

Вопросы к экзамену по дисциплине «Принципы автономного наведения»

Вопросы к экзамену по дисциплине «Принципы автономного наведения»	1
Классификации летательных аппаратов. Основные тактико-технические характеристики летательных аппаратов.	2
Общие принципы компоновки летательных аппаратов. Органы управления. Геометрические и аэродинамические схемы летательных аппаратов.	4
Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.	13
Углы ориентации летательного аппарата относительно потока: α - угол атаки, β - угол скольжения.	17
Угловая ориентация летательных аппаратов в пространстве (углы ψ - рыскания, ϑ - тангажа, γ - крена).	18
Угловые скорости, описывающие движение.	19
Силы и моменты, действующие на летательный аппарат в полете. Общая характеристика сил и моментов.	22
Аэродинамическая сила R , аэродинамический момент MR и их проекции на оси систем координат.	23
Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.	23
Система динамических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов (при условии $m=\text{const}$).	Ошибка! Закладка не определена.
Модель фигуры и форма Земли. Гравитационное поле Земли. Сила тяжести.	Ошибка! Закладка не определена.
Системы координат используемые для описания движения летательного аппарата.	Ошибка! Закладка не определена.
Общая формулировка задачи наведения, этапы решения задачи наведения летательных аппаратов.	24
Ограничения, накладываемые на движение летательных аппаратов. Понятие перегрузки. Влияние различных перегрузок.	Ошибка! Закладка не определена.
Типы двигателей летательных аппаратов. Сила и момент тяги, действующие на летательный аппарат в полете.	Ошибка! Закладка не определена.
Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.	30
Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.	32
Типовые траектории полета баллистических ракет, особенности формирования параметров активного участка траектории.	38
Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости.	41
Особенности траекторий полетов баллистических ракет вдоль поверхности Земли.	48
Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.	53
Пилотажно-навигационный комплекс – назначение, состав, функциональная схема, предназначение отдельных подсистем.	54
Метод инерциальной навигации. Элементы инерциальной навигационной системы.	56
Автономные датчики первичной информации о полете летательного аппарата.	58

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

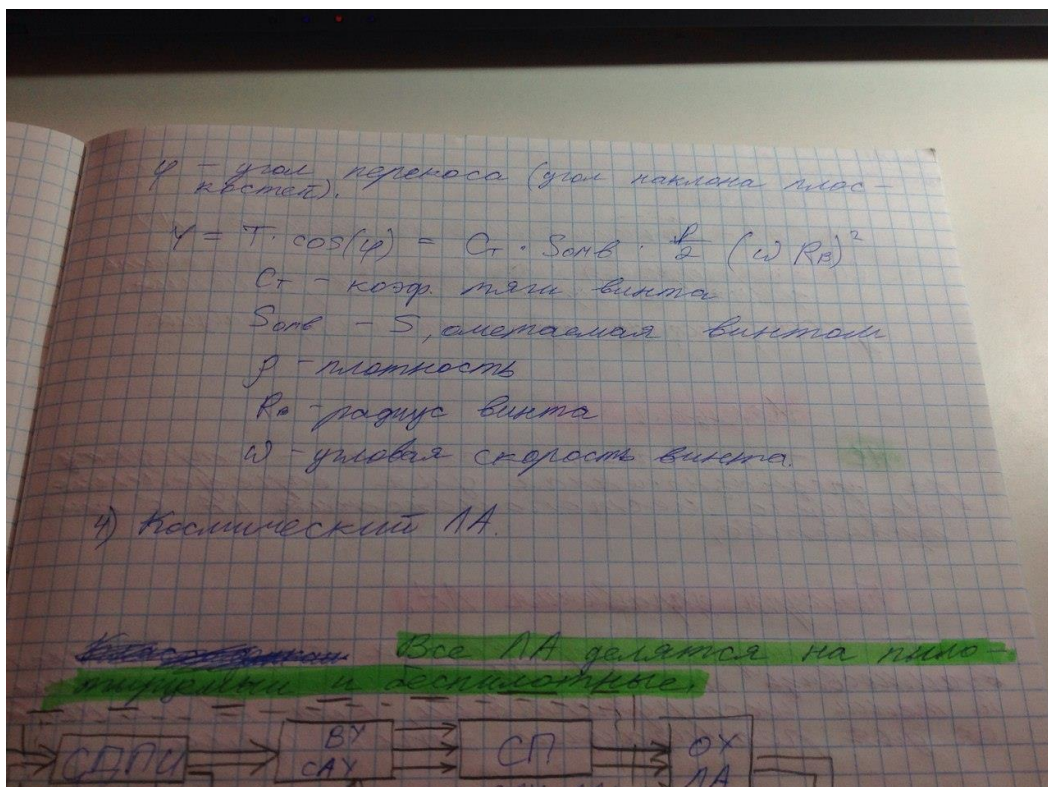
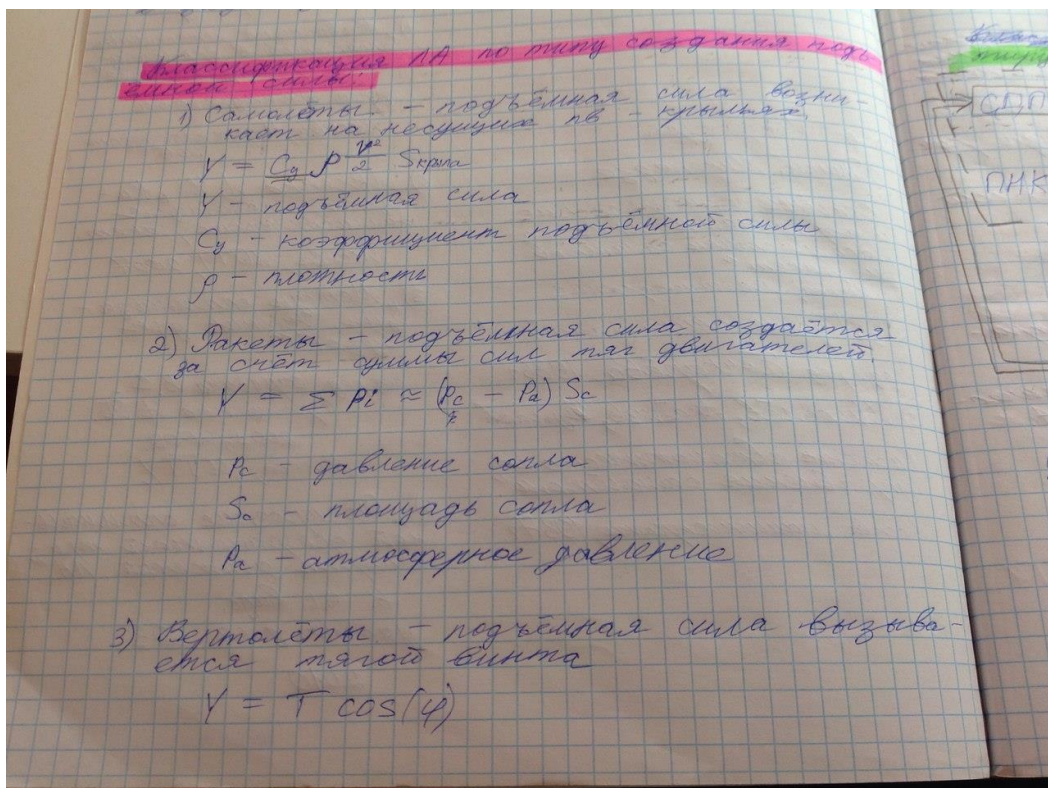




Рис. 16. Общая классификация летательных аппаратов и место вертолетов среди них

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.

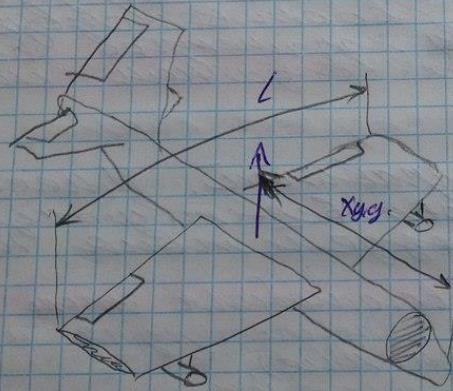
2. Общие принципы компоновки летательных аппаратов. Органы управления. Геометрические и аэродинамические схемы летательных аппаратов.

$$\dot{x} = f(x, v, \xi, t)$$

— совокупность уравнений, описывающих движение ЛА.

Формирование модели движения ЛА.

Конструкция ЛА.



1) Корпус (фюзеляж) предназначен для размещения груза S_Y и т.д. К фюзеляжу крепятся отдельные элементы конструкции ЛА.

1) Корпус (фюзеляж) предназначен для размещения груза S_Y и т.д. К фюзеляжу крепятся отдельные элементы конструкции ЛА.

а. L_f — длина фюзеляжа

б. S_{mf} — площадь модели фюзеляжа

в. $S_{пф}$ — площадь фюзеляжа в плане. Площадь фюзеляжа в горизонтальной плоскости XOZ .

2) Крыло — элемент конструкции, на котором создается аэродинамическая подъемная сила.

а. $S_{кр}$ — площадь крыла.

б. Преломить крыла.

как правило бывает крыло Δ или крыло NASA.

в. b — хорда крыла



2. X - угол стреловидности крыла.

д. L - размах крыла

е. $X_{цд}$ - координата центра давления крыла (туда приходится равнодействующая подъемной силы)

ж. $X_{фр}$ - координата фокуса крыла.

3) Хвостовое оперение. Предназначено для статической стабилизации ЛА в полете. Разделяется на горизонтальное и вертикальное оперение.

а. $S_{го}$ - S гориз. оперения.

б. $S_{во}$ - S верт. оперения.

в. $L_{го}$ - плечо гориз. оперения }
 $L_{во}$ - плечо верт. оперения } -

расстояние от центра масс ЛА до центра давления верт. (гориз.) оперения

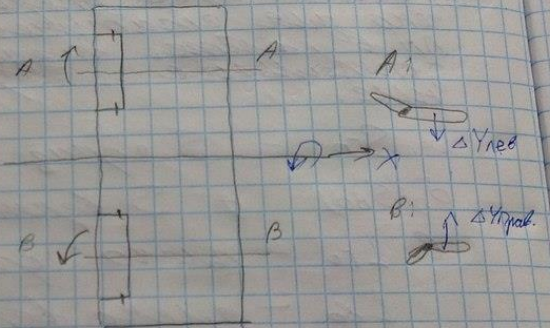
4) Подвесные элементы (двигатели, антенны и т.д.) характеризуются местом расположения от центра масс ЛА.

Лекция 3

Органы управления НА



$$\begin{aligned} \sigma_{\text{БР}} &\rightarrow M_{\text{З}}^{\sigma_{\text{БР}}} \\ \sigma_{\text{БР}} &\rightarrow M_{\text{З}}^{\sigma_{\text{БР}}} \\ \sigma_{\text{З}} &\rightarrow M_{\text{Х}} \end{aligned}$$



$$\bar{P} \rightarrow \bar{V}$$

$\sigma_{\text{БР}}$ - σ сектора газа

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 называем 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.

По числу несущих поверхностей А. с. разделяют на *монопланы, бипланы, полипланы*. С 40-х гг. в основном применяются монопланы, так как эта схема наилучшим образом удовлетворяет требованиям достижения больших скоростей полёта. Примером удачного применения А. с. биплана для самолёта малых скоростей является самолёт Ан-2.

В зависимости от расположения крыла по высоте фюзеляжа различают А. с.: *низкоплан, среднеплан, высокоплан, парасоль*. Выбор расположения крыла по высоте часто диктуется рядом эксплуатационных требований (например, для транспортных самолётов высокоплан удобнее — проще обеспечивается загрузка и выгрузка самолёта; для магистральных пассажирских самолётов чаще используются низкопланы — безопасность, комфорт и т. п.), однако с точки зрения аэродинамики эти схемы очень существенно отличаются, главным образом по характеристикам боковой устойчивости и управляемости, а также по лобовому сопротивлению. Наименьшее сопротивление, особенно при переходе на сверхзвуковые скорости, имеет среднеплан, который чаще применяется для сверхзвуковых самолётов.

В зависимости от расположения двигателей на самолёте можно ввести следующее разделение А. с. Для самолётов с винтомоторной группой — *схема с тянущими винтами и схема с толкающими винтами*. Для самолётов с реактивными двигателями, помимо разграничения по числу двигателей, можно выделить А. с. *с расположением двигателей на крыле; на фюзеляже; на крыле и фюзеляже*. Различное расположение двигателей также часто диктуется эксплуатационными требованиями (уменьшение шума в

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.

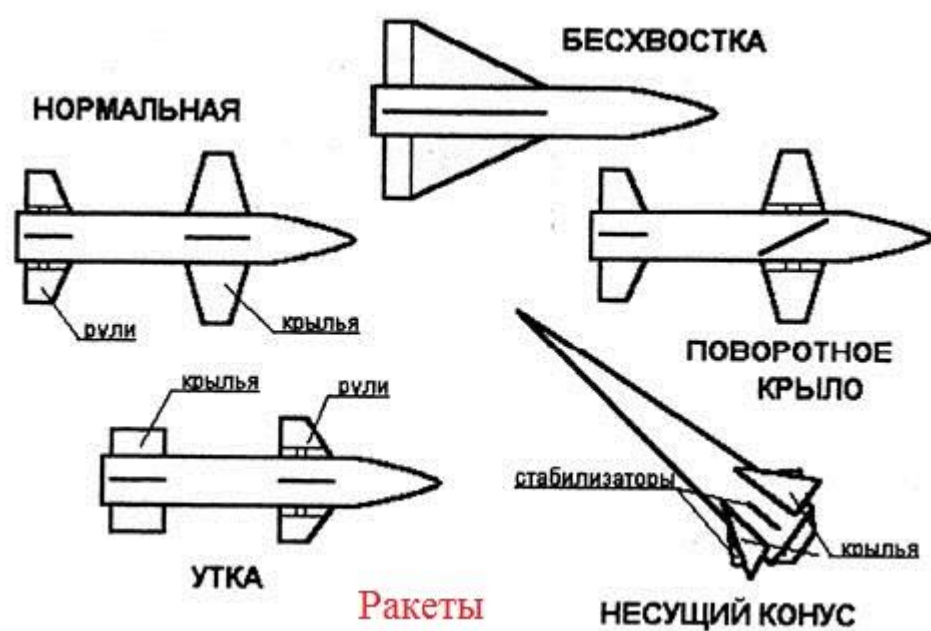
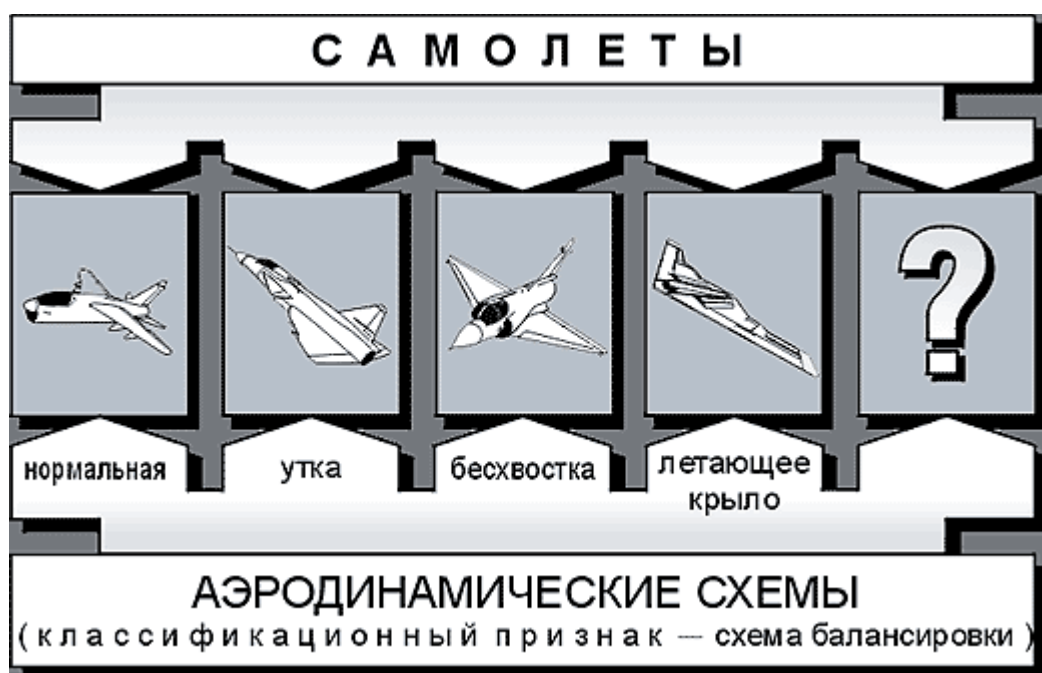
А. с. транзвуковых самолётов ($M = 1,3—1,5$). В этой области значений M используются умеренные стреловидность и относительная толщина крыльев и оперения, нерегулируемый воздухозаборник с более острыми кромками.

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.

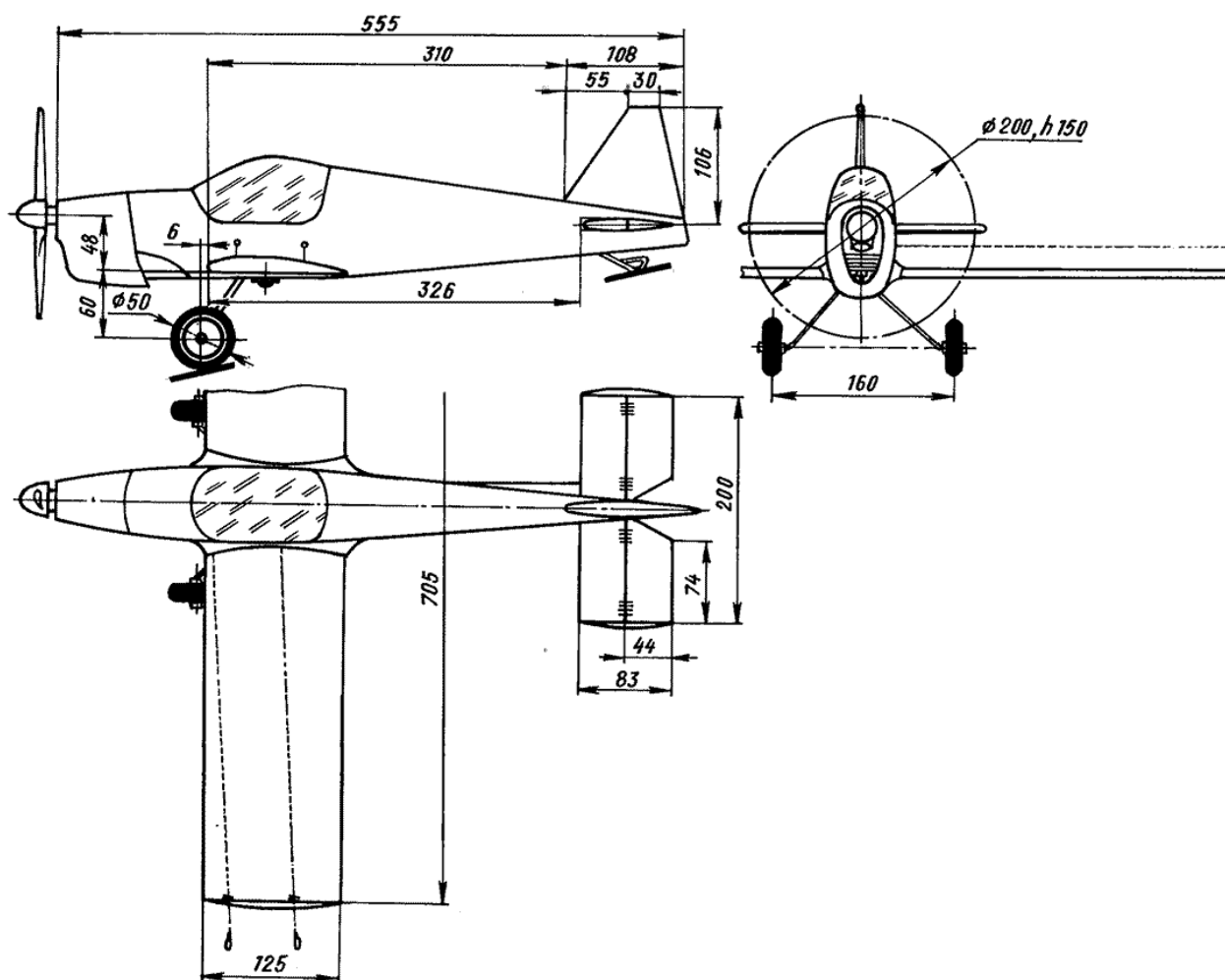
А. с. гиперзвуковых самолётов. Для самолётов со значениями $M(\infty) = 4,5$ и более А. с. в значительной степени определяется диапазоном значений $M(\infty)$, назначением самолёта и типом применяемого двигателя. Для этой схемы характерна так называемая интеграция двигательной установки и самолёта. Главным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



3. Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.

СКОРОСТИ

<p>35. Скорость летательного аппарата</p> <p>Скорость</p>	<p>\vec{V}</p>	<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>
--	-----------------------------	--	---

			$V_{\alpha\alpha}$ - составляющая скорости летательного аппарата по оси OX_{α} скоростной системы координат; при этом $V_{\kappa\kappa} = V_{\kappa}$, а $V_{\alpha\alpha} = V$
36. -	V	Модуль скорости летательного аппарата	
37. Земная скорость	\vec{V}_{κ}	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

			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	"

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

В общем случае движения самолета в пространстве вектор скорости самолета (или, в соответствии с законом обратимости движения, вектор скорости набегающего потока) *не совпадает со связанной продольной осью самолета Ox* . Положение самолета относительно вектора скорости определяется углами между осями связанной Ox, y, z и скоростной Ox_a, y_a, z_a систем координат. Положение самолета относительно вектора скорости набегающего потока определяется *углом атаки α и углом скольжения β* .

Угол атаки α называется угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии самолета Oxy и продольной осью самолета Ox .

Угол скольжения β называется угол между вектором скорости и плоскостью симметрии самолета Oxy .

Положение самолета относительно Земли определяется *углами тангажа ϑ , крена γ и рыскания ψ* .

Угол тангажа ϑ – это угол между продольной осью самолета Ox и местной горизонтальной плоскостью. Угол тангажа положителен, когда продольная ось находится выше горизонтальной плоскости.

Угол крена γ – это угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью. Угол крена положителен при накренивании самолета вправо.

Угол рыскания ψ – это угол между проекцией оси Ox на горизонтальную плоскость и некоторым направлением, условно принятым за начальное. Угол рыскания положителен при развороте влево.

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

В общем случае движения самолета в пространстве вектор скорости самолета (или, в соответствии с законом обратимости движения, вектор скорости набегающего потока) *не совпадает* со связанной продольной осью самолета Ox . Положение самолета относительно вектора скорости определяется углами между осями связанной Ox и скоростной Ox_z систем координат. Положение самолета относительно вектора скорости набегающего потока определяется углом атаки α и углом скольжения β .

Угол атаки α называется углом между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии самолета Oxy и продольной осью самолета Ox .

Угол скольжения β называется углом между вектором скорости и плоскостью симметрии самолета Oxy .

Положение самолета относительно Земли определяется углами тангажа ϑ , крена γ и рыскания ψ .

Угол тангажа ϑ – это угол между продольной осью самолета Ox и местной горизонтальной плоскостью. Угол тангажа положителен, когда продольная ось находится выше горизонтальной плоскости.

Угол крена γ – это угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью. Угол крена положителен при накренивании самолета вправо.

Угол рыскания ψ – это угол между проекцией оси Ox на горизонтальную плоскость и некоторым направлением, условно принятым за начальное. Угол рыскания положителен при развороте влево.

6. Силы и моменты, действующие на летательный аппарат в полете.

Общая характеристика сил и моментов.

Задача 6

$$\vec{F}_{\text{тр}} = -f \frac{\vec{r} \cdot \vec{m}}{r^2} = \frac{f}{r^2} \vec{r}$$

вектор, направленный

$$R_{\theta} \approx 6370$$

$$\varphi = [-90; 90]$$

$$\lambda = [+180; 180]$$

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

$$\begin{cases} G_x = -G \sin \varphi \\ G_y = -G \cos \varphi \sin \delta \\ G_z = -G \cos \varphi \cos \delta \end{cases}$$

вектор, направленный в точку центра масс

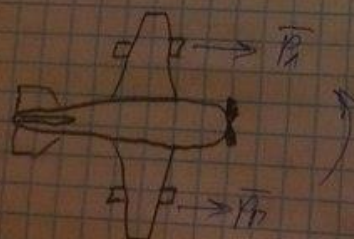
$$\vec{P} = \sum \vec{P}_i$$

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

$$P_z = 0$$

$$P_x = P \cos \varphi_p$$

$$P_y = P \sin \varphi_p$$



$$|P_1| \neq |P_2|$$

$$M_{p0} = \Delta P \cdot S_p$$

$$M_{p0} = P \cdot l_p$$

$$\Delta P = P_0 - P_1$$

$$S = f_p(H)$$

$$P = f_p(H, \sigma_0, t, \sigma_2, \dots)$$

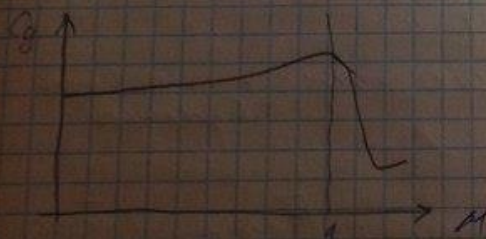
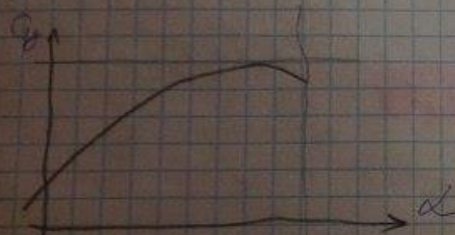
$$M_p = f_p(H, \sigma_0, t, \sigma_2, \dots)$$

На сегодняшний день для создания тэма на 1А реализованы 2 физических принципа в виде:

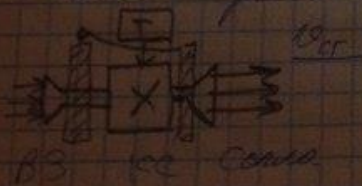
1. Викториаторной группы (соединение

в создании реактивной тэма

Работа викиа аналогична работе криво в потоке воздуха.



Для реактивной струны



$$p \sim (V_{1A} - V_{1B})$$

на $H > H_{кн}$, $t \approx -60^\circ C$.

~~Видео~~

Аэродинамическая сила и аэродинамический момент.

$$\vec{R} = \vec{X} + \vec{Y} + \vec{Z} = \vec{R}_x + \vec{R}_y + \vec{R}_z \quad \text{св. ак.}$$

$$M_R = M_{Rx} + M_{Ry} + M_{Rz}$$

M_{Rx} - момент крена

M_{Ry} - момент рыскания

M_{Rz} - момент тангажа

→ скоростная СК

R_x - продольная аэродинамическая сила

R_y - поперечная сила - " "

R_z - поперечная - " "

Задача 7

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

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

$$M_R = m_R \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \cdot l$$

приведенная площадь = $S_{пр}$

$$M_{Rz} = m_{Rz} \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \cdot S \cdot b$$

$$R_{tot} = R_{проток} + R_{упругая} + R_{всп. сеп.} + R_{всп. вихревая} + R_{проф. сил. м.б.}$$

$$R = f_1(V, H)$$

$$M_R = f_2(V, H)$$

$$M_{Rx}, M_{Ry} \begin{Bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{Bmatrix}$$

- аэродинамические коэффициенты

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

8. Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.

Уравнения кинематики движения ЛА:

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

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

$$\omega_x = \dot{\vartheta} + \dot{\psi} \cdot \sin \vartheta$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \cdot \sin \gamma$$

$$\omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma$$

$$\left. \begin{array}{l} \vartheta \\ \psi \\ \gamma \end{array} \right\} \text{ малы} \Rightarrow \begin{array}{l} \omega_x \approx \dot{\vartheta} \\ \omega_y \approx \dot{\psi} \\ \omega_z \approx \dot{\vartheta} \end{array}$$

- 9. Система динамических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов (при условии $m=\text{const}$).**
- 10. Модель фигуры и форма Земли. Гравитационное поле Земли. Сила тяжести.**
- 11. Системы координат используемые для описания движения летательного аппарата.**
- 12. Общая формулировка задачи наведения, этапы решения задачи наведения летательных аппаратов.**

$$t_n (\text{positive}) = -$$

$$t_{n-p} = -$$

Вариант в виде $3/2$.

Вариант - другая часть.

Целевая функция \rightarrow минимизируемая функция.

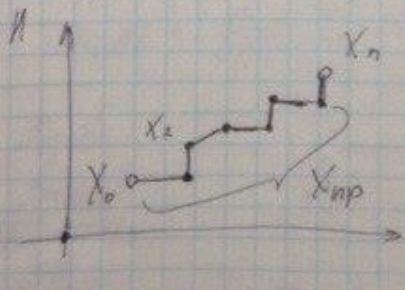
График, при котором достигается минимальное значение функции, называется оптимальным. Это решение называется оптимальным. Это решение называется оптимальным. Это решение называется оптимальным.

$$M-g \text{ в } 1/2$$

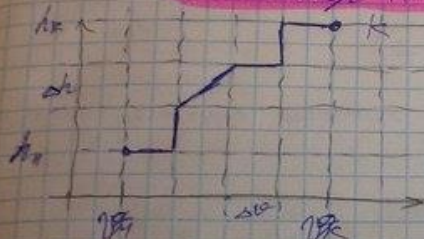
В результате решения задачи оптимальное решение будет получено не в виде одного из значений функций графика, а в виде оптимального решения.

Примечание, если в задаче есть несколько вариантов, то оптимальное решение будет получено не в виде одного из значений функций графика, а в виде оптимального решения.

$$X_{ij} \in \{X_0, X_1, \dots, X_n\}$$



Задача II



$$J = \min \int_0^T F(t, x) dt$$

$$\Delta t_p =$$

$$\Delta t_n =$$

$$\Delta t_{n-p} =$$

Управление, при котором достигается экстремум целевой функции, наз. оптимальным упр. Задача оптимальной управления отно. к классу задач на экстремум экстремум μ и. Дать оценку методов динамич. программирования.

Базой для решения этой задачи является СВЧ, описывающая движение μ .

Также условием явл. то, что процесс движется на неск. этапов.

Эта Многоэтапный процесс можно регулировать, т.е. вводя в этот процесс принятая определенное решение, как влияет на результат конкретный этап и всего процесса в целом.

Регулирование всего процесса в целом реализуется посредством управления на отдельных этапах.

Вопросы и

+ 1. Классиф. технич.

+ 2. Общ.

+ 3. С.

4.

$$T = \min \int_0^T F(V, X) dt \approx$$

$$\approx \min \sum F(V, X, \Delta t)$$

Δt — это почти одно и то же

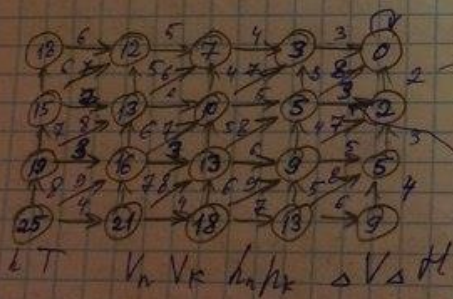
$$T = \sum_{i=1}^n \Delta t(V_i, X_i)$$

$$\Delta t_1 + \dots + \Delta t_2 + \dots + \Delta t_n =$$

$$= \Delta t_1 + \min \sum_{i=2}^n \Delta t(V_i, X_i) =$$

$$= \Delta t_1 + \Delta t_2 + \min \sum_{i=3}^n \Delta t(V_i, X_i)$$

Динамическое программирование — метод оптимального решения предполагающих использование многошагового процесса. Основой метода служат принципы оптимальности, подтверждающие, что какой бы ни был путь в достигнутую некоторой системой, обладающую решениями для всех принадлежностей оптимального программирования для оставшейся части пути.



то направление означают найденное по формулам время

приоритетное направление.

$T, V_n, V_n, V_n, V_n, \Delta V, \Delta H$

→ n узловых точек по горизонтали

k узл точек по вертикали.

Δt_p
 Δt_n
 Δt_{n-p} } расчётные модули.

При построении траектории баллистический ракет отн нв Земли первоначально может перейти от отн движения ракеты к её абс движению, т.е. учесть вращение Земли. При этом учёт не-
обходимо проводить не только для движения самой ракеты, но и для прицельной цели на нв Земли.

За короткое время, как можно достигнуть неск десятков минут, цель вблизи с вращением Земли, сдвину на указанных расстояниях в географическом смысле быть корректной.

13. Ограничения, накладываемые на движение летательных аппаратов.

Понятие перегрузки. Влияние различных перегрузок.

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

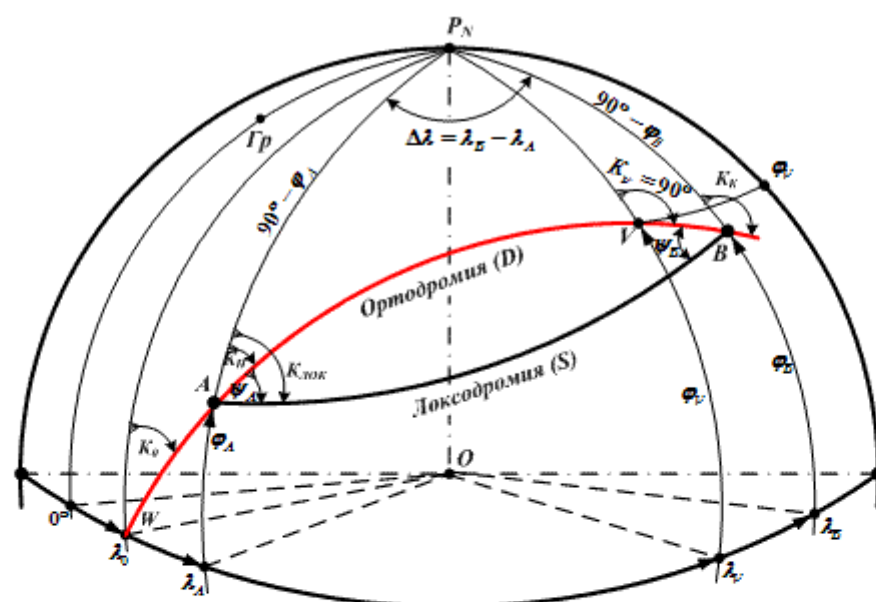
15. Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.

Локсодромией, или кривой равных путевых углов, называется линия, пересекающая меридианы под одинаковыми углами.

На поверхности земного шара локсодромия имеет вид пространственной спирали, с каждым оборотом вокруг земного шара асимптотически приближающейся к полюсу.

Кроме частных случаев, когда локсодромия и ортодромия совпадают (полет по меридиану или экватору), локсодромия длиннее ортодромии и обращена выпуклостью всегда к экватору.

Максимальное увеличение пути при полете по локсодромии, в сравнении с полетом по ортодромии, в зависимости от разности долгот ИПМ и КПМ ($\lambda_2 - \lambda_1$), и значение широты, при которой увеличение пути максимально.



Ортодромией называется линия кратчайшего расстояния между двумя точками на земной поверхности. Ортодромия является дугой большого круга, плоскость которого проходит через центр земного шара и две заданные точки на поверхности земного шара. Меридианы являются ортодромиями, соединяющими северный и южный географические полюса, — это частные случаи ортодромии. В общем случае ортодромия пересекает меридианы под различными, неравными между собой углами.

Опорный меридиан (ОМ) — меридиан, проходящий через начальную точку ортодромии участка. Расчеты или измерения ортодромического направления полета самолета выполняют от опорного меридиана.

16. Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

Типовые профили полета

НИЛ САПР-Д

Существуют два основных типа профиля пролета. Профиль считается простым, если самолет набирает заданную высоту, совершает на ней полет до заданного пункта, а затем снижается и производит посадку, и переменным, если высота полета в пути меняется один или несколько раз.

Любой профиль полета можно представить как последовательность характерных участков, режимы полета на которых резко отличаются один от другого. Например, при обычном перелете из одной точки в другую таких участков получается всего три: набор высоты, крейсерский режим (горизонтальный полет или полет с постепенным на-бором высоты за счет выработки топлива) и снижение (рисунок 1, а). В других случаях по тактическим соображениям профиль полета может иметь другую, более сложную конфигурацию (рисунок 1, б, в).

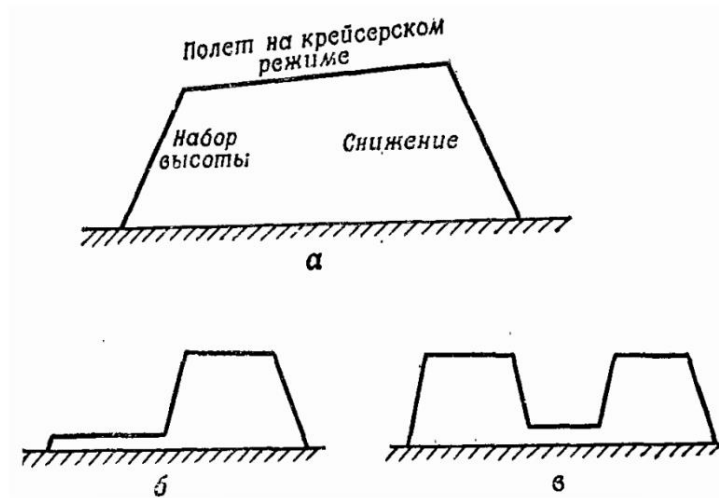


Рисунок 1 – Варианты профилей полета

Однако во всех случаях будут иметь место именно три указанных характерных участка, из которых может быть набран любой профиль полета. Далее проанализируем каждый из этих характерных участков.

Взлет и набор высоты

Каждый полет начинается со взлета. Взлет представляет собой один из видов неустановившегося полета. Взлет самолета может быть с разбегом или вертикальным. Большинство современных самолетов способно совершать взлет лишь с разбегом. В случае вертикального взлета самолет должен иметь силовую установку, которая создавала бы тягу (вертикальную силу), превышающую вес самолета.

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты 25 м. Нормальный взлет состоит из трех этапов (Рисунок 2): разбега, отрыва и разгона с подъемом.



Рисунок 2 – Профиль взлета самолета

Разбег - это начальный период взлета, представляющий собой ускоренное движение самолета по земле, необходимое для приобретения такой скорости, при которой крыло создает подъемную силу, способную оторвать самолет от земли.

Момент отделения самолета от земли называется отрывом. Подъемная сила самолета становится несколько больше силы веса, и самолет, оторвавшись от земли, продолжает разгон скорости и переходит в набор высоты.

Набором высоты называется полет по наклонной траектории с увеличением высоты полета. Набор высоты осуществляется после взлета до высоты круга ($H = 400 \text{ м}$) и далее от высоты круга до высоты заданного эшелона полета по маршруту. Наиболее продолжительным участком траектории набора является набор высоты от высоты круга до высоты эшелона полета по маршруту. В процессе набора высоты осуществляется разгон самолета до заданной скорости полета по маршруту.

Горизонтальный полет

Основная часть полета самолета происходит при горизонтальном полете на крейсерском режиме. Максимальная дальность полета достигается при полете на высотах, близких к практическому потолку, который при прочих равных условиях определяется полетным весом самолета.

Так как вес самолета в полете уменьшается, то практический потолок самолета увеличивается, километровый расход топлива уменьшается пропорционально полетному весу. Таким образом, по мере выгорания топлива возможно постоянно увеличивать высоту полета и уменьшать

километровые расходы топлива, что в конечном итоге увеличивает практическую дальность полета.

Полет с постепенным набором высоты для достижения минимальных километровых расходов топлива и максимальной дальности называется полетом «по потолкам» (Рисунок 3).

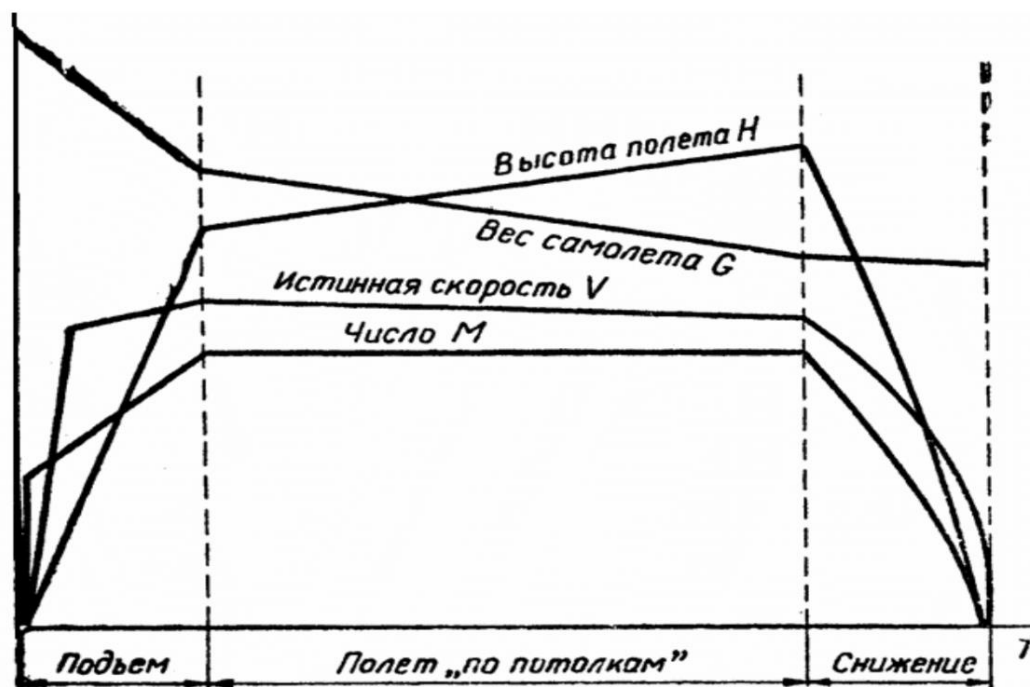


Рисунок 3 – Полет «по потолкам»

Снижение и посадка

Снижение полет самолета по наклонной траектории с работающими двигателями с потерей высоты. Наиболее продолжительным участком является снижение с высоты эшелона до высоты круга. С высоты круга самолет снижается до ВПП. В процессе снижения скорость самолета изменяется (увеличивается и уменьшается в зависимости от программы снижения), скорость полета самолета на высоте круга, а более посадочная скорость меньше скорости полета по маршруту. Сравнительно небольшие наборы высоты и снижения выполняются смене эшелонов полета

Посадка является завершающим этапом полёта и представляет собой замедленное движение самолета с высоты 25 м до полной остановки после пробега по земле. Посадка самолета, как правило, состоит из следующих этапов (Рисунок 4):

- планирования (снижения);
- выравнивания;
- выдерживания;
- приземления;

- пробега.



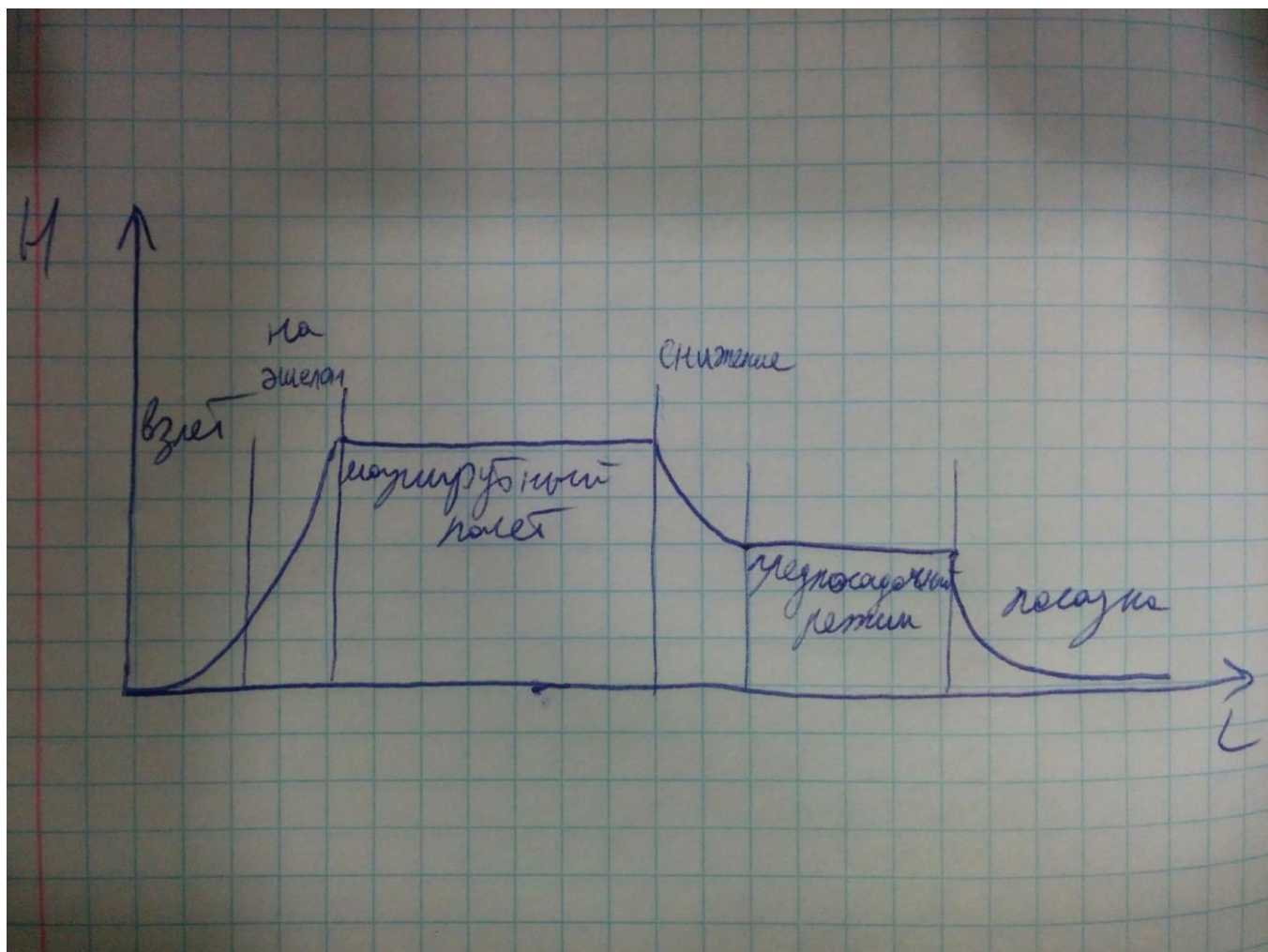
Рисунок 4 – Профиль посадки самолета

Предпосадочное планирование выполняется с выпущенными шасси и закрылками (щитками), поэтому аэродинамическое качество невелико. Угол планирования и вертикальная скорость при этом значительно увеличиваются, что усложняет технику выполнения выравнивания. Выравнивание представляет собой процесс перехода от прямолинейного равномерного снижения к траектории горизонтального полета в конце выравнивания. При подходе к высоте начала выравнивания летчик, отклоняя ручку управления на себя, увеличивает угол атаки самолета, создавая тем самым дополнительную подъемную силу, которая искривляет траекторию.

Выдерживание производится для уменьшения скорости до посадочной и представляет собой торможение самолета в горизонтальном полете. При этом самолет летит горизонтально, а скорость полета уменьшается из-за лобового сопротивления.

Пробег самолета является заключительным этапом посадки. После касания земли самолет совершает пробег на основных колесах шасси (для самолетов с носовым колесом), после чего летчик плавно опускает носовое колесо и начинает торможение основных колес.

Профили полета самолёта сильно зависят от самого типа самолета и характеристики его летного задания. Далее по тексту рассмотрены наиболее типовые профили как гражданских, так и разных видов военных самолетов.



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

Минусе израсходуем гл-а Равн на равн.

Красивые раковины и их ядра, аммониты, расколотые ядра

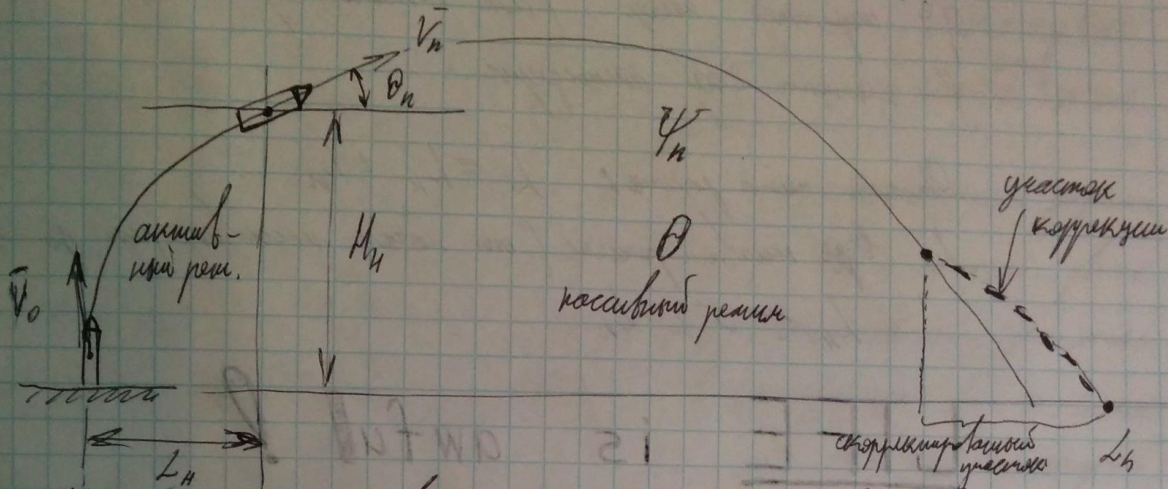
Анализ уаиане : раена запасае аиеиния-уо и юнну-уо
дрине од д-се сие тии , воеинина аюдане оии и сиз зориче и
На юоруи енае раена др-се од д-се сие тии .

Ростовые участки \Rightarrow Лакмисингский.

Собр. Лав. росла в. около 3-го устья, близ с. реки по
полюс показана. На 3-м гр. при бере Бакан. сел. г. амурск.
Лав. в. ур-ва. агрономическим (Лав.), как все Лав. в. с. ур-ва.

Лекция № 12.

29.04.16



Конечная точка активного участка траектории дается в виде параметров:

модуль скорости $|V_H|$;
 угол по наклона θ_H ;
 азимутальный угол ψ_H .

Обычно дается также радиус кривизны R . Значит, все параметры даны на момент окончания активного участка. Активный участок — участок, на котором дается радиус кривизны за счет джетов.

$H_H, L_H \rightarrow$ параметры начального участка, с которыми начнется радиус кривизны. дается радиус кривизны.

18. Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости.

29.04

Лекция 29.04

1
ПАИТраектория баллистической ракеты

В кон. точке активного участка траектории движ. баллист. ракетой хар-ся след. параметрами: $|V_n|$ - скорость конца АУ и начала ПУ

При этом общая дальность полета ракетой вдоль пов-ти Земли окр-ся всей совокупностью пар-ров движения на момент окончания АУ.

Точно также как и для ЛА типа самолет, для ракет также рассматривается 2 части траектории

- 1) По пов-ти Земли
- 2) Пл-ть стрельбы (⊥ пов-ти Земли)

2 этапа

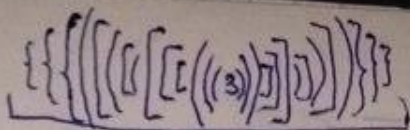
- АУ траектории
- ПУ траектории

t, c	0	30	48	75	100	139
H, m	0	1304	3719	10973	23165	56388
$V, m/c$	0	78	184	392	7,32	1707
M	0	0,23	0,57	1,26	2,41	5,01
θ	90	89	87	68	57,2	46
$q, H/m^2$	0	3382	14355	27992	14355	574
$g, m/c^2$	9,81	9,8	9,79	9,77	9,73	9,65
$S, m^2/s$	1,225	1,111	0,82	0,36	0,047	10^{-3}

Табл. характ-иса характер полета на АУ.
Ракета Авангард.

$$L = L_n + L_n \sim 5\% L$$

При дальности полета баллистической ракеты менее 500 км. допустимо считать, что земная пов-ть явл-ся плоской, а



29.04

Траекторное поле - плоско-параллельное
и ускорение свободного падения практически
независит от высоты полета

(21)
ПАИ

Если мы рассматриваем задачу (плоскую),
то $\begin{cases} \ddot{x} = 0 \\ \ddot{y} = -g \end{cases}$ $\begin{cases} \dot{x} = V_H \cos \theta \\ \dot{y} = V_H \sin \theta - gt \end{cases}$ ^{корректи}
_{ускорения} _{скорости}

$$\begin{cases} x = V_H \cos \theta_H \cdot t \\ y = V_H \sin \theta_H \cdot t - \frac{gt^2}{2} \end{cases}$$

_{координаты}

$$H_{\max} = H_H = \frac{V_H^2 \sin^2 \theta_H}{2g}$$

$$L_H = L_H + \frac{V_H \cos \theta_H}{g} [V_H \sin \theta_H + \sqrt{2H_H g + V_H^2 \sin^2 \theta_H}]$$

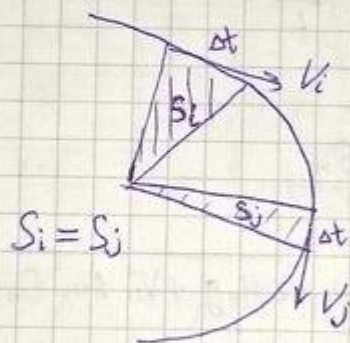
$$\tan \theta_L = \frac{V_y}{V_x} = \frac{V_H \sin \theta_H - gt}{V_H \cos \theta_H}$$

$$\theta_H \approx 45^\circ$$

Успех движ. дальн. ракет дального
радиуса действия на ПУ траектории явл-ся
частным случаем задачи 2^х тел из классич.

небесной механики. Т.е. по движению тел в центральном гравитационном поле Земли. При этом траектория движения ^{усл-ва} будет явл-ся ^{кривой} ~~траекторией~~ 2-го порядка, в частном случае эллиптической траекторией.

3-й Кеплера:



$$|\vec{v}_i| > |\vec{v}_j|$$

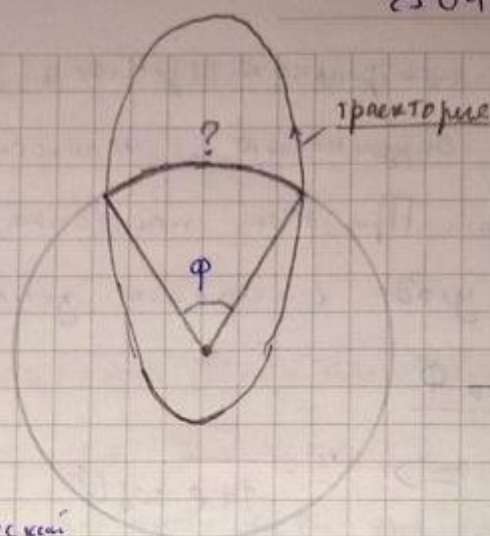
$$|\vec{v}_i| < |\vec{v}_j|$$

$$S_i = S_j$$

При рассмотрении движения ракет, от ДСК \Rightarrow в полярной СК.

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \psi}$$

23.04

В
ПАМ

$$V_H = \frac{\text{энергетический пар-р}}{\mu} = \frac{z_H V_H^2}{\mu} = \frac{2 P_{кз}}{P_{нз}} = \frac{2 \frac{m V^2}{2}}{m g(V_0)}$$

$$\mu = f M_\oplus$$

$$e = \frac{c}{a}$$

$$\left. \begin{array}{l} 0 < V_H < 2 \\ 0 < e < 1 \end{array} \right\} \text{ эллипс}$$

$$\left. \begin{array}{l} V_H = 1 \\ e = 0 \end{array} \right\} \text{ окружность}$$

$$\left. \begin{array}{l} e > 1 \\ V_H > 2 \end{array} \right\} \text{ гипербола}$$

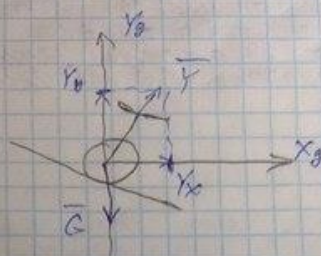
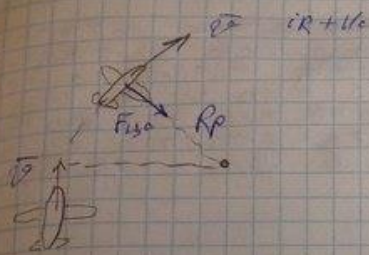
Траектория баллистической ракеты — дуга эллипса расположенная в области апологея (вершина траектории наиб. удаленной от центра земли, находящийся в фокусе эллипса). Возможные траектории свобод.

полета в центральном гравитационном поле Земли и др. окружностью, эллипсом или гиперболой. При этом последняя траектория. Траектория ухода с орбиты Земли.

$$\underline{L_h \approx R_0 \Phi}$$

$$V \approx \frac{\Phi}{2} \Rightarrow r = \frac{p}{1 + e \cos V}$$

19. Особенности траекторий полетов баллистических ракет вдоль поверхности Земли.



$$\begin{cases} mg = Y \cos \gamma \\ Y \sin \gamma = m \frac{v^2}{R_p} \end{cases}$$

$$R_p = \frac{v^2}{g \tan \gamma}$$

$$\gamma_R = 3\pi/2 - 3\pi/4$$

ЛОКСОДРОМНА

Движение по локсодроме и сп при передвижении на небольшие расстояния $L < 500 \text{ км}$.

ОРТОДРОМНА — кратчайшая линия между 2 точками на Пв вращении.

Типовые траектории движения баллистической ракеты


Траектория баллистической ракеты состоит из 2 осн. частей:

1. Активный участок траектории, на котором ракета работает под действием силы тяги, а также воспринимает аэродинамическую и силу тяжести.
2. Здесь ракета движется под действием силы тяжести (пассивный / баллистический этап).

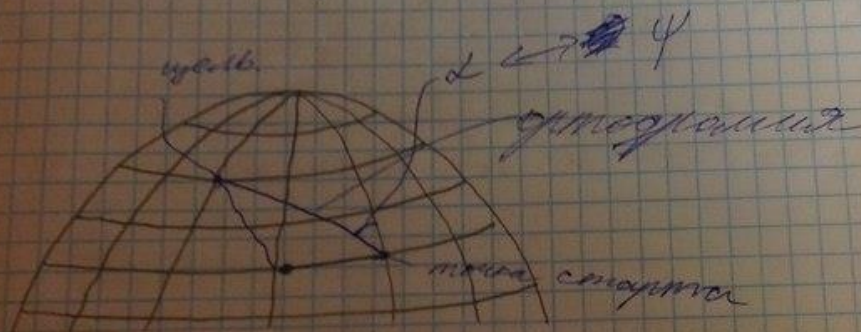
$$\text{to } \frac{e}{2} = \frac{v_0 \sin \theta_0 + \cos \theta_0}{1 - v_0 \cos^2 \theta_0}$$

$$15\% = L_e + H_e$$

$R_0 - R_{\text{земли}}$



φ ≈ 2.10°

[illegible]

$$\operatorname{ctg} \alpha = \frac{\cos \varphi_1 \operatorname{tg} \varphi_2}{\sin (\alpha_2 - \alpha_1)} - \sin \varphi_1 \operatorname{ctg} (\alpha_2 - \alpha_1)$$

$$\Omega_{\oplus} = 15^\circ/\text{sec}$$

$$L_4 = \Omega \otimes T \otimes R \cos \varphi_2$$

$$\varphi_2 = 60^\circ$$

$$T_n = 30'$$

$L_4 \approx 65 \text{ км}$

При построении траектории баллистической ракеты от пв Земли первоначально ракете к её ас движению, т.е. фронт вращения Земли. При этом учёт не только для движения самой ракеты, но и для пояснения цели на пв Земли.

За короткое время, как можно достигнуть неск десятков миль, цель вблизи с вращающейся Землей, следовательно \Rightarrow её координаты в субординатах должны быть скорректированы.

20. Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.

Задача наведения ракеты на цель, заключающаяся в обеспечении сближении ракеты с целью и, в конечном счете, в совмещении их координат, решается с помощью различных методов наведения, определяющих требуемый закон движения ракеты или, по-другому, кинематическую (опорную) траекторию наведения ракеты. Метод наведения определяет характер траектории движения ракеты, потребные перегрузки ракеты, функциональную схему системы наведения и ее аппаратный состав, а также точность наведения ракеты на цель.

Известен способ наведения ракеты, при котором в течение всего времени управляемого полета к цели ракету удерживают на линии визирования цели (ЛВЦ) ([1], Ф.К.Неупокоев. Стрельба зенитными ракетами. - М.: Военное издательство, 1991, стр.76-78). Кинематическая траектория наведения ракеты задается методом наведения, определяемым при этом способе наведения заданием в каждой плоскости наведения уравнения связи вида

$$\varphi_k = \varphi_c, \quad (1)$$

где φ_c - угловая координата цели (угловое положение ЛВЦ);

φ_k - требуемая (кинематическая) угловая координата ракеты.

Такой метод наведения, называемый методом совмещения трех точек, обладает недостатками, ограничивающими его применение при стрельбе ракетой по подвижным целям. Это связано с тем, что задаваемая этим методом опорная траектория наведения ракеты имеет большую кривизну и для движения по ней ракета должна иметь относительно большие располагаемые нормальные перегрузки, существенно зависящие от скорости движения цели, высоты ее полета и ускорения, что предопределяет также значительные динамические ошибки в контуре управления ракетой.

Наиболее близким к предлагаемому является способ наведения ракеты, включающий измерение координат цели и ракеты и угловое смещение кинематической траектории наведения ракеты относительно ЛВЦ в плоскости наведения, которое формируют пропорционально параметру метода наведения и текущей разности дальностей до цели и ракеты ([1], стр.66-67, стр.85-90).

Кинематическая траектория наведения ракеты при этом способе определяется методом наведения, задаваемым в каждой плоскости наведения уравнением связи вида

$$\varphi_k = \varphi_c + A \Delta r, \quad (2)$$

где A - параметр метода наведения;

$\Delta r = r_c - r_p$ - разность дальностей до цели r_c и ракеты r_p .

Такой метод наведения называется методом наведения с упреждением (или методом спрямления траектории), при котором угловое смещение кинематической траектории наведения ракеты относительно ЛВЦ формируют в виде текущего значения угла упреждения $\varphi_{упр}$, равного

$$\varphi_{упр} = A \Delta r, \quad (3)$$

где параметр метода наведения A определяют по соотношению

$$A = -m \frac{\dot{\varphi}_c}{\dot{\Delta r}}, \quad (4)$$

где m - коэффициент спрямления;

$\dot{\varphi}_c$ - угловая скорость ЛВЦ (цели);

$\dot{\Delta r}$ - скорость изменения разности дальностей до цели и ракеты.

Параметр метода наведения вида (4) в известном способе получен исходя из обеспечения условия сведения к нулю угловой скорости кинематической траектории наведения в точке встречи ракеты с целью (при $r_p = r_c$), т.е. в момент встречи ракеты с целью выполняется условие

$$\dot{\varphi}_k = 0. \quad (5)$$

21. Пилотажно-навигационный комплекс – назначение, состав, функциональная схема, предназначение отдельных подсистем.

Тема 1. САУ ЛА и АП в составе оборудования современного самолета

Пилотажно-навигационный комплекс, функции, состав ПНК

Автомат ЛА, назначение и основные функции АП

Агрегатная блок-схема АП

Схема (принципы) формирования управляющих сигналов канала АП

Важно представить, какое место занимает САУ ЛА и АП в составе оборудования современного самолета. Пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает решение двух групп задач: (1) навигация и (2) управление ЛА (задача 1: где находимся, куда движемся, как проложить траекторию полета, задача 2: как управлять движением, куда перемещать органы управления).

Пилотажно-навигационный комплекс, функции, состав

ПНК включает в свой состав ряд систем, объединенных в единый комплекс, и в том числе системы, обеспечивающие решение навигационных задач и управление полетом, рис. 3.

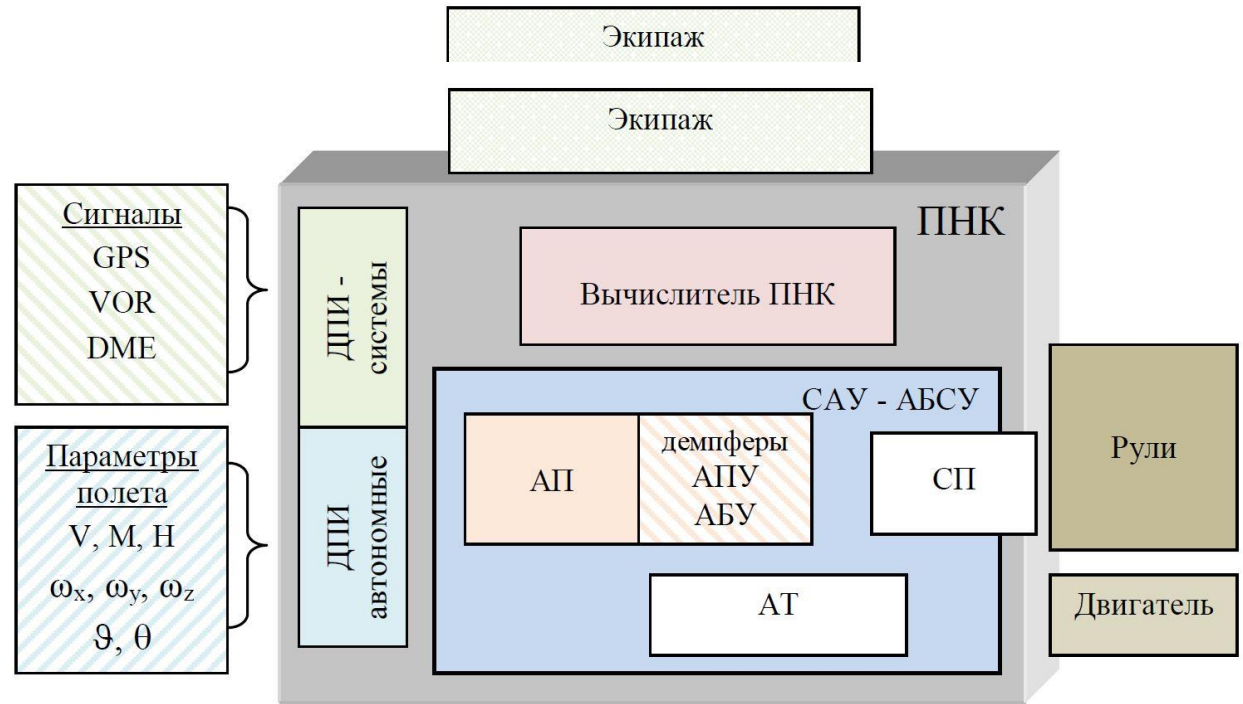


Рис. 3. Состав ПНК

ДПИ – датчики первичной информации.

Для передачи, отображения параметров полета и обмена информацией комплекс содержит многочисленные устройства и линии связи, которые на рисунке не показаны.

Вычислители, центральный и распределенные.

Средства контроля, включая специальные датчики и алгоритмы обработки информации.

Современный ПНК обеспечивает автоматическое и полуавтоматическое (директорное) управление от взлета до посадки, включая ведение по маршруты (заданной пространственно-временной траектории) в любых метеоусловиях.

Вычислитель, входящий в состав ПНК решает навигационные задачи:

- расчет параметров заданного маршрута;
- расчет параметров перехода на очередной этап маршрута, формирование данных для маневрирования (полет через контрольные точки, смена эшелона, следование рельефу, заход на посадку);
- определение вектора навигационных параметров движения ЛА;
- комплексная обработка навигационно-пилотажной информации, в том числе функции контроля и предупреждения нештатных ситуаций;
- расчет управляющих параметров, обеспечивающих полет по линии заданного пути;
- индикация пилотажно-навигационных параметров, элементов навигационной обстановки.

тема_00-Введение.doc - - 4 -

САУ, входящая в состав ПНК, обеспечивает пилотирование, т.е. управление траекторным движением – при взлете, наборе высоты, полете по заданному маршруту, в режиме предпосадочного маневрирования, заходе на посадку и посадке. Могут решаться специальные задачи, например автоматизация группового полета ЛА.

Состав и структура ПНК и САУ, а также ДПИ и других систем определяются назначением и требованиями к тактико-техническим характеристикам (ТТХ) конкретного ЛА.

22. 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 интегрирования/анализа 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



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.



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.

23. Автономные датчики первичной информации о полете летательного аппарата.

ДПИ – система датчиков первичной информации (V, Н, углы, угловые скорости, перегрузка и др.).

Датчики – источники первичной информации. Классификация датчиков. Виды и типы датчиков.

В системах автоматики датчик предназначен для преобразования контролируемой или регулируемой величины (параметра регулируемого объекта) в выходной сигнал, более удобный для дальнейшего движения информации. Поэтому датчик нередко называют преобразователем, хотя этот термин является слишком общим, так как любой элемент автоматики и телемеханики, имея вход и выход, является в той или иной мере преобразователем.

В простейшем случае датчик осуществляет только одно преобразование $Y=f(X)$, как, например, силы в перемещении (в пружине), или температуры в электродвижущую силу (в термоэлементе) и т.п. Такой вид датчиков называют *датчики с непосредственным преобразованием*. Однако в ряде случаев не удастся непосредственно оказать воздействие входной величины X на необходимую входную величину U (если такая связь неудобна или она не дает желаемых качеств). В этом случае осуществляют последовательные преобразования: входной величиной X воздействуют на промежуточную Z , а величиной Z - на необходимую величину Y :

$$Z=f_1(X); Y=f_2(Z)$$

В результате получается функция, связывающая X с Y :

$$Y=f_2[f_1(X)]=F(X).$$

Число таких последовательных преобразований может быть и больше двух, и в общем

Число таких последовательных преобразований может быть и больше двух, и в общем случае функциональная связь Y с X может проходить через ряд промежуточных величин:

$$Y = f_n \{ \dots [f_2(f_1(X))] \} = F(X).$$

Датчики, имеющие такие зависимости, называются *датчиками с последовательным преобразованием*. Все остальные части называются *промежуточными органами*. В датчике с двумя преобразованиями промежуточные органы отсутствуют, в нем имеются только воспринимающий и исполнительный органы. Нередко один и тот же конструктивный элемент выполняет функции нескольких органов. Например, упругая мембрана выполняет функцию воспринимающего органа (преобразование давления в силу) и функцию исполнительного органа (преобразование силы в перемещение).

Классификация датчиков.

Исключительное многообразие датчиков, применяемое в современной автоматике, вызывает необходимость их классификации. В настоящее время известны следующие типы датчиков, которые наиболее целесообразно классифицировать по входной величине, практически соответствующей принципу действия:

Наименование датчика	Входная величина
Механический	Перемещение твердого тела
Электрический	Электрическая величина
Гидравлический	Перемещение жидкости
Пневматический	Перемещение газа
Термический	Теплота
Оптический	Световая величина

соответствующей принципу действия.

Наименование датчика	Входная величина
Механический	Перемещение твердого тела
Электрический	Электрическая величина
Гидравлический	Перемещение жидкости
Пневматический	Перемещение газа
Термический	Теплота
Оптический	Световая величина
Акустический	Звуковая величина
Радиоволновой	Радиоволны
Ядерный	Ядерные излучения

Здесь рассматриваются наиболее распространенные датчики, у которых хотя бы одна из величин (входная или выходная) – электрическая.

Датчики различают также по диапазону изменения входного сигнала. Например, одни электрические датчики температуры предназначены для измерения температуры от 0 до 100°C, а другие – от 0 до 1600°C. Очень важно, чтобы диапазон изменения выходного сигнала был при этом одинаков (унифицирован) для разных приборов. Унификация выходных сигналов датчиков позволяет использовать общие усилительные и исполнительные элементы для самых разных систем автоматики.

Электрические датчики относятся к наиболее важным элементам систем автоматики. С помощью датчиков контролируемая или регулируемая величина преобразуется в сигнал, в зависимости от изменения которого и протекает весь процесс регулирования. Наибольшее распространение в автоматике получили датчики с электрическим выходным сигналом. Объясняется это, прежде всего удобством передачи электрического сигнала на расстояние, его обработки и возможностью преобразования электрической энергии в механическую работу. Кроме электрических распространение получили механические, гидравлические и пневматические датчики.

Электрические датчики в зависимости от принципа производимого ими преобразования делятся на два типа – модуляторы и генераторы.

У модуляторов (параметрических датчиков) энергия входа воздействует на вспомогательную электрическую цепь, изменяя ее параметры и модулируя значение и характер тока или напряжения от постороннего источника энергии. Благодаря этому одновременно усиливается сигнал, поступивший на вход датчика. Наличие постороннего источника энергии является обязательным условием работы датчиков – модуляторов.

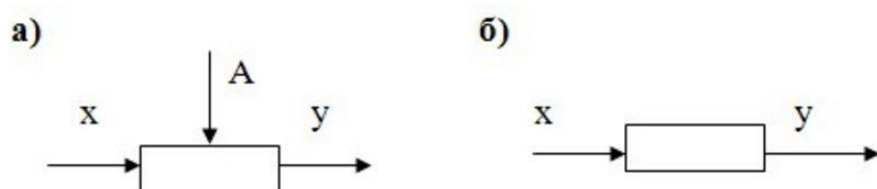


Рис. 1. Функциональные блоки датчика – модулятора (а) и датчика – генератора (б).

Модуляция осуществляется с помощью изменения одного из трех параметров – омического сопротивления, индуктивности, емкости. В соответствии с этим различают группы омических, индуктивных и емкостных датчиков.

Каждая из этих групп может делиться на подгруппы. Так, наиболее обширная группа омических датчиков может быть разделена на подгруппы: тензорезисторы, потенциометры, терморезисторы, фоторезисторы. Ко второй подгруппе относятся варианты индуктивных датчиков, магнитоупругие и трансформаторные. Третья подгруппа объединяет различного типа емкостные датчики.

Второй тип – датчики-генераторы являются просто преобразователями. Они основаны на возникновении электродвижущей силы под влиянием различных процессов, связанных с контролируемой величиной. Возникновение такой электродвижущей силы может происходить, например, вследствие электромагнитной индукции, термоэлектричества, пьезоэлектричества, фотоэлектричества и других явлений, вызывающих разделение электрических зарядов. Соответственно этим явлениям генераторные датчики подразделяются на индукционные, термоэлектрические, пьезоэлектрические и фотоэлектрические. Возможны еще группы электротехнических, электростатических датчиков, датчиков Холла и др.

автоматической системы ввода данных лежит применение датчиков входной информации с последующим преобразованием электрического сигнала в цифровую форму. Так как основные характеристики датчиков являются определяющими для системы сбора данных и систем управления, то они представляют интерес. В соответствии с измеряемым параметром удобно разделить на группы существующие датчики: измерения угловых и линейных величин; усилий, крутящих моментов; давлений, напряжений; параметров движения; измерения температуры.

Угловые размеры чаще всего ограничены 360 угл. град. В зависимости от требуемой точности измерения используют различные принципы построения преобразователей «угол – электрическая величина». Примером подобного типа преобразователей могут служить реостатные и дискретные на основе зубчатых и кодовых дисков с контактным, фотоэлектрическим или индуктивным съёмом информации. Измерение угловых размеров реостатными преобразователя может быть реализовано с погрешностью 0,05-0,03%. Возможность обеспечения большой выходной мощности значительно упрощает построение системы сбора данных. В качестве таких преобразователей применяют проволочные реостатные преобразователи с различным пределом измерения от долей одного оборота до десятков оборотов. Сопротивление преобразователя в зависимости от угла поворота можно записать в виде

$$R_{\alpha} = R_{\max}(\alpha / \alpha_{\max}) = R_{\max} f(\beta) \tag{9.1}$$

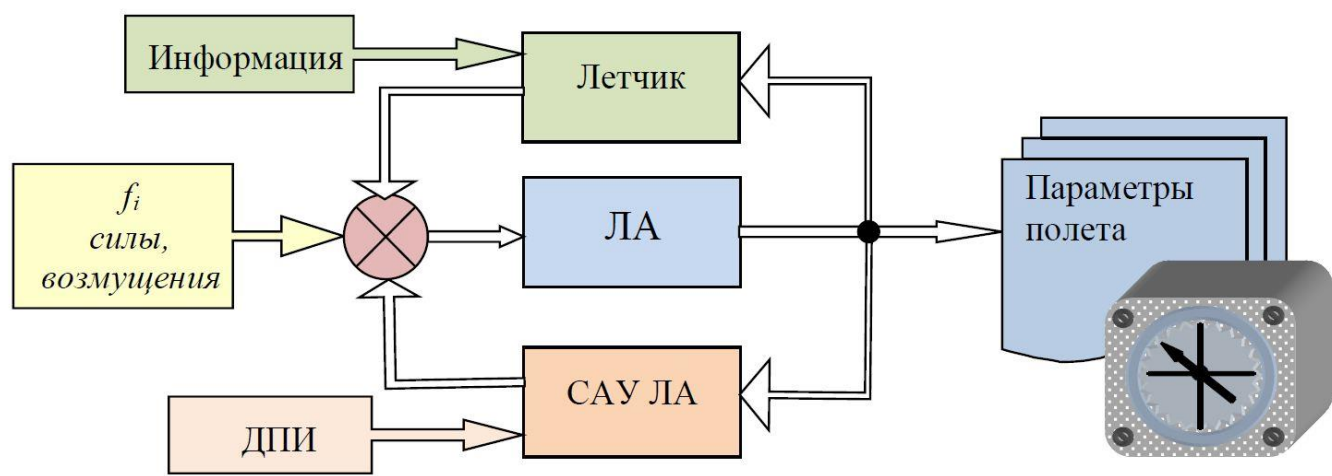


Рис. 2. Схема совмещенного управления ЛА

Для автоматического управления необходимо построить замкнутый контур, рис. 1.

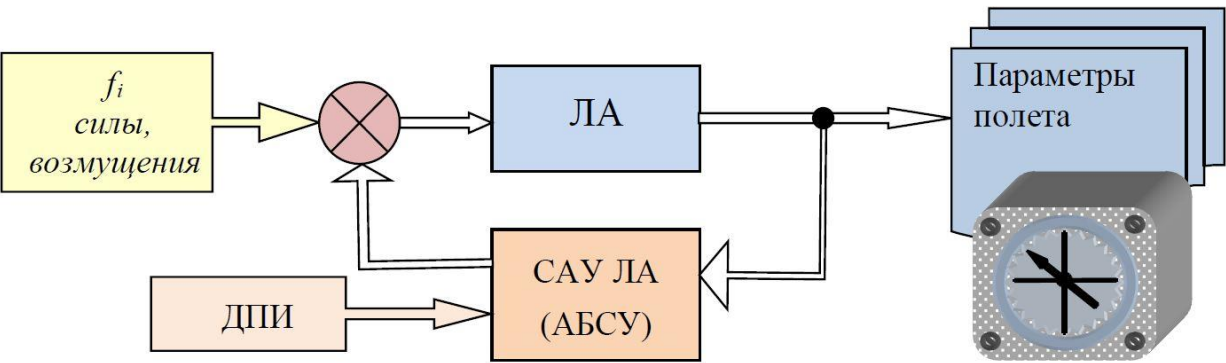


Рис. 1. Схема автоматического управления ЛА

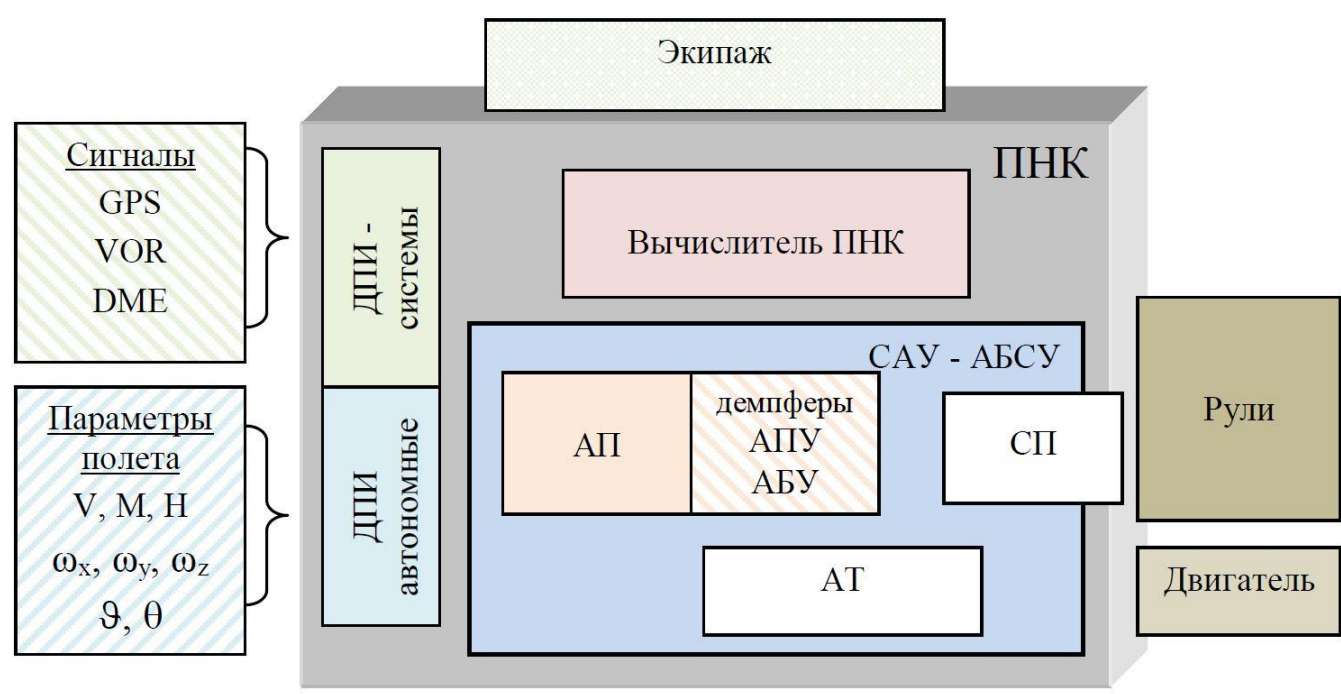


Рис. 3. Состав ПНК

ДПИ – датчики первичной информации.

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



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.

В системах автоматики датчик предназначен для преобразования контролируемой или регулируемой величины (параметра регулируемого объекта) в выходной сигнал, более удобный для дальнейшего движения информации. Поэтому датчик нередко называют преобразователем, хотя этот термин является слишком общим, так как любой элемент автоматики и телемеханики, имея вход и выход, является в той или иной мере преобразователем.

В простейшем случае датчик осуществляет только одно преобразование $Y=f(X)$, как, например, силы в перемещении (в пружине), или температуры в электродвижущую силу (в термоэлементе) и т.п. Такой вид датчиков называют *датчики с непосредственным преобразованием*. Однако в ряде случаев не удается непосредственно оказать воздействие входной величины X на необходимую выходную величину U (если такая связь неудобна или она не дает желаемых качеств). В этом случае осуществляют последовательные преобразования: входной величиной X воздействуют на промежуточную Z , а величиной Z - на необходимую величину Y :

$$Z=f_1(X); \quad Y=f_2(Z)$$

В результате получается функция, связывающая X с Y :

$$Y=f_2[f_1(X)]=F(X).$$

Число таких последовательных преобразований может быть и больше двух, и в общем случае функциональная связь Y с X может проходить через ряд промежуточных величин:

$$Y=fn\{...[f_2(f_1(X))]\}=F(X).$$

Датчики, имеющие такие зависимости, называются *датчиками с последовательным преобразованием*. Все остальные части называются *промежуточными органами*. В датчике с двумя преобразованиями промежуточные органы отсутствуют, в нем имеются только воспринимающий и исполнительный органы. Нередко один и тот же конструктивный элемент выполняет функции нескольких органов. Например, упругая мембрана выполняет функцию воспринимающего органа (преобразование давления в силу) и функцию исполнительного органа (преобразование силы в перемещение).

Классификация датчиков.

Исключительное многообразие датчиков, применяемое в современной автоматике, вызывает необходимость их классификации. В настоящее время известны следующие типы датчиков, которые наиболее целесообразно классифицировать по входной величине, практически соответствующей принципу действия:

Наименование датчика	Входная величина
Механический	Перемещение твердого тела
Электрический	Электрическая величина
Гидравлический	Перемещение жидкости
Пневматический	Перемещение газа
Термический	Теплота
Оптический	Световая величина
Акустический	Звуковая величина
Радиоволновой	Радиоволны
Ядерный	Ядерные излучения

Здесь рассматриваются наиболее распространенные датчики, у которых хотя бы одна из величин (входная или выходная) – электрическая.

Датчики различают также по диапазону изменения входного сигнала. Например, одни электрические датчики температуры предназначены для измерения температуры от 0 до 100°С, а другие – от 0 до 1600°С. Очень важно, чтобы диапазон изменения выходного сигнала был при этом одинаков (унифицирован) для разных приборов. Унификация выходных сигналов датчиков позволяет использовать общие усилительные и исполнительные элементы для самых разных систем автоматики.

Электрические датчики относятся к наиболее важным элементам систем автоматики. С помощью датчиков контролируемая или регулируемая величина преобразуется в сигнал, в зависимости от изменения которого и протекает весь процесс регулирования. Наибольшее распространение в автоматике получили датчики с электрическим выходным сигналом. Объясняется это, прежде всего удобством передачи электрического сигнала на расстояние, его обработки и возможностью преобразования электрической энергии в механическую работу. Кроме электрических распространение получили механические, гидравлические и пневматические датчики.