

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Экраноплан (эксанолет)

Экраноплан – летательный аппарат, летающий вблизи поверхности воды и ровных участков земли с использованием эффекта близости земли (экранный эффект)

Главное достоинство – уменьшение потребной мощности двигателя (по сравнению с самолетом).



Недостатки:

- большая взлетная скорость;
- малая высота полета (проблема преодоления препятствий).

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Экраноплан (эксранолет)



Эксранолет – полет в крейсерском режиме осуществляется вблизи экрана, при необходимости способен подниматься на **относительно большую высоту**

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Вертолет – это ЛА тяжелее воздуха совершающий полет за счет тяги, создаваемой одним или несколькими несущими винтами (НВ) по аэродинамическому принципу.

- Достоинства:- вертикальный взлет и посадка;**
- возможность горизонтального полета боком и задом;
- возможность «висения» (полет с нулевой скоростью);
- возможность посадки в режиме «авторотации» (при выключенном двигателе);



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Недостатки:

- небольшие скорость и высота полета;
- сложность пилотирования из-за плохой устойчивости;
- возникновение момента вращения на фюзеляже;
- склонность к вибрациям;
- высокая стоимость разработки и эксплуатации;
- сложность конструкции;
- малый ресурс узлов и агрегатов;

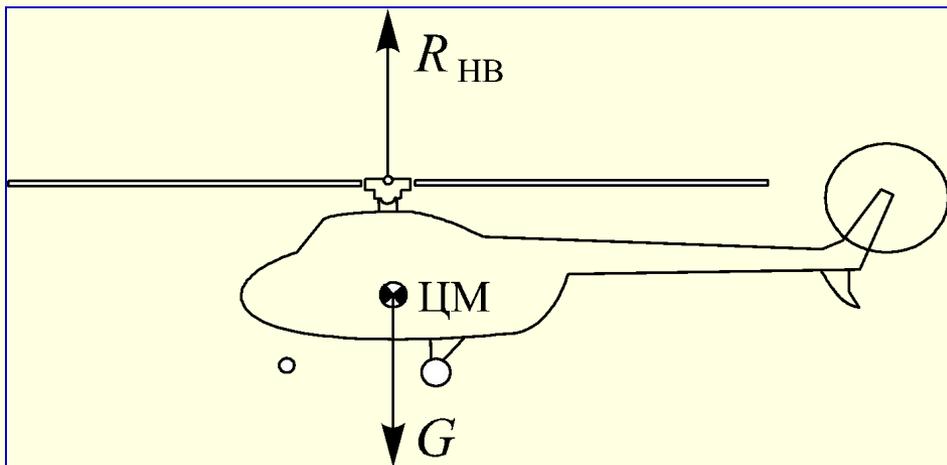
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Несущий винт состоит из нескольких лопастей, представляющих собой крылья большого удлинения, приводимые во вращение **двигателем**. Лопасть НВ имеет аэродинамический профиль и создает **аэродинамическую силу R** в набегающем потоке воздуха при ее вращении.

В режиме **вертикального** набора высоты, снижения или



«висения» плоскость вращения НВ расположена горизонтально, а центр масс вертолета перемещается **вертикально** или неподвижен.

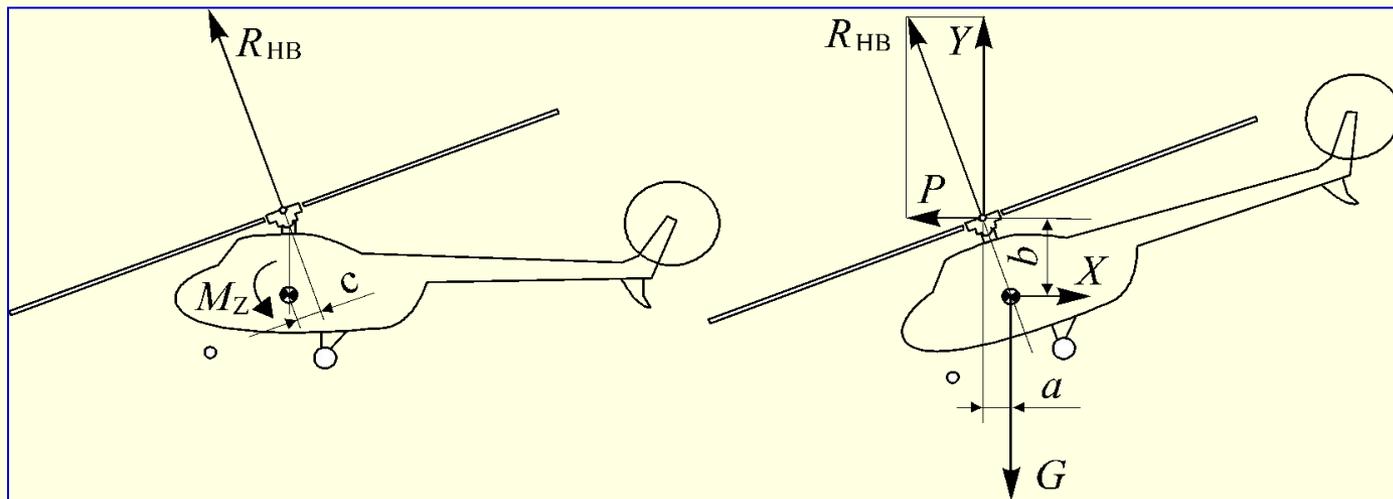
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Создание горизонтальной составляющей тяги

С помощью автомата перекоса производится наклон плоскости НВ в сторону полета, что вызывает появление неуравновешенного момента $M_z = R_{\text{НВ}} \times c$. Под действием этого момента вертолет вращается вокруг центра масс до тех пор пока M_z не станет равным нулю.



Основы конструкции самолета

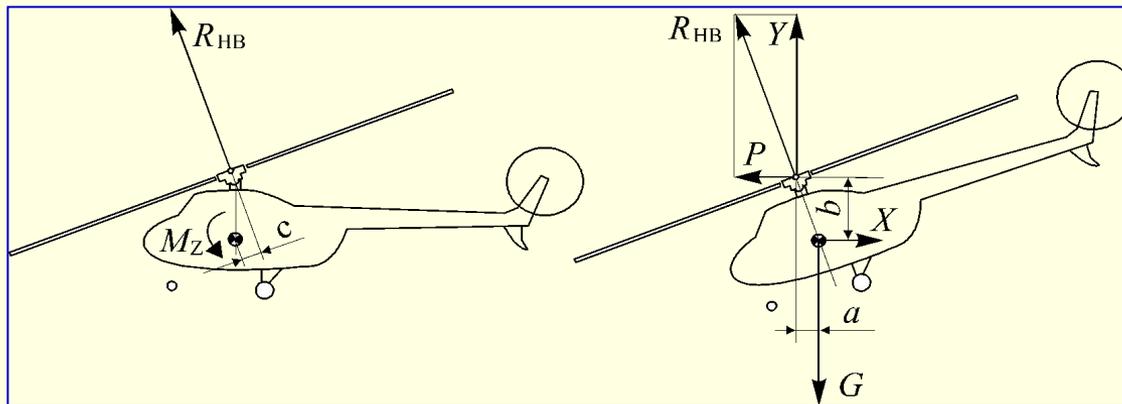
ЛА различных типов

Вертолет

Создание горизонтальной составляющей тяги

Так как $Y=G$, $P=X$, моменты $P \cdot b = Y \cdot a$, вертолет совершает равномерный полет в горизонтальной плоскости.

Для обеспечения наклона плоскости НВ автомат перекоса производит циклическое **увеличение углов установки лопастей α** при прохождении ими заданной точки с последующим возвращением α к его исходному значению.



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Режим «авторотации» реализуется при **отказе** двигателя вертолета выводом **НВ** из зацепления с редуктором. В этом случае **НВ**, вращаясь в набегающем потоке воздуха, создает **подъемную силу Y** . «Авторотация» возможна только при наличии поступательной скорости, и позволяет **вертолету «планировать» со снижением.**



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Вертолет

Для компенсации вращающего момента используются схемы:



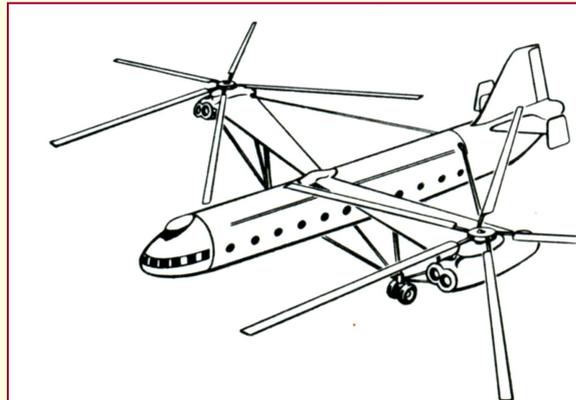
Вертолет с рулевым винтом



Вертолет с соосными НВ



Вертолет продольной схемы



Вертолет поперечной схемы



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Автожир

Автожир (франц. autogyre от греч. autos – сам и gyros – круг, вращение) это летательный аппарат тяжелее воздуха, совершающий **полет** за счет **тяги**, создаваемой несущим винтом, вращающимся свободно (без привода от **двигателя**) под действием набегающего потока воздуха

Режим установившегося самовращения «авторотации» является **основным**.

На режиме самовращения реактивный момент на фюзеляже отсутствует, так как **мощность**, необходимая для вращения **НВ**, создается потоком воздуха

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Автожир

Поступательное **движение** необходимое для создания набегающего на **НВ** потока воздуха и преодоления силы **аэродинамического сопротивления**, обеспечивается **тянущим или толкающим воздушным винтом**



С тянущим винтом



С толкающим винтом



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

ЛА вертикального взлета и посадки (СВВП)

СВВП объединяет достоинства самолета и вертолета и имеет нулевую скорость отрыва и посадки

Недостатки:

- **высокая относительная масса силовой установки**

$$\bar{m}_{\text{СУ}} = m_{\text{СУ}} / m_{\text{ЛА}}$$

- **низкая относительная масса полезной нагрузки**

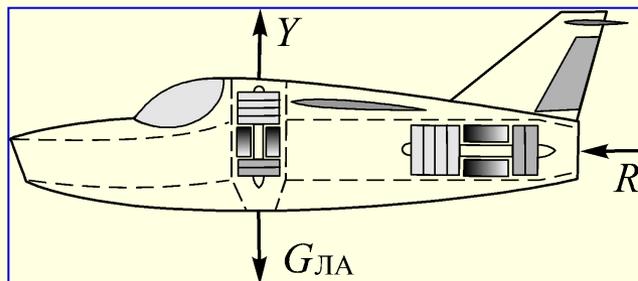
$$\bar{m}_{\text{ПН}} = m_{\text{ПН}} / m_{\text{ЛА}}$$

- **низкая экономичность;**
- **малый ресурс двигателей.**

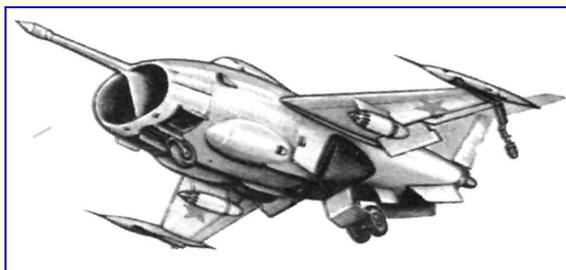
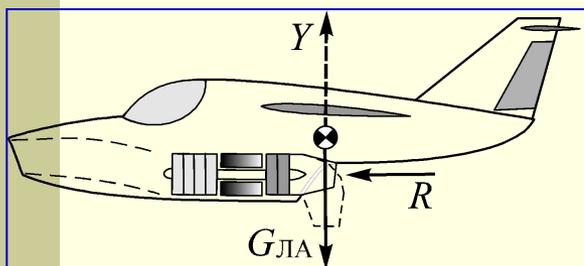
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

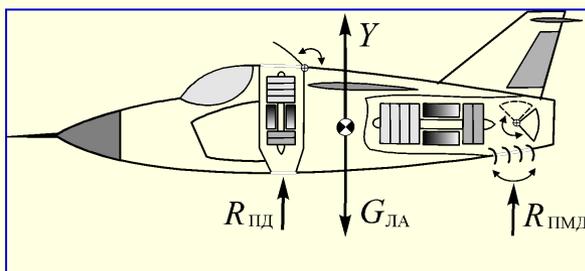
ЛА вертикального взлета и посадки (СВВП)



СВВП с подъемными двигателями



СВВП с подъемно-маршевыми двигателями



СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов ЛА короткого взлета и посадки (СКВП)

Для уменьшения недостатков СВВП используют самолеты с коротким взлетом и посадкой (СКВП)

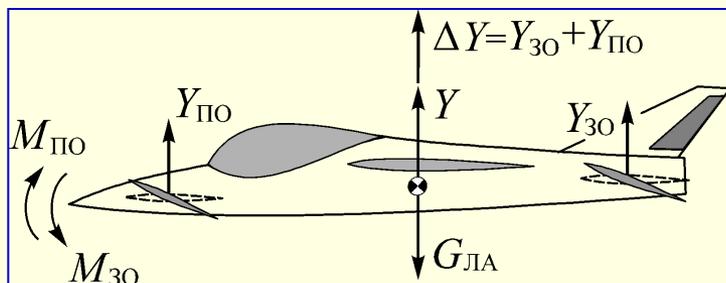
Для реализации короткого взлета и посадки используют:

- мощную механизацию крыла (щелевые многосекционные закрылки и др.);
- энергетическую механизацию (обдув крыла и закрылков струей газа из реактивного двигателя или от ВВ, струйные закрылки);
- применение аэродинамических схем с НУПС;
- маршевый двигатель с отклоняемым вектором тяги;
- повышенная тяговооруженность $R / G_{\text{ЛА}} = \mu$;

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов ЛА короткого взлета и посадки (СКВП)

Реализация короткого взлета у СВВП позволяет:



- увеличить ресурс двигателя;
- повысить боевой радиус действия;
- увеличить массу полезной нагрузки;
- уменьшить время разгона до $V_{\text{кр}}$.



В момент отрыва СВВП от поверхности вектор тяги отклоняется вниз на нужный угол, а после набора скорости принимает горизонтальное направление.
Возможен взлет с трамплина.

Непосредственное управление подъемной силой (НУПС)

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

ЛА сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета

При обтекании ЛА сверхзвуковым потоком:

- скачкообразно возрастает аэродинамическое сопротивление X летательного аппарата (ЛА);
- образуются скачки уплотнения на элементах планера ЛА;
- происходит интенсивный нагрев конструкции ЛА;

Особенности конструкции сверхзвуковых ЛА:

- заостренные передние кромки элементов конструкции (ЛА);
- стреловидное или треугольное крыло малой площади и удлинения;
- обтекаемые формы с минимальной площадью миделя F_M ;
- тонкие профили крыла и оперения;
- регулируемый воздухозаборник двигателя;
- титановая и стальная обшивка (при $M > 2,5$);
- ТРД (ТРДД) с форсажной камерой.

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

ЛА сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета

Особенности конструкции сверхзвуковых ЛА:



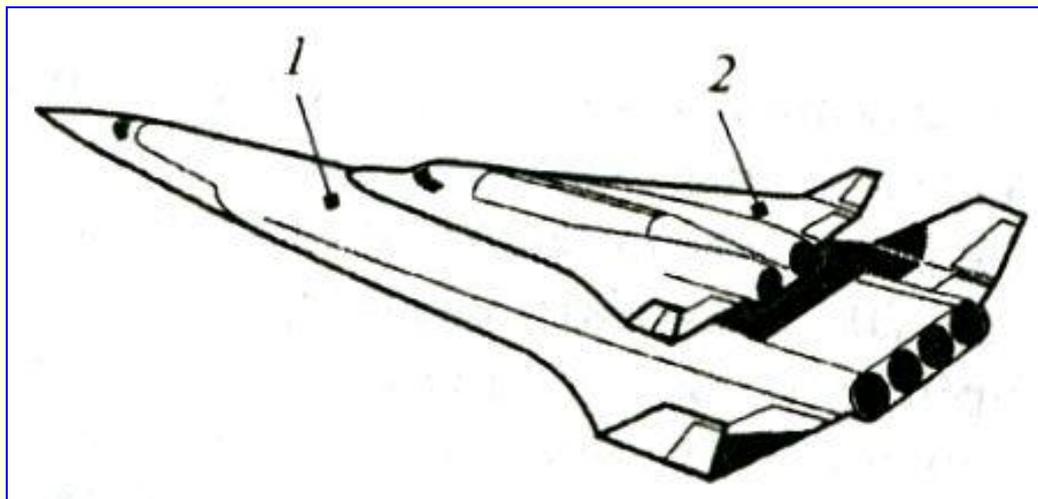
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

ЛА сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета

Гиперзвуковые ЛА дополнительно имеют:

- комбинированную силовую установку;
- несущий фюзеляж интегрированный с силовой установкой и крылом малого удлинения;
- обшивку из жаропрочной стали.



МВКЛА с гиперзвуковым самолетом -разгонщиком

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Ракета – это ЛА, перемещающийся в пространстве на основе реактивного принципа за счет отброса части собственной массы.

Особенность ракеты - все компоненты топлива находятся на борту ЛА, поэтому работа РД не зависит от наличия или отсутствия атмосферы.

Уравнение Циолковского (1903 г.):

$$\Delta V = c \ln \frac{m_0}{m_K}$$

где:

m_0 - стартовая масса ракеты;

m_K - масса конструкции $m_K = m_0 - m_T$ (пассивная масса);

m_T - масса топлива (активная масса);

c - скорость истечения (отброса) активной массы;

ΔV - приращение скорости ракеты.

$$\text{При } \uparrow c \text{ и } \uparrow \frac{m_0}{m_K} \Rightarrow \uparrow \Delta V$$

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

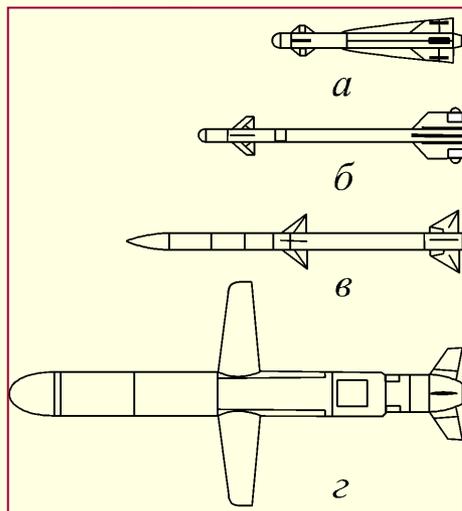
Ракеты

Классификация ракет:

Ракеты военного назначения:

1. Авиационные (воздух-воздух, воздух -поверхность):

- неуправляемые; - управляемые; - **самонаводящиеся.**



Аэродинамические схемы:

а – «бесхвостка»;

б – «утка»;

в – нормальная схема;

г – крылатая.

2. Морского базирования;

3. Наземные (тактические, оперативные, стратегические).



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Классификация ракет по назначению:

Гражданские ракеты:

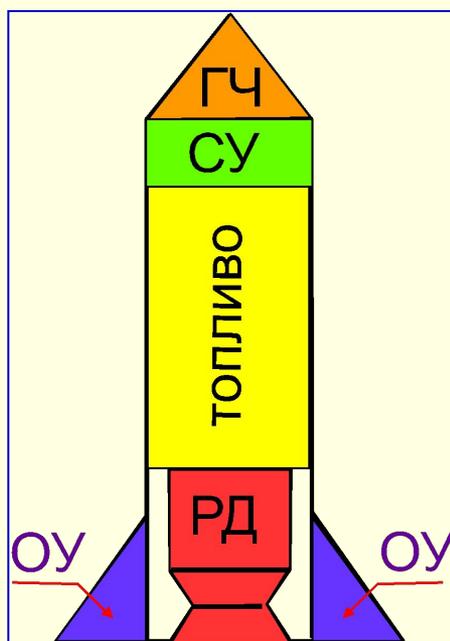
- 1. Геофизические** – для исследования верхних слоев атмосферы и передачи полученных данных на землю;
- 2. Противогородовые** – для доставки и распыления специальных реагентов внутри потенциально градовых облаков, с целью их конденсации и выпадения в виде дождя;
- 3. Сигнальные;**
- 4. Космические** – для вывода космических летательных аппаратов (КЛА) и боевых блоков в космос и перемещения их в космическом пространстве.

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Устройство ракеты



Головная часть (ГЧ):

- боевой заряд с системой наведения и подрыва;
- КЛА, приборы и т. п. (гражданские ракеты)

Система управления (СУ):

- выдача команд на включение (выкл.) и изменение тяги двигателей;
- выдача управляющих команд на ОУ

Органы управления (ОУ):

- изменение траектории движения ракеты по командам СУ

По агрегатному состоянию топлива:

- ракеты с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД);
- ракеты с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ).

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Распределение составных частей по массе и стоимости

Составные части	Название массы	Доля по массе, %	Доля по стоимости, %
1. Головная часть	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg); margin-right: 5px;">стартовая масса m_0</div> <div style="display: flex; flex-direction: column; align-items: center;"> <div style="border-left: 1px solid green; border-right: 1px solid green; height: 100%;"></div> <div style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg); margin: 0 5px;">масса конструкции m_k</div> </div> <div style="display: flex; flex-direction: column; align-items: center; margin-left: 5px;"> <div style="border-left: 1px solid blue; border-right: 1px solid blue; height: 50%;"></div> <div style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg); margin: 0 5px;">пассивная масса</div> <div style="border-left: 1px solid blue; border-right: 1px solid blue; height: 50%;"></div> <div style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg); margin: 0 5px;">полезная нагрузка</div> </div> </div>	0,8...2	25...35
2. Система управления			0,2...3
3. Корпус ракеты		9...15	20...35
4. Двигатель			
5. Системы ракеты: <i>- разделения ступеней;</i> <i>- органы управления;</i> <i>- кабельная сеть и т.п.</i>			
6. Топливо	активная масса	80...90	

Основную долю по массе составляет топливо.

Основную долю по стоимости – полезная нагрузка.

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Ракетоносители (РН) являются наиболее мощными ракетами предназначенными для вывода в космическое пространство космических летательных аппаратов (КЛА) и боевых блоков межконтинентальных баллистических ракет (МБР)

Ракетоносители обычно бывают двух или трехступенчатыми, так как по мере выработки топлива $\Downarrow\Downarrow m_0$ быстро растет

относительная масса конструкции $\Uparrow\Uparrow \bar{m}_k = m_k / \Downarrow\Downarrow m_0 \Rightarrow \Downarrow\Downarrow (\Downarrow\Downarrow m_0 / m_k)$

В соответствии с уравнением Циолковского приращение скорости

резко снижается $\Downarrow\Downarrow \Delta V = c \ln \frac{\Downarrow\Downarrow m_0}{m_k}$

Отбрасывание отработанных частей (ступеней) РН позволяет замедлить

снижение приращения скорости $\Downarrow \Delta V = c \ln \frac{\Downarrow\Downarrow m_0}{\Downarrow m_k}$



Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

КЛА одноразового использования относительно просты технически, но так как полезная нагрузка (ПН) составляет 40...45% от стоимости всей ракеты и обратно не возвращается, то стоимость каждого пуска **очень высока**.

Для снижения **стоимости** каждого пуска конструкторы стремятся создать КЛА многоразового использования.

Многоразовые воздушно-космические ЛА (МВКЛА) делают в виде воздушно-космического ЛА, который выводится на орбиту РН или выходит самостоятельно после предварительного разгона дозвуковым или гиперзвуковым самолетом-носителем, а затем, выполнив задачу в космосе, МВКЛА снижает скорость до $V < V_{к.1}$ (первая космическая скорость), и сходит с орбиты Земли, далее тормозится в атмосфере, и совершает посадку «по-самолетному».

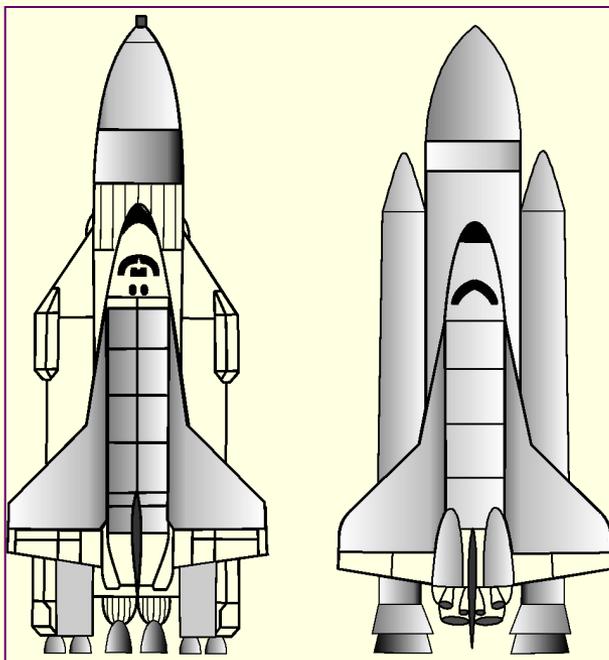
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Недостатки МВКЛА:

- остаток топлива, для маневрирования в космосе и посадки минимальный;
- нагрев конструкции при торможении в атмосфере несколько тысяч градусов (требуется мощная и тяжелая тепловая защита конструкции);
- высокая начальная стоимость создания МВКЛА и сети аэродромов.



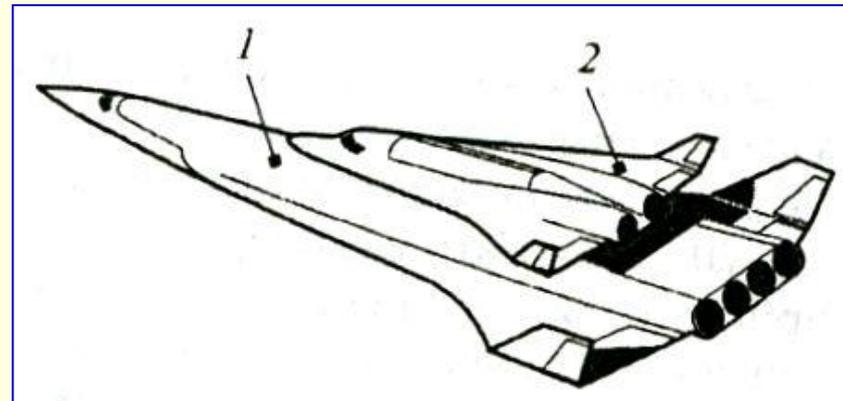
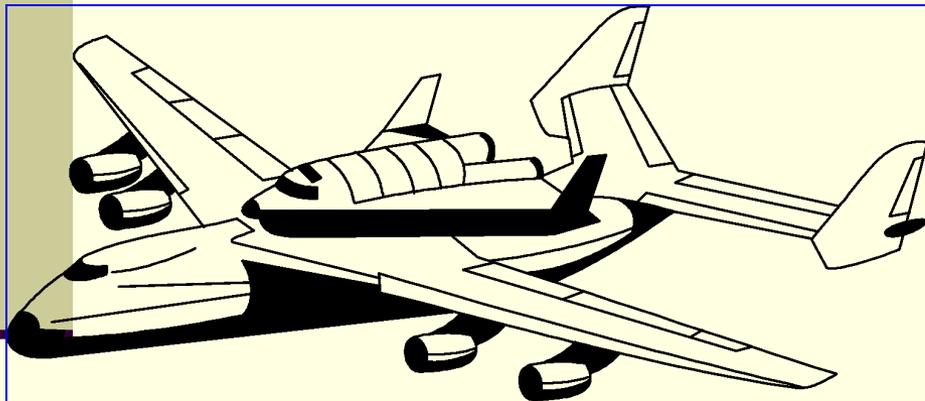
Первыми многоразовыми космическими системами стали «Спейс шатл» – космический челнок (США) и комплекс «Энергия – Буран» (СССР)

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Ракеты

Использование крылатого дозвукового или гиперзвукового ЛА в качестве разгонной ступени МВКЛА, может быть серьезной альтернативой многофазовым космическим системам первого поколения



Основная проблема – создание комбинированной силовой установки для полета как в атмосфере, так и в космосе с минимальным расходом топлива

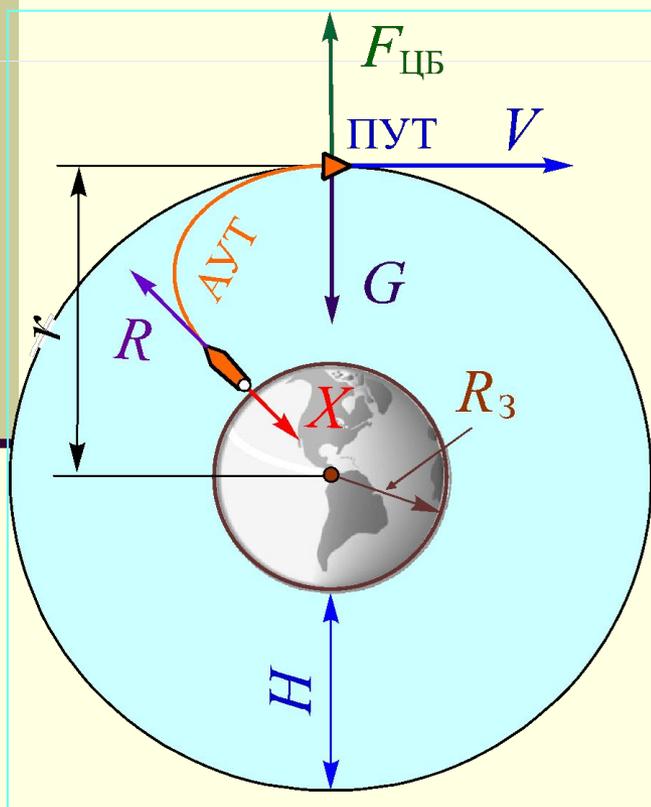
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

Силы, действующие на КЛА в полете:

1. Сила тяжести $G = F_{\text{грав}} = \gamma \frac{M_3 m}{r^2} = \frac{km}{r^2}$ (действует на АУТ и ПУТ),



где: $k = \gamma M_3 = 398603 \text{ км}^3/\text{с}^2 = \text{const}$

- гравитационный параметр;

- $\gamma = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^3$

- гравитационная постоянная;

M_3 - масса Земли; m - масса спутника.

2. Тяга двигателя R (на АУТ);

3. Аэродинамическая сила X (на АУТ);

4. Управляющие силы $Y_{\text{упр}}$ (на АУТ);

5. Сила инерции $F_{\text{цб}}$ (на ПУТ).

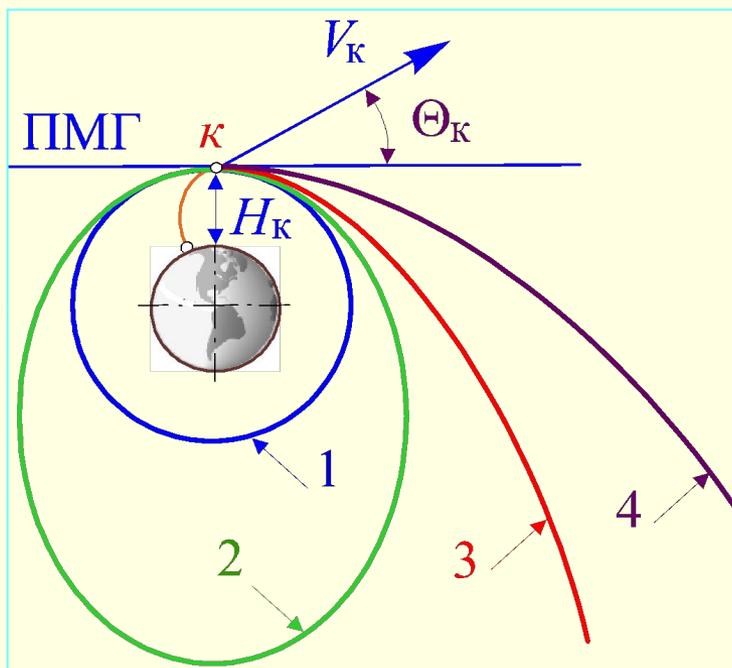
Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

Движение КЛА в гравитационном поле Земли происходит в одной плоскости, проходящей через центр масс Земли.

При плоском движении КЛА начальные условия движения на ПУТ определяются значениями параметров в точке выключения двигателя в конце АУТ – точке **К**



Параметры в точке К:

$r_K = R_3 + H_K$; - расстояние от точки **К** до центра масс Земли

V_K ; - скорость в точке **К**

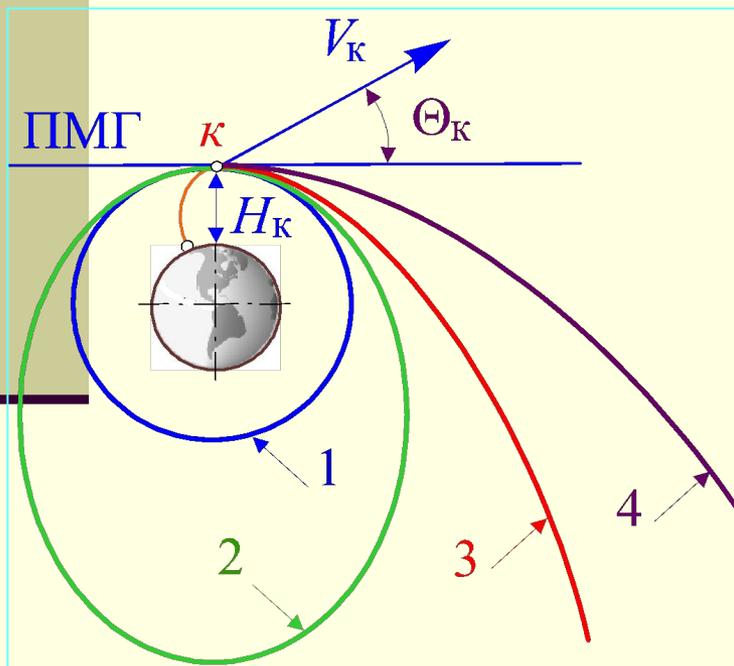
Θ_K ; - угол бросания в точке **К**

ОСНОВЫ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

В зависимости от значений перечисленных параметров в точке K траектория КЛА может быть в форме круга 1, эллипса 2, параболы 3, гиперболы 4.



$\Theta_K \geq 0$; $V_K = V_{K.1}(r_K)$ - эллиптическая

где: $V_{K.1}(r_K)$ - первая космическая скорость

Частные случаи эллиптической орбиты:

$\Theta_K = 0$; $V_K = V_{K.1}(r_K)$ - круговая

$\Theta_K > 0$; $V_K < V_{K.1}$ - баллистическая

$\Theta_K > 0$; $V_K = V_{K.2}$ - парабаллистическая

$\Theta_K > 0$; $V_K = V_{K.2}$ - гипербаллистическая

где: $V_{K.2}$ - вторая космическая скорость

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

Полет по круговой орбите

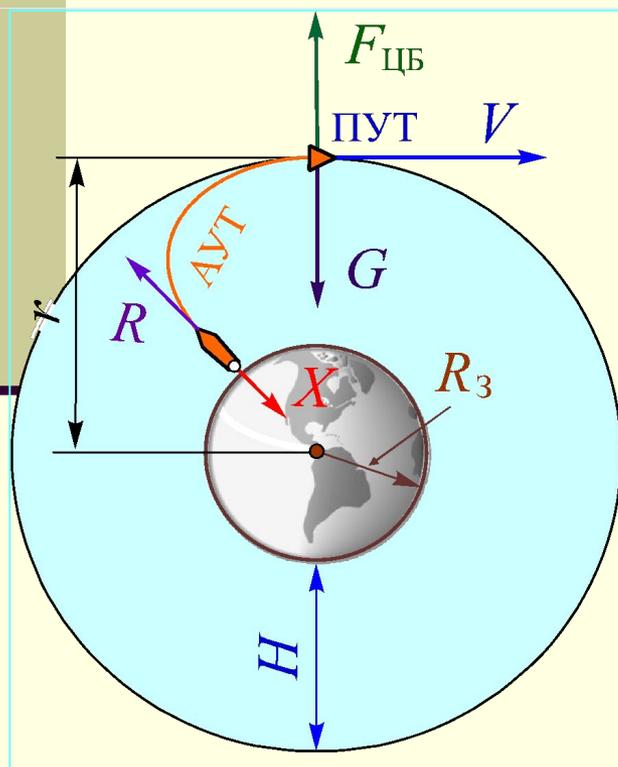
$$F_{\text{грав}} = F_{\text{цб}}$$

⇒

$$\frac{km}{r^2} = \frac{mV^2}{r}$$

⇒

$$V_1 = \sqrt{\frac{k}{r}} = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H}}$$



где: $R_3 = 6371$ км - радиус Земли;

H - высота траектории.

V_1 - первая космическая скорость

При $H = 300$ км ⇒ $V_1 = 7,37$ км/с

При $H = 100$ км ⇒ $V_1 = 7,85$ км/с

Основы конструкции самолета

ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

Полет по круговой геостационарной орбите

Условия: 1. $F_{\text{грав}} = F_{\text{цб}} \Rightarrow \frac{km}{r^2} = \frac{mV_{\text{geo}}^2}{r} \Rightarrow V_{\text{geo}} = \sqrt{\frac{k}{r}} = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H_{\text{geo}}}}$

2. $\omega_{\text{geo}} = \omega_3 \Rightarrow \frac{V_{\text{geo}}}{(R_3 + H_{\text{geo}})} = \frac{2\pi}{T} \Rightarrow V_{\text{geo}} = \frac{2\pi}{T}(R_3 + H_{\text{geo}})$

где: $T = 24 \times 3600 = 86400$ с. - время оборота Земли

Следовательно: $\frac{2\pi}{T}(R_3 + H_{\text{geo}}) = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H_{\text{geo}}}} \Rightarrow H_{\text{geo}} = 35760$ км

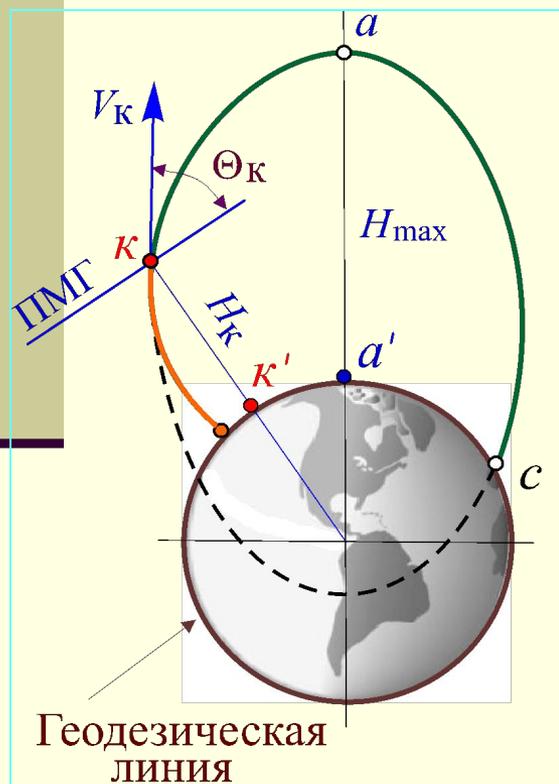
$V_{\text{geo}} = \frac{2\pi}{T}(R_3 + H_{\text{geo}}) = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H_{\text{geo}}}} \Rightarrow V_{\text{geo}} = 3,076$ км/с

Основы конструкции самолета ЛА различных типов

Движение КЛА в поле притяжения Земли

Полет по баллистической орбите

реализуется при: $\Theta_K > 0$; $V_K < V_{K.1}$



Задавая значение $L_{\text{пут}}$, равное геодезической линии $k' - c$, можно точно рассчитать требуемые значения V_k , Θ_k , r_k , обеспечивающие достижение заданной дальности полета $L_{\text{пут}}$, а так же рассчитать время полета на ПУТ – $T_{\text{пут}}$.

Обычно используется для доставки **термоядерных зарядов** к цели баллистическими ракетами военного назначения.