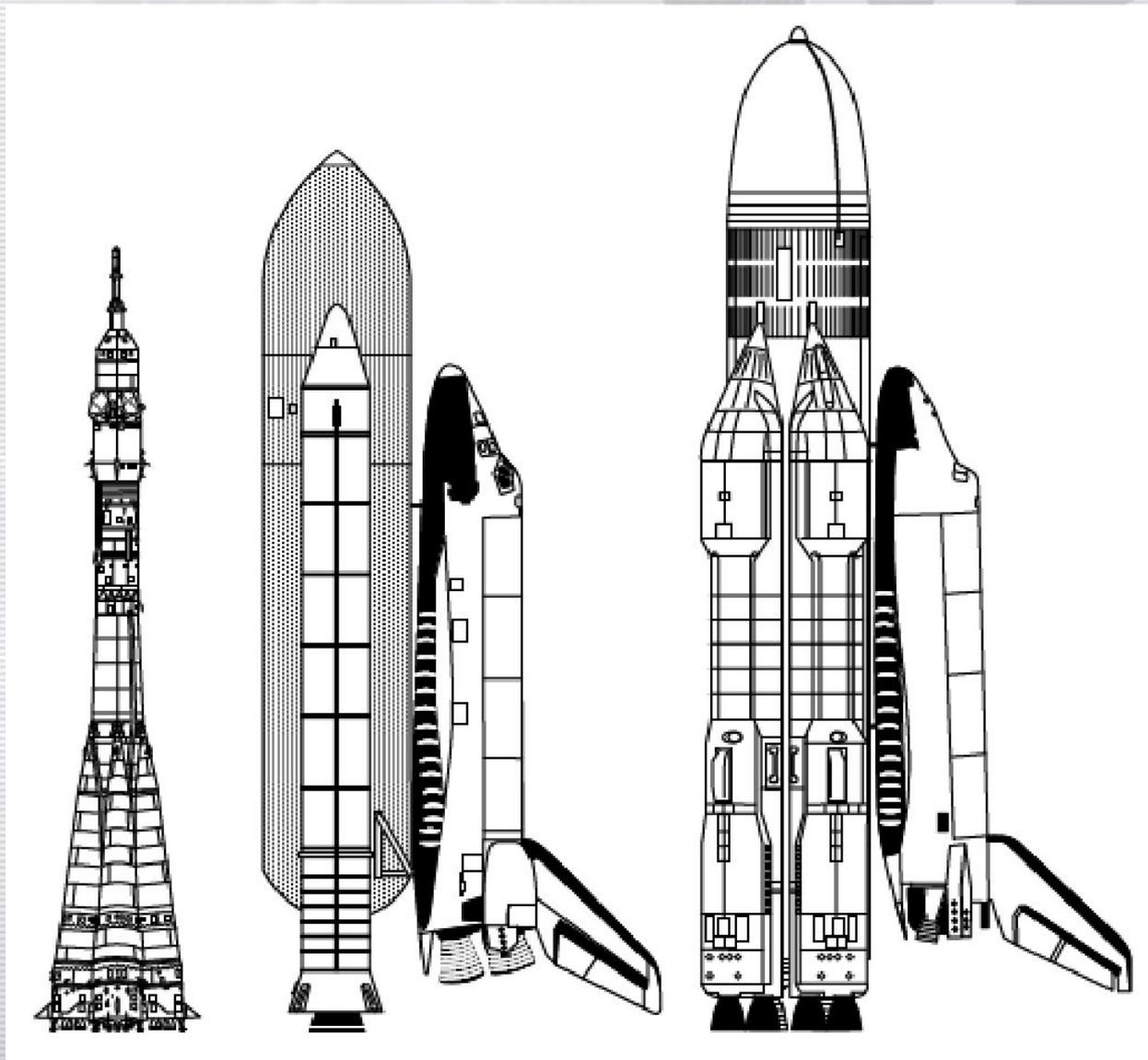
# Компоновка ракет



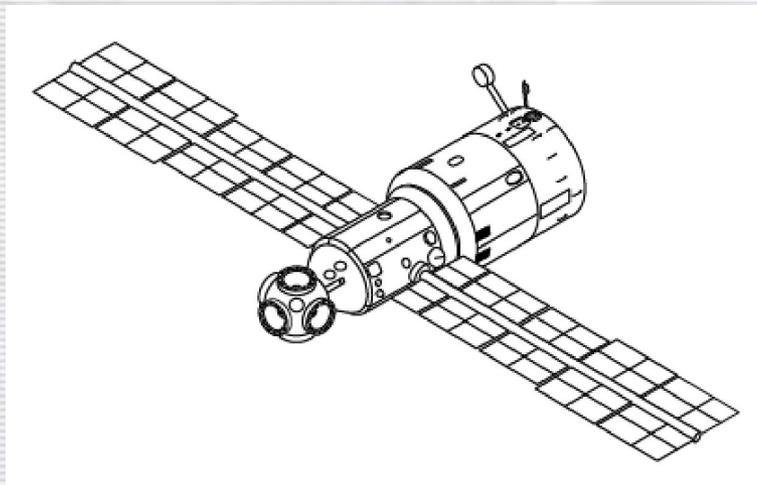
## Компоновка ракет



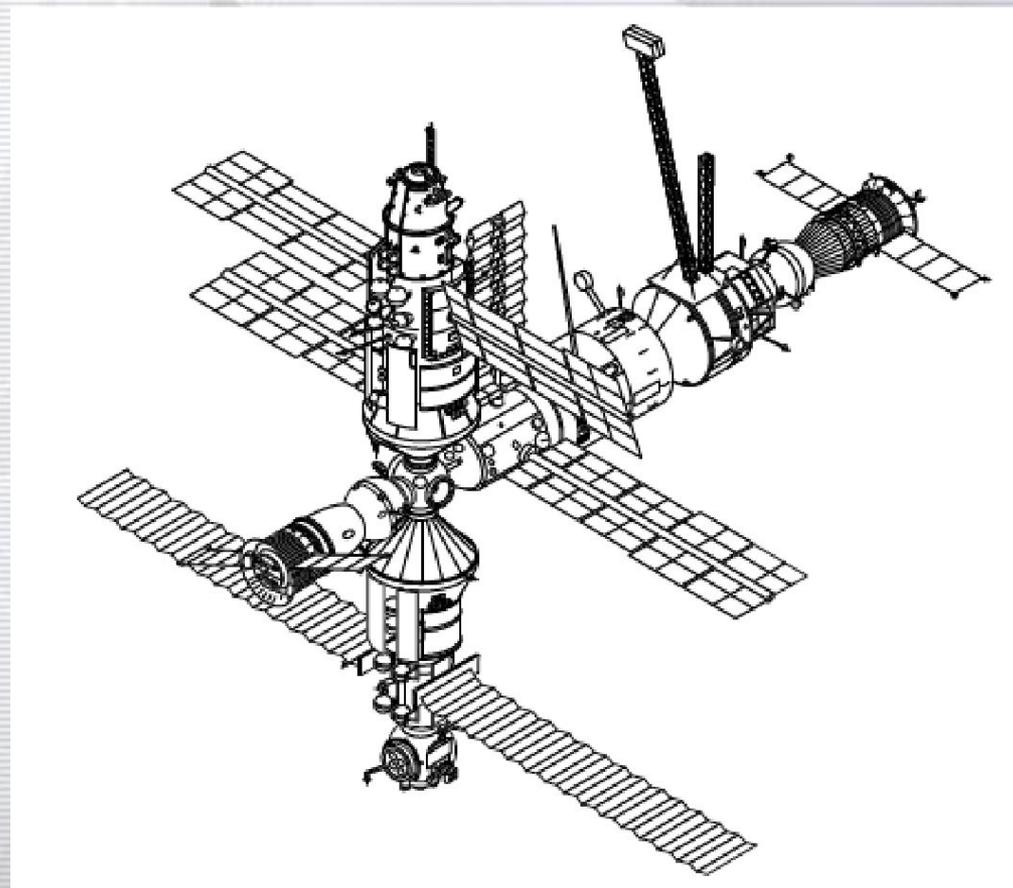
# Компоновка ракет



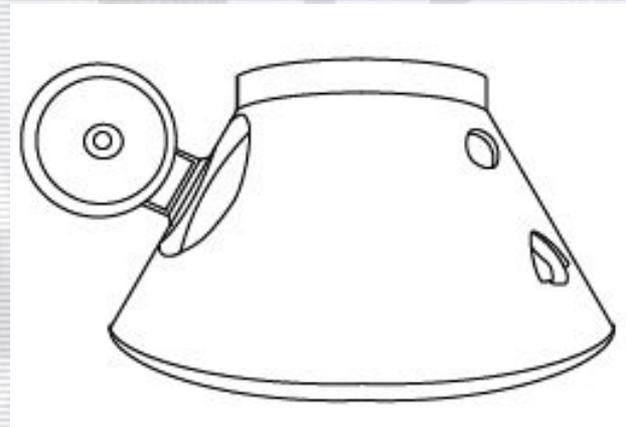
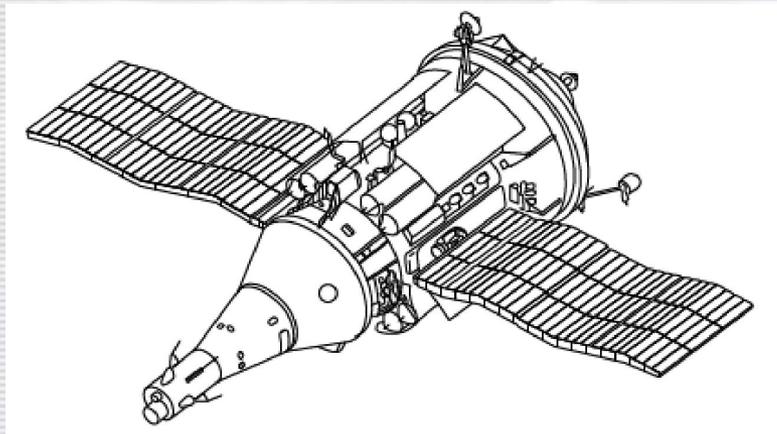
## Компоновка ракет



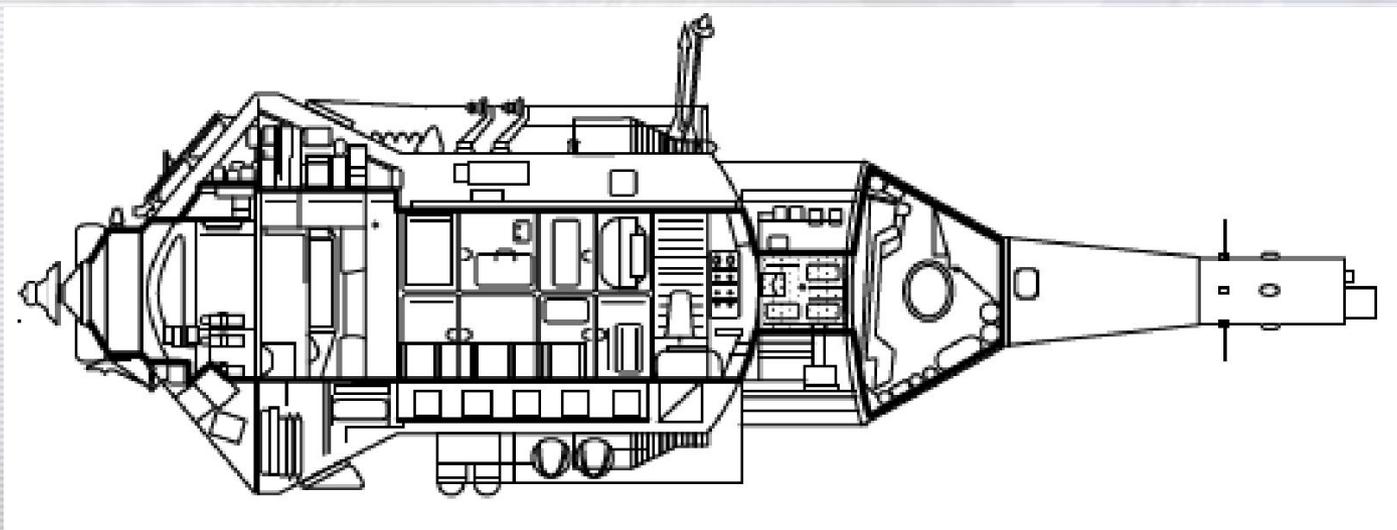
Орбитальная станция МИР  
(базовый блок)



# Компоновка ракет



ФГБ Меркури

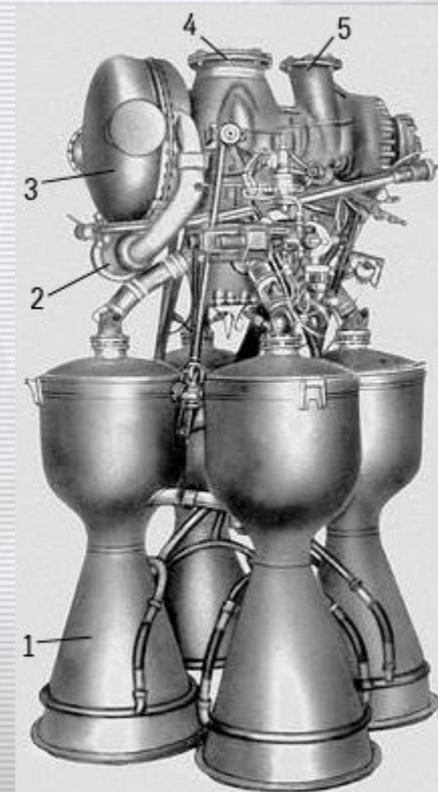


# Двигатель ЖРД

## Общие сведения об устройстве космических ЖРД

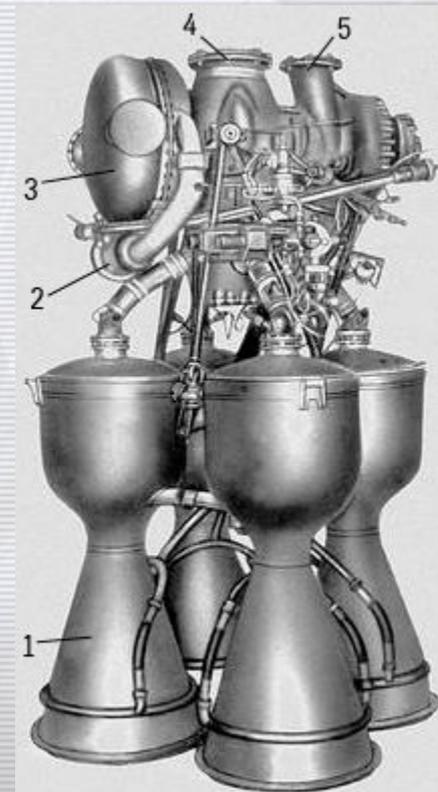
ЖРД работают по принципу превращения потенциальной химической энергии жидкого топлива в кинетическую энергию истекающих из двигателя газов; при этом возникает сила отдачи, противоположно направленная газовой струе и называемая реактивной силой, или тягой. Следует отметить, что ЖРД является лишь частью ракетной двигательной установки, в которую входят также топливные баки, арматура и трубопроводы, соединяющие ЖРД с баками.

Топливо ЖРД может быть двухкомпонентным и однокомпонентным (монотопливо). Двухкомпонентное топливо состоит из жидкого окислителя (кислород, окислы азота и т. д.) и жидкого горючего (водород, углеводороды и т. д.), хранящихся в отдельных баках. Монотопливо представляет собой жидкость (например, гидразин), способную к каталитическому разложению.



## Двигатель ЖРД

Превращение жидкого топлива в реактивную газовую струю происходит в камере, которая является основным и неизменным элементом любого ЖРД. Камера, работающая на двухкомпонентном топливе, содержит камеру сгорания, в которой окислитель и горючее взаимодействуют друг с другом (сгорают) с образованием высокотемпературного газа, и реактивное сверхзвуковое сопло, в котором образовавшийся газ разгоняется до скорости, превышающей скорость звука. Полное сгорание топлива достигается предварительным распылом и перемешиванием окислителя и горючего с помощью смесительной головки, снабженной форсунками. Температура газа в камере достигает нескольких тысяч градусов, и поэтому для целостности конструкции камеры в этих условиях необходимо непрерывное ее охлаждение. Оно может осуществляться, например, с помощью горючего, протекающего перед поступлением в смесительную головку по каналам в корпусе камеры. Такой способ охлаждения называется регенеративным.



# Двигатель ЖРД

---

**К преимуществам ЖРД можно отнести следующие:**

- Самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4 500 м/с для пары кислород-водород, для пары керосин-кислород — 3 500 м/с).
- Управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском..
- При создании больших ракет, например, носителей, выводящих на околоземную орбиту многотонные грузы, использование ЖРД позволяет добиться весового преимущества по сравнению с твёрдотопливными двигателями (РДТТ). Во-первых, за счёт более высокого удельного импульса, а во-вторых, за счёт того, что жидкое топливо на ракете содержится в отдельных баках, из которых оно подается в камеру сгорания с помощью насосов. За счет этого давление в баках существенно (в десятки раз) ниже, чем в камере сгорания, а сами баки выполняются тонкостенными и относительно лёгкими. В РДТТ контейнер топлива является одновременно и камерой сгорания, и должен выдерживать высокое давление (десятки атмосфер), а это влечёт за собой увеличение его веса. Чем больше объём топлива на ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается весовое преимущество ЖРД по сравнению с РДТТ, и, наоборот: для малых ракет наличие турбонасосного агрегата сводит на нет это преимущество.

# Двигатель ЖРД

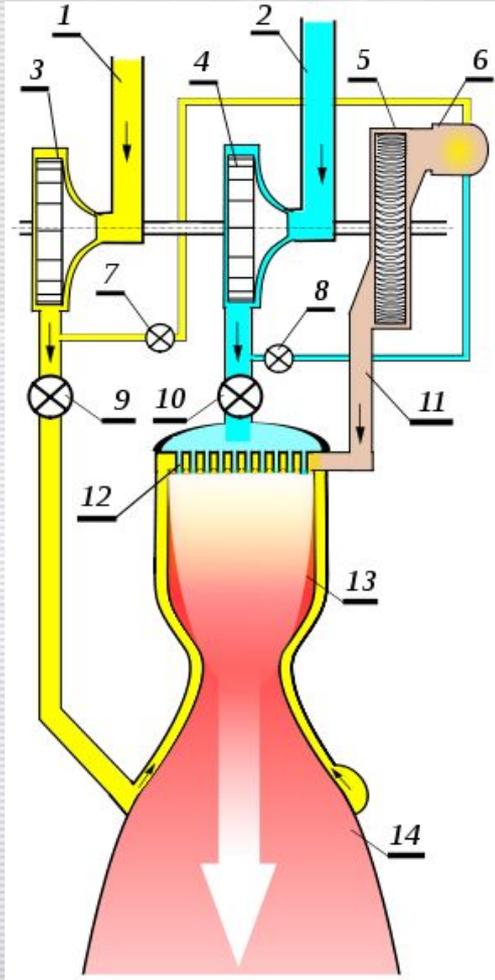
---

## Недостатки ЖРД:

- ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твёрдотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Транспортировать жидкостную ракету необходимо с большими предосторожностями, а технология подготовки её к пуску более сложна, трудоемка и требует больше времени (особенно при использовании сжиженных газов в качестве компонентов топлива), поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твёрдотопливным двигателям, ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности.
  - Компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их осаждения необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе.
  - В настоящее время для химических ракетных двигателей (в том числе и для ЖРД) достигнут предел энергетических возможностей топлива, и поэтому теоретически не предвидится возможность существенного увеличения их удельного импульса, а это ограничивает возможности ракетной техники, базирующейся на использовании химических двигателей.
-

# Двигатель ЖРД

## Устройство и принцип действия двухкомпонентного ЖРД



- 1 — магистраль горючего
- 2 — магистраль окислителя
- 3 — насос горючего
- 4 — насос окислителя
- 5 — турбина
- 6 — газогенератор
- 7 — клапан газогенератора (горючее)
- 8 — клапан газогенератора (окислитель)
- 9 — главный клапан горючего
- 10 — главный клапан окислителя
- 11 — выхлоп турбины
- 12 — смесительная головка
- 13 — камера сгорания
- 14 — сопло

# Двигатель ЖРД

## Компоненты топлива

Выбор компонентов топлива является одним из важнейших решений при проектировании ЖРД, определяющий многие детали конструкции двигателя и последующие технические решения. Поэтому выбор топлива для ЖРД выполняется при всестороннем рассмотрении назначения двигателя и ракеты, на которой он устанавливается, условий их функционирования, технологии производства, хранения, транспортировки к месту старта и т. п.

Одним из важнейших показателей, характеризующих сочетание компонентов является удельный импульс, который имеет особенно важное значение при проектировании ракет-носителей космических аппаратов, так как от него в сильнейшей степени зависит соотношение массы топлива и полезного груза, а, следовательно, размеры и масса всей ракеты (см. Формула Циолковского), которые при недостаточно высоком значении удельного импульса могут оказаться нереальными. В таблице приведены основные характеристики некоторых сочетаний компонентов жидкого топлива.

Окислитель	Горючее	Усреднённая плотность топлива, г /см <sup>3</sup>	Температура в камере сгорания, °К	Пустотный удельный импульс, с
Кислород	Водород	0,3155	3250	428
	Керосин	1,036	3755	335
	Несимметричный диметилгидразин	0,9915	3670	344
	Гидразин	1,0715	3446	346
	Аммиак	0,8393	3070	323
Тетроксид диазота	Керосин	1,269	3516	309
	Несимметричный диметилгидразин	1,185	3469	318
	Гидразин	1,228	3287	322

# Двигатель ЖРД

## Характеристики жидких ракетных топлив.

**Окислитель** и **горючее** двухкомпонентных топлив содержатся в отдельных емкостях – баках и при помощи различных устройств раздельно подаются в камеру двигателя для сжигания. Двухкомпонентные жидкие топлива в настоящее время имеют самое широкое применение, так как они обеспечивают самую наибольшую удельную тягу двигателя, легко позволяют регулировать величину и направление тяги в полете, а также выключать двигатель и запускать его повторно. Недостаток этих топлив – сложное устройство двигателя с большим числом деталей и узлов со сложной системой управления и регулирования.

К **самовоспламеняющимся** относят такие двухкомпонентные топлива, горение которых начинается само по себе при смешении окислителя и горючего в камере двигателя.

**Несамовоспламеняющиеся** топлива для начала горения при запуске двигателей требуют применения дополнительных средств зажигания. Самовоспламеняющиеся топлива обеспечивают более надежный запуск двигателя и устойчивую его работу.

Жидкие **однокомпонентные** топлива представляют собой заранее приготовленную несамовоспламеняющуюся смесь окислителя и горючего в необходимом для горения соотношения или такое жидкое вещество, которое при определенных условиях разлагается с выделением тепла и образованием газов. Однокомпонентные топлива размещаются на ракете в одном баке и по одной линии подаются в камеру сгорания через форсунки.

**Преимуществом** таких топлив перед двухкомпонентными является упрощение конструкции двигателя, поскольку необходима только одна линия системы подачи. Но широкого применения эти топлива не в ЖРД не получили, так как они не могут обеспечить необходимую удельную тягу. Те однокомпонентные топлива, которые позволяют получить достаточную удельную тягу, непригодны для использования из-за большой склонности к самопроизвольному взрыву. Однокомпонентные топлива опасны также для применения их с целью охлаждения камеры сгорания. Эти топлива употребляются большей частью только для вспомогательных целей: для двигателей малых тяг, которые применяются с целью управления и стабилизации летательных аппаратов, а так же для вращения турбин турбонасосных агрегатов ЖРД.

# Двигатель ЖРД

---

**РД-180** — жидкостный ракетный двигатель закрытого цикла с дожиганием окислительного генераторного газа после турбины, оснащен двумя камерами сгорания и двумя соплами. Был разработан в КБ «Энергомаш» на основе двигателя РД-170. Считается одним из лучших и надежных двигателей в мире.

- Топливо — керосин, окислитель — жидкий кислород.
- Масса: 5 293 кг
- Длина: 3 550 мм
- Ширина: 3 000 мм
- Тяга (вакуум): 423.4 тс
- Уровень моря: 390.2 тс

# Ядерный двигатель

## Характеристики жидких ракетных топлив.

**Окислитель** и **горючее** двухкомпонентных топлив содержатся в отдельных емкостях – баках и при помощи различных устройств раздельно подаются в камеру двигателя для сжигания. Двухкомпонентные жидкие топлива в настоящее время имеют самое широкое применение, так как они обеспечивают самую наибольшую удельную тягу двигателя, легко позволяют регулировать величину и направление тяги в полете, а также выключать двигатель и запускать его повторно. Недостаток этих топлив – сложное устройство двигателя с большим числом деталей и узлов со сложной системой управления и регулирования.

К **самовоспламеняющимся** относят такие двухкомпонентные топлива, горение которых начинается само по себе при смешении окислителя и горючего в камере двигателя.

**Несамовоспламеняющиеся** топлива для начала горения при запуске двигателей требуют применения дополнительных средств зажигания. Самовоспламеняющиеся топлива обеспечивают более надежный запуск двигателя и устойчивую его работу.

Жидкие **однокомпонентные** топлива представляют собой заранее приготовленную несамовоспламеняющуюся смесь окислителя и горючего в необходимом для горения соотношения или такое жидкое вещество, которое при определенных условиях разлагается с выделением тепла и образованием газов. Однокомпонентные топлива размещаются на ракете в одном баке и по одной линии подаются в камеру сгорания через форсунки.

**Преимуществом** таких топлив перед двухкомпонентными является упрощение конструкции двигателя, поскольку необходима только одна линия системы подачи. Но широкого применения эти топлива не в ЖРД не получили, так как они не могут обеспечить необходимую удельную тягу. Те однокомпонентные топлива, которые позволяют получить достаточную удельную тягу, непригодны для использования из-за большой склонности к самопроизвольному взрыву. Однокомпонентные топлива опасны также для применения их с целью охлаждения камеры сгорания. Эти топлива употребляются большей частью только для вспомогательных целей: для двигателей малых тяг, которые применяются с целью управления и стабилизации летательных аппаратов, а так же для вращения турбин турбонасосных агрегатов ЖРД.

# ***Влияние глубокого вакуума на конструкционные материалы***

---