

Классификации летательных аппаратов. Основные тактико-технические характеристики летательных аппаратов.

ЛА - объект или устройство, которое может преодолеть силу тяжести.

Категории ЛА (классификация ЛА) (по виду преодоления подвешивающей силы)

- 1) Аэростатический - ЛА легче воздуха. (шар с He) (рис 1)
- 2) Аэродинамический - ЛА тяжелее воздуха. (самолеты, вертолеты, планеры и т.д.)

рис. 1

аэродинамич. подвешивающая сила

суммарная сила тяги

$$Y \approx C_y \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}$$

коэф. подвешивающей силы

плотность воздуха

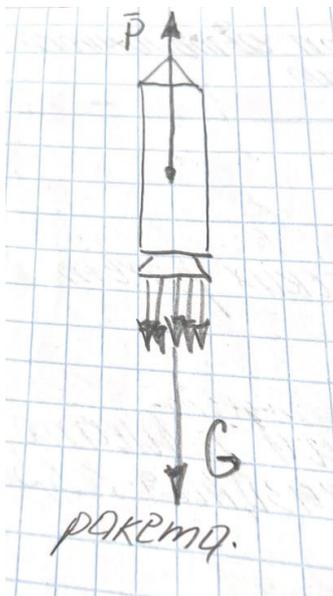
площ. фронта

X - сила лобового сопротивления

G - суммарная сила тяжести

R - аэродинамическая сила (суммарная)

3) Отдельный класс ЛА - ракета. Подвешивающая сила ракеты созд. за счёт двигателей ракеты



ТТХ (Тактико-технические характеристики) летательного аппарата — совокупность количественных характеристик ЛА, определяющих его возможности выполнять своё целевое назначение.

К основным Л.-т. х. относятся пассажировместимость (грузоподъёмность), крейсерская и максимальная скорость, потолок, практическая и техническая дальность полёта, радиус действия, продолжительность полёта, скороподъёмность и другие характеристики манёвренности, взлётно-посадочные характеристики. Для боевых летательных аппаратов аналогичный комплекс показателей обычно называется лётно-тактическими характеристиками, в которые кроме большинства перечисленных выше характеристик включают боевую живучесть, боевую эффективность, заметность и некоторые другие характеристики.

В процессе эксплуатации техники происходит ухудшение её ТТХ из-за износа деталей. Когда ТТХ военной техники начинают отставать от ТТХ новых образцов, то техника считается морально устаревшей.

Общие принципы компоновки летательных аппаратов. Органы управления. Геометрические и аэродинамические схемы летательных аппаратов. (Он огромный, писать, что считаете нужным)

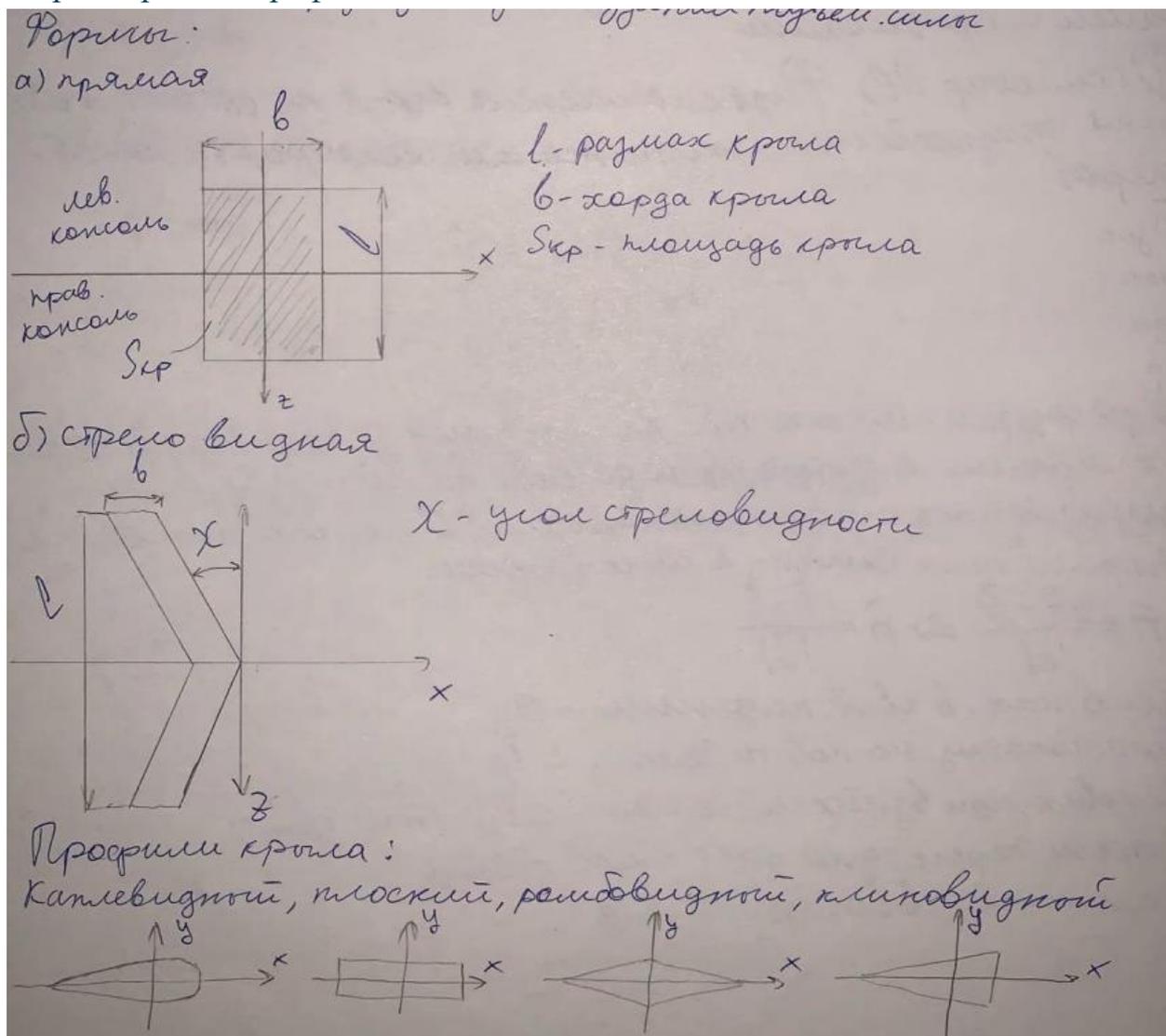
Компоновка ЛА.

Выбор аэродинамической компоновки ЛА представляет собой сложный творческий процесс. Он обычно решается путем компромисса с общей компоновкой самолета (размещение экипажа, оборудования, грузов и т.п.), а принятые решения не всегда являются оптимальными с точки зрения аэродинамики. Чтобы выбрать из множества возможных наиболее рациональную аэродинамическую компоновку, необходимо знать, как внешние формы ЛА и его частей влияют на аэродинамические характеристики.

К основным частям самолета в общем случае можно отнести крыло, фюзеляж, горизонтальное и вертикальное оперения.

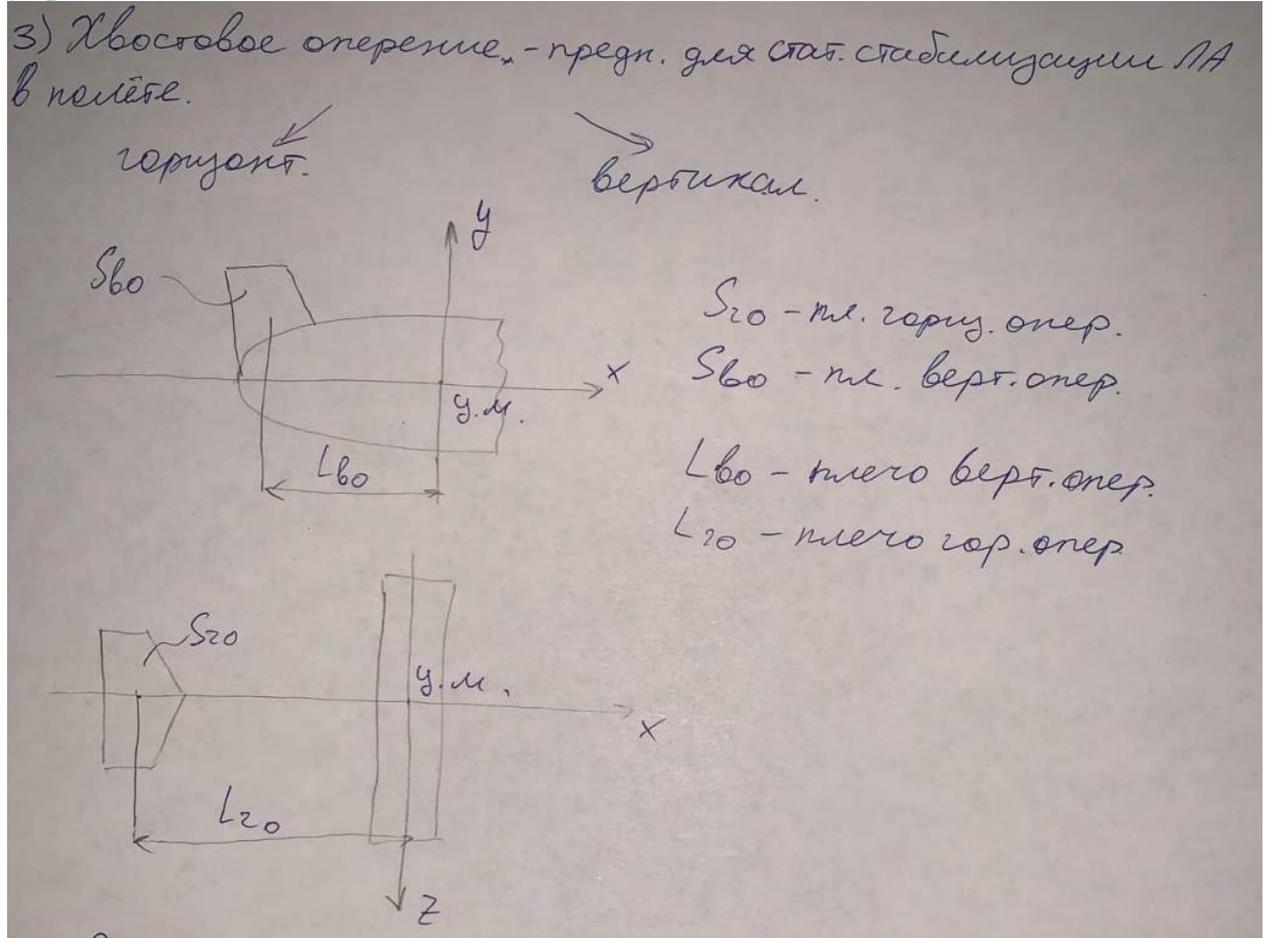
Крыло предназначено для создания подъемной силы, обеспечения поперечной устойчивости и управляемости и получения необходимых взлетно-посадочных характеристик.

Формы крыла и профили

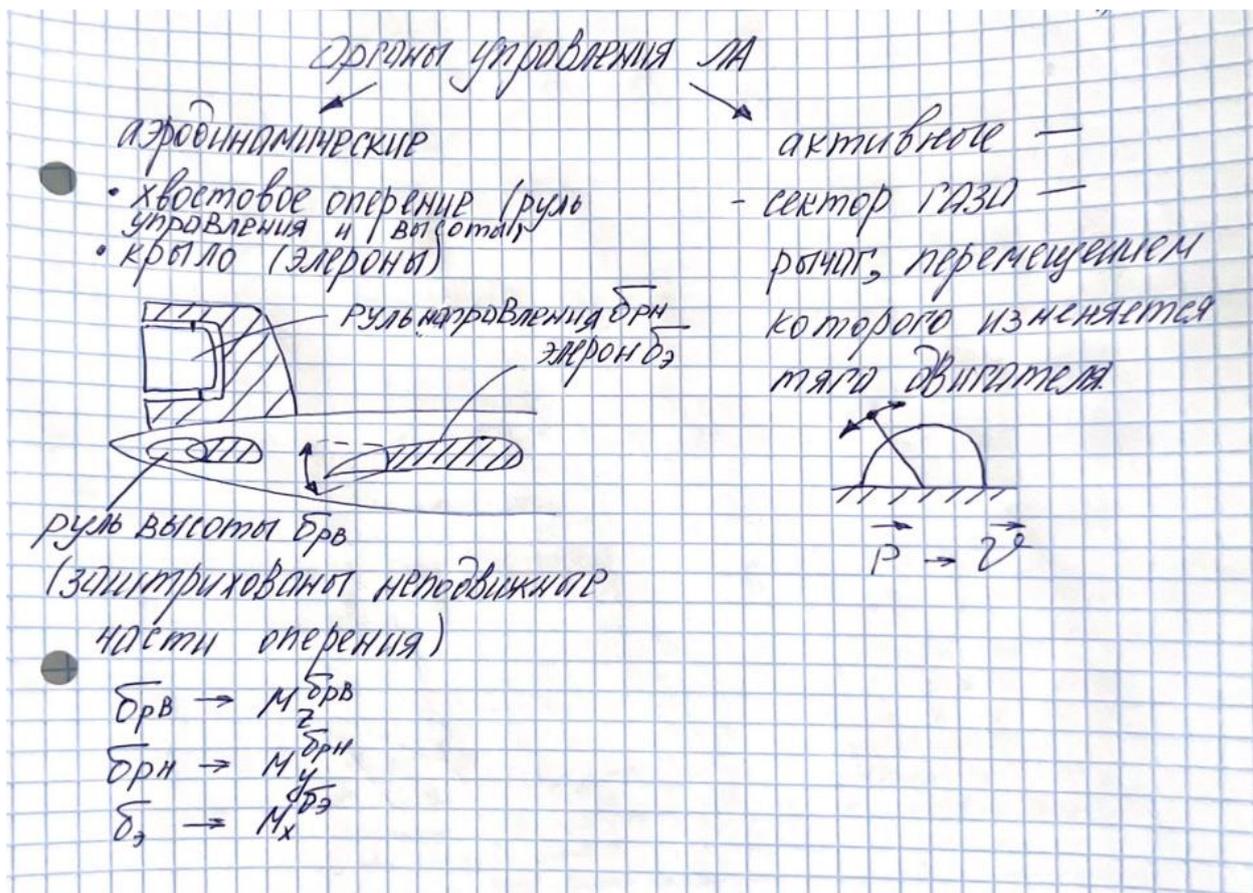


Фюзеляж является корпусом самолета, в котором размещаются экипаж, пассажиры, оборудование и грузы. Иногда фюзеляж выполняется несущим, тогда он создает часть подъемной силы (примеры - МИГ-25, МИГ-31, СУ-27 и его модификации, ТУ-160.)

Горизонтальное и вертикальное оперения предназначены для обеспечения продольной, путевой, а в некоторых случаях и поперечной устойчивости и управляемости.



Органы управления



Геометрические и аэродинамические схемы ЛА

Аэродинамическая схема самолёта.

А. с. характеризует геометрические и конструктивные особенности самолёта. Известно большое число признаков, по которым характеризуют А. с., но в основном их принято различать: по взаимному расположению крыла и горизонтального оперения (ГО); числу крыльев — основных несущих поверхностей; расположению крыла относительно фюзеляжа; типу и расположению двигателей; диапазону Маха чисел полёта M ; способу и методу взлёта и посадки.

В зависимости от взаимного расположения крыла и ГО выделяют следующие основные аэродинамические схемы.

Нормальная (обычная) А. с. — ГО (стабилизатор) расположено сзади (по полёту) крыла. Эта схема получила наибольшее распространение вследствие простого решения вопросов продольной устойчивости и продольной управляемости на всех режимах полёта. Наличие скоса потока за крылом уменьшает истинный угол атаки ГО и тем самым обеспечивает высокую эффективность продольного управления на всех режимах полёта, включая и большие углы атаки.

«Бесхвостка» («Б», летающее крыло, если у самолёта нет фюзеляжа). У самолётов этой схемы ГО отсутствует, а в качестве органов продольного управления используют элероны, элероны, закрылки, флапероны, которыми в этом случае осуществляется и поперечное (по крену) управление. Запас продольной статической устойчивости (см. Степень устойчивости) самолётов А. с. «Б» определяется взаимным положением его центра тяжести и аэродинамического фокуса крыла.

Главный недостаток «Б» заключается в малом плече органов продольного управления, расположенных на крыле. Вследствие этого для продольного управления (например, создания момента на кабрирование для выхода на большие углы атаки) необходимо прикладывать вертикальную силу, направленную вниз, в 1,5—2 раза большую, чем при нормальной схеме. Это приводит к неприятной для лётчика реакции самолёта, так называемой просадке (в первый момент после отклонения элеронов возникает отрицательное вертикальное ускорение), что в итоге приводит к увеличению времени переходного процесса при управлении.

«Утка» — в этой схеме ГО (дестабилизатор) расположено впереди крыла и впереди центра тяжести самолёта. Главное достоинство схемы «утка» — осуществление продольной балансировки при помощи положительной подъёмной силы, приложенной к впереди расположенному ГО. Образование на самолёте моментов на пикирование (например, от отклонённой механизации крыла, отклонённого сопла двигателя и т. п.) должно быть уравновешено в этой схеме положительной подъёмной силой на оперении. Указанное свойство схемы позволяет рассчитывать на получение более высоких несущих свойств к более высокому аэродинамическому качеству самолёта. Однако при наличии продольной статической устойчивости эффективность продольного управления самолётом А. с. «утка» быстро теряется с увеличением угла атаки и этим самым ограничивается использование больших углов атаки. Введение статической неустойчивости позволяет, комбинируя отклонение органов продольного управления с

отклонением закрылков и сопел, обеспечить продольное управление и на больших углах атаки с приростом подъёмной силы. «Утка» имеет и ряд компоновочных преимуществ с точки зрения размещения реактивных двигателей, вооружения и т. п.

Использование А. с. «утка» в практике самолётостроения пока имеет ограниченный опыт, хотя фирма «СААБ-Скания» использует эту схему при создании истребителей. Применение этой А. с. связано с необходимостью решения ряда сложных задач обеспечения боковой устойчивости и управляемости, особенно на больших углах атаки.

В некоторых случаях переднее оперение было применено для ограниченного использования с целью обеспечения продольной балансировки самолёта на взлёте и посадке (например, ХВ-70 фирмы «Норт Американ», Ту-144).

«Тандем» — крайне редко используемая для самолётов А. с., представляющая сочетание двух крыльев, расположенных одно за другим. В зависимости от расположения органов продольного управления она может рассматриваться либо близкой к «утке» (ОУ на переднем крыле), либо близкой к нормальной схеме (ОУ на заднем крыле). Однако во всех случаях с точки зрения аэродинамического качества и общих лётных данных схема нерациональна, так как заднее крыло, будучи расположено в скосе потока переднего, имеет меньшие несущие свойства. Большая суммарная площадь крыльев предопределяет большое аэродинамическое сопротивление, что приводит к значительному снижению аэродинамического качества.

В ряде случаев по эксплуатационным особенностям оказались целесообразным устанавливать оперение не на фюзеляже, а на двух крепящихся к крылу балках.

кабине, уменьшение массы конструкции, безопасность при отказе двигателя и т. п.), но оно, безусловно, существенно сказывается на аэродинамических и весовых характеристиках самолёта и, следовательно, должно анализироваться с точки зрения летно-технических характеристик и общей эффективности самолёта.

А. с. в значительной степени определяется и диапазоном скоростей полёта; здесь классификацию можно провести достаточно чётко.

А. с. дозвуковых самолётов рассчитывается на полёт в диапазоне чисел Маха $M = 0,8—0,9$. Для неё характерны крылья и оперения малой стреловидности, достаточно больших удлинений и большой относительной толщины профиля, воздухозаборник с большими радиусами закруглений кромок.

А. с. транзвуковых самолётов ($M = 1,3—1,5$). В этой области значений M используются умеренные стреловидность и относительная толщина крыльев и оперения, нерегулируемый воздухозаборник с более острыми кромками.

А. с. сверхзвуковых самолётов M до $3—3,5$. Для уменьшения волнового сопротивления в этих схемах применяются малые относительные толщины, большая стреловидность крыльев (в том числе треугольные крылья) и оперений и крылья изменяемой в полёте стреловидности. Для самолётов с крылом изменяемой в полёте стреловидности характерна многорежимность полёта: за счёт использования малой стреловидности обеспечиваются приемлемые аэродинамические и летно-технические характеристики на малых и околозвуковых скоростях полёта. Для увеличения коэффициента восстановления полного давления на входе в двигатель используются регулируемые воздухозаборники.

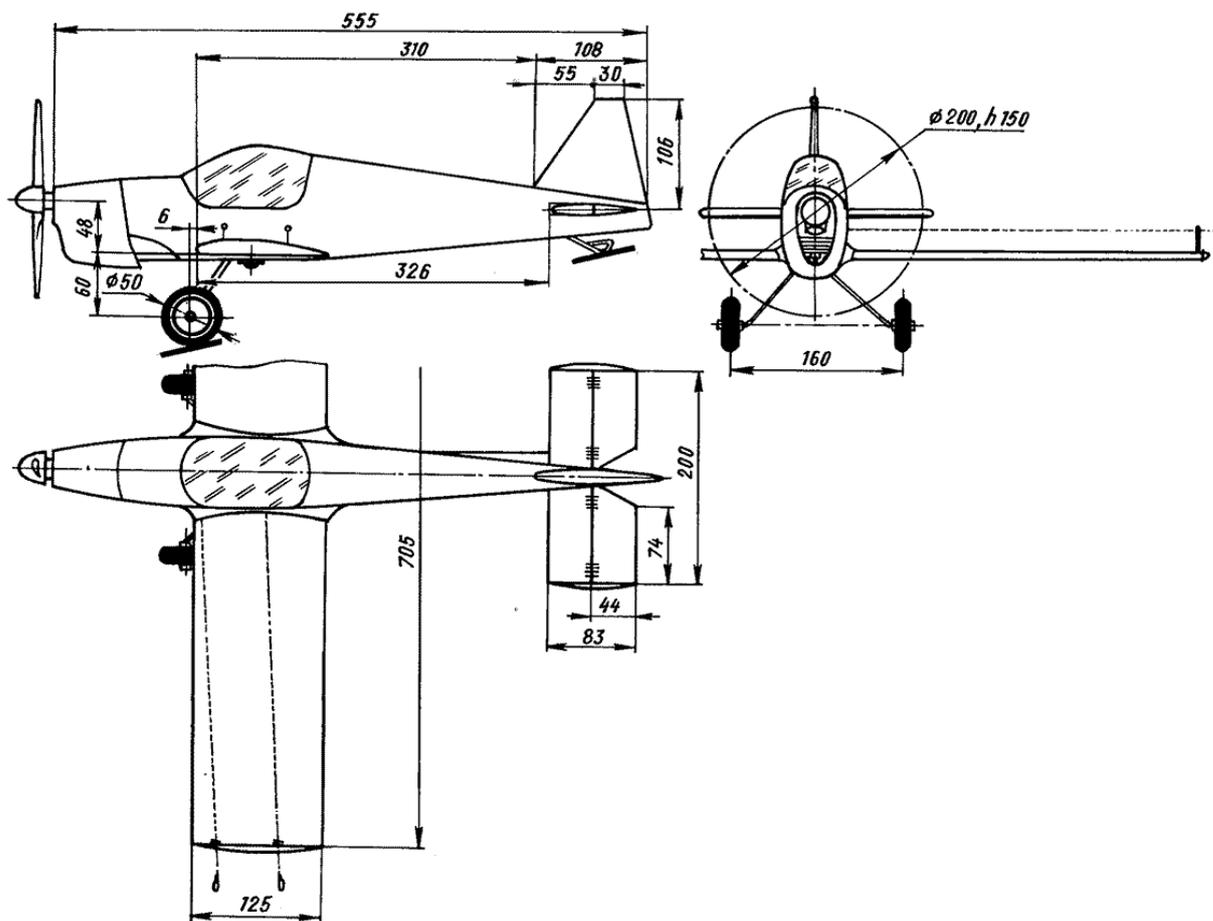
А. с. гиперзвуковых самолётов. Для самолётов со значениями $M(\infty) = 4,5$ и более А. с. в значительной степени определяется диапазоном значений $M(\infty)$, назначением самолёта и типом применяемого двигателя. Для этой схемы характерна так называемая интеграция двигательной установки и самолёта. Главным требованием к такой схеме является необходимость обеспечения восприятия больших температур и тепловых потоков на поверхности самолёта.

По способам взлёта и посадки можно выделить следующие А. с. самолёта. А. с., обеспечивающая нормальный взлёт и посадку с разбегом и пробегом. Здесь заданные дистанции взлёта и посадки в основном обеспечиваются аэродинамикой самолёта и выбором умеренной тяговооружённости. А. с. самолёта короткого взлёта и посадки. В этом случае применяются специальные меры для увеличения подъёмной силы (например, за счёт использования энергетической механизации крыла, поворота сопел двигателей). А. с. самолётов вертикального взлёта и посадки. В этом случае должно быть обеспечено превышение вертикальной составляющей тяги силовой установки над весом самолёта либо за счёт подъёмных двигателей (см. Подъёмно-маршевый двигатель), либо за счёт поворотных воздушных винтов. На таком самолёте, поскольку есть режим, когда скорость равна нулю, должна быть система газодинамического управления и стабилизации по всем трём осям координат с постепенным подключением обычных органов аэродинамического управления. Для самолёта короткого взлёта и посадки и самолёт вертикального взлёта и посадки возникают трудности с обеспечением устойчивости и управляемости самолёта и работоспособности двигателей на режимах взлёта и посадки из-за взаимодействия струй от работающих двигателей с землёй и самолётом.

Вместо термина «А. с.» часто пользуются терминами «аэродинамическая компоновка», «компоновка», «схема» самолёта.



Геометрическая схема ЛА включает в себя все его геометрические характеристики, такие как длина, высота, размах крыла, площадь крыла, площадь хвостового оперения и так далее.



Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.

СКОРОСТИ

<p>35. Скорость летательного аппарата</p> <p>Скорость</p>	\vec{V}	<p>Скорость начала O связанной системы координат относительно среды, не возмущенной летательным аппаратом</p>	<p>1. При применении термина к конкретному виду летательного аппарата следует заменять слова "летательного аппарата" на термин конкретного вида летательного аппарата, например, "скорость самолета".</p> <p>2. Составляющие скоростей по осям различных систем координат следует обозначать соответственно V, V_k, V_{Π}, W с индексом соответствующей оси, например, V_{kx} - составляющая земной скорости \vec{V}_k (п.37) по оси Ox связанной системы координат;</p>
--	-----------	--	---

36. -	V	Модуль скорости летательного аппарата	$V_{x\alpha}$ - составляющая скорости летательного аппарата по оси Ox_α скоростной системы координат; при этом $V_{kx} = V_k$, а $V_{x\alpha} = V$
37. Земная скорость	\vec{V}_k	Скорость начала O связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат	См. примечание 2 к п.35
38. Путевая скорость	\vec{V}_Π	Проекция земной скорости на горизонтальную плоскость $Ox_g Z_g$ нормальной системы координат	То же
39. Скорость ветра	\vec{W}	Скорость среды, не возмущенной летательным аппаратом, относительно какой-либо из земных систем координат	"

УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ

40. **Абсолютная
угловая скорость
летательного
аппарата**

Абсолютная угловая
скорость

$\vec{\Omega}$

Угловая скорость
связанной системы
координат относительно
инерциальной системы
координат

1. Составляющие абсолютной угловой скорости летательного аппарата и угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ (п.41) по осям различных систем координат следует обозначать соответственно Ω и ω с индексом соответствующей оси, например, ω_{x_a} - составляющая угловой скорости летательного аппарата по оси OX_a скоростной системы координат.

2. Составляющие абсолютной угловой скорости летательного аппарата и угловой скорости летательного аппарата следует считать положительными при

<p>41. Угловая скорость летательного аппарата</p>	$\vec{\omega}$	<p>Угловая скорость связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат</p>	<p>вращении летательного аппарата вокруг соответствующей оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси</p> <p>См. примечания к п.40</p>
<p>Угловая скорость</p>			
<p>42. Скорость крена</p>	ω_x	<p>Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OX связанной системы координат</p>	<p>См. примечание 2 к п.40</p>
<p>43. Скорость рыскания</p>	ω_y	<p>Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OY связанной системы координат</p>	<p>То же</p>
<p>44. Скорость тангажа</p>	ω_z	<p>Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OZ связанной системы координат</p>	<p>"</p>

В лекциях на эту тему:

Воздушная скорость: \vec{V} — скорость ЛА относительно
невозмущенной воздушной среды (т.е. воздуха)

Земная скорость: \vec{V}_k — скорость ЛА относительно
Земли (Земля \approx неподвижна)

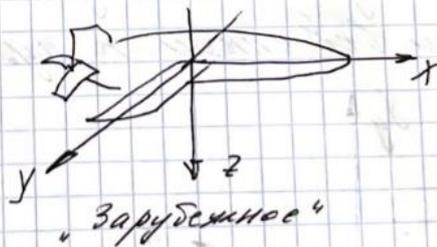
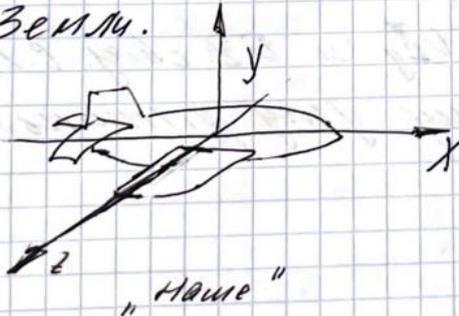
Скорость воздушных масс (ветра): \vec{W}

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}$$

Абс. угловая скорость: $\vec{\Omega}$ — хар-ет
вращение ЛА относит. шире. с.к.

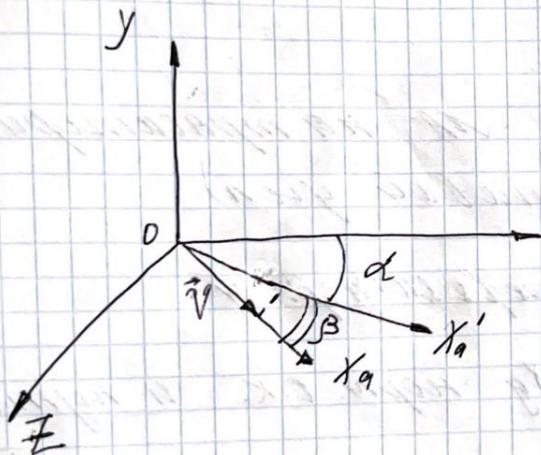
Собств. угл. $\vec{\omega}$ — вращение ЛА относит.

Земли.



Углы ориентации летательного аппарата относительно потока: α - угол атаки, β - угол скольжения.

(Лекц. 3) Ориентация ЛА относительно воздушной среды или воздушн. потока опред. двумя углами: • угол атаки - α
• угол скольжения β



α - угол между прод. осью связанной с. к и проекцией воздушной скорости на ОХЗ (пл-ть симметрии)
 β - угол между напр. возд. жор. ЛА и его осю плоскостной симметрии ОХУ.

Угловая ориентация летательных аппаратов в пространстве (углы ψ - рыскания, ϑ - тангажа, γ - крена). Угловые скорости, описывающие движение.

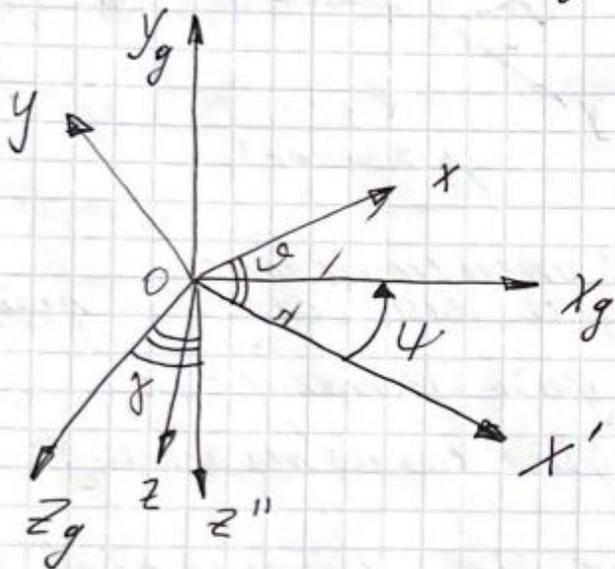
Ориентация ЛА в прост-ве
хар-етая зная углами:

ψ - рыскания
 ϑ - тангажа
 γ - крена

ψ - угол между Ox_g норм. свая. с.к. и проекция продольной оси ЛА на горизонтальную плоскость. ($Ox_g z_g$)

ϑ - угол между продольной осью ЛА Ox и горизонт. плоск-ю ($Ox_g z_g$)

γ - угол между осью Oz_g и Oz свая. с.к., при введении к нулевому углу рыскания.



Про угловые скорости что писать, непонятно. Видимо это:

В случае необходимости могут
быть использованы таблицы перевода из
одной с.к. в другую — в вектор другой
— так напр. таблицы напр. координат.

$$\vec{\omega} = \vec{i} + \vec{j} + \vec{k} = \vec{\omega}$$

эти числа определяются
гиробертикалью, гироскопом

$$\vec{\omega} = \omega_x + \omega_y + \omega_z$$

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\psi} + \dot{\varphi} \sin \varphi \\ \omega_y = \dot{\psi} \cos \varphi \cos \gamma + \dot{\varphi} \sin \gamma \\ \omega_z = \dot{\varphi} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \varphi \sin \gamma \end{cases} \quad \text{— система кинематических уравнений Эйлера, опис. вращения}$$

\vec{V} — вектор воздушной скорости.

$$\vec{V} = V_x + V_y + V_z$$

$$\begin{cases} V_x = V \cos \alpha \cos \beta \\ V_y = -V \sin \alpha \cos \beta \\ V_z = V \sin \beta \end{cases}$$

\vec{V}_R — земная скорость, относит. земной с.к.

$$\vec{V}_R = V_{Rgx} + V_{Rgy} + V_{Rgz} \quad \text{— терм. сист. нормальной с.к.}$$

$$\boxed{\vec{V}_K = \vec{V} + \vec{W}}$$

Силы и моменты, действующие на летательный аппарат в полете. Общая характеристика сил и моментов.

- Силы и моменты, действ. на ЛА
в полёте
- \vec{G} - сумм. сила тяжести; (прикл. к центру масс \Rightarrow \Rightarrow момент создавать она не будет)
 - \vec{P} - сумм. сила тяги; может быть прилож. к любой точке \Rightarrow
 - \vec{M}_P - момент силы тяги
 - \vec{R} - суммарная аэродинамическая сила (не прилож. обычно к ц. м) \Rightarrow
 - \vec{M}_R - аэродин. момент
 - $\vec{M}_{гр}$ - гироскоп. момент (маг его в общем виде не можем посчитать: нужно знать кол-во гир-пов)
 - \vec{F}_v - сила Кориолиса

продолжение след. Стр.

• \bar{M}_K - момент Королёва

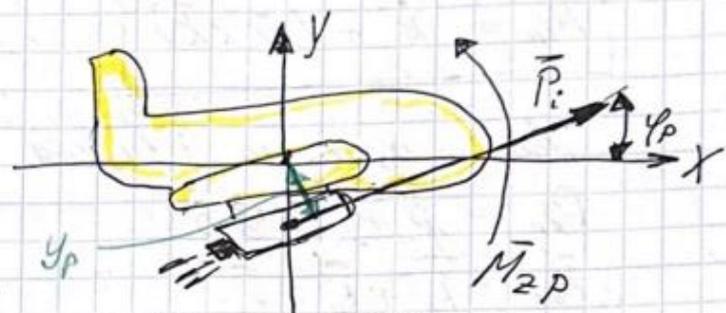
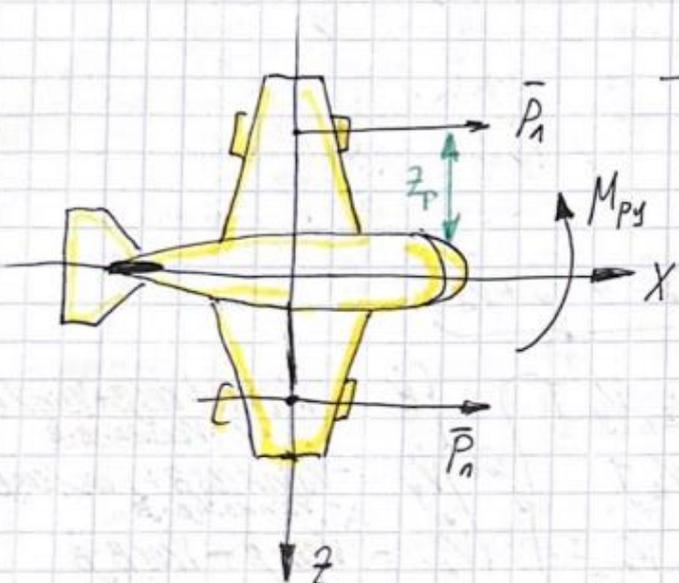
Двумя последними в рамках аэродинам. расчёта пренебрежем
сила и момент тяги определяются типом,
 мощностью и кол-вом двигательных установок ЛА.

$\bar{P} = \sum \bar{P}_i$ ← созд. каждой двигательной установкой
 $\bar{M} = \sum \bar{M}_i$ ← созд. каждой двигательной установкой

$\bar{P} = \bar{P}_x + \bar{P}_y + \bar{P}_z$ - не все сост. зва. значимости
 ⇒ тяга обычно направ. в сторону
 приоритетного манёвра вл-
 ния: $\Delta X \Rightarrow P_x \gg P_y, P_z$

$\bar{M}_P = \bar{M}_{Px} + \bar{M}_{Py} + \bar{M}_{Pz}$

$M_{Pz} = P_{yP} \cdot \cos \varphi_P$



$P_x = P \cdot \cos \varphi_P$

$P_y = P \cdot \sin \varphi_P$

* Обычно двиг. ставят под
 крылом таким образом

$P = f(\text{бег, } H(\rho), T, V)$
 сектор газу ↑, высота ↓, температура ↑, плотность ↓, скорость ↑

$P_n \neq P_n \Rightarrow M_{Py} = \Delta P z_P$

Используются 2 типа двигательных уст-ок:

- 1) винтомоторная;
- 2) реактивный двигатель;

Приводы для возд. винта

- 1) поршневой двигатель внутр. сгорания (самой популярн.)
- а) реактивный турбовентиляторный двигатель
- 3) электрический двигатель

бег (сектора газа) - зависит от того, на каком режиме стоит двигатель

Аэродинамическая сила R, аэродинамический момент MR и их проекции на оси систем координат.

Аэродинамическая сила
и аэродинамический момент

$$\bar{R} = \bar{R}_x + \bar{R}_y + \bar{R}_z \quad \text{Связ. СК}$$

R_x - продольная аэродинамич. сила

R_y - нормальная аэродинамич. сила

R_z - поперечная аэродинамич. сила

$$\bar{R} = \bar{X} + \bar{Y} + \bar{Z}$$

Скоростная СК

\bar{X} - сила лобового сопротивления

\bar{Y} - подъемная сила

\bar{Z} - боковая сила

$$\bar{M}_R = \bar{M}_{Rx} + \bar{M}_{Ry} + \bar{M}_{Rz}$$

Связ. СК

\bar{M}_{Rx} - момент крена

\bar{M}_{Ry} - момент рыскания

\bar{M}_{Rz} - момент тантажа

$$\bar{R} = \bar{R}_{\text{крыло}} + \bar{R}_{\text{фюзеляж корпуса М}} + \bar{R}_{\text{оперение}} + \bar{R}_{\text{МГ}}$$

$$\bar{M}_R = \sum \bar{M}_{Ri}$$

$$R = C_R \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} S$$

\uparrow коэффициент аэрод. силы \downarrow плотность \uparrow площадь поверхности

$$R_x = (-X \cdot \cos \alpha + Y \cdot \sin \alpha) \cos \beta$$

$$R_y = (X \cdot \sin \alpha + Y \cdot \cos \alpha) \cos \beta$$

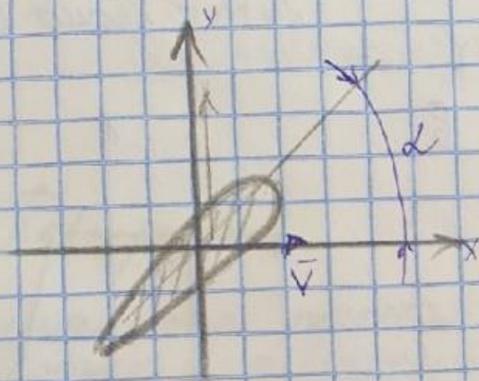
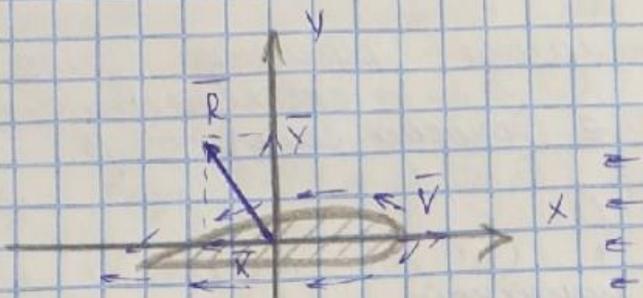
$$R_z = Z \cdot \sin \beta$$

Связь
Св. и скор. СК

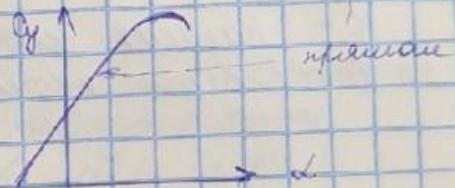
$$X = C_x \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} S$$

$$Y = C_y \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} S$$

$$Z = C_z \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} S$$



$$C_y \approx C_{y0} + C_{y\alpha} \alpha$$

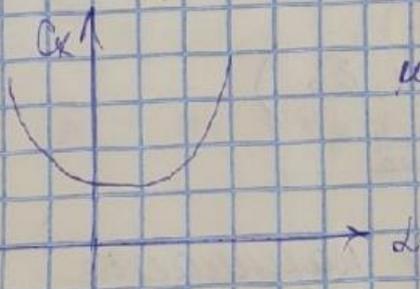


$$C_{y\alpha} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$$

линейная функция восхода

$$\begin{cases} X = f_x(V, \rho, \alpha, \delta_0) \\ Y = f_y(V, \rho, \alpha, \delta_0) \\ Z = f_z(V, \rho, \beta, \delta_0) \end{cases}$$

линейная функция направления



параболическая зависимость (линейная функция)

Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.

В случае необходимости могут быть использованы таблицы перевода из одной с.к. в другую — в вектор другой системы координат. — так напр. таблицы напр. координат.

$$\vec{\psi} + \vec{v} + \vec{j} = \vec{w}$$

эти углы определяются гировертикалью, гироскопом, гироскопом

$$\vec{w} = w_x + w_y + w_z$$

$$\begin{cases} w_x = \dot{\psi} + \psi \sin \vartheta \leftarrow \text{тангаж} \\ w_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\gamma} \sin \gamma \leftarrow \text{ролляция} \\ w_z = \dot{\gamma} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases}$$

— система кинематических уравнений Эйлера, опис. вращения

\vec{v} — вектор воздушной скорости.

$$\vec{v} = v_x + v_y + v_z$$

$$\begin{cases} v_x = v \cos \alpha \cos \beta \\ v_y = -v \sin \alpha \cos \beta \\ v_z = v \sin \beta \end{cases}$$

угол скольжения

угол атаки

система кинематических уравнений опис. поступательное движение ЛА.

\vec{v}_R — земная скорость, отнесенн. земной с.к.

$$\vec{v}_R = v_{Rgx} + v_{Rgy} + v_{Rgz} \quad \text{— терц. сист. нормальной с.к.}$$

$$\vec{v}_k = \vec{v} + \vec{w}$$

воздушная скорость

скорость воздушной массы

скорость ЛА относительно земли

Система динамических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов (при условии $m = \text{const}$).

1) Система динамических уравнений, описывающих движение ЛА (при условии $m = \text{const}$)

$$\sum \bar{M}_{\text{вн}} = \left(\frac{d\bar{k}}{dt} \right)_{\text{локал}} = \dot{\bar{k}}_{\text{лок}} + \bar{\omega} \times \bar{k}$$

по теор. об измен. кин. момента (момент импульса)

$$\sum \bar{F}_{\text{вн}} = \left(\frac{d\bar{p}}{dt} \right)_{\text{локал}} = \dot{\bar{p}}_{\text{лок}} + \bar{\omega} \times \bar{p}$$

по теор. об измен. кол-ва движения

Локал. производная вектора, заданного в коорд. с. к. равна сумме произв. этого вектора в восстан. с. к. (локальной) и вект. произв. векторов лок. осей при перем. и данного вектора

$$\bar{k} = \bar{k}_x + \bar{k}_y + \bar{k}_z$$

$$\begin{cases} k_x = J_{xx} \omega_x - J_{xy} \omega_y - J_{xz} \omega_z \\ k_y = J_{yy} \omega_y - J_{xy} \omega_x - J_{yz} \omega_z \\ k_z = J_{zz} \omega_z - J_{xz} \omega_x - J_{zy} \omega_y \end{cases}$$

Вскажете огни маса ситни $\Rightarrow J_{yz} = J_{zy} = J_{xz} = J_{zx} = 0$,

тогда

$$\begin{cases} K_x = J_{xx} \omega_x - J_{xy} \omega_y \\ K_y = J_{yy} \omega_y - J_{xy} \omega_x \\ K_z = J_{zz} \omega_z \end{cases}$$

Два ПА тина савает можно считать, что масса не \dot{m} измет во время периода управ, т.е. преход тинива $< 15\%$ от массы саваета (т.е. $m = \text{const}$)

$$\begin{cases} \dot{K}_x = J_{xx} \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y \\ \dot{K}_y = J_{yy} \dot{\omega}_y - J_{xy} \dot{\omega}_x \\ \dot{K}_z = J_{zz} \dot{\omega}_z \end{cases} \quad \text{в связ. с.к.}$$

$$(\bar{\omega} \times \bar{k})_x = (J_{yy} - J_{zz}) \omega_y \omega_z + J_{xy} \omega_x \omega_z$$

$$(\bar{\omega} \times \bar{k})_y = (J_{zz} - J_{xx}) \omega_z \omega_x + J_{xy} \omega_y \omega_z$$

$$(\bar{\omega} \times \bar{k})_z = (J_{xx} - J_{yy}) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)$$

$$\boxed{\left(\frac{d\bar{k}}{dt} \right)_{\text{нов}} = \dot{\bar{k}} + \bar{\omega} \times \bar{k} = \bar{M}^{\text{евн}}} \quad \text{— динект. ур. Эйлера в векторной ф-ме}$$

$$\bar{M}^{\text{евн}} = \bar{M}_x^{\text{евн}} + \bar{M}_y^{\text{евн}} + \bar{M}_z^{\text{евн}}$$

$$\begin{cases} M_x^{\text{евн}} = J_{xx} \dot{\omega}_x + (J_{yy} - J_{zz}) \omega_y \omega_z - J_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) \\ M_y^{\text{евн}} = J_{yy} \dot{\omega}_y + (J_{zz} - J_{xx}) \omega_z \omega_x - J_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) \\ M_z^{\text{евн}} = J_{zz} \dot{\omega}_z + (J_{xx} - J_{yy}) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \end{cases}$$

Динект. ур. Эйлера в проекц. на связ. с.к.

Модель фигуры и форма Земли. Гравитационное поле Земли. Сила тяжести.

Геодезическая информация

Модель формы Земли

Форма Земли - пов-ть веро океано, которая заключает узкие каналы, прорывающиеся на суше.

Геонд - нет математич описание, потому невозможно использовать в практич. Подбираем эмпирич к геонду форму

1) Эллипсоид вращения

Геонд в большой степени точности можно описать эллипсоид, вращ. вокруг малой полуоси

a - большая полуось

b - малая полуось

e^2 - квадрат эксцентриситета

$\alpha = \frac{a-b}{a}$ - параметр сжатия - насколько сильно приплюснут эллипсоид

Параметры по Красовскому:

$$a = 6378245 \text{ м}$$

$$b = 6356863 \text{ м}$$

$$\alpha = \frac{1}{298,3} \approx \frac{1}{300}$$

$$e^2 = 0,006692$$

Отношение нормалей к геоуд. по отк. и отклонению
нормалей к геоуд. не превосходит $2:3''$ (угловое секунды)

2) Сфера

радиус сферы геоидального сечения в эллипсоиде

$$R_0^V = 6371110 \text{ м}$$

радиус сферы геоидальной площади в эллипсоиде

$$R_0^S = 6371116 \text{ м}$$

$$R = 6371 \text{ км}$$

3) Плоскость

Координаты точек на земной пов-ти

Земля — «земной сфероид»

Малая ось — совпадает с осью вращения

Точка пересечения малой оси с пов-тью — полюс

Пл-ть через центр эллипсоида и \perp малой оси —
пл-ть экватора

Географич. широта - угол и / нормалью к
пов-ти эллипсоида вращения и
н-той экватора

β - г. пересек. нормали и экватора

σ - г. пересек. нормали и малой оси

φ - географич. широта

φ $0 \div +90^\circ$ в сторону северной полюса (+)
 -90° в сторону южного полюса

Ω поворачив. со сн-той поворота Земли
($^\circ/\text{час}$) суточного вращения

η линии в н-ти экватора и образует
правую тройку векторов

Кахало - центр масс порывистой среды

$\left\{ \begin{array}{l} \text{ось } y - \text{ по касат. к мерид. в сторону сев. полюса} \\ \text{— северная ось} \\ \text{ось } x - \text{ по касат. к параллели, направо по} \\ \text{географич. восток} \\ \text{ск} \end{array} \right.$

Гравитационное поле земли

вектор точка сф. гравитационное поле

Вектор направленности гравитационного поля:

$$\vec{g}_r = -G \int \frac{dm_1}{r^{13}} r^1$$

r^1 - радиус-вектор из точки к притягиваемому телу

$$r^2 = \sqrt{(\xi - \xi_1)^2 + (\eta - \eta_1)^2 + (\zeta + \zeta_1)^2}$$

ξ, η, ζ - координаты точек

\vec{g}_r - гравитационное ускорение / ускорение сил тяжести

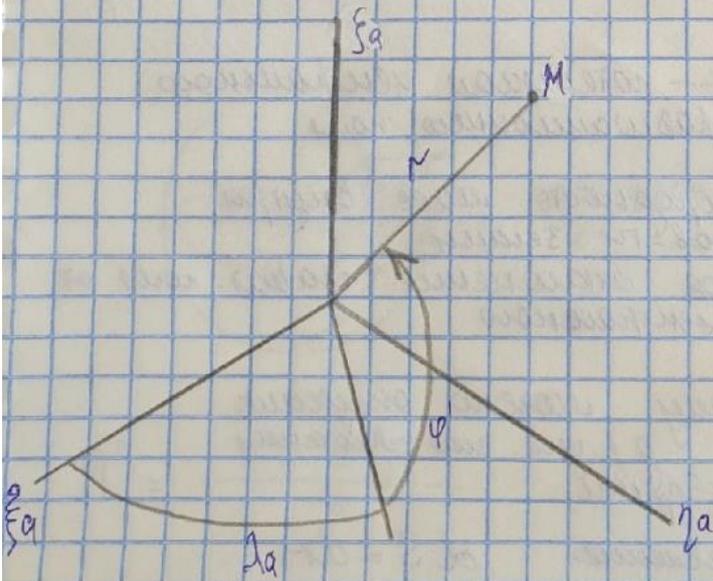
потенциальное криво

Π^1 - потенциал

$$\Pi^1 = \int \rho \frac{dm_1}{r^2}$$

ρ
↑
плотность
интегрирования

$$g_{rs} = \frac{\partial \Pi^1}{\partial s} \quad - \quad \text{частная производная по направлению потенциала}$$

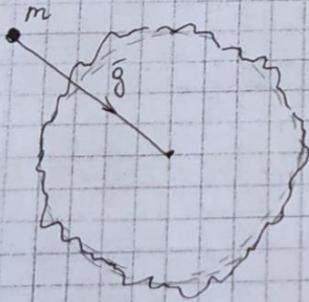


ЕЩЕ ВАРИАНТ ОТВЕТА:

Модель фигуры и форма Земли. Гравитационное поле Земли. Сила тяжести.

Точная модель фигуры Земли представляет собой сложную поверхность, форма которой определена лишь приблизительно.

① Геоид

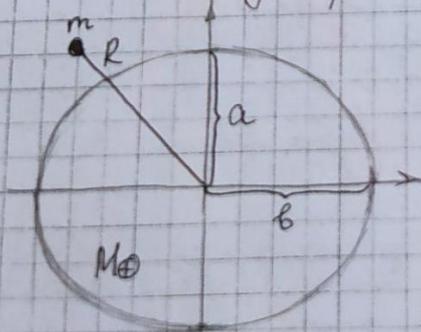


Геоид является наиболее точной моделью фигуры Земли.

Геоид — интегральная поверхность уровня потенциала силы тяжести, примерно совпадающая со средним уровнем воды в мировом океане. Имеет сложную форму, обусловленную распределением масс в земной коре и на поверхности.

В каждой точке геоида нормаль к его поверхности совпадает с направлением силы тяжести, т.е. равнодействующей сил тяжести и центробежной силы от вращения Земли.

② Эллипсоид вращения.



Параметры:

- a — малая полуось
- b — большая полуось
- $e = \frac{b-a}{b}$ — эксцентриситет

Существует 3 варианта такой модели Земли:

- 1) Эллипсоид Красовского (СК-42)
- 2) Эллипсоид координатной системы Параметр Земли 1990г. (ПЗ-90)
Данная модель используется в ГЛОНАСС

3) Эллипсоид координатной системы (WGS-84)
 Данная модель используется в GPS

3) Сферическая форма

$$R_{\oplus} = 6371,1 \text{ км}$$

4) Модель плоской Земли.

Данная модель используется при перемещении менее 500 км и скорости менее первой космической.

Сила тяжести

Определяется моделью Земли в силу неоднородности плотности и формы:

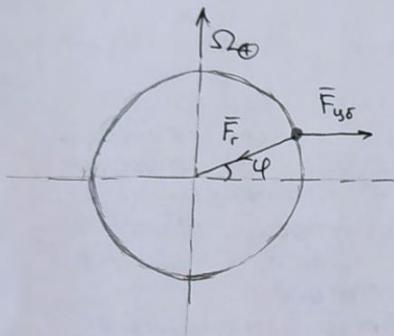
$$\vec{G} = \vec{F}_r + \vec{F}_{цб}, \text{ где } \vec{F}_r - \text{гравитационная сила}$$

$\vec{F}_{цб}$ - центробежная сила

$$\vec{F}_r = -f \frac{m_{\text{ЛА}} \cdot M_{\oplus}}{R^2}$$

$$M_{\oplus} = 5,976 \cdot 10^{24} \text{ кг} - \text{масса Земли}$$

$$f = 6,672 \cdot 10^{-11} - \text{гравитационная постоянная}$$



Ω_{\oplus} - скорость вращения Земли

φ - широта

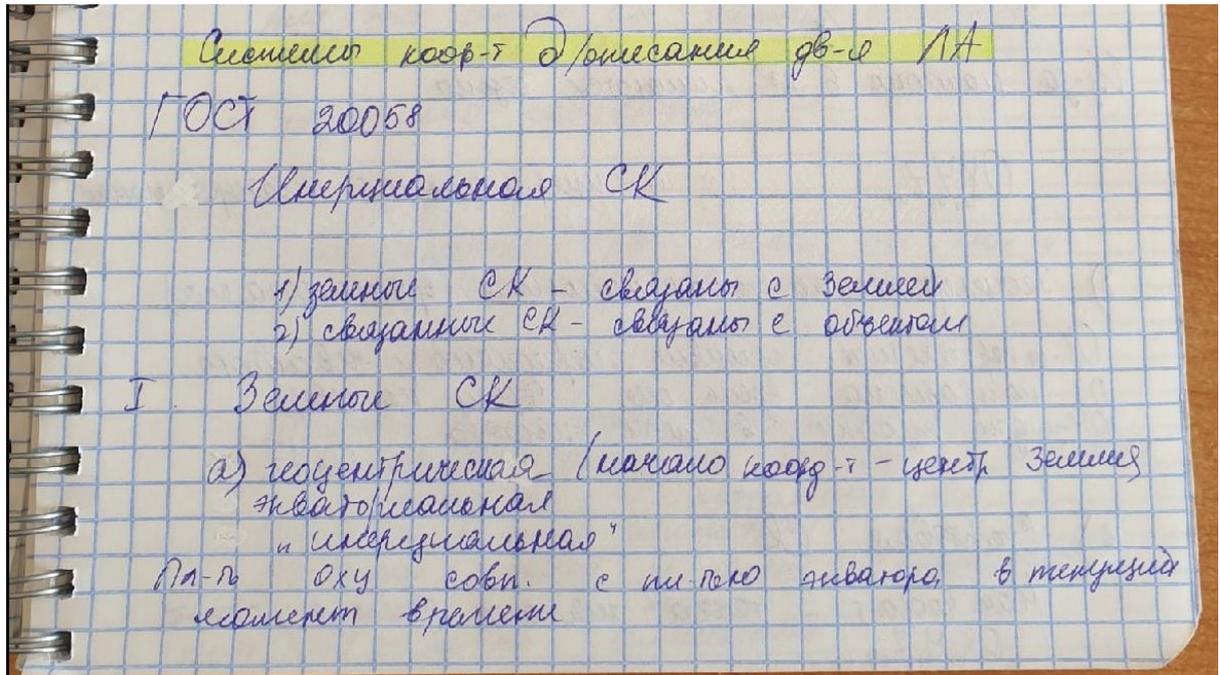
R_{\oplus} - радиус Земли

$$F_{цб} = m_{\text{ЛА}} \cdot a_{цб} = m_{\text{ЛА}} \cdot \Omega_{\oplus}^2 \cdot R_{\oplus}^2 \cdot \cos \varphi$$

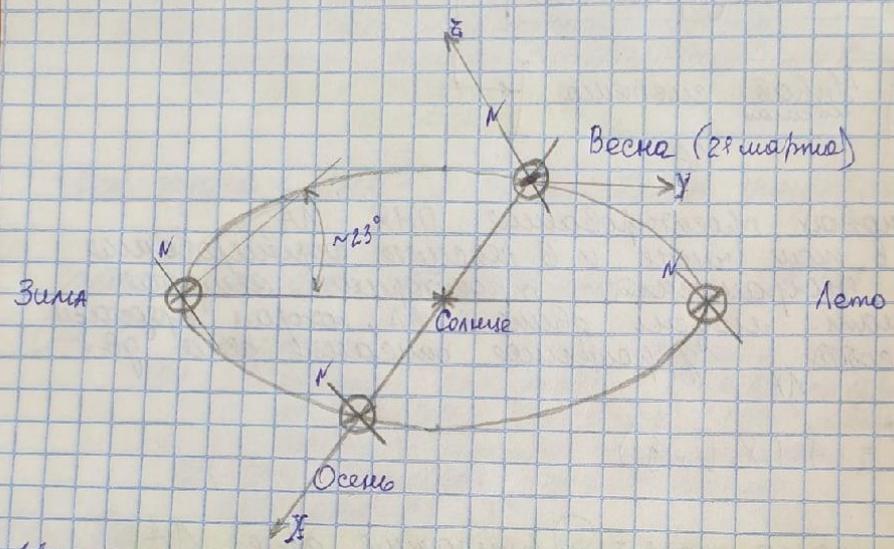
Сила тяжести в связан. с.к. с учетом допущ. диапазона высот и скоростей, а также $m_{\text{ЛА}} = \text{const}$. $\vec{G} = \vec{G}_x + \vec{G}_y + \vec{G}_z$

$$\begin{cases} G_x = -G \sin \theta \\ G_y = -G \cos \theta \cos \chi \\ G_z = G \cos \theta \sin \chi \end{cases}, \text{ где } \theta - \text{угол тангажа} \\ \chi - \text{угол крена}$$

Системы координат, используемые для описания движения летательного аппарата.



Ox направлена в точку весеннего равноденствия
 (т. "весна", 21 марта)
 $Oy \perp Ox$ лежит в м-пл экватора
 Oz направлена к сев. полюсу



Из-за наклона в 23° меняются сезоны

Ox, Oy, Oz
и₁ и₂ и₃

и₁ - меридианальная экваториальная

а) Геоцентрическая экваториальная (брауновская)

Ox - пересечение плоскостей меридиана и экватора
 Oz - направлена вдоль оси вращения на север
 Oy - доп. тройка, в м-пл экватора

Ox, Oy, Oz
и₁ и₂ и₃

б) Стартовая СК

Нач коорд - точка начала года / старта

Ox, Oy, Oz
и₁ и₂ и₃

OY направлено в том же направлении вертикали вверх
(по геоцентрическому радиус-вектору)
 Ox - приоритетное направление долготы

г) нормальная земная СК
приводит к любой точке на земле
какие координаты - тогда точка на земле

Ox, Oy, Oz

OY направ. в том же направлении вертикали вверх
 Ox - выбирается исходя из продолжения теоретич. меридиана

А при решении навиг. задачи
направл. на север по касат. к
меридиану

Oz - деп. тройку векторов

II Связанные СК

Для всех связанных СК начало координат -
центр масс LA

а) нормально-связанная СК

Ox, Oy, Oz

направление осей такое же, как и
в нормальной земной СК

б) связанная СК

Ox, Oy, Oz

Ox лежит в плоскости симметрии и
направлено вперед от хвостовой к носовой
части LA - продольная ось

$Oy \perp Ox$ в м-ти симметрии

Oz - деп. тройку и лежит по правому
плечу

м-ть XOy - м-ть симметрии

б) скоростная СК

$Ox_0 y_0 z_0$

Ox задается направлением вектора воздушной

СК-П

\vec{V} - воздушная СК-П

$Oy \perp Ox$ в П-П системе отсчета

Oz - доп. тройку векторов

в) траекторная СК

$Ox_k y_k z_k$

Ox определяется направлением земли

СК-П

V_k - земная СК-П

Oy определяется вертикальной П-П,
проходящей через начало координат,

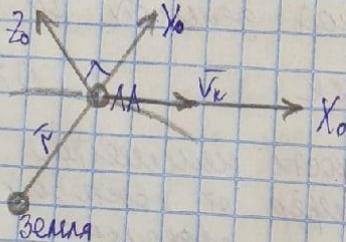
$\perp Ox$

Oz - доп. тройку векторов

г) объемно-центрическая орбитальная СК

$Ox_0 y_0 z_0$

Oy - продолжение радиус-вектора, соединяющего
центр масс ЛА Земли и центр
масс ЛА



$Oz \perp$ П-П орбиты

Ox - определяется направл. \vec{V}_k

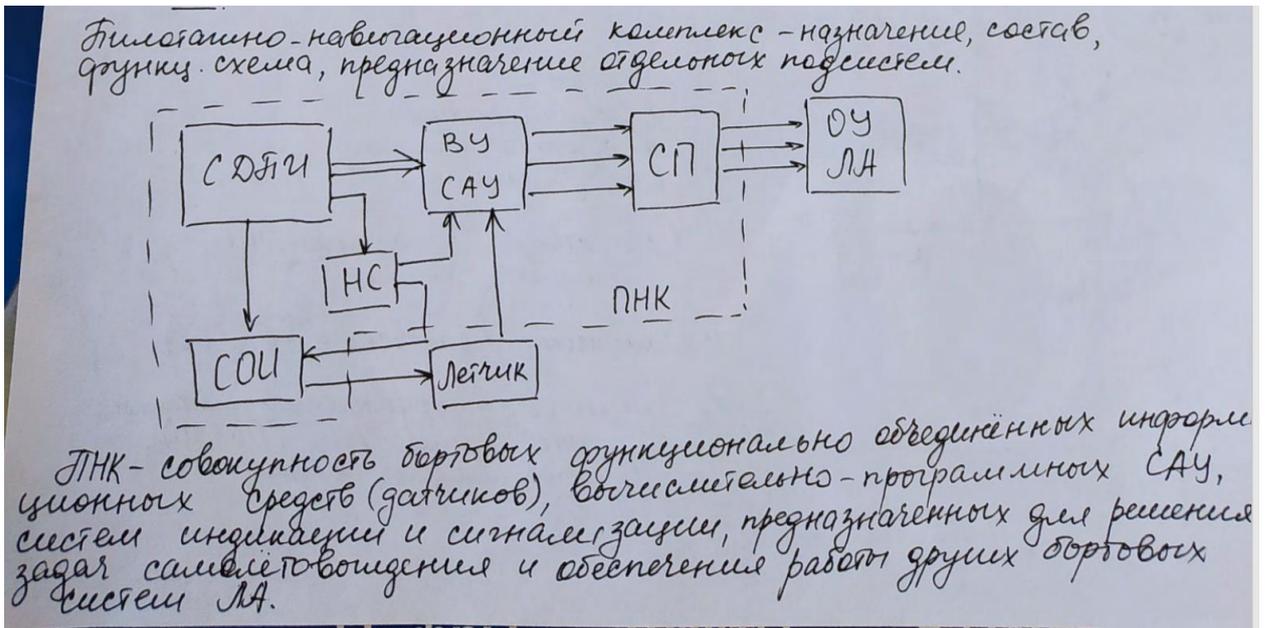
Воздушная масса - масса дв-я ЛА относительно невозмущенной
 воздушной среды
 Ее можно определить по борту ЛА с
 помощью датчиков давления воздуха

Земная масса - масса ЛА относительно какой-либо
 земной СК

$\vec{V}_k = \vec{V}$, если нет ветра: воздух движется

$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}$, где \vec{W} - это дв-я воздушная масса /
 это ветер (v)

Пилотажно-навигационный комплекс. Назначение, состав, функциональная схема, предназначение отдельных подсистем.



СДТИ - система датчиков первичной информации

ВУ САУ - вычисл. уст-во системы автоматического управления.

Назначение:

- 1) алгебраич. Σ и операц. преобраз-е сигналов с ДПИ в соотв. с законом управления и решение навигационных задач.
- 2) Выбор программы с проработанного механизма ПНК, задание программы движения ЛА во времени
- 3) Преобразование различных сигналов ПНК в информацию другого вида
- 4) контроль работоспособности приборов и агрегатов, вход в состав ПНК
- 5) Предварительное усиление сигналов управления.

СП - сервопривод, позволяет реализовать принятые управлением решения. Составит уз: - усилитель
- рулевая машина - преобраз. электрич. управл. сигнала в мех. для перемещ. органов управления.

НС - навигационная система - комплексная система для опред. текущего местополож. ЛА.

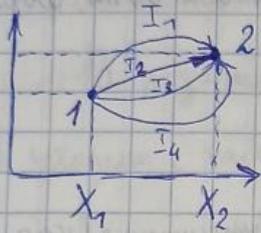
ОУ ЛА - органы управления ЛА

СОИ - система отображения информации.

Общая формулировка задачи наведения, этапы решения задачи наведения летательных аппаратов.

Общая задача наведения ЛА.

Задача наведения — определение положения ЛА в пр-ве.



X — многомерный в-р, или фазовое состояние системы (в-р фазовых коор-т, в-р перем. сост.)

U — в-р ф-ции управления (в-р управления)

φ — в-р возмущений

$$\dot{X} = f(X, U, \varphi, t)$$

$X \in G_X$ — отр. мн-во

На изменение фазовых коор-т накладываются ограничения, связанные со спецификой применения конкретного типа ЛА.

$U \in G_U$ — отр. мн-во

В-р управления, с одной стороны, находится в распоряжении пилота, принимающего управление, а с др. стороны, ограничено

конкретным видом ЛД.

$\xi \in G_\xi$ — опр. мн-во

В-н \mathcal{U} управлени^я, после того, как она выбрана, явл. форма-лизацией описанием достижимых цели. Описание неперекрестного варианта управление — осн. задача наведения.

$I \approx F(X, U, \xi)$ — функционал качества.

При целенаправленном наведении необходимо определить с критерием, по которому бы оценивалось наведение, и при определении в математических терминах задача должна быть формализована через функционал качества.

$\min I$ — критерий достижения цели

При расчете траекторий и определении критерия кач-ва модно явно получить max выгоду, кот. и.б. определена, как \min функционала кач-ва (кач-ва траектории)

Задача о нахождении наилучшего варианта обычно сводится к задаче оптимизации и постановку процесс явл. управляемым, но этот класс задач относится к теории оптимального управления. Теория оптим. упр. — класс математических задач.

U_{opt}, X_{opt} — оптимальные управление и траектория.

Задача задачи оптим. упр. на основании заданного кри-

терия коэ-ва позволяет минимизировать функционал управления и на его основе получить вариант оптим. или программно-ного управления, т.е. такого управления, кот. переведет ЛА в задан. точку пр-ва и при этом будет наименьшим с точки зрения критерия коэ-ва. Траектория, полученная в рез-те такого управления — программная.

Реальная задача наведения обладает рядом трудностей:

- Наличие стохастических и детерминированных ограничений
- Постоянное воздействие случайных факторов в процессе полета

В рез-те воздействия внешнерегулирующих факторов ЛА уходит с расчетной траектории \Rightarrow применяются поправки $\Delta V_{пр}$ и $\Delta X_{пр}$ — $V_{иср}$ и ΔX

Основная задача корректирующего управления ($V_{иср}$) —

обеспечение попадания ЛА в заданную точку пр-ва. Корректирующее упр. следовало бы выбирать так, чтобы оно зависело от возмущающих факторов, однако на практике это невозможно. $V_{иср}$ выбирается исходя из отношения текущих фаз. коор-т от их программных значений.

Решение задачи наведения явл. двухэтапным:

- 1) Расчет программной траектории, кот. обесп. достижение зад. цели с мин. затратами.

2) В раз-те реализации программ. упр. параллельно опред. меха-
низм, позволяющий с макс точностью достичь цели при заданном
ресурсе, не смотря на действие возмущ. факторов.

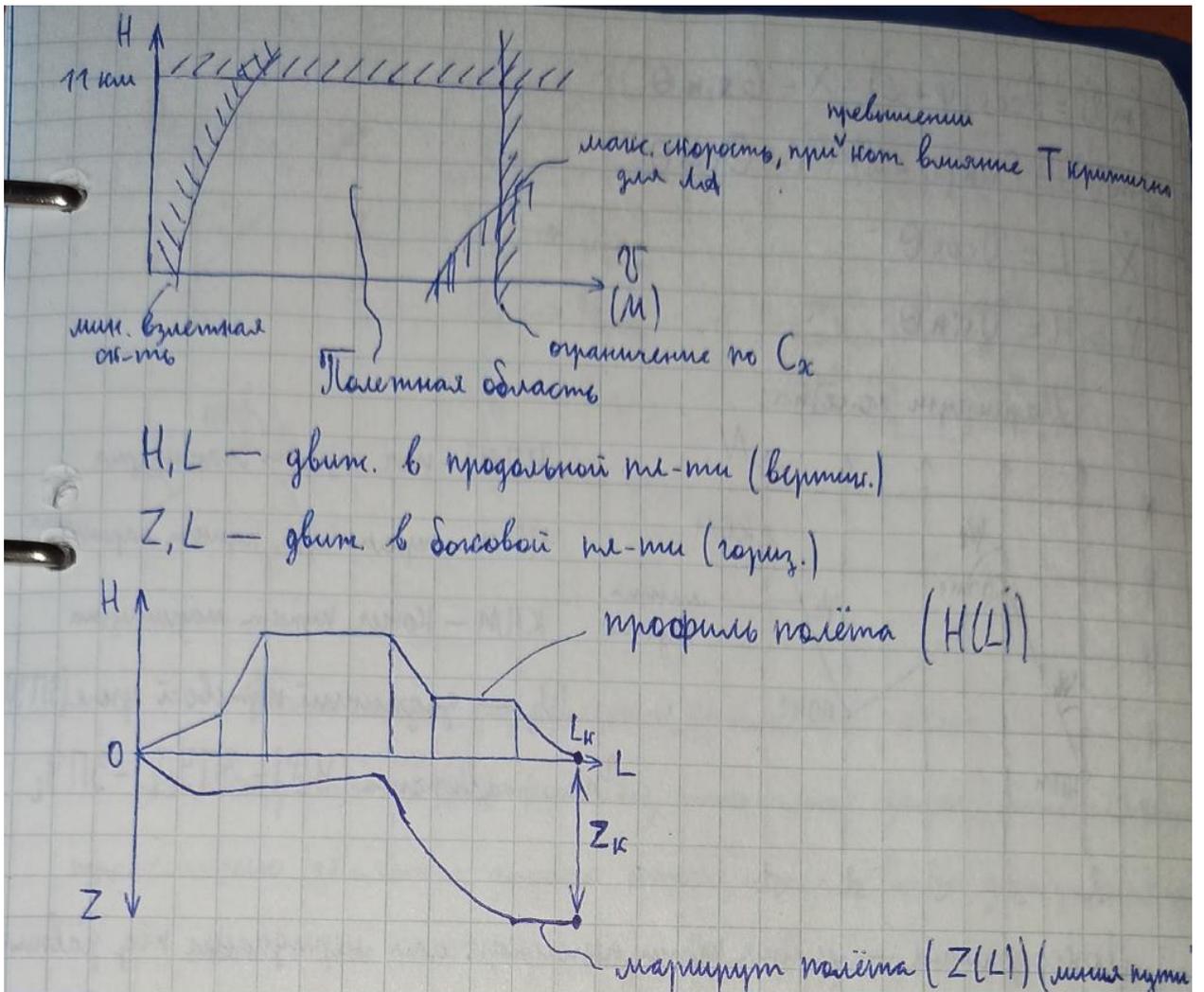
Ограничения, накладываемые на движение летательных аппаратов.

Понятие перегрузки. Влияние различных перегрузок.

Ограничения параметров движения ЛА.

При формировании траектории движения ЛА необх. учесть функ-
ционные пределы изменения пар-ров движения. Эти ограничения
можно разбить на 3 группы:

- 1). Аэродинамические и прочностные
- 2). Связанные со специфичной требовател. и выполняемо заданной
программы полёта
- 3). Физиологические $n \leq 0,2$ для пассажирских ЛА



Понятие перегрузки.

Кэф-т перегрузки — оценка силового воздействия на объект, направлено вычисляемо на его прочность.

$$\vec{n} = \frac{\sum \vec{F}_i - \vec{G}}{|\vec{G}|} \quad \text{— векторная безразмерная перегрузка.}$$

$$n_x = 0, n_y = 1, n_z = 0$$

$$\vec{n} = \vec{n}_x + \vec{n}_y + \vec{n}_z$$

$$\Delta n_y = n_y - 1 \quad \text{— приращение нормальной перегрузки}$$

$$\begin{cases} n_x = \frac{P \cos \varphi_p - X \cos \alpha + Y \sin \alpha}{mg} \\ n_y = \frac{P \sin \varphi_p + X \sin \alpha + Y \cos \alpha}{mg} \\ n_z = \frac{\sum \sin \beta}{mg} \end{cases}$$

φ_p — угол установки двигателя

Типы двигателей летательных аппаратов. Сила и момент тяги, действующие на летательный аппарат в полете.

P и M_p определяются типом, мощностью и кол-вом двигательных установок.

оси, устанавливающая

$$\vec{P} = \vec{P}_x + \vec{P}_y + \vec{P}_z$$

$$\vec{M}_p = \vec{M}_p^x + \vec{M}_p^y + \vec{M}_p^z$$

$$\begin{cases} P_x = P \cos \varphi_p \\ P_y = P \sin \varphi_p \\ P_z = 0 \end{cases}$$

$$\vec{M}_p = \vec{M}_p^x + \vec{M}_p^y + \vec{M}_p^z$$

$$M_p^z = P \cdot y_p \cos \varphi_p$$

$$M_p^y = \Delta P \cdot z_p$$

$P_n \neq P_u$
($P_n - P_u = \Delta P$)

Два типа двигательных установок:

- Винтовая группа
- Реактивный двигатель

Приводы воздушного винта:

- Поршневым двигателем внутр. сгорания
- Реактивный турбовентиляторный двигатель
- Электродвигатель

$P(\delta_{ст}, H(p), T)$ - $\delta_{ст}$ - плотность газа, высота (м - мс воздуха), м

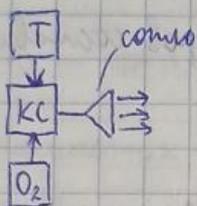
Реактивный двигатель



$$P \approx \dot{m} U + S_{вх} (P_{ср} - P_A)$$

\dot{m} - массовый расход топлива
 U - скорость газа
 $S_{вх}$ - площадь в сечении сопла
 $P_{ср}$ - среднее давление в сопле
 P_A - атмосферное давление

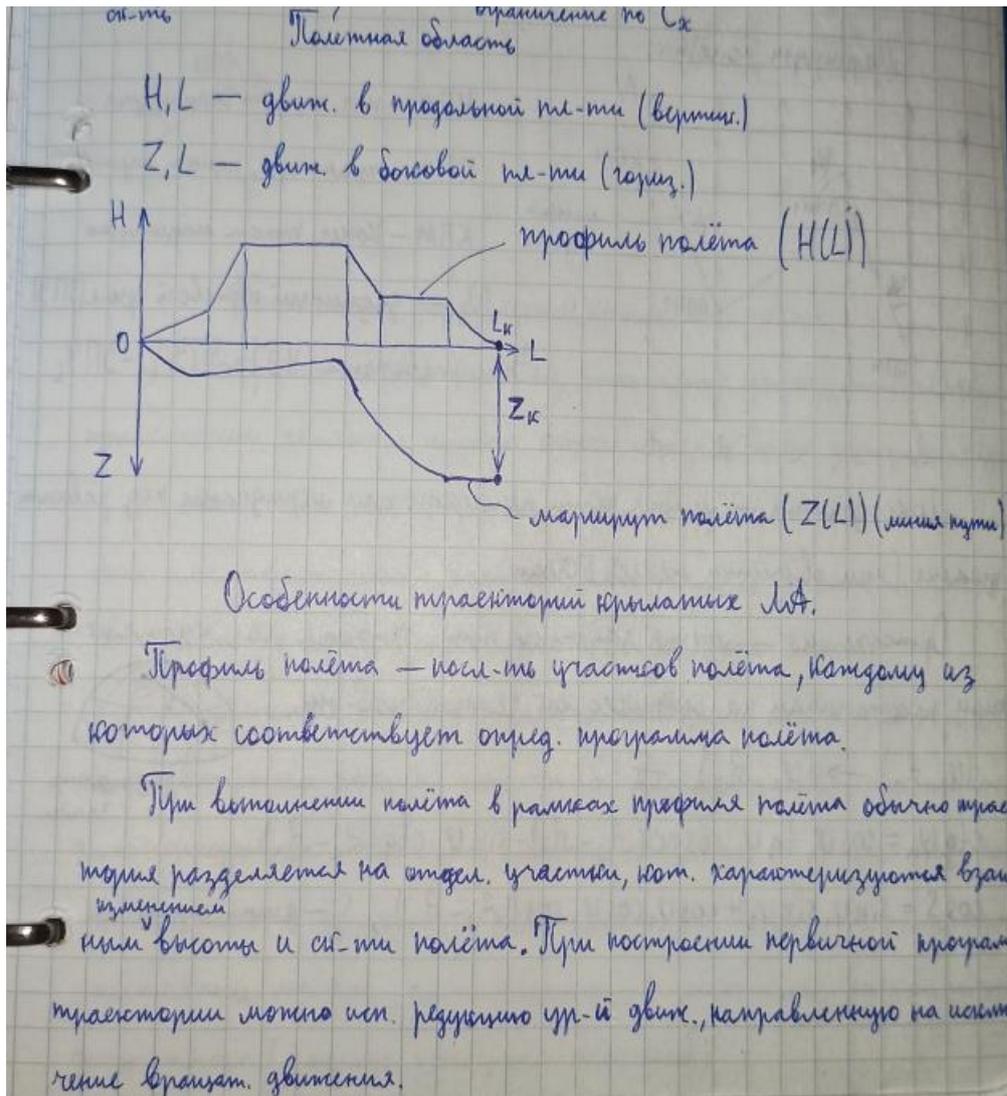
Поперечный реактивный двигатель (необх. иметь запас окислителя)



$$U \ll u$$

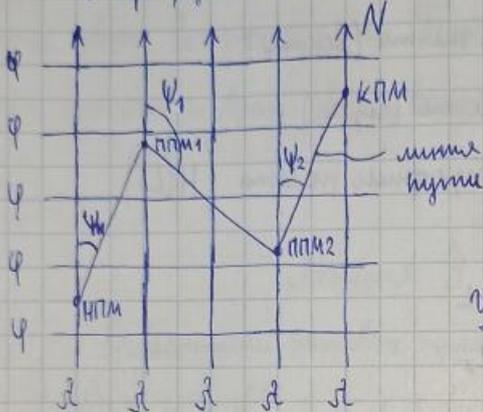
u - скорость вращения, влет. из сопла
 U - скорость газа

Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.



$$\begin{cases} m\dot{\psi} = P \cos(\varphi + \alpha) - X - G \sin \theta \\ m\dot{\nu} \dot{\theta} = P \sin(\varphi + \alpha) + Y - G \cos \theta \\ \dot{X} = L = U \cos \theta \\ \dot{Y} = H = U \sin \theta \end{cases}$$

Маршрут полета:



НПМ — нач. пункт маршрута

ППМ — промежут. пункт маршрута

КПМ — конек. пункт маршрута

ψ_i — заданный числовой угол (ЗПУ)

Угол разворота (УР) = ЗПУ_{i+1} - ЗПУ_i

Локсограмма — линия пути, пересекающая меридианы под равными углами (при движении менее 500 км).

Ортограмма — линия заданного пути, которая явл. кратчайшим расстоянием на сферической земной пов-ти.

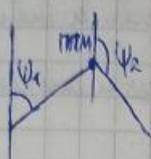
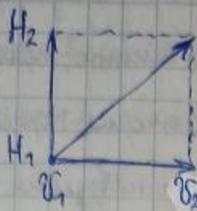


$$(\varphi_1, \lambda_1) \rightarrow (\varphi_2, \lambda_2) \frac{1}{\sin}$$

$$\operatorname{ctg} \psi_n = \cos \varphi_1 \operatorname{tg} \varphi_2 \operatorname{cosec}(\lambda_2 - \lambda_1) - \sin \varphi_1 \operatorname{ctg}(\lambda_2 - \lambda_1)$$

$$\cos S = \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 \cos(\lambda_2 - \lambda_1), \quad S - \text{длина пути}$$

Лекция 10.



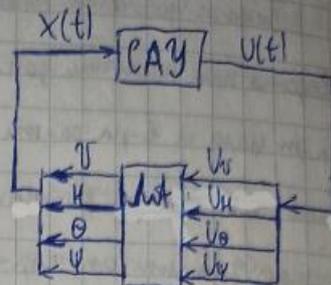
$X_{\text{зад}}$

$U_{\text{об}} \rightarrow U_{\text{зад}}$

$U_{\text{н}} \rightarrow H_{\text{зад}}$

$U_{\theta} \rightarrow \theta_{\text{зад}}$

$U_{\psi} \rightarrow \psi_{\text{зад}}$



Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

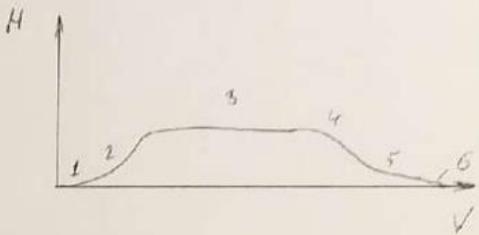
(Это как в дз)

Вопрос 2 типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

Траектория в вертикальной плоскости раз-се профили полета и описывается в координатах H и V .

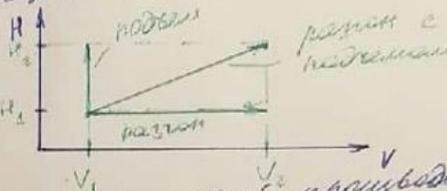
Основные этапы полета ϕ - это:

- 1) взлет;
- 2) набор высоты полета с разгоном
- 3) полет по маршруту
- 4) снижение с торможением
- 5) заход на посадку
- 6) посадка



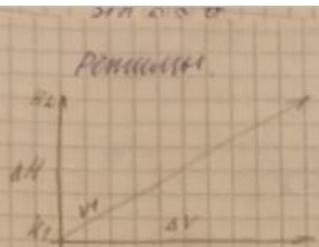
При реализации профилированной траектории полета можно выделить 3 типовые маневры ЛА (элементарные траектории, последовательно реализуемые в процессе движения ЛА):

- разгон при постоянной высоте
- подъем с постоянной скоростью
- подъем с разгоном



Выбор последовательности элементарных траекторий производится по критерию оптимальности траектории полета ЛА

Можно еще из семинаров вывод уравнений записать для каждого типа движения:



1) Pagan

$$\sin \theta = 0 \quad \cos \theta = 1 \quad \frac{d\theta}{dt} = 0$$

$$H_1 = \text{const}$$

$$V_1 \rightarrow V_2$$

2) step

$$H_1 \rightarrow H_2$$

$$\theta = \text{const}$$

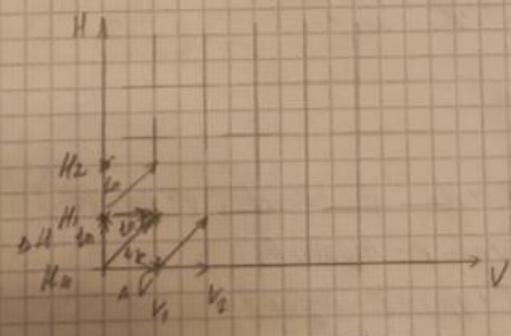
$$V = \text{const}$$

3) step pagon

$$H_1 \rightarrow H_2$$

$$V_1 \rightarrow V_2$$

$$\theta = \text{const}$$



all (1), (2), (3), (4)

1 Pagan / 2 yomom yu. $\sin \theta = 0 \quad \cos \theta = 1, \quad \frac{d\theta}{dt} = 0$
 $H_1 = \text{const}, \quad V_1 \rightarrow V_2$

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X$$

$$0 = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - mg$$

$$0 = U \sin \theta$$

$$dt = \frac{m dv}{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X}$$

$$t = \int_{v_1}^{v_2} \frac{m dv}{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X} = \frac{m (v_2 - v_1)}{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X}$$

$$X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

$$t = \frac{m (v_2 - v_1)}{P \cos(\alpha + \varphi_p) - c_x \frac{\rho v^2}{2} S}$$

$$\sin(\alpha + \varphi_p) = \frac{\alpha + \varphi_p}{57,3}$$

$$\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1$$

$$Y = c_y \frac{\rho v^2}{2}$$

$$c_y \approx c_{y0} + c_y^d d$$

$$c_y^d = \frac{dc_y}{dv}$$

$$mg = P \frac{\alpha + \varphi_p}{57,3} + (c_{y0} + c_y^d d) \cdot \frac{\rho v^2}{2} S$$

$$d = \frac{mg - \frac{P \varphi_p}{57,3} - c_{y0} \frac{\rho v^2}{2} S}{\frac{P}{57,3} + c_y^d \frac{\rho v^2}{2} S}$$

$$v = \frac{v_1 + v_2}{2}$$

2. Trogtem ($H_1 \rightarrow H_2$, $\theta = \text{const}$, $v = \text{const}$)

$$0 = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin \theta$$

$$0 = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - mg \cos \theta$$

$$\frac{dH}{dt} = v \sin \theta$$

$$dt = \frac{dH}{v \sin \theta}$$

$$t = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{v \sin \theta} = \frac{0,7,3 (H_2 - H_1)}{v \cdot \theta}$$

$$\sin \theta \approx \frac{\theta}{57,3}$$

$$\cos \theta \approx 1$$

$$0 = P - X - mg \frac{\theta}{57,3}$$

$$\theta = \frac{(P - X) \cdot 57,3}{mg}$$

$$0 = P \frac{d + \mu_0}{57,3} + (C_{y0} + C_{y^2} d) \frac{\rho V^2}{2} S - mg$$

$$mg = P \frac{d + \mu_0}{57,3} + (C_{y0} + C_{y^2} d) \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$d \rightarrow \frac{mg - \frac{P \mu_0}{57,3}}{\frac{P}{57,3} + C_{y^2} \frac{\rho V^2}{2} S}$$

3. Прогон по рельсу. ($H_1 \rightarrow H_2, V_1 \rightarrow V_2, \theta = \text{const}$)

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos(d + \mu_0) - X - mg \sin \theta$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta$$

$$0 = P \sin(d + \mu_0) + Y - mg \cos \theta$$

$$dt = \frac{dH}{V \sin \theta}$$

$$t = \int_{H_1}^{H_2} \int_{V_1}^{V_2} \frac{dH}{V \sin \theta}$$

$$k = \frac{\Delta V}{\Delta H} - \text{график}$$

$$k = \frac{V_2 - V_1}{H_2 - H_1}$$

$$(V_2 - V_1) = (H_2 - H_1) k$$

$$(V - V_1) = (H - H_1) k$$

$$V = (H - H_1) k + V_1$$

$$t = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{(k(H - H_1) + V_1) \sin \theta}$$

$$t = \frac{1}{k \sin \theta} \ln \frac{V_2}{V_1}$$

$$\frac{dH}{v \sin \theta} = \frac{m dV}{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin \theta}$$

$$L = dV/dH$$

$$L = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin \theta}{m v \sin \theta}$$

$$L m v \sin \theta = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin \theta$$

$$L m v \sin \theta + mg \sin \theta = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X$$

$$\sin \theta = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X}{L m v + mg}$$

$$0 = P \frac{\alpha + \varphi_p}{57,3} + (C_{y0} + C_{y\alpha} \alpha) \frac{\rho V^2}{2} S - mg$$

$$mg = P \frac{\alpha + \varphi_p}{57,3} + (C_{y0} + C_{y\alpha} \alpha) \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$\alpha = \frac{mg - \frac{P \varphi_p}{57,3} - C_{y0} \frac{\rho V^2}{2} S}{\frac{P}{57,3} + C_{y\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S}$$

Типовые траектории полета баллистических ракет, особенности формирования параметров активного участка траектории.

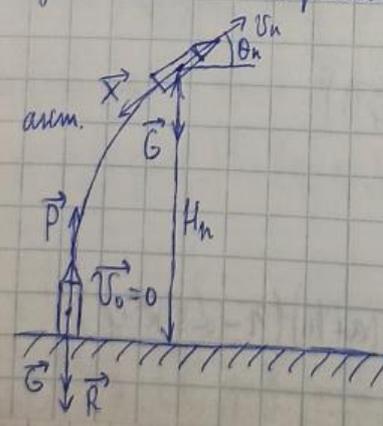
(далее лекция в целом про траекторию полета ракеты. Выбрать, что написать.)

Особенности траекторий баллистических ракет.

Типовые траектории баллист. ракет существенно отличаются от траекторий других классов ЛА и состоят из активного и пассивного участков.

На активном участке ракета движется с ускорением и запасает кин. энергию.

На пассивном участке ракета приобретает с-ть, кот. определяет ее дальность и направление полета


$$|\vec{V}_n|, \theta_n, \psi_n$$
$$m \frac{dV}{dt} = P - X - G \sin \theta$$
$$\frac{dV}{dt} = \frac{P - X}{m} - g \sin \theta$$
$$dV = \frac{P}{m} dt - \frac{X}{m} dt - g \sin \theta dt$$

Первоначальная задача, кот. неох. решить для формирования траектории полета — задача определения ст-ти, кот. должна развить баллист. расчет в конце акт. участка, кот. в свою очередь будет опред. кон. кар-ти траектории на пассив. участке. При этом неох. учесть, что часть акт. участка проходит в плотных слоях атмосферы.

$$\frac{P}{m} = \frac{(U_n - (U_n - U_0) \frac{P}{P_0}) \dot{m}}{mX} \quad U_0, U_n - \text{ст-ть в т. старта и шестоте}$$

$$X = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - t \frac{dm}{dt}}{m_0} = 1 - \frac{t}{T} \quad \text{— относит. изменение массы}$$

$$T = \frac{m_0}{\dot{m}} \quad \text{— время, за которое полностью сгорит топливо (идеальное время)}$$

$$\frac{X}{m} = \frac{C_x q S}{m_0 X} = \frac{g_0 C_x q}{P_m X}, \quad P_m - \text{стартовая нагрузка на двигатель}, P_m = \frac{m_0 g_0}{S m}$$

$$dV = \left(U_n - (U_n - U_0) \frac{P}{P_0} \right) \frac{\partial x}{x} + gT \sin \Theta dx + \frac{g_0 \Gamma C_x q}{P_m x} dx$$

$$V = U_n \ln \left(\frac{x}{x_0} \right) - (U_n - U_{n0}) \int_{x_0}^x \frac{P}{P_0} \frac{dx}{x} + T \int_{x_0}^x q \sin \Theta dx + \frac{g_0 T}{P_m} \int_{x_0}^x \frac{C_x q}{x} dx$$

Получ. выраж. явл. основным для приближ. вычисления ст-ти ракеты при разгоне на асим. участке.

$U_n \ln \left(\frac{x}{x_0} \right)$ — характеристическая ст-ть — ст-ть, приобретаемая ракетой, если бы она двигалась в безвозд. пр-ке в отсутствие гра-витац. сил.

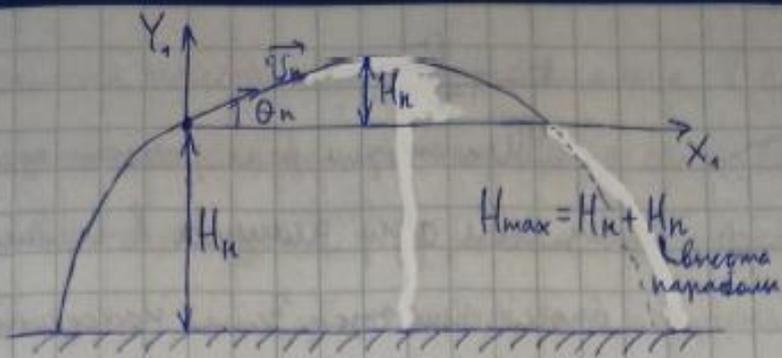
Второе слагаемое — потери ст-ти, связ. с преодолением давл. ния атмосферы ($\approx 7-15\%$ — малая дальность).

Третье слагаемое — гравитационные потери ^{ст-ти} ($\approx 20-30\%$).

Четвертое слагаемое — потери ст-ти на преодоление сил лобового сопротивления ($\approx 15\%$ — малая дальность, $\approx 3\%$ — большая дальность).

Траектории полёта на пассивном участке.

При рассмотрении траекторий полёта балл. ракет дальностью полёта менее 500 км допустимо полагать, что земная пов-ть плоская, а гравитацион. поле плоско-парал. однородное.



$$L_{max} = L_n + L_n \quad \text{— высота параболы}$$

$$L_n = \frac{v^2 \sin 2\theta}{g}$$

$$\begin{cases} \ddot{x} = 0 \\ \ddot{y} = -g \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{x} = v_n \cos \theta \\ \dot{y} = v_n \sin \theta - gt \end{cases}$$

$$\begin{cases} x = v_n \cos \theta t \\ y = v_n \sin \theta t - \frac{gt^2}{2} \end{cases}$$

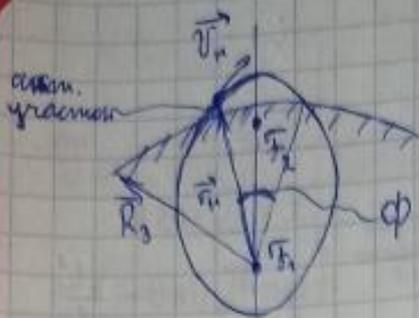
Макс. дальность п.б. достигнута формированием оптимального угла (45°)

Лекция 13.

$$G \equiv F = \gamma \frac{M_3 m}{r^2} = g_n \quad M = \gamma M_3$$

Теория движения баллистических ракет

дальнее действие на пассивном участке траектории эти частицы играют заданную "функ. тел", используемой в классич. небесной механике. При этом расам. движ. тела под. массы в центральном гравит. поле Земли, при этом возможные траектории движ. ракет, парящих и заходящих на пов-ти Земли, представля. из себя эллиптические траектории.



$$r = \frac{\rho}{1 + e \cos \varphi}$$

Траектория балл. ракеты представляется собой дугу эллипса в вершине апогея, при этом Земля находится в фокусе эллипса.

$e = 0$ — окр., $0 < e < 1$ — эллипс, $e = 1$ — парабола, $e > 1$ — гипербола

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{P_H}{P_H} = \frac{m \frac{v_H^2}{2}}{m g_n r_H} = \frac{v_H^2 \cdot r_H}{2 \mu} = \nu_H \end{array} \right. \text{ — энергетический параметр}$$

$\nu_H = 1$
Энергет. пар-р, характеризующийся отношением кин. и потен. энергий, характеризует форму траектории движ. ракеты и дальность при полете над пов-тью Земли.

$$L = L_A + L_{\pi} \text{ — дальность полета (на авт. + на пас. участках)}$$

$\approx 5\% L$

$$L_{\pi} = \Phi \cdot R_3 ; \quad \text{tg } \frac{\Phi}{2} \approx \frac{\nu_H \sin \theta_n \cos \theta_n}{1 - \nu_H \cos^2 \theta_n}$$

При рассмотрении ~~вект.~~ Эллиптической траектории балл. ракет надо учесть ряд особенностей:

- Дальность полета зависит от нач. угла наклона траектории, нач. см-ти, нач. высоты пуск. участка. При заданной величине ν_H дальность в зав-ти от ν_H может измен. от 0 до макс. знач., при этом каждому значению ν_H соответствует свой оптим. угол

наклона траектории. При этом, в зав-ти от γ_n м.б. получены любые дальности полета балл. ракеты, а при опред. его величины до $\gamma_n < 2$ ракета выводится на орбиту Земли. При дальнейшем увел. γ_n -ти м.б. получены невозвращающиеся параболы траектории.

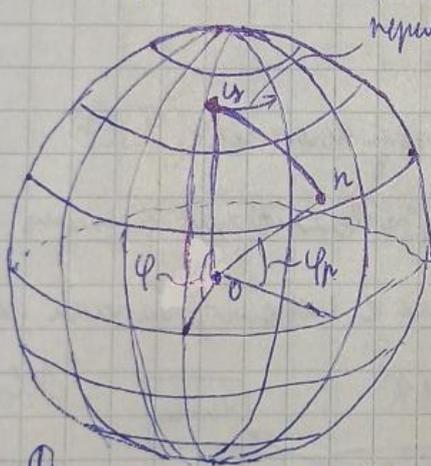
Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости. (все то же, что и в вопросе выше. Тут нужно видимо и про активный и про пассивный участок)

Особенности траекторий полетов баллистических ракет вдоль поверхности Земли.

Особенности движения баллистической ракеты
вдоль поверхности Земли.

$$\delta_n \rightarrow \psi_{зад}$$

Движение ракеты вдоль пов-ти Земли обычно явл. движе-
нием по ортодромии, как линия, соединяющая две точки на пов-ти
Земли по кратчайшему пути.



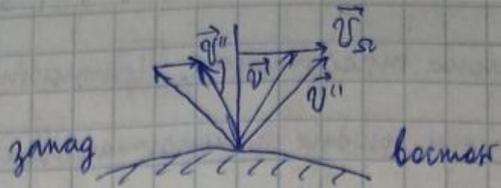
$$\vec{V}_n = \vec{V}_o + \vec{V}_n + \vec{V}_m$$

$$\begin{cases} V_o = V_n \sin \theta_n \\ V_n = V_n \cos \theta_n \sin \psi_n \\ V_m = V_n \cos \theta_n \cos \psi_n \end{cases}$$

Для построения траектории ракеты отн-ко Земле не-
обходимо перейти от усл., что Земля неподвижна, к усл. абс.
движ с вращ. Землей ($\Omega_3 = 15^\circ/\text{час}$)

$$V_{\Omega} = \Omega_3 R_3 \cos \varphi_p$$

$$\vec{V}' = \vec{V}_b + \vec{V}_n$$



Рассчитываем как путь в воздухе при заданном балл. расчёте перво-
 начально ведём из расчёта её движение по ортограмме, однако при
 расчёте надо учесть вращ. Земли. Земля вращ. влечение на фор-
 мирование как путь в воздухе, создавая доп. составляющую
 скорости вдоль параллели, которая зависит также от широты
 т. пункта. Помимо этого, надо учесть, что в процессе дви-
 жения и цели, цель в результате вращ. Земли смещается на восток.
 Рассчитывая, как летит цель, пропорц. времени полёта ракеты
 и \cos широты цели.

Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.

2) Особенности траекторий маневренных ракет для перехвата возд. цели

Для скоростных ПА в том числе и маневр. ракет, одной из типовых задач, опреде. траект. вел. задано "атаки и перехвата подв. цели". Сближ. с подв. целью осущ. в их основе ипр о движ. цели. Они полет. либо с позадней ст. зрения, либо с бортовой радио-декод. ст.

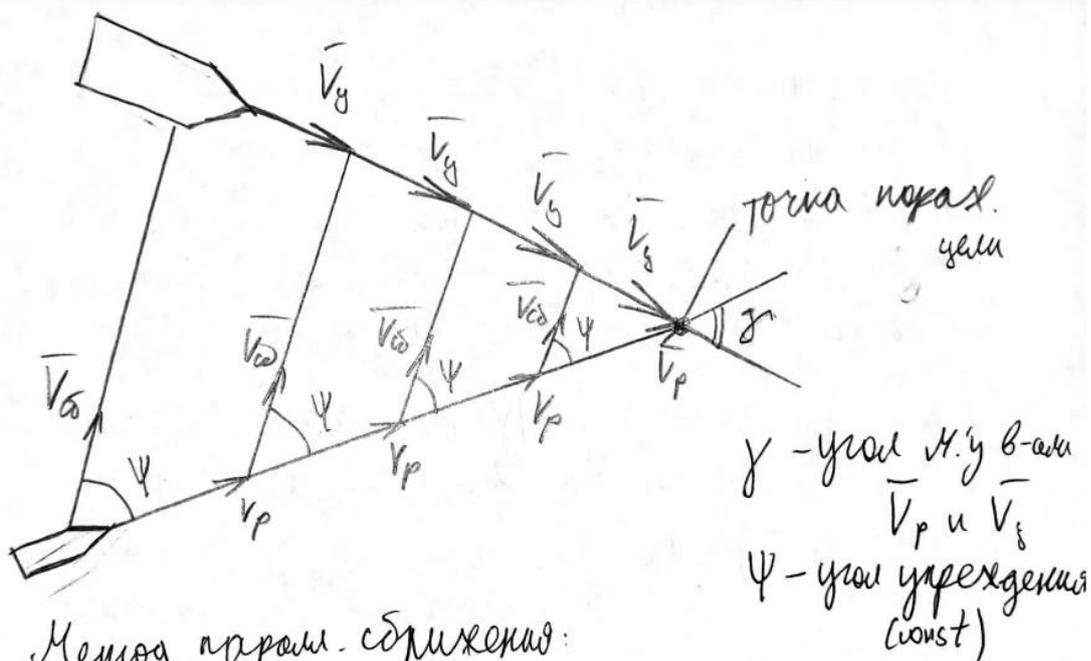
Маневр. ракеты - это БПЛА, весь полет которых (БРАС) происходит в атмосфере Земли и ракету движ. всё время под действ. реакт. движ. Она запускается со ст. зрения. маневр. или движ. установки и предназначена для полет. по высоте или подв. цели, которая может полет. на земле, в воздухе или на море.

Для реал. осн. задачи поведения подв. цели движ. ракеты так, чтобы в проз. виде протек. непрер. сближ. ракеты с целью и в кон. ст. чтобы

ракетой прелет около цели на неизм. расст, не превыш. некоторого макс допуст. расст.
 Решить эту задачу можно с помощью различных методов поведения, опред. требуемой закон движ. ③

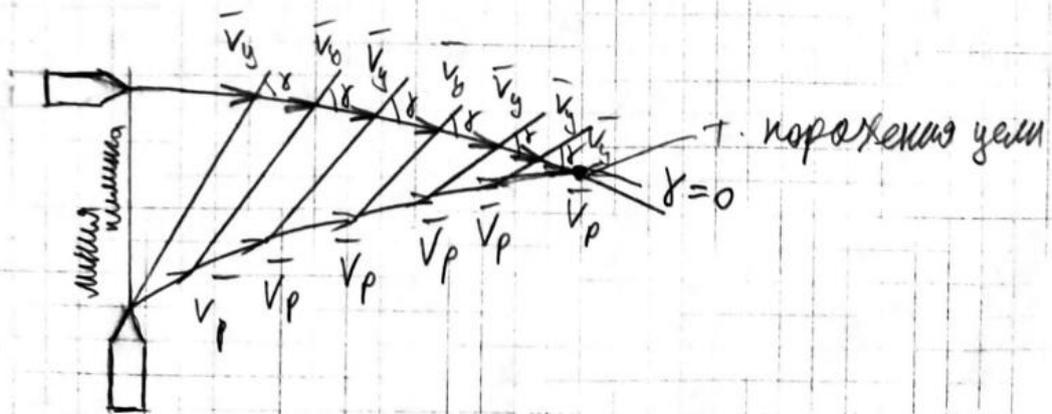
ракеты - перехватчики и функции схем сист. наведения и перест. состав аппаратуры координат для её работы (САУ ракеты)
 Выбор метода зависит от характера движ. цели, от её ускорения и маневрир.

I метод - метод параллельного сближения
 для малоскор., маломаневр. цели.



✕ РЛСН Метод паралл. сближения:
 При неизм. позадней РЛСН в ней формируются траектории ракеты для её встречи с целью и первонач. линия визирования (напр от одуэвекно до цели), скор-ти ракеты и цели сопоставляются

II метод - метод преследования
 Данный метод характерен для ракет типа ракеты
 ипользу в случ, если в проц перехвата можа
 изменяться направление и модуль вектора скор-ти
 цели, в этом случ траект. полёта ракеты форми-
 на берту, т.е. авиоником. В кажд мом. времени
 траекторий полёта ракеты направл. вдоль
 линии цели ракеты, следя прям. когод. ракеты
 в цель. Неодход, чтобы скор ракеты превыш.
 скор. цели. Поражение также возможно только когда
 ракета зайдёт в хвост цели



Т.к. при движении цели по кривой угол γ изменяется от γ_0 до 0, то приходится разворот ракеты - перехват, при пост-скор V_p с углом поворота β при развороте, что вызывает центробеж. силой, которая создает перегрузку, что выносятся на прочность конструкции и на приборы, установленные на борту.

Автономные системы управления существуют самолетами & по дальности заранее заданной программе движения. Необходимы центр-во, определ.

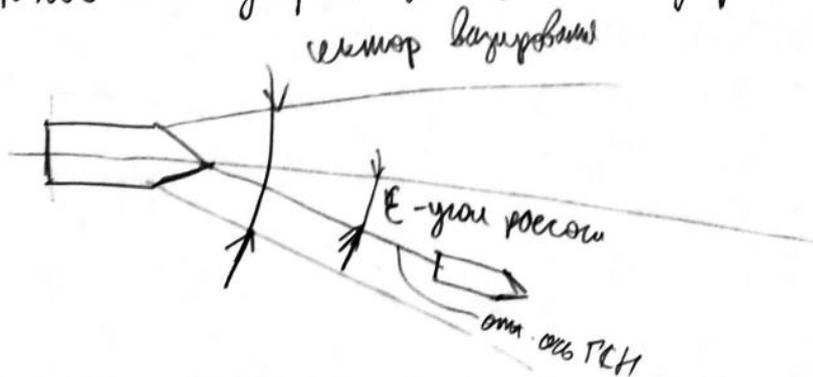
Полож. относительно цели и соответствующий образчик угла поворота. Полезна - подготовка & самонаведение (ГСН)

Центрирование рассоглас. может возникнуть поворот, угол μ/γ продольной осью ракеты и поворота на цель. В ГСН использовать исх. нулевой мерки.

Пр. работы

Цели → цель → отражение → угол приёма ГСН
с антенной → сигнал (управл. для простоты ГСН) → выдержка поворота по цели весь полёт

Прод. ось ракеты и оптик. ось ГСН не совпадают ⇒ необходимо развернуть ракету по оси ГСН. Сигнал соответствующий расхождению ступеней или управл. для законов управл. СТУ ракеты



(6)

Метод инерциальной навигации. Элементы инерциальной навигационной системы.

Инерциальная навигация – определения

Инерциальная навигация – это метод определения координат, скорости и угловой ориентации объекта на основе измерения и интегрирован/analytics/ins/ия его ускорения. Основной особенностью инерциальной навигации (**ИНС**) является выдача навигационной информации автономно – без привлечения внешних источников информации (сигналов со спутников или радиомаяков).

Совершенствование методов инерциальной навигации (ИНС) стало одним из условий, сделавших возможными беспосадочные авиAPERелеты, полеты в космос, длительные походы подводных лодок. **Инерциальная навигационная система (ИНС)** – это неотъемлемая часть системы управления самолета, вертолета, морского судна или ракеты.

Инерциальная навигация (ИНС) - компоненты

Составными частями любой инерциальной навигационной системы являются блок чувствительных элементов (акселерометров и гироскопов) и вычислитель, в котором реализуется навигационный алгоритм. Точность выходной навигационной информации напрямую зависит от характеристик чувствительных элементов, входящих в состав системы, поэтому наиболее точное навигационное решение можно получить только в инерциальных системах, построенных на прецизионных гироскопах и акселерометрах. **Инерциальные навигационные системы** – это дорогостоящие крупногабаритные сложные электромеханические системы.

Современные инерциальные навигационные системы

Современный уровень развития электроники позволил по-другому взглянуть на инерциальную навигацию, на смену аналоговым вычислителям пришли компактные цифровые устройства, повышается точность и уменьшаются габариты чувствительных элементов. Современная инерциальная навигационная система – это уже не большой тяжелый ящик, – достаточно высокие точности теперь доступны и при малых габаритах системы и чувствительных элементов. В качестве чувствительных элементов инерциальной навигационной системы применяются миниатюрные гироскопы и акселерометры, выполненные по **MEMS** технологии.

Инерциальная навигация стала доступнее и сфера ее применения расширилась. Современные инерциальные системы находят свое применение в малой авиации, в робототехнике, в системах управления беспилотными летательными аппаратами.

Инерциальная навигация — метод **навигации** (определения **координат** и параметров **движения** различных объектов — **судов, самолётов, ракет** и др.) и управления их движением, основанный на свойствах **инерции тел**, являющийся автономным, то есть не требующим наличия внешних ориентиров или поступающих извне сигналов. Неавтономные методы решения задач навигации основываются на использовании внешних ориентиров или сигналов (например, **звёзд, маяков, радиосигналов** и т. п.). Эти методы в принципе достаточно просты, но в ряде случаев не могут быть осуществлены из-за отсутствия видимости или наличия помех для радиосигналов и т. п.^[1] Необходимость создания автономных навигационных систем явилась причиной возникновения инерциальной навигации.

Принцип действия [править | править вики-текст]

Сущность инерциальной навигации состоит в определении **ускорения** объекта и его **угловых скоростей** с помощью установленных на движущемся объекте приборов и устройств, а по этим данным — местоположения (координат) этого объекта, его курса, скорости, пройденного пути и др., а также в определении параметров, необходимых для стабилизации объекта и автоматического управления его движением. Это осуществляется с помощью:

1. датчиков линейного ускорения (**акселерометров**);
2. **гироскопических** устройств, воспроизводящих на объекте систему отсчёта (например, с помощью гиросtabilизированной платформы) и позволяющих определять углы поворота и наклона объекта, используемые для его стабилизации и управления движением.
3. вычислительных устройств (**ЭВМ**), которые по ускорениям (путём их **интегрирования**) находят скорость объекта, его координаты и др. параметры движения;

Преимущества методов инерциальной навигации состоят в автономности, помехозащищённости и возможности полной автоматизации всех процессов навигации. Благодаря этому методы инерциальной навигации получают всё более широкое применение при решении проблем навигации надводных, подводных и воздушных судов, космических судов и аппаратов и других движущихся объектов.

Инерциальная навигация — метод **навигации** (определения **координат** и параметров **движения** различных объектов — **судов**, **самолётов**, **ракет** и др.) и управления их движением, основанный на свойствах **инерции тел**, являющийся автономным, то есть не требующим наличия внешних ориентиров или поступающих извне сигналов. Неавтономные методы решения задач навигации основываются на использовании внешних ориентиров или сигналов (например, **звёзд**, **маяков**, **радиосигналов** и т. п.). Эти методы в принципе достаточно просты, но в ряде случаев не могут быть осуществлены из-за отсутствия видимости или наличия помех для радиосигналов и т. п.^[1] Необходимость создания автономных навигационных систем явилась причиной возникновения инерциальной навигации.

Содержание [убрать]

- 1 Принцип действия
- 2 История
- 3 Инерциальные навигационные системы
- 4 Интегрированные системы навигации
- 5 См. также
- 6 Примечания
- 7 Литература



Лазерная инерциальная навигационная система ЛИНС-100РС на МАКС-2009

Принцип действия [править | править вики-текст]

Сущность инерциальной навигации состоит в определении **ускорения** объекта и его **угловых скоростей** с помощью установленных на движущемся объекте приборов и устройств, а по этим данным — местоположения (координат) этого объекта, его курса, скорости, пройденного пути и др., а также в определении параметров, необходимых для стабилизации объекта и автоматического управления его движением. Это осуществляется с помощью:

1. датчиков линейного ускорения (**акселерометров**);
2. **гироскопических** устройств, воспроизводящих на объекте систему отсчёта (например, с помощью гиросtabilизированной платформы) и позволяющих определять углы поворота и наклона объекта, используемые для его стабилизации и управления движением.
3. вычислительных устройств (**ЭВМ**), которые по ускорениям (путём их **интегрирования**) находят скорость объекта, его координаты и др. параметры движения;

Преимущества методов инерциальной навигации состоят в автономности, помехозащищённости и возможности полной автоматизации всех процессов навигации. Благодаря этому методы инерциальной навигации получают всё более широкое применение при решении проблем навигации надводных, подводных и воздушных судов, космических судов и аппаратов и других движущихся объектов.



Инерциальные навигационные системы (ИНС) имеют в своём составе датчики линейного ускорения (**акселерометры**) и угловой скорости (**гироскопы** или пары акселерометров, измеряющих центробежное ускорение). С их помощью можно определить отклонение связанной с корпусом прибора системы координат от системы координат, связанной с Землёй, получив углы ориентации: **рыскание** (**курс**), **тангаж** и **крен**. Угловое отклонение координат в виде **широты**, **долготы** и **высоты** определяется путём интегрирования показаний акселерометров. Алгоритмически ИНС состоит из **курсовертикали** и системы определения координат. Курсовертикаль обеспечивает возможность определения ориентации в географической системе координат, что позволяет правильно определить положение объекта. При этом в неё постоянно должны поступать данные о положении объекта. Однако технически система, как правило, не разделяется и акселерометры, например, могут использоваться при выставке курсовертикальной части.

Инерциальные навигационные системы делятся на имеющие **гиростабилизированную платформу** платформенные (ПИНС) и бесплатформенные (БИНС).

В платформенных ИНС взаимосвязь блока измерителей ускорений и гироскопических устройств, обеспечивающих ориентацию акселерометров в пространстве, определяет тип инерциальной системы. Известны три основных типа платформенных инерциальных систем.

1. Инерциальная система геометрического типа имеет две платформы. Одна платформа с гироскопами ориентирована и стабилизирована в инерциальном пространстве, а вторая с акселерометрами — относительно плоскости горизонта. Координаты объекта определяются в вычислителе с использованием данных о взаимном расположении платформ. Обладает высокой точностью позиционирования относительно поверхности планеты (например Земли), но неудовлетворительно работает на высокоманевренных аппаратах и в космическом пространстве. Применяется, в основном, на самолётах с большой дальностью полёта (гражданские, военно-транспортные, стратегические бомбардировщики) и подводных лодках и крупных надводных кораблях.
2. В инерциальных системах аналитического типа и акселерометры, и гироскопы неподвижны в инерциальном пространстве (относительно сколь угодно далёких звёзд или галактик). Координаты объекта получаются в вычислителе, обрабатывающем сигналы, поступающие с акселерометров и устройств-определителей поворота самого объекта относительно гироскопов и акселерометров. Обладает сравнительно невысокой точностью при движении у поверхности Земли, но хорошо работает на маневренных объектах (истребители, вертолеты, ракеты, скоростные маневренные надводные суда) и в космическом пространстве.
3. Полуаналитическая система имеет платформу, которая непрерывно стабилизируется по местному горизонту. На платформе имеются гироскопы и акселерометры. Координаты самолёта или иного летательного аппарата определяются в вычислителе, расположенном вне платформы.

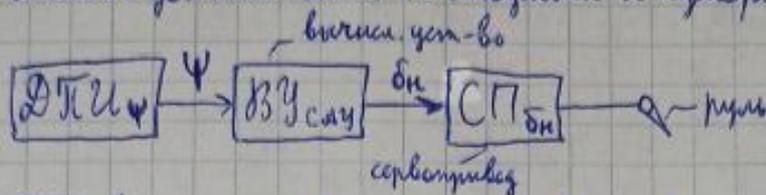
Автономные датчики первичной информации о полете летательного аппарата.

- Автономные датчики первичной информации о полете ЛА.
- С развитием бортовых компьютеров и как следствие увеличение объемов ^{числ} расчетов появились геометрические системы ориентации. Акселерометры в этом случае устанавливались ~~неподвижно~~ относительно ЛА вдоль осей связанной с.к. Их показания переосчитываются в зависимости от изменения ориентации ЛА, т.е. показаний ДУС в.
 - Бесплатформенные ИЭС [БИЭС] позволили исключить погрешности, связанные с платформами, трясем и т.д., придумав специальные компенсирующие алгоритмы, что повышает точность и надежность системы.

- Исходными данными для работы САУ ЛА являются параметры движения ЛА, количественно представляемые о которых дают датчики первичной информации [ДЖИ]
 - ДЖИ или чувствительные элементы [ЧЭ] измеряют следующие параметры движения ЛА
- По физическим принципам своей работы ДЖИ делятся:
- широкочастотными
 - радиометрическими
- К ним относятся:
- гироскопы
 - курсовертки
 - инерциальные системы
 - ДУС в
 - акселерометры
 - высотмеры
 - системы воздушных сигналов

Алгоритмы работы вычислительного устройства САУ в рамках ПНК (про ПНК есть ответ выше).

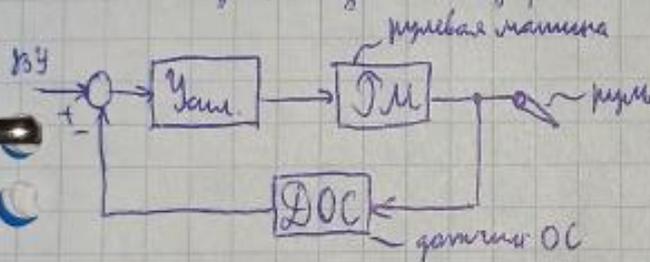
При реализации в САУ з-на управления должна быть определена координата управления. Коор-та управления — пар-р движ. отн-но кот. должна происходить стабилизация калёта. Коор-та управления должна быть наблюдаема и измеряема.



ДТИ (датчик первичной инер-ции) переводит пар-р движ. в эл. сигнал, необх. для работы САУ.

САУ ЛА — комплекс ВЗУ, выполняющий следующие ф-ции

- Расчёт оптимального программного управления
- Реализация законов управления



ДТИ м.б. построены на различных физических принципах, позволяющих воспринимать физические пар-ры движения.