

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

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

Категории ЛА (по виду преодолеваемой подъемной силы) (классификация ЛА)

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

рис. 1

аэродинамич. подъемная сила

суммарная сила тяги

коэф. подъемки

плотность воздуха

площ. крыла

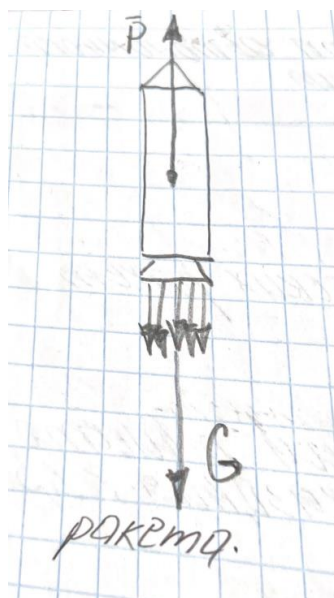
$$Y \approx C_y \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}$$

\vec{X} - сила лобового сопротивления

\vec{G} - суммарная сила тяжести

\vec{R} - аэродинамическая сила. (суммарная)

3) Отдельный класс ЛА - ракета. Подъемная 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)

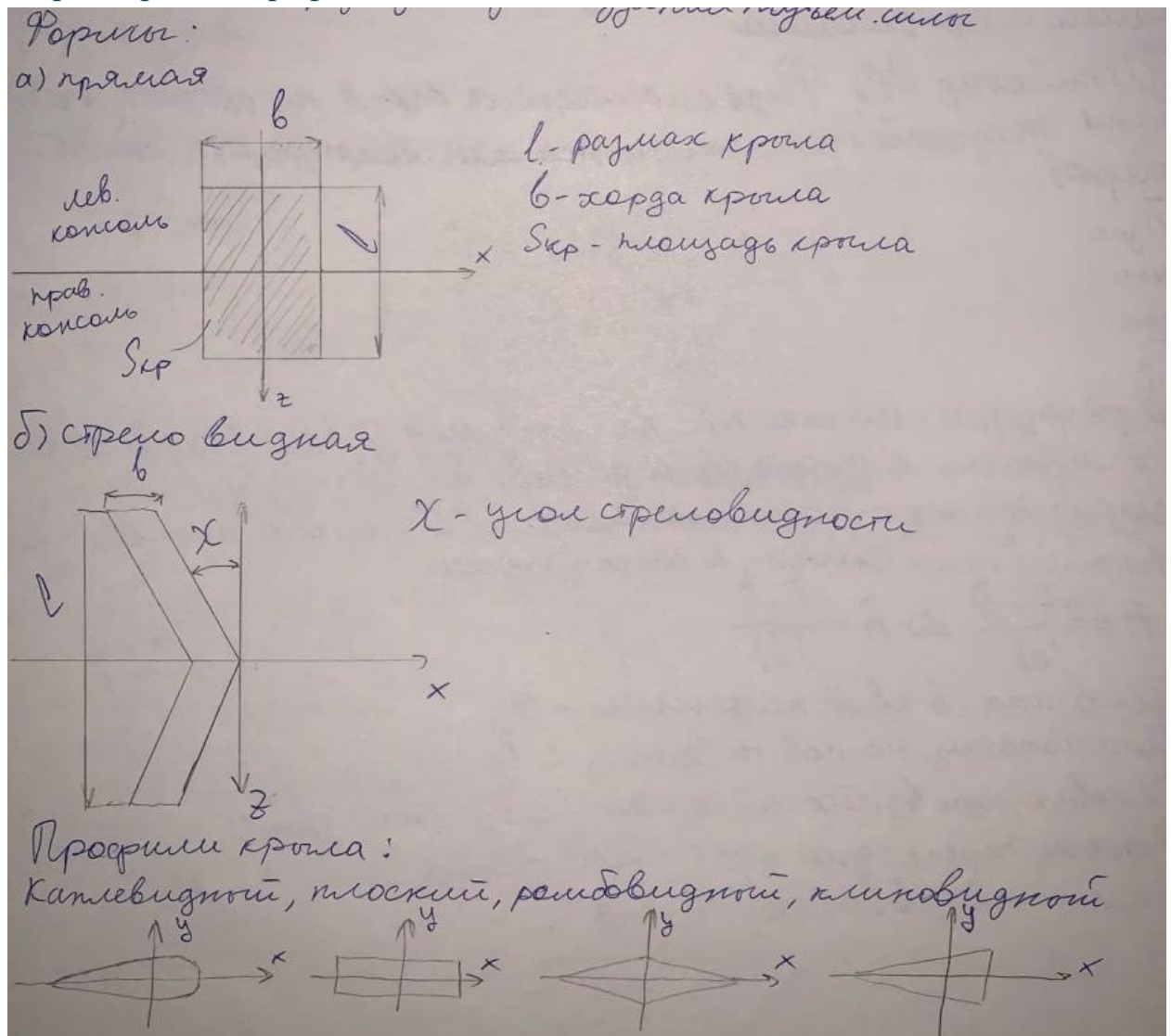
Компоновка ЛА.

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.

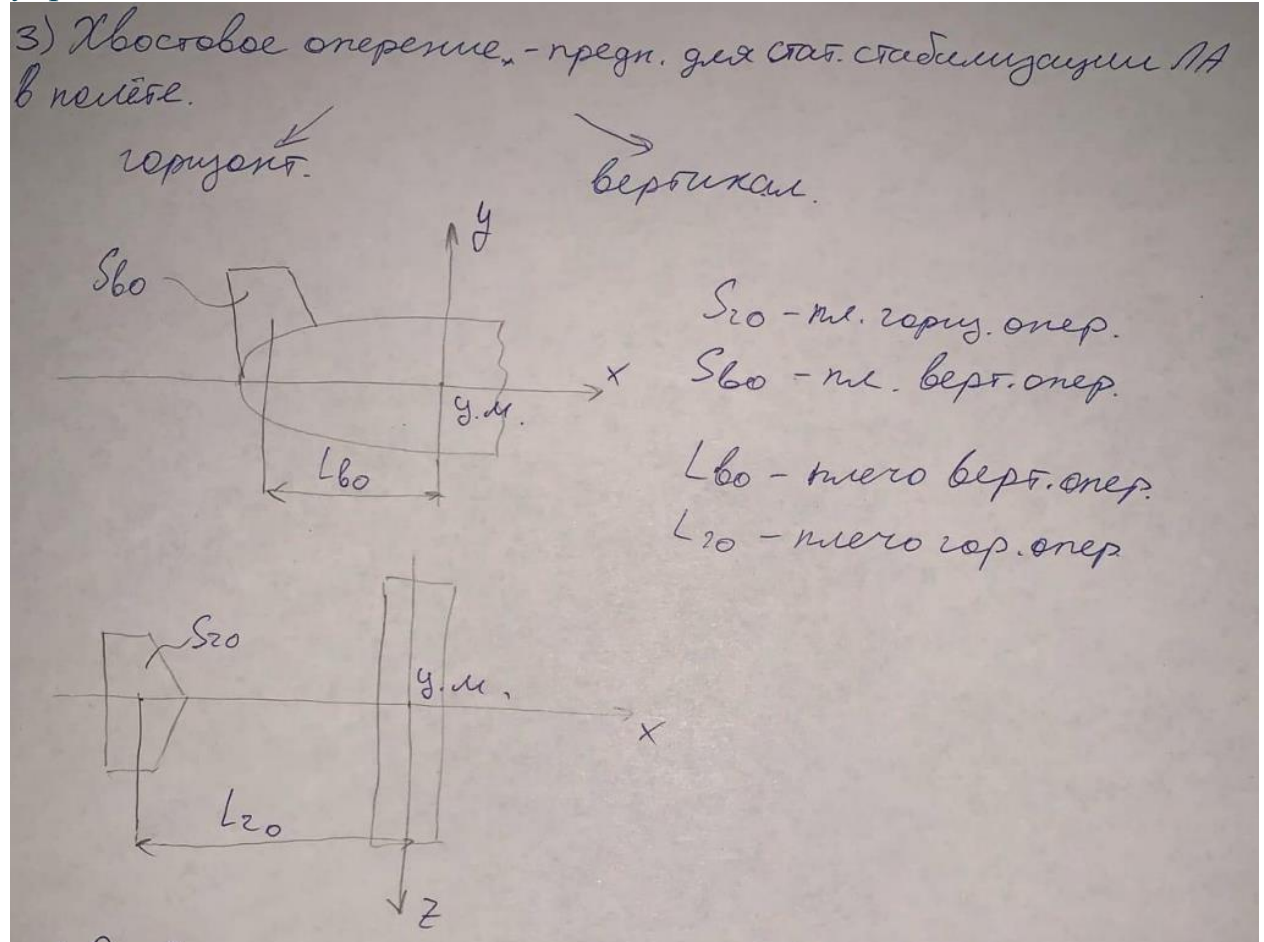
Крыло предназначено для создания подъемной силы, обеспечения поперечной устойчивости и управляемости и получения необходимых взлетно-посадочных характеристик.

Формы крыла и профили

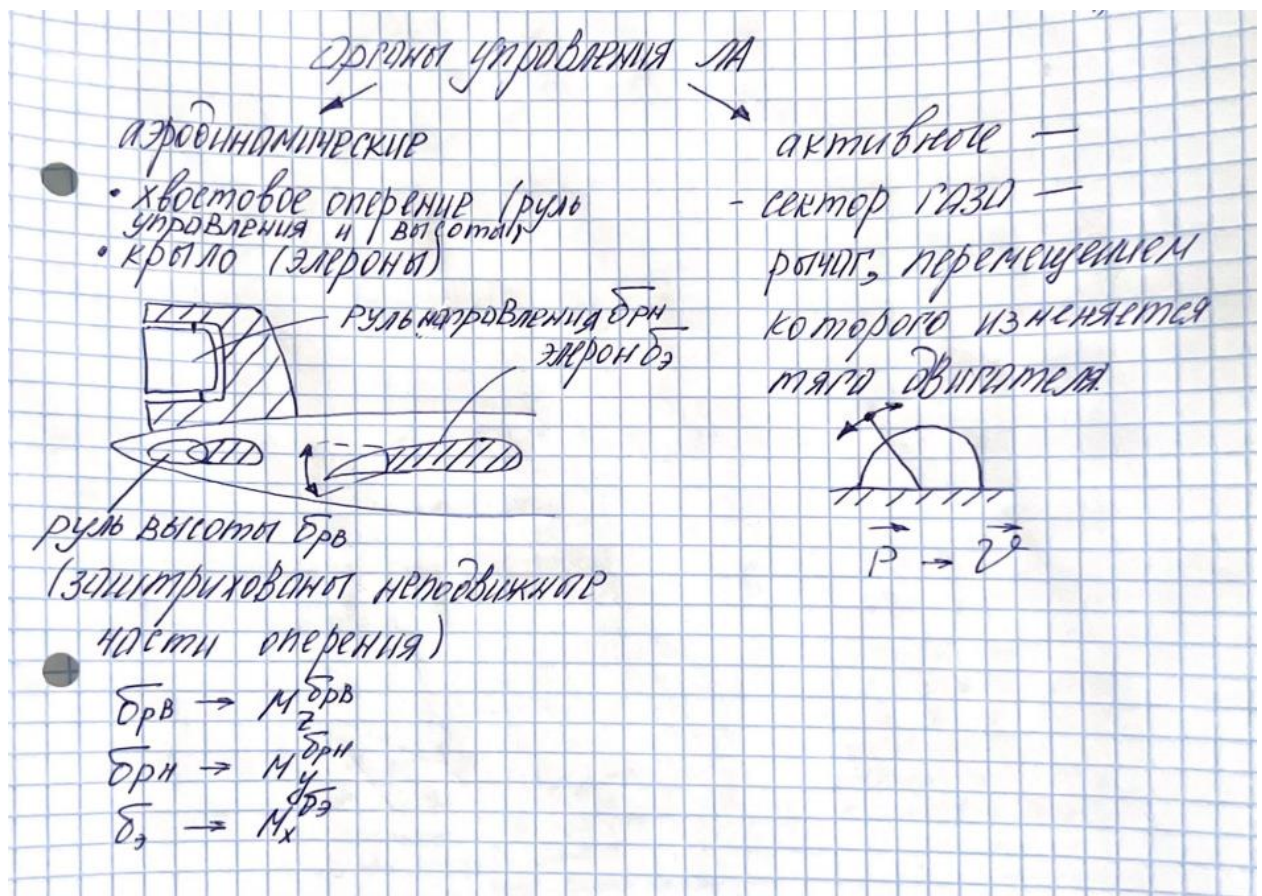


Фюзеляж является корпусом самолета, в котором размещаются экипаж, пассажиры, оборудование и грузы. Иногда фюзеляж выполняется несущим, тогда он создает часть подъемной силы (примеры - МИГ-25, МИГ-31, СУ-27 и его модификации, ТУ-160.)

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.

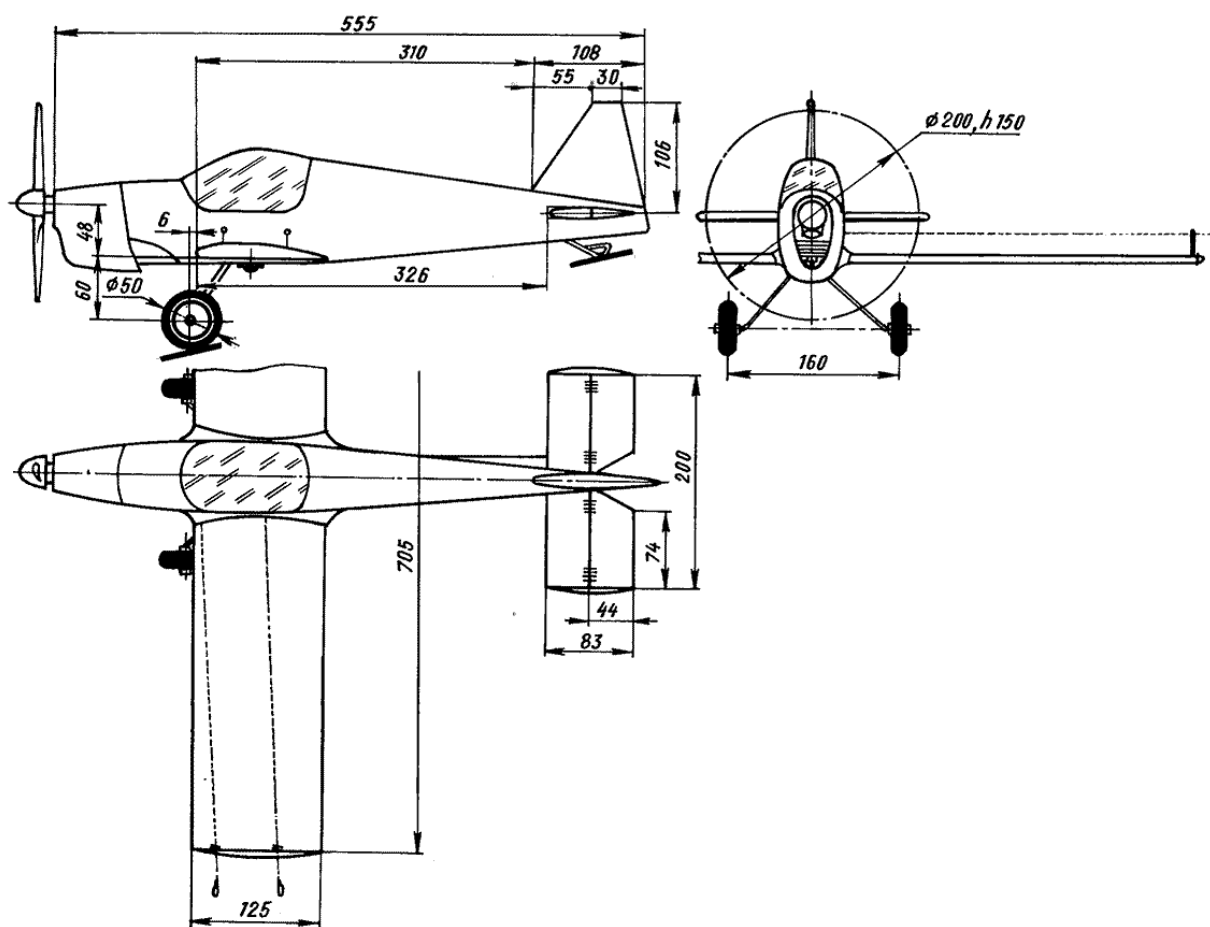
А. с. гиперзвуковых самолётов. Для самолётов со значениями $M(\infty) = 4,5$ и более А. с. в значительной степени определяется диапазоном значений $M(\infty)$, назначением самолёта и типом применяемого двигателя. Для этой схемы характерна так называемая интеграция двигательной установки и самолёта. Главным 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 | | | |
|----------|-----------------|-----------|--|
| 35. | Скорость | \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> |
| | Скорость | | |

| | | | |
|----------------------|---------------|--|--|
| | | | V_{α} - составляющая скорости летательного аппарата по оси OX_{α} скоростной системы координат; при этом $V_{KX} = V_K$, а $V_{\alpha} = V$ |
| 36. - | V | Модуль скорости летательного аппарата | |
| 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_gZ_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

| | | | |
|--|----------------|---|---|
| <p>40. Абсолютная угловая скорость летательного аппарата</p> <p>Абсолютная угловая скорость</p> | $\vec{\Omega}$ | <p>Угловая скорость связанной системы координат относительно инерциальной системы координат</p> | <p>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.</p> <p>2. Составляющие абсолютной угловой скорости летательного аппарата и угловой скорости летательного аппарата следует считать положительными при</p> |
|--|----------------|---|---|

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

В лекциях на эту тему:

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

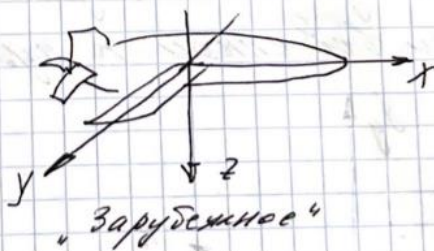
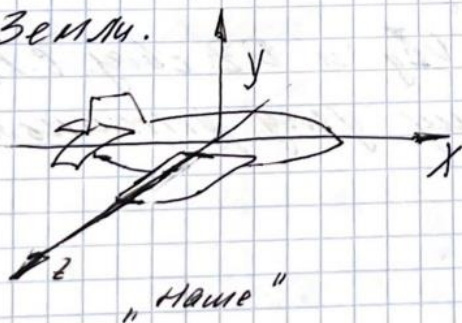
Земная скорость: \bar{V}_k — скорость ЛА относительно Земли (Земля \approx неподвижна)

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

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

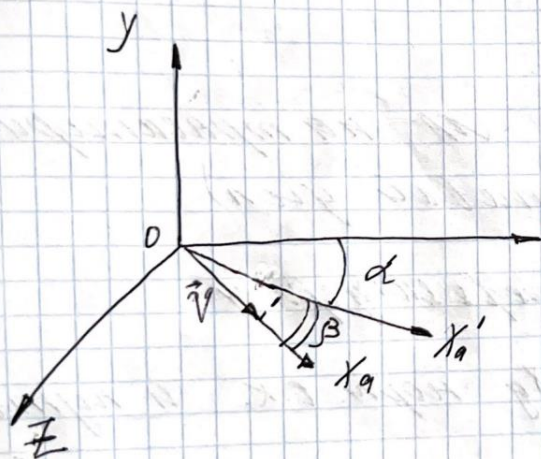
Абс. угловая скорость: $\bar{\Omega}$ — характеризует вращение ЛА относительно инерц. с.к.

Собств. угл. $\bar{\omega}$ — вращение ЛА относительно 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 ОХ (по-то симметрии)
 β - угол между напр. возд. жор. ЛА и его осю троскостью симметрии ОХУ.

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

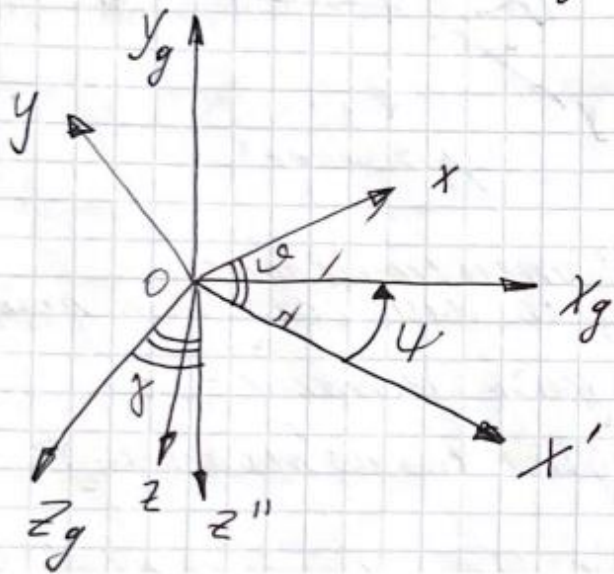
Ориентация ЛА в пресет. в с.
хар. ет. для углами:

ψ - рыскания
 ϑ - тангажа
 γ - крена

ψ - угол между Ox_g норм. связ. с.к. и проекцией 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 связ. с.к., при введении к нулевому углу рыскания.



Про угловые скорости что писать, непонятно. Видимо это:

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

$$\vec{\psi} + \vec{\vartheta} + \vec{j} = \vec{\omega}$$

эти углы определяются
гиробертикалью, гироскопомпасом

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

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\vartheta} + \dot{\psi} \sin \vartheta \\ \omega_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases}$$

— система кинематических уравнений
Эйлера, опис. вращения

\vec{V} — вектор воздушной скорости.

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

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

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

$$\vec{V}_R = V_{Rgx} + V_{Rgy} + V_{Rgz}$$

— терм. сист. нормальной с.к.

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

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
 - \Rightarrow \vec{M}_P - момент силы тяги
 - \vec{R} - суммарная аэродинамическая сила (не прилож. обычно к ц. м.) \Rightarrow
 - \Rightarrow \vec{M}_R - аэродин. момент
 - $\vec{M}_{гр}$ - гироскоп. момент (мог его в общем виде не можем посчитать: нужно знать кол-во гир-пов)
 - \vec{F}_k - сила Кориолиса

продолжение след. Стр.

• \bar{M}_K - момент Кориолиса

Друмя последними в рамках аэродин. расчета пренебрежем
сила и момент тяги определяются типом,
 мощностью и кол-вом двигательных установок ЛА.

$$\bar{P} = \sum \bar{P}_i \quad \leftarrow \text{созд. каждой двигательной установкой}$$

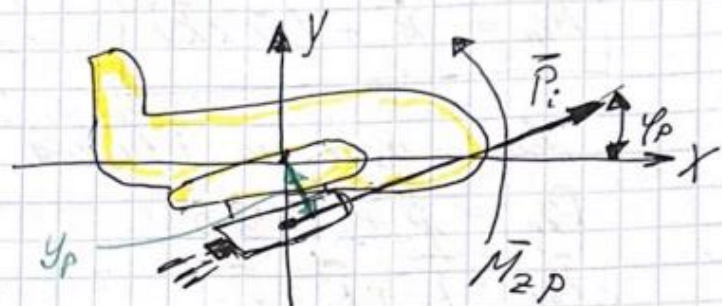
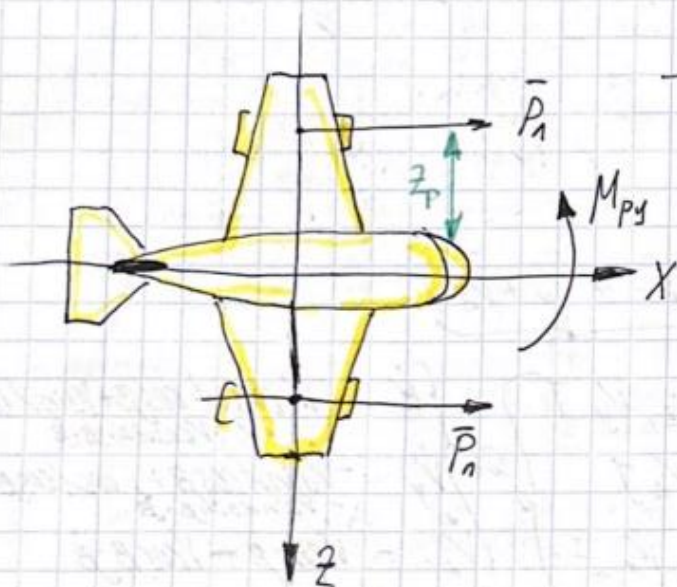
$$\bar{M} = \sum \bar{M}_i$$

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

- не все сост. зва. значимости
 \Rightarrow тяга обычно напр. в сторону
 приоритетного маневр. дви-
 жения: $\alpha X \Rightarrow P_x \gg P_y, P_z$

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

$$M_{Pz} = P y_P \cdot \cos \varphi_P$$



$$P_x = P \cdot \cos \varphi_P$$

$$P_y = P \cdot \sin \varphi_P$$

* Обычно двиг. ставят под
 крылом таким образом

$$P = f(\text{бег, } H(p), T, V)$$

↑ сектор газа
↑ температура
↑ плотность
↑ скорость

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

Используются 2 типа двигательных уст-ок:

- 1) винтомоторная;
- 2) реактивный двигатель;

Приводы для возд. винта

- 1) поршневой двигатель внутр. сгорания (самый популярный)
- а) реактивный турбовентиляторный двигатель
- 3) электрический двигатель

бег (сектор 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

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

R_x - продольная аэродинамическая сила

R_y - нормальная аэродинамическая сила

R_z - поперечная аэродинамическая сила

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

Скоростная СК

\bar{X} - сила лобового сопротивления

\bar{Y} - продвинная 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 рысканья

\bar{M}_{Rz} - момент тантажа

$$\bar{R} = \bar{R}_{\text{корма}} + \bar{R}_{\text{фюзеляжа корпуса}} + \bar{R}_{\text{оперения}} + \bar{R}_{\text{мг}}$$

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

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

\uparrow коэффициент аэрод. силы \uparrow плотность \uparrow площадь характерная

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

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

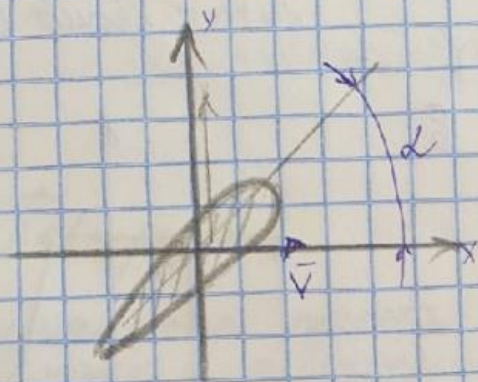
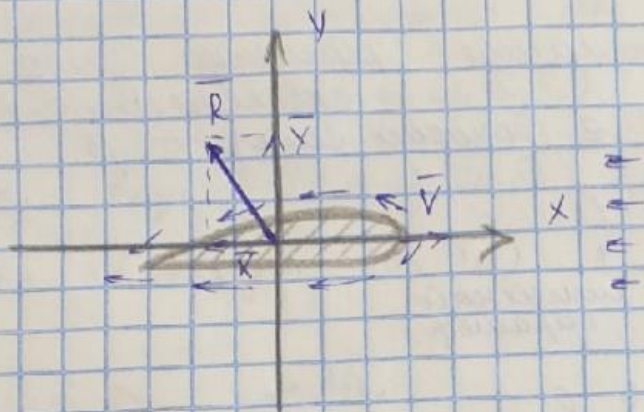
$$R_z = Z \sin \beta$$

Связь
св. и скор. СК

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

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

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



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

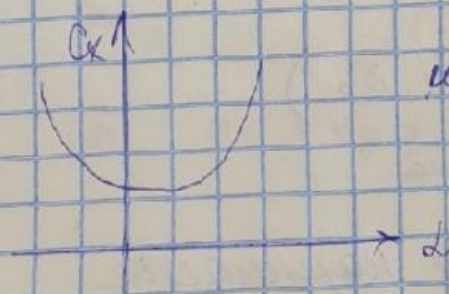


$$C_{y\alpha} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$$

перпендикулярная
функция восхода

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

перпендикулярная функция
направления



несимметричная
парабола (минимум
вправо)

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.

$$\vec{\psi} + \vec{\vartheta} + \vec{\gamma} = \vec{\omega}$$

эти углы определяются гироскопическими, гироскопическими

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

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\psi} + \psi \sin \vartheta \dot{\vartheta} \\ \omega_y = \dot{\vartheta} \cos \psi \cos \vartheta + \dot{\psi} \sin \psi \sin \vartheta \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \sin \psi \cos \vartheta - \dot{\psi} \cos \psi \sin \vartheta \end{cases}$$

— система кинематических уравнений Эйлера, опис. вращения

\vec{V} — вектор воздушной скорости.

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

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

— углы скольжения, угла атаки

система кинематических уравнений, опис. поступательное движение ЛА.

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

$$\vec{V}_R = \vec{V}_{Rg_1} + \vec{V}_{Rg_2} + \vec{V}_{Rg_3}$$

— терм. сист. нормальной с.к.

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{\omega} \times \vec{r}$$

— воздушная скорость, скорости 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 $m = \text{const}$)

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

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

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

по теор. об измен. кол-ва движения

Полн. производная вектора, заданного в подвиж. с.к., равна сумме произв. этого вектора в восстан. с.к. (локальной) и вект. произв. векторов линеаризованной угл. скор. и данного вектора

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

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

В скалярном виде можно считать $\Rightarrow J_{yz} = J_{zy} = J_{xz} = J_{zx} = 0$,

тогда

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

Для ЛА типа самолета можно считать, что масса не изм. во время периода управ., т.е. расход топлива $< 15\%$ от массы самолета (т.е. $m = \text{const}$)

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

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

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

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

$$\left[\left(\frac{d\bar{K}}{dt} \right)_{\text{ном}} = \dot{\bar{K}} + \bar{\omega} \times \bar{K} - \bar{M}^{\text{вн}} \right] \quad \text{— динам. ур. Эйлера в векторной ф-ле}$$

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

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

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

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

Геогравитационная информация

Модель формы Земли

Форма Земли - пов-ть веро-океано, которая заключает узкую каюану, прорываю на суше.

Геонд - не математич. описание, потому невооруженно использовать в практич. Подбираем близкую к геонду форму

1) Эллипсоид вращения

Геонд с достаточной степенью точности можно описать эллипсоидом, 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:

$$a = 6378245 \text{ м}$$

$$b = 6356863 \text{ м}$$

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

$$e^2 = 0,006692$$

Отклонение нормали к геоиду по отв. и отклонению
нормали к эллипсоиду не превышает $2;3''$ (угловые секунды)

2) Сфера

радиус сферы геоидального сечения в экваторе

$$R_0^V = 6371110 \text{ м}$$

радиус сферы геоидальной площади в экваторе

$$R_0^S = 6371116 \text{ м}$$

$$R = 6371 \text{ км}$$

3) Плоскость

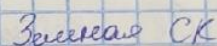
Координаты точек на земной пов-ти

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



Ри-ти // ки-то экватора пересекают пов-то по линии,
которые на-се "параметры"

Вершина, которая проходит через Гринвич. обсерваторию, — нулевой / гринвичевский меридиан

Относится ко всем творца от нулевого
меридиана

1 $0 \div 180^\circ$ в западной и восточной напавле-
нии

или $0 \div 360^\circ$ в восточном направлении

Географ. широта - угол π / нормали к
пов-ти эллипсоида вращения и
норм-лю экватора

B - т. пересек. нормали и экватора

C - т. пересек. нормали и малой ос.

φ - географ. широта

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

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

η - угол в м-те экватора и образует
правую тройку векторов

Качало - центр масс поршневого двигателя

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

Гравитационное поле земли

векторная точка сф. гравитационное поле

Вектор напряженности гравитационного поля:

$$\vec{g}_r = -G \int \frac{dm_1}{r'^3} \vec{r}'$$

\vec{r}' - радиус-вектор из точки к притягиваемому телу

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

ξ, η, ζ - координаты точек

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

потенциальная крив

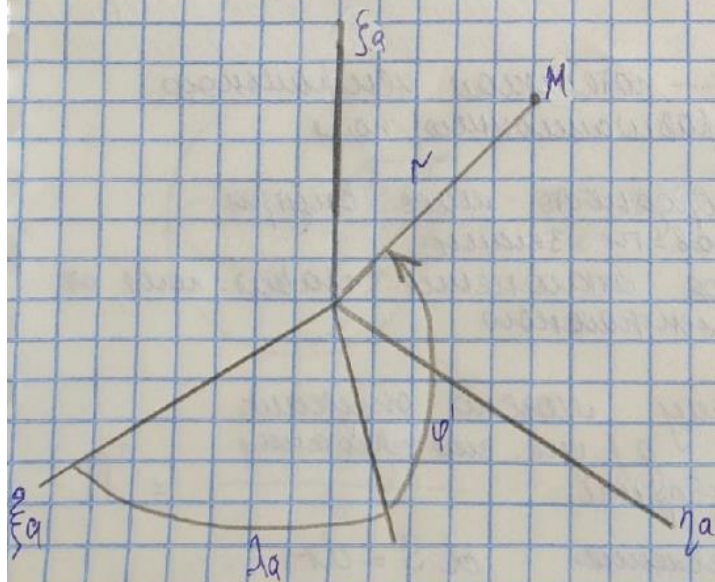
Π^1 - потенциал

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

γ
↑
область интегрирования

$$g_{rs} = \frac{\partial \Pi^1}{\partial s}$$

- частная производная по направлению потенциала

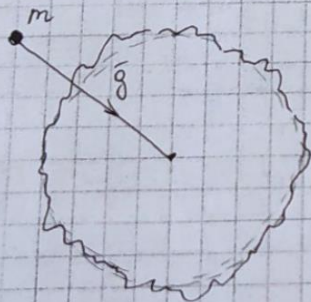


ЕЩЕ ВАРИАНТ ОТВЕТА:

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

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

① Геоид

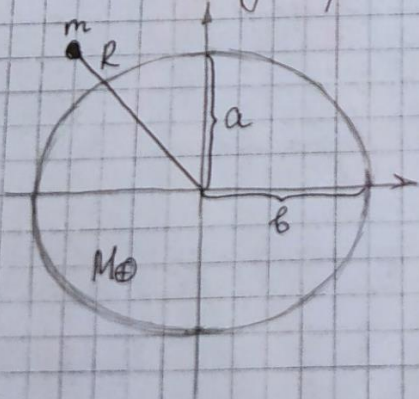


Геоид является наиболее точной моделью фигуры Земли.

Геоид — гипотетическая поверхность уровня потенциала силы тяжести, примерно совпадающая со средним уровнем воды в мировом океане. Имеет сложную форму, обусловленную неравномерным 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 тяготения 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

Параметры 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

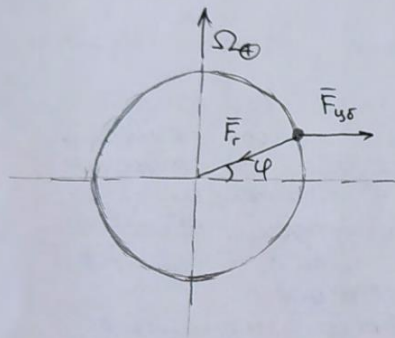
• Определяется моделью Земли в силу неоднородности плотности и формы:

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

$$\vec{F}_r = -f \frac{m_{\text{ЛА}} \cdot M_{\oplus}}{R^2}, \quad \vec{F}_{цб} - \text{центробежная сила}$$

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

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



Ω_{\oplus} - скорость вращения Земли

φ - широта

R_{\oplus} - радиус Земли

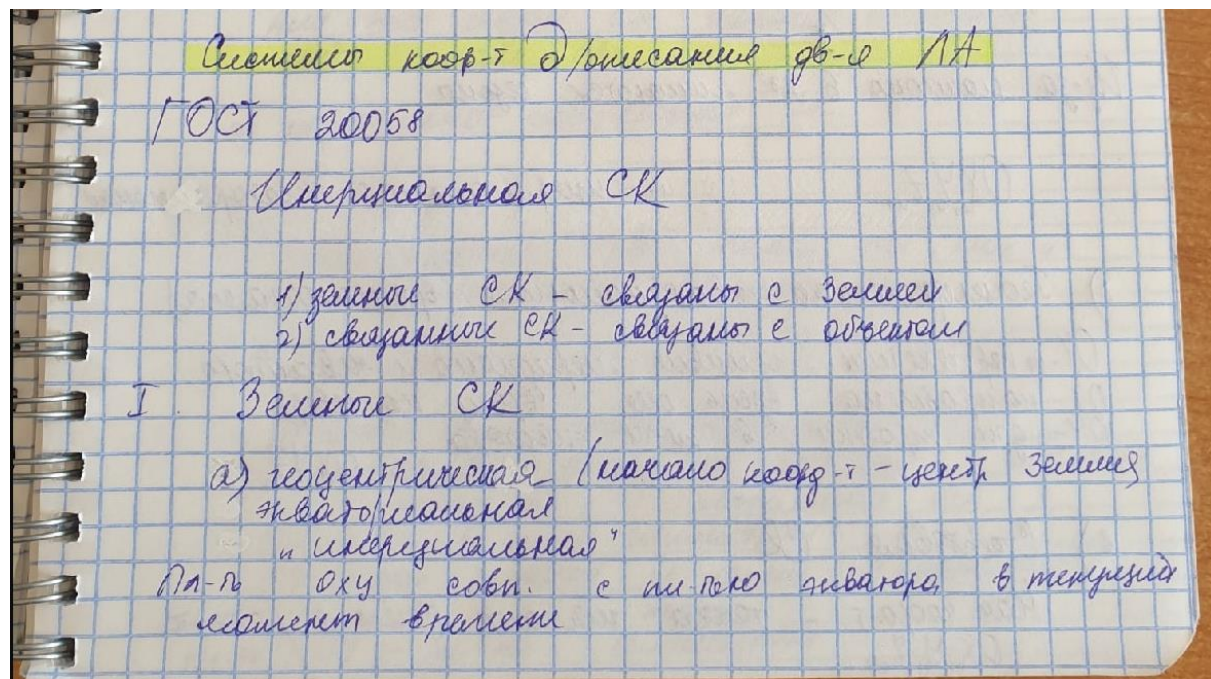
$$F_{цб} = m_{\text{ЛА}} \cdot a_{цб} = m_{\text{ЛА}} \cdot \Omega_{\oplus}^2 \cdot R_{\oplus}^2 \cos \varphi$$

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

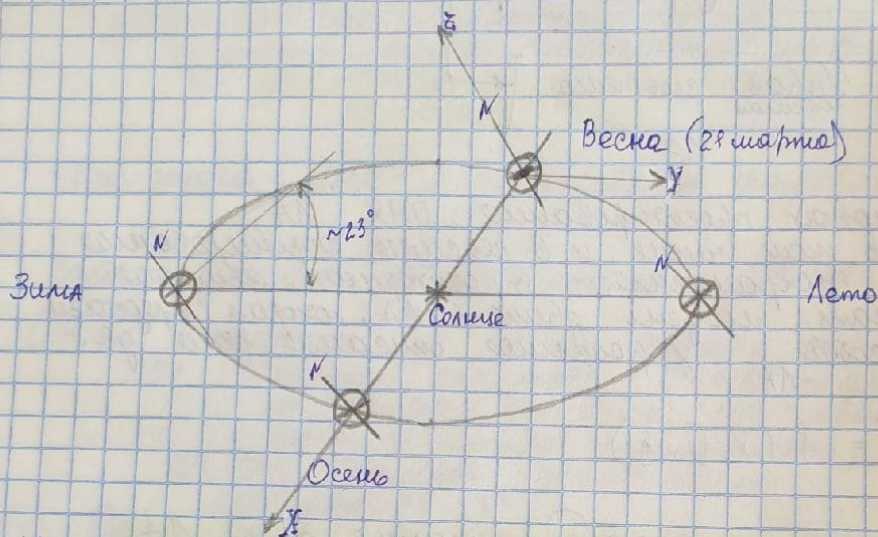
$$\begin{cases} G_x = -G \sin \theta \\ G_y = -G \cos \theta \cos \chi \\ G_z = G \cos \theta \sin \chi \end{cases}, \text{ где } \theta - \text{угол танташа}$$

χ - 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

$Oxyz$
и_г и_з и_г

и_г - инерциальная экваториальная

б) Геоцентрическая экваториальная (брахеоцентрическая)

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

$Oxyz$
и_г и_з и_г

в) Стартовая СК

Нач коорд - точка начала счета / старта

$Oxyz$
и_г и_з и_г

OY направлено вдоль истинной вертикали вверх
(по геоцентрическому радиус-вектору)
 Ox - приоритетное направление долготы

г) нормальное земное СК
приводят к любой точке на земле
какие координаты - тогда точка на земле

Ox, Oy, Oz

OY направ. вдоль истинной вертикали вверх
 Ox - выбирается исходя из продолжения теоретич. дуги

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

OZ - дот. тройку векторов

II Связанные СК

Для всех связанных СК начало координат -
центр масс ЛА

а) нормальное-связанное СК

Ox, Oy, Oz

направление осей такое же, как и
в нормальном земном СК

б) связанная СК

Ox, Oy, Oz

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

$Oy \perp Ox$ в м-пл симметрии

Oz - дот. тройку и лежит по правому
кроссу

м-пл XOy - м-пл симметрии

б) скоростная СК

Ox_yz_a

Ox задается направлением вектора воздушной

СК-ты

$Oy \perp Ox$ в м-то системы декарт

Oz - доп. тройку векторов

в) траекторная СК

$Ox_k y_k z_k$

Ox определяется направлением земли

V_k - земная СК-ты

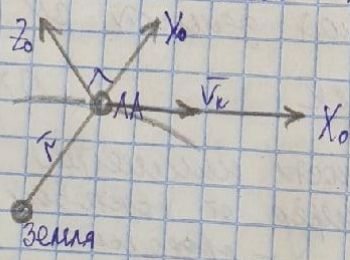
Oy определяется вертикальной м-тою, проведенной через начало координат, $\perp Ox$

Oz - доп. тройку векторов

г) объектно-центрическая орбитальная СК

$Ox_0 y_0 z_0$

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

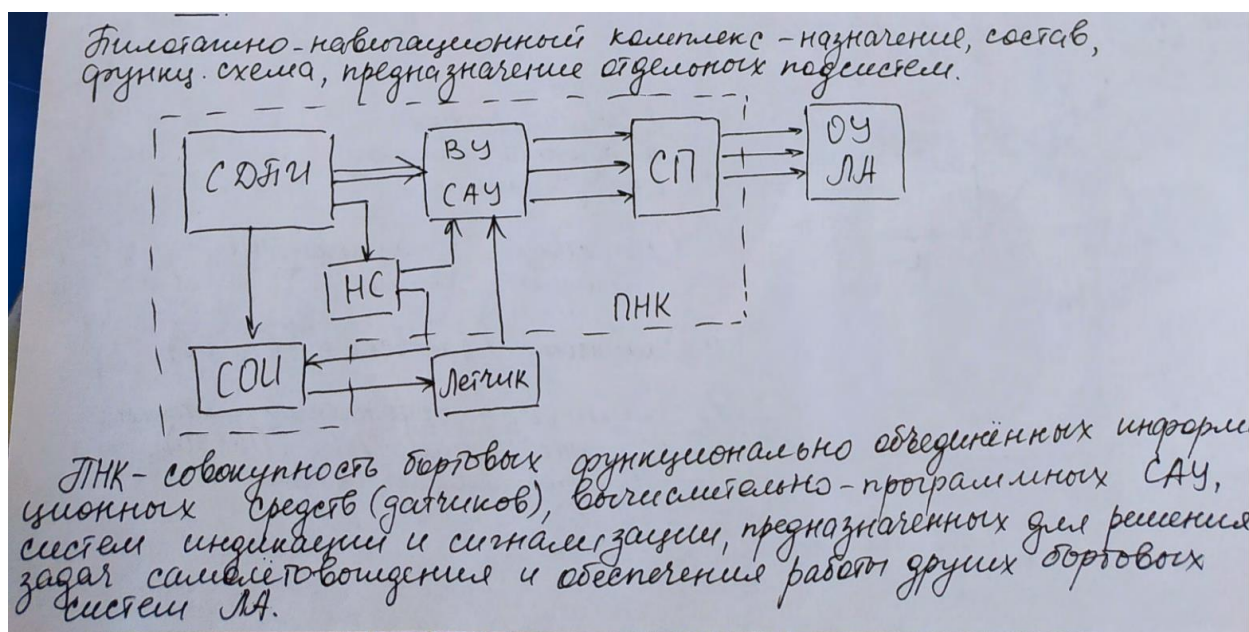


$Oz \perp$ м-то орбиты

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
 $\bar{V}_k = \bar{V}$, если нет ветра: воздух неподвижен
 $\bar{V}_k = \bar{V} + \bar{W}$, где \bar{W} - это дв-я воздушная масса /
 это ветер
 (~)

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



СДАН- 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 законам управления и решение навигационных задач.
- 2) Выбор программы с программного механизма ПНК, задающ. программу 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. Состав из: - усилителя
- рулевой машина - преобраз. электрич. управл. сигнала в мех. для перемещ. органов управления.

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

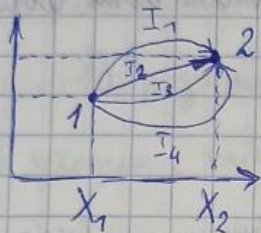
ОУЛА - органы управления ЛА

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)

ξ — в-р возмущений

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

$X \in G_X$ — 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 лица, принимающего решение об управлении, а с др. стороны, ограничено

конкретным видом ЛД.

$\xi \in G_\xi$ — оп. мн-во

В-м \mathcal{U} управления, после того, как она выбрана, явл. форма-лизацией описанием достижения цели. Описание конкретного варианта управления — 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 переписках задача должна быть формализована через функционал качества.

$\min I$ — критерий достижения цели

При расчёте траекторий и определении критерия кач-ва поск. целью получить макс. выгоду, кот. м.б. определена, как \min функционала кач-ва (кач-ва траектории)

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

$U_{пр}, X_{пр}$ — программные управление и траектория.

Задача теории оптим. упр. на основании заданного кри-

терия коэ-ва позволяет минимизировать функционал управления и на его основе получить вариант оптимального управления, т.е. такого управления, кот. переведет ЛА в задан. точку пр-ва и при этом будет наилучшим с точки зрения критерия коэ-ва. Траектория, полученная в результате такого управления — программная.

- Главная задача наведения обладает рядом трудностей:
- Наличие стохастических и детерминированных ограничений
 - Постоянное воздействие случайных факторов в процессе полета

В результате воздействия внешнерегулирующих факторов ЛА уходит с расчетной траектории \Rightarrow применяют поправки $U_{пр}$ и $X_{пр}$ — $U_{иср}$ и ΔX

Основная задача корректирующего управления ($U_{иср}$) — 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. $U_{иср}$ выбирается исходя из отклонения 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. учр. парамильно опред. меха-
низм, позволяющий с макс. точностью достичь цели при заданном
ресурсе, несмотря на действие возмущ. факторов.

Ограничения, накладываемые на движение летательных аппаратов.

Понятие перегрузки. Влияние различных перегрузок.

Ограничения параметров движения ЛА.

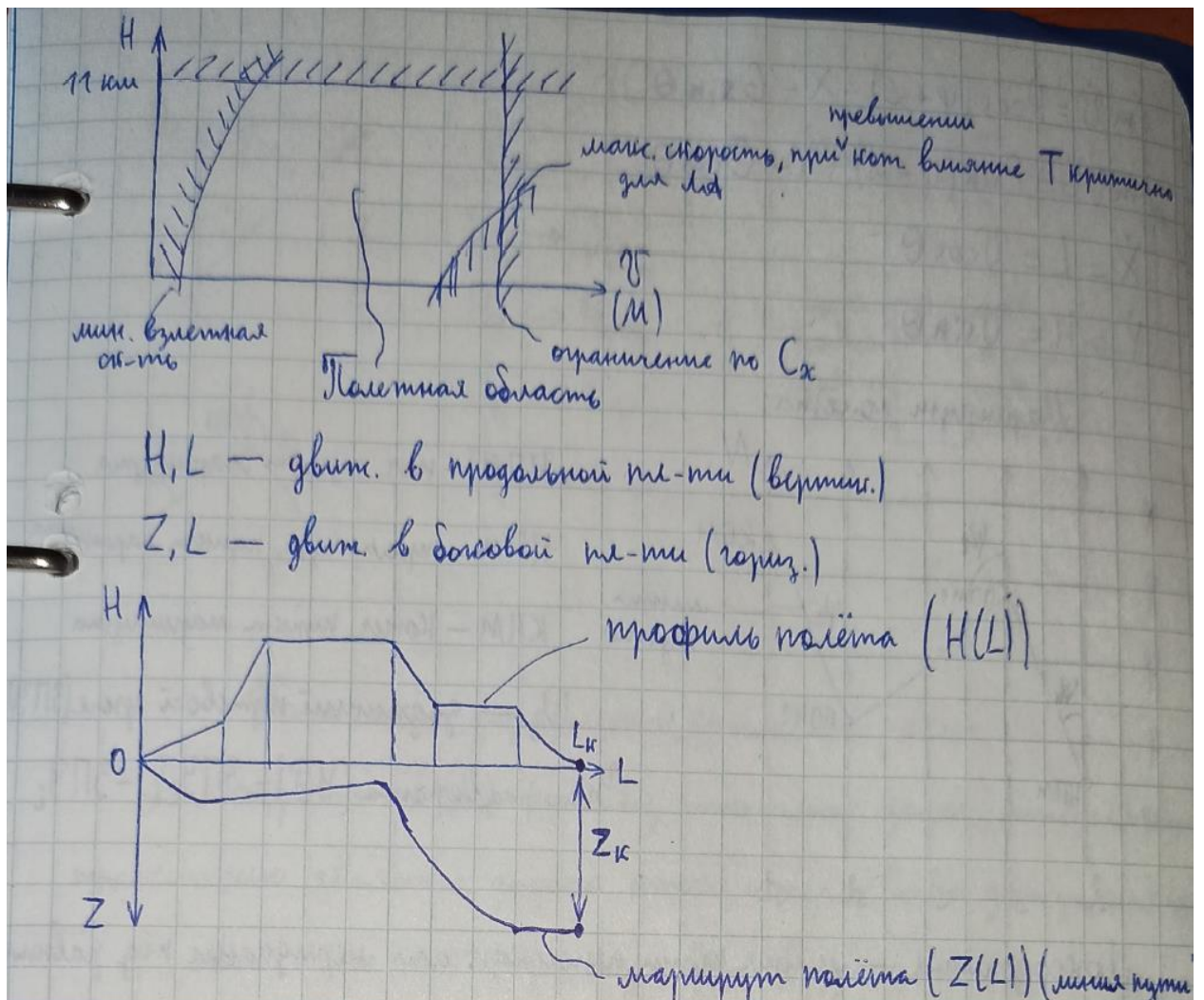
При формировании траектории движения ЛА необх. учесть допус-
тимые пределы изменения пар-ров движения. Эти ограничения
можно разбить на 3 группы:

1). Аэродинамические и прочностные

2). Связанные со специфич. требований и выполнению заданной
программы полёта

3). Физиологические

^{перегрузка}
 $n \leq 0,2$ для пассажирских ЛА



Понятие перегрузки.

Коэф-т перегрузки — оценка силового воздействия на объект, напрямую влияющую на его прочность.

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

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

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

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

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

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 двигателей установки.

оси, устанавливающиеся

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

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

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

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

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

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

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

Два типа двигательных установок:

- Винтомоторная группа
- Реактивный двигатель

Приводы воздушного винта:

- Поршневой двигатель внутр. сгорания
- Реактивный турбовентиляторный двигатель
- Электрический двигатель

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

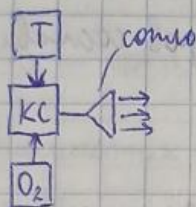
Реактивный двигатель



$$P \approx \rho \dot{V} + S_{вых} (P_{ср} - P_A)$$

ρ — плотность газов
 \dot{V} — объемный расход газов
 $S_{вых}$ — площадь сечения сопла
 $P_{ср}$ — среднее давление в сопле
 P_A — атмосферное давление

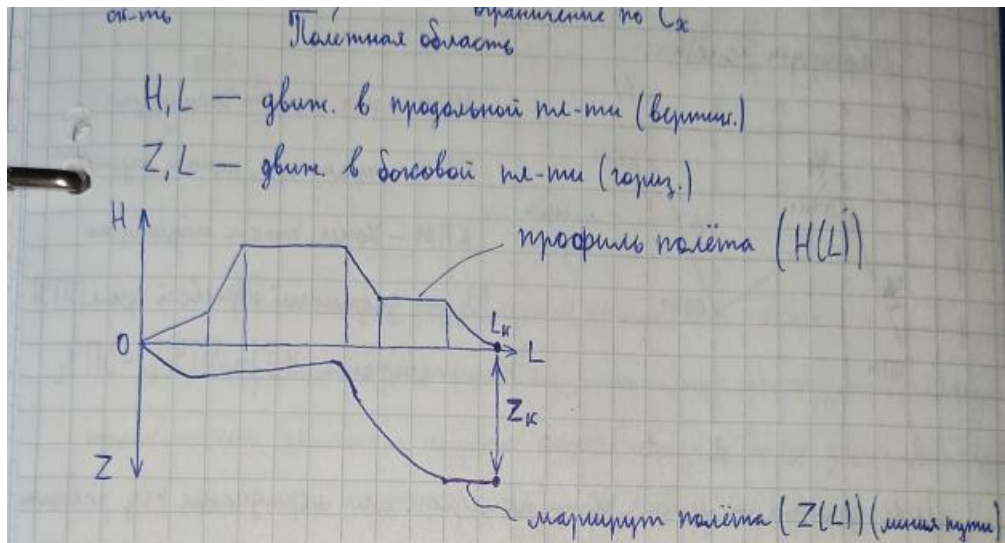
Ракетный реактивный двигатель (необх. иметь запас окислителя)



$$P \approx \rho \dot{V} + S_{вых} (P_{ср} - P_A)$$

ρ — плотность газов
 \dot{V} — объемный расход газов
 $S_{вых}$ — площадь сечения сопла
 $P_{ср}$ — среднее давление в сопле
 P_A — атмосферное давление

Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.



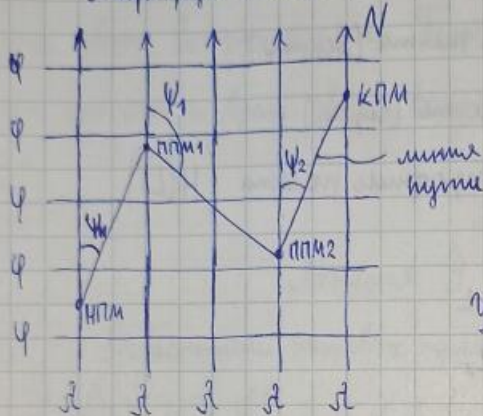
Особенности траекторий крылатых ЛА.

Профиль полёта — послед-во участков полёта, каждому из которых соответствует опред. программа полёта.

При возникновении полёта в рамках профиля полёта обычно траектория разделяется на отгон. участки, кот. характеризуются ^{изменением} ~~изменением~~ ^{изменением} высоты и сн-ти полёта. При построении первичной программы траектории можно исп. результирующее упр-е движ., направленную на достижение вращат. движения.

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

Маршрут полета:



НПМ — нач. пункт маршрута

ППМ — промежут. пункт маршрута

КПМ — конеч. пункт маршрута

ψ_i — заданный поворот (ЗПУ)

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

Локсодромия — линия пути, пересекающая меридианы под равным углом (при движении менее 500 км).

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



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

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

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

Лекция 10.

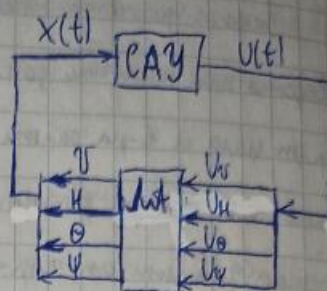
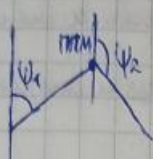
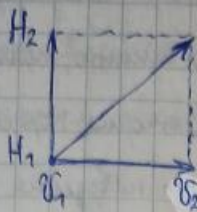
$X_{\text{зад}}$

$U_{\sigma} \rightarrow \sigma_{\text{зад}}$

$U_H \rightarrow H_{\text{зад}}$

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

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



Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

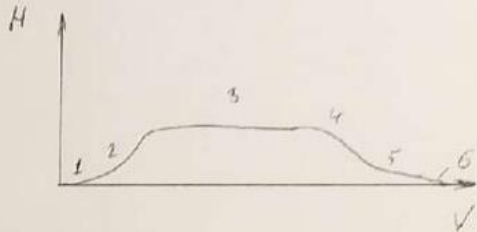
(Это как в дз)

Вопрос 2 типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

Траектории в вертикальной плоскости раз-се проходим полета и описывается в координатах H и V .

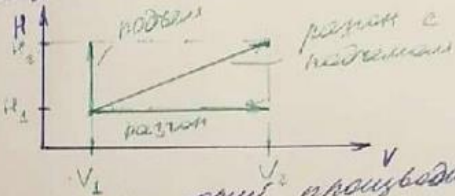
Основные этапы полета ϕ - это:

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



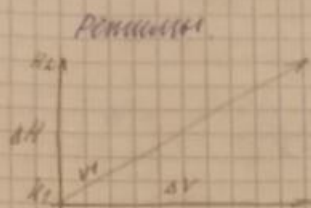
При реализации программной траектории полета можно выделить 3 типовые маневры ЛА (элементарные траектории, последовательно реализуемые в процессе движения ЛА):

- 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) Изотерм

$$\sin \theta = 0 \quad \cos \theta = 1 \quad \frac{dP}{dV} = 0$$

$$H_1 = \text{const}$$

$$V_1 \rightarrow V_2$$

2) Изобара

$$H_1 \rightarrow H_2$$

$$P = \text{const}$$

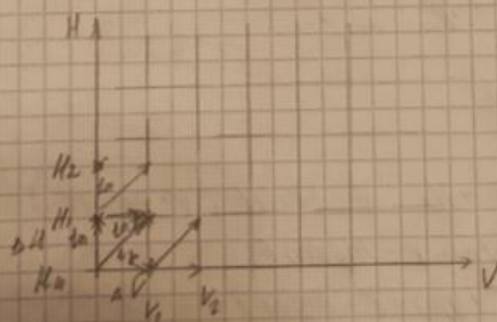
$$V = \text{const}$$

3) Изотермическая

$$H_1 \rightarrow H_2$$

$$V_1 \rightarrow V_2$$

$$P = \text{const}$$



или (1), (2), (3), (4)

1) Изотермическая (изотермическая) $\sin \theta = 0 \quad \cos \theta = 1 \quad \frac{dP}{dV} = 0$
 $H_1 = \text{const}, V_1 \rightarrow V_2$

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

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

$$0 = U \sin \theta$$

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

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

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

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

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

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

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

$$c_y \approx c_{y0} + c_y^a \alpha$$

$$c_y^a = \frac{dc_y}{d\alpha}$$

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

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

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

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

$$D = p \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin \theta$$

$$D = p \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - mg \cos \theta$$

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

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

$$t = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{v \sin \theta} = \frac{57,3 (H_2 - H_1)}{v \cdot \theta}$$

$$\sin \theta \approx \frac{0}{57,3}$$

$$\cos \theta \approx 1$$

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

$$0 = \frac{(P - X) \cdot 57,3}{mg}$$

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

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

$$\alpha = \frac{mg - \frac{P \rho \alpha}{57,3}}{\frac{P}{57,3} + C_y^2 \frac{\rho V^2}{2} S}$$

3. Разрыв потока. ($H_1 \rightarrow H_2, V_1 \rightarrow V_2, \theta = \text{const}$)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$L = dV/dH$$

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

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

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

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

$$0 = P \frac{\alpha + \varphi_p}{57.3} + (C_{y0} + C_{y\alpha} \alpha) \frac{\rho V^2}{2} S - mg$$

$$mg = P \frac{\alpha + \varphi_p}{57.3} + (C_{y0} + C_{y\alpha} \alpha) \frac{\rho V^2}{2} S$$

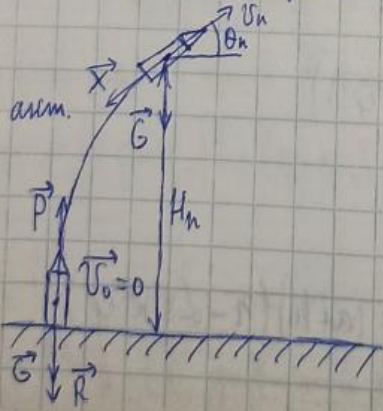
$$\alpha = \frac{mg - \frac{P \varphi_p}{57.3} - C_{y0} \frac{\rho V^2}{2} S}{\frac{P}{57.3} + C_{y\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S}$$

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 актив. участка ракета приобретает с-ть, кот. определяет её дальность и направление полёта


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

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

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

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

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

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

$$dV = \left(U_n - (U_n - U_0) \frac{\rho}{\rho_0} \right) \frac{\partial x}{x} + g T \sin \theta dx + \frac{g_0 \Gamma C_x q}{P_m x} dx$$

$$V = U_n \ln \left(\frac{x}{x_0} \right) - (U_n - U_{n0}) \int_{x_0}^x \frac{\rho}{\rho_0} \frac{dx}{x} + T \int_{x_0}^x q \sin \theta dx + \frac{g_0 T}{P_m} \int_{x_0}^x \frac{C_x q}{x} dx$$

Получ. выраж. явл. основным для приблиз. вычисления сн-ти ракеты при разгоне на асим. участке.

$U_n \ln \left(\frac{x}{x_0} \right)$ — характеристическая сн-ть — сн-ть, приобретенная ракетой, если бы она двигалась в безвозд. пр-ве в отсутствие гравитации.

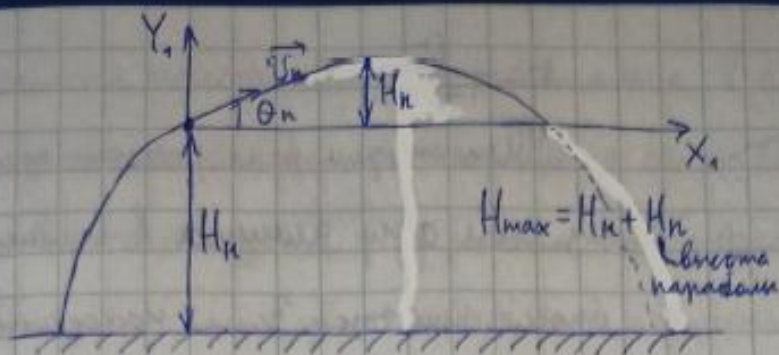
Второе слагаемое — потери сн-ти, связ. с преодолением давления атмосферы ($\approx 7-15\%$ — малая дальность).

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

Четвертое слагаемое — потери сн-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.



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

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

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

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

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

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 эволюции системы задачи "двух тел", изучаемой в классической механике. При этом рассм. движ. тела под влиянием гравит. поля Земли, при этом возможные траектории движ. ракет, поднимающиеся и заходящие на пов-ти Земли, представляют собой эллиптические траектории.



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

Траектория бал. ракеты представляет из себя дугу эллипса в вершине апсида, при этом Земля находится в фокусе эллипса.

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

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{P_n}{P_n} = \frac{m \frac{v_n^2}{2}}{m g_n r_n} = \frac{v_n^2 \cdot r_n}{2 \mu} = \gamma_n \end{array} \right. \quad \gamma_n = 1 \quad \text{— энергетический параметр}$$

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

$$L = L_A + L_{\Pi} \quad \text{— дальность полета (на асп. + на нас. участке)}$$

$\approx 5\% L$

$$L_{\Pi} = \Phi \cdot R_3 ; \quad \lg \frac{\Phi}{2} \approx \frac{\gamma_n \sin \theta_n \cos \theta_n}{1 - \gamma_n \cos^2 \theta_n}$$

При рассмотрении ~~всех~~ элементов траект-рии бал. ракет необх. учесть ряд особенностей:

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

наклона траектории. Принципно, 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 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 линии, соединяющей две точки на пов-ти
Земли по кратчайшему пути.



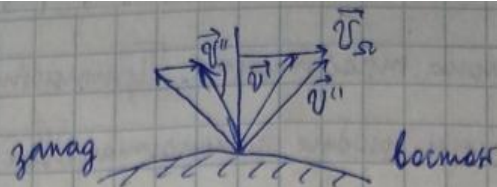
$$\begin{matrix} \theta_n & \psi_n & V_n \\ \vec{V}_n = \vec{V}_o + \vec{V}_n + \vec{V}_m \end{matrix}$$

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

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

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

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



Рассчит. нач. путевого угла при запуске балл. ракеты перво-
начально ведется из расчета ее движе. по ортодромии, однако при
расчете необх. учесть вращ. Земли. Земля оказ. влияние на фор-
мирование нач. путевого угла, создавая доп. составляющую
сн-ты вдоль параллели, которая зависит также от широты
т. пуска. Помимо этого, необх. учесть, что в процессе движе.
ракеты и цели, цель в рез-те вращ. Земли смещается на восток.
Расстояние, на кот. смещ. цель, пропорц. времени полета 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. явл. задача "открытия и перехвата подвиж. цели". Сближ. с подвиж. целью осущ. в их основе инф. о движ. цели. Они получ. либо с наземной станци, либо с бортовой радио-лок. ст.

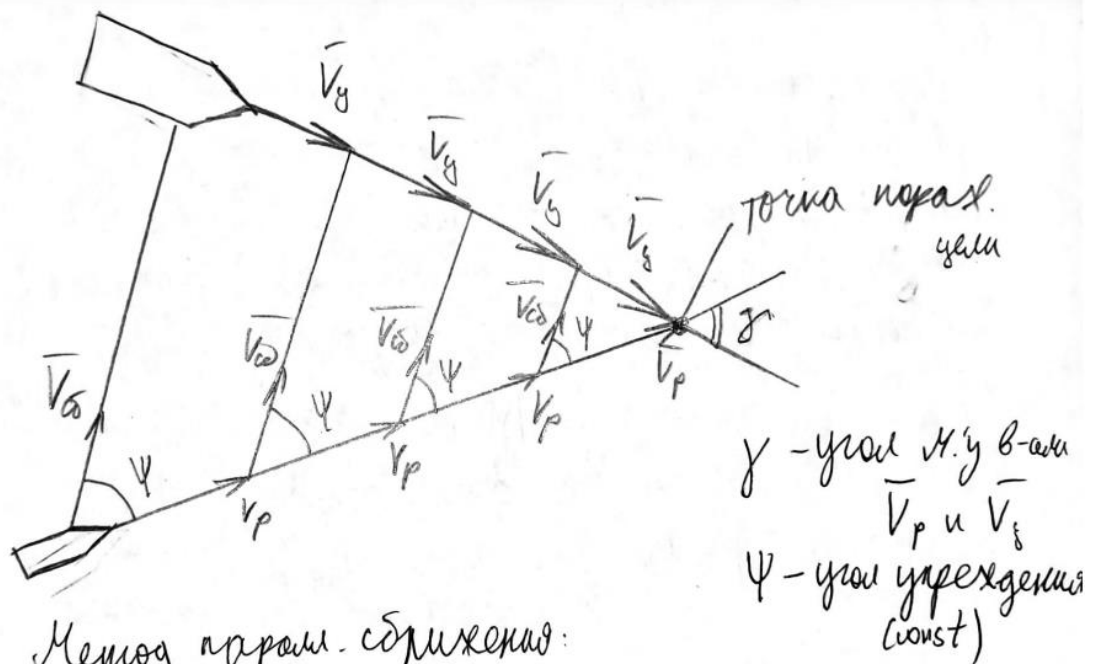
Маневр. ракеты - это БПЛА, весь полет которых (БРЛС) происходит в атмосфере Земли и ракету движ. всё время под действ. реакт. движ. Она запускается со стационар. модальной или двух установок и предназнач. для перехвата неподв. или подвиж. цели, которая может находиться на земле, в воздухе или на море.

Для реш. этой задачи поведение подвиж. упр. движ. ракеты таковы, чтобы в проз. время проис. непрер. сближ. ракеты с целью и в кон. итоге чтобы

ракеты прилетит около цели на неизм. расст, не прев. выш. некоторого макс допуст. расст, Решить эту задачу можно с помощью различных методов поведения, опред. требуемый закон движ. ③

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

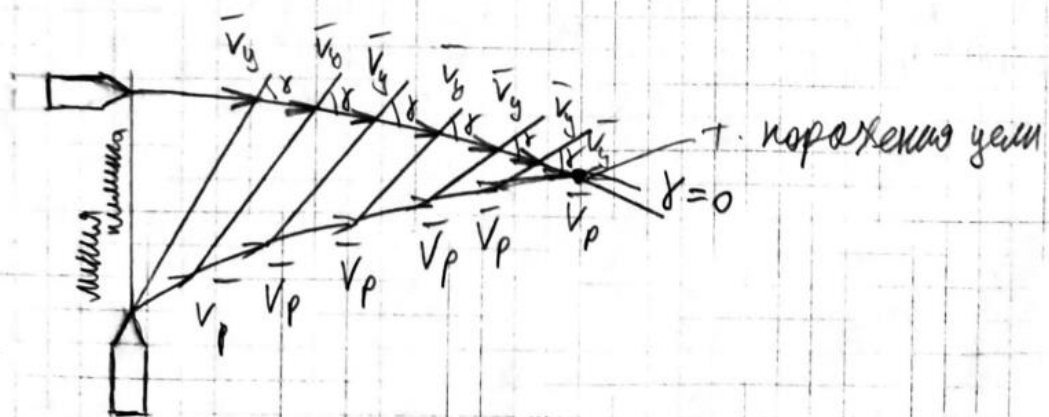
I метод - метод параллельного сближения для малоскор., маломаневр. целей.



Х Метод паралл. сближения:
 РЛСН При неизм. полож. 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 формирует проект точки ракеты
 используя в силу, если в прог. перехвата можа
 требуемая поправка и модуль вектора скор-ти
 цели, в этом случ. проекции полёта ракеты форми-
 руется на борту, т.е. автоматически. В кажд. мом. времени
 текущий полёт ракеты направл. вдоль
 линии цели ракеты, отл. пряч. когод - ракеты
 в цель. Неодход. чтобы скор ракеты превыш.
 скор. цели. Поражение также возможно только когда
 ракета зайдет в хвост цели



Т.к. при движении к цели по кривой угол γ изменяется от γ_0 до 0, то происходит разворот ракеты - перехват, при этом скорость V_p с изменением покрыва β при развороте, что вызывает центробеж. силой, которая создаёт перегрузку, что вынуждает по прочности конструкции и по приборам, ускорен. по борту

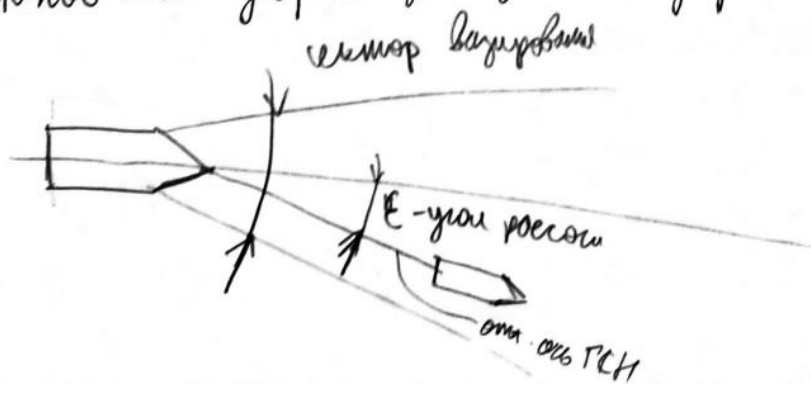
Автономные системы управл. существуют самонаводящиеся по цели без заранее заданной программы движения. Нужна центр.-во, определ. полож. относительно цели и создав. образцы изменений покрыв. покрыв. - основы самонаведения (ГСН)

Источником рассоглас. может явиться покрыв, угол α/γ продольной осью ракеты и покрыв по цели. В ГСН используются спец. микроскопические

Пр. работы

Цели → цель → отражение → управл. приёмником ГСН с антенной → сигнал (управл. для системы ГСН) → выдержка покрыв. по цели весь полёт

Прод. ось ракеты и оптик. ось ГСН не совпадают ⇒ нужно развернуть ракету по оси ГСН. Сигнал соотв. углу рассоглас. ступенч. или управл. для законов управл. СТУ ракеты



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 гиростабилизированной 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 гиростабилизированной 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 навигационная система
BP S3 (Франция).

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^у расчетов появились бестабильные системы ориентации. Акселерометры в этом случае устанавливались неподвижно относительно ЛА вдоль осей связанной с.к. Их показания пересчитываются в зависимости от изменения ориентации ЛА, т.е. показаний ДУС в.

- Бестабильные ИДС [ДИС] позволяли исключить погрешности, введенные с магнитом, гирием и т.д., подключив специальные компенсирующие алгоритмы, что повышает точность и надежность системы.

- Исходными данными для работы САУ ЛА являются параметры движения ЛА, количественное представление о которых дают датчики первичной информации [ДЖИ]

- ДЖИ или чувствительные элементы [ЧЭ] измеряют текущие параметры движения ЛА

По физическим принципам своей работы ДЖИ делятся:

- инерционные
- радиометрические

К ним относятся:

- гироскопы
- курсовертки
- инерциальные системы
- ДУС
- акселерометры
- высотомеры
- системы воздушных сигналов

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

