Вопросы 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.

3. Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.

4. Углы ориентации летательного аппарата относительно потока: а - угол атаки, В - угол скольжения.

5. Угловая ориентация летательных аппаратов в пространстве (углы w - рыскания, 9-тангажа, у - крена). Угловые скорости, описывающие движение.

6. Силы и моменты, действующие на летательных аппаратов в полете.Общая характеристика сил и моментов.

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

8. Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.

9. Система динамических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов (при условии m=const).

10. Модель фигуры м 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.

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.

16. Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

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

18.Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости.

19.Особенности траекторий полетов баллистических ракет вдоль поверхности Земли.

20.Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.

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

22. Метод инерциальной навигации. Элементы инерциальной навигационной системы.

23.Автономные датчики первичной информации о полете летательного аппарата.

24. Алгоритмы работы вычислительного устройства САУ в рамках ПНК.

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

«Принципы автономного наведения» — одна из инженерно-теоретических дисциплин, обеспечивающих подготовку специалистов по приборам и системам ориентации, стабилизации и навигации летательных аппаратов (ЛА), которые классифицируют:

1) по типу создания подъемной силы: самолеты, вертолеты, аппараты, движущиеся на воздушной подушке, крылатые ракеты, космические аппараты и баллистические ракеты;

2) по наличию экипажа на борту: пилотируемые (есть экипаж) и беспилотные (экипажа нет).

Наведение — это управление полетом ЛА, обеспечивающее его вывод с заданной точностью и надежностью в определенную точку пространства или заданное место на поверхности Земли.

В воздухе и космическом пространстве нет заранее проложенных путей, здесь их прокладка совмещена во времени с самим процессом движения. Для этого на пилотируемых ЛА человеку приходится выполнять большой по объему комплекс вычислительно-логических операций по считыванию показаний целого ряда пилотажно-навигационных приборов и систем, а также обрабатывать и обобщать эти показания, принимать решение, способствующее выполнению вывода ЛА в заданную точку пространства или заданное место на Земле.

Но возможности человека ограничены, поэтому процесс наведения ЛА нужно автоматизировать. Для беспилотных ЛА автоматизация процесса пилотирования обязательна. С этой целью разрабатывают бортовые пилотажно-навигационные комплексы (ПНК), представляющие собой совокупность измерительных, вычислительных, управляющих систем и систем отображения информации.

В общем виде движение ЛА описывает некоторая нелинейная система дифференциальных уравнений:

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

Здесь $\bar{X}$ — n-мерный вектор, описывающий «фазовое» состояние, т. е. переменные состояния ЛА (его координаты и скорости); $\bar{U}$ — m-мерная вектор-функция управления (обычно $m < n$); $\bar{\xi}$ — k-мерный вектор возмущений $(k < n)$; t — время.

В соответствии с общей задачей наведения необходимо за время T перевести ЛА из состояния $X(0) = X_0$ в состояние $X(T) = X_T$. Вектор-функция $\bar{U}(t)$ является «свободным», т. е. он находится в распоряжении разработчика ПНК, лица, выбирающего управляющую функцию, которая имеет вид $\bar{U} = f_1(t, \bar{X}, \bar{\xi})$.

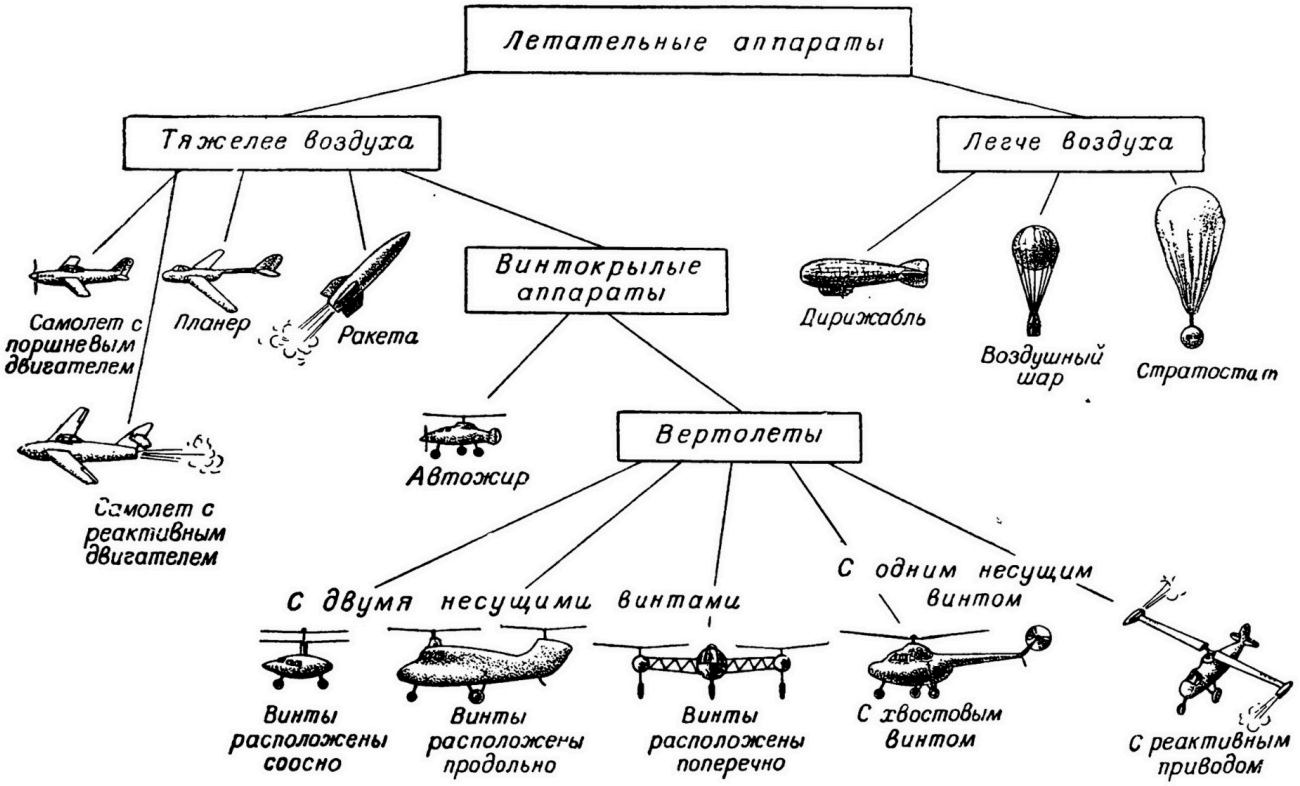
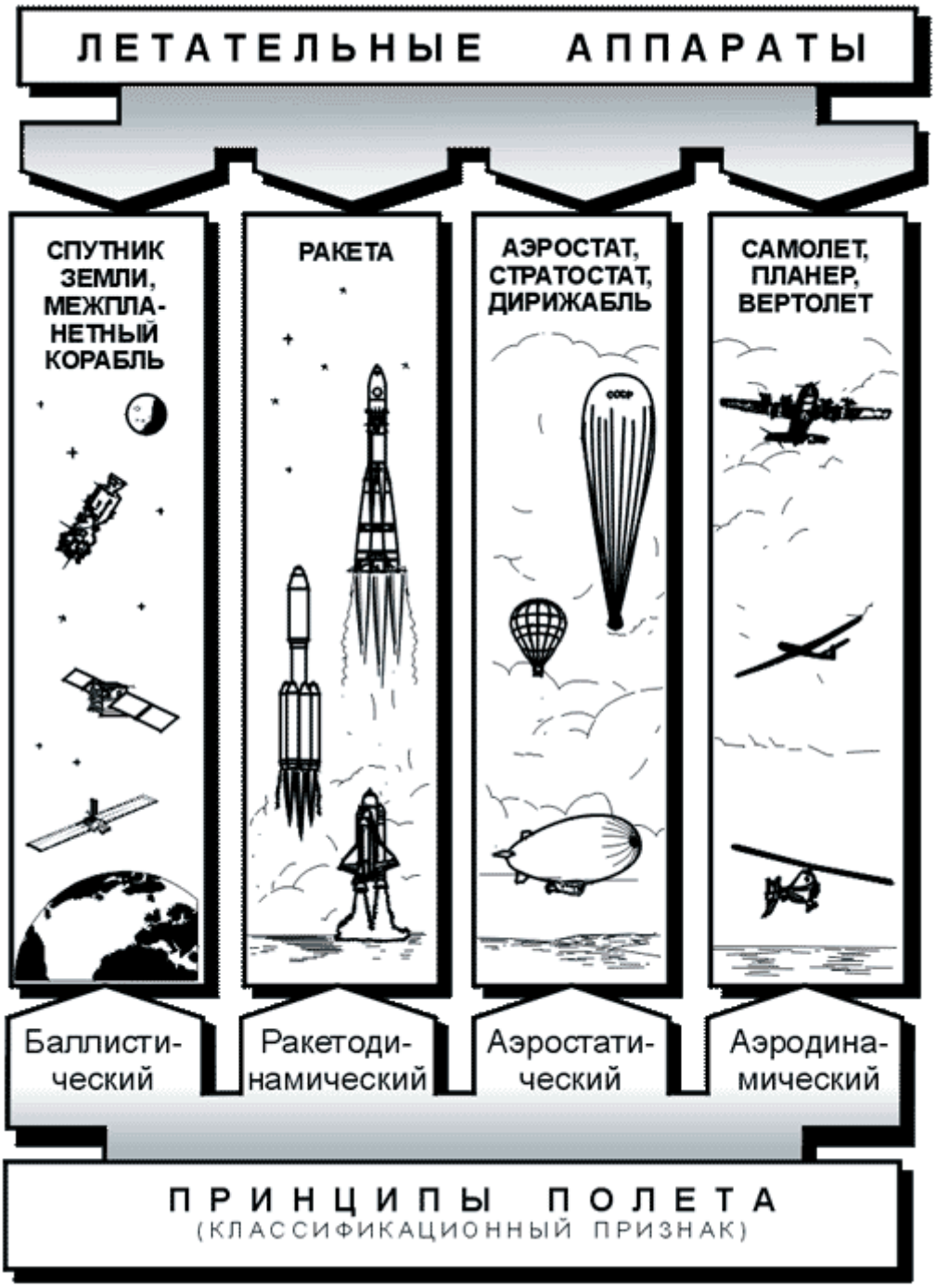


Рис. 16. Общая классификация летательных аппаратов и место вертолетов среди них


ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ
СПУТНИК ЗЕМЛИ, МЕЖПЛА-НЕТНЫЙ КОРАБЛЬ
РАКЕТА
АЭРОСТАТ, СТРАТОСТАТ, ДИРИЖАБЛЬ
САМОЛЕТ, ПЛАНЕР, ВЕРТОЛЕТ
Баллисти-ческий
Ракетоди-намический
Аэростати-ческий
Аэродина-мический
ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА
(КЛАССИФИКАЦИОННЫЙ ПРИЗНАК)

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.

Тактико – технические характеристики самолетов относятся к боевым летательным аппаратам (в то время как технические или летно-технические относятся к гражданским). Ниже (текстом) приведены примеры тактико-технических характеристик ЛА:

дальность полета с целевой нагрузкой и без (перегоночная дальность полета), скорость крейсерского* полета и максимальная скорость, взлетная скорость и посадочная скорость, масса максимальная взлетная, масса пустого снаряженного самолета, высота крейсерского полета и высота максимального полета, длина фюзеляжа, размах крыла, размах оперения, строительная высота (от земли до наивысшей точки), иногда указывают число маха вместо максимальной скорости.

Если боевой - вес подвешенного снаряжения, комбинации

*крейсерская - это максимальная высота при максимальной загрузке

пример оформленной таблицы характеристик ниже:

Наименование характеристики	Ан-2	Ан-12	Ан-22	Ил-76	Ан-26
1.Мах взлетный вес кг	5500	61000	225000	170000	
2.Вес пустого самолета кг	3400	38000	125000	92000	
3.Мах загрузка кг	1500	12000	60000	47000	5500
4.Мах загрузка топливом кг	900	22000	96000	100000	
5.Крейсерская скорость км/ч	190	450	550	740	
6.Часовой расход топлива кг	125	2500	7000	8000	
7.Скорость при десантировании км/ч	140-160	200-360	260-360	260-360	
8.Мах дальность полета км	1000	6000	9400	7000	
9. Экипаж чел.	3	7	8	7	
10. Мах количество парашютистов	10	60	150	115	39
11. Мах количество десантников при посадочном десантировании	10	95	292	225	39
12. Размеры грузовой кабины: - длина - ширина - высота	4,1 1,6 1,8	13,5 3,15 2,4	26,4 4,4 4,4	24,5 3,45 3,4	11,5 2,78 1,91

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

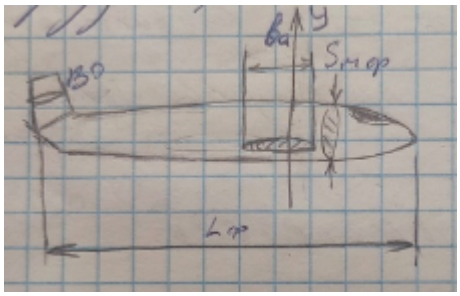
Общие принципы компоновки летательных аппаратов:

1.16. ЭЛЕМЕНТЫ САМОЛЕТА И РАКЕТЫ

Самолет и ракета обычно имеют следующие основные части: несущую поверхность (крыло) (на рис. 2 и 3 несущая поверхность заштрихована), корпус (фюзеляж), управляющие и стабилизирующие поверхности (органы управления, стабилизатор, киль, см. рис. 9), силовую установку (двигатели).

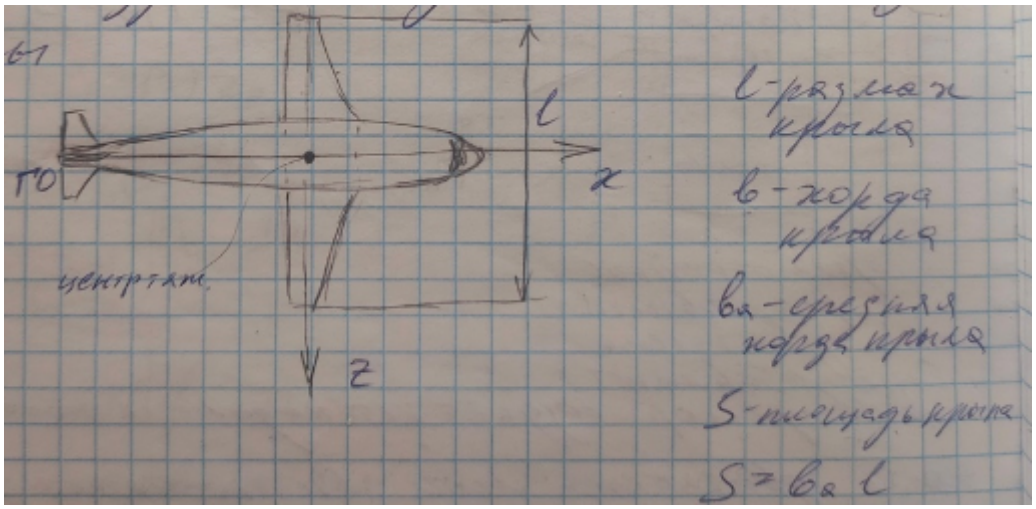
Элементы конструкции Л.А.:

1) корпус (фюзеляж)
   - предназначен для помещения грузов, основных приборов и агрегатов ЛА



а. $L_ф$ – длина фюзеляжа
б. $S_{мф}$ – площадь миделя фюзеляжа
в. $S_{пф}$ – площадь фюзеляжа в плане. Площадь фюзеляжа в горизонтальной плоскости XOZ.

2) крылья
   -создание аэродинамической подъёмной силы

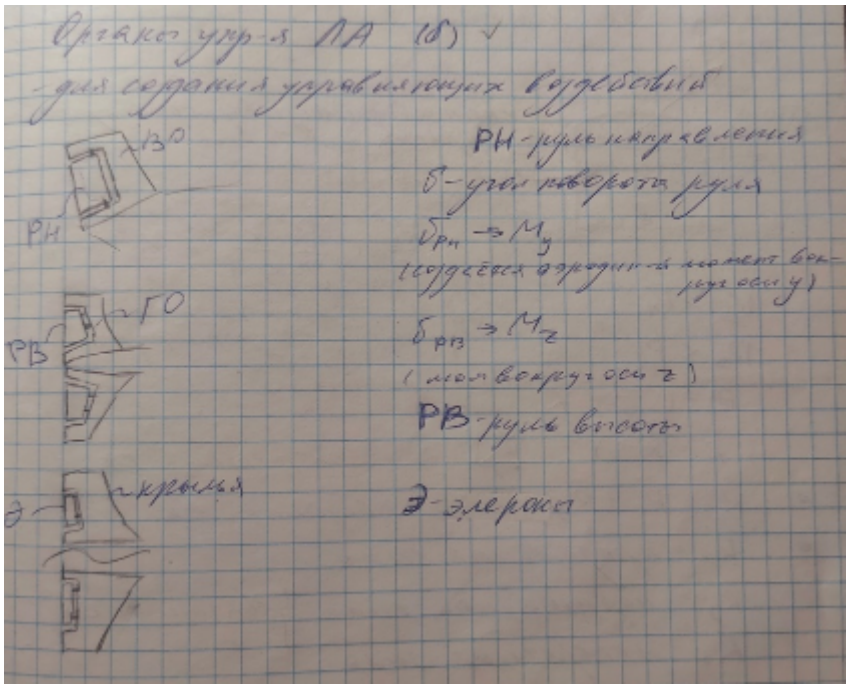


3) оперение
   -для статической стабилизации ЛА в полёте. Подразделяются на:
   ВО-вертикальное оперение

ГО-горизонтальное оперение

4) подвесные элементы (двигатели, антенны и т.д.)
   -характеризуются местом расположения относительного центра масс ЛА

Органы управления:



Геометрические и аэродинамические схемы летательных аппаратов

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

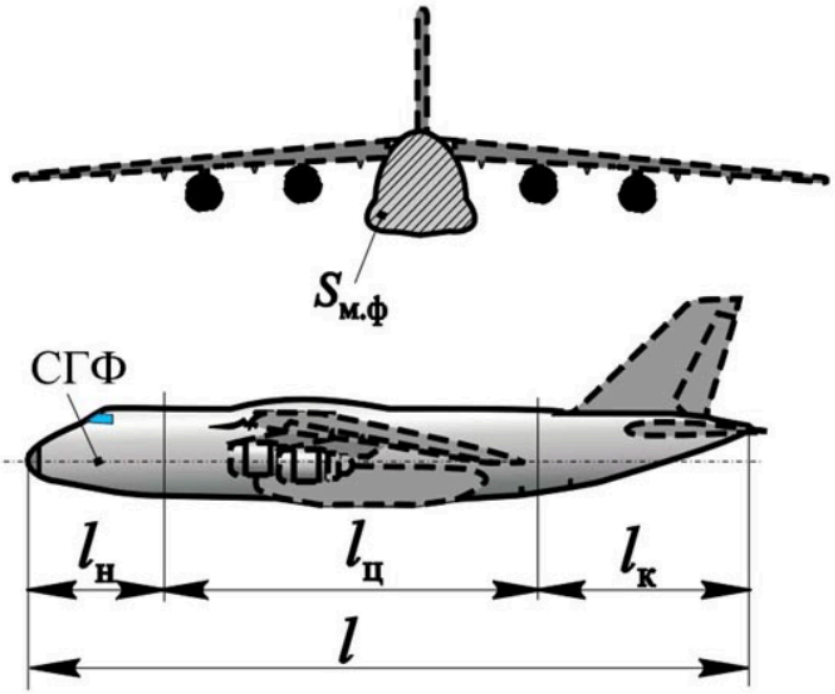
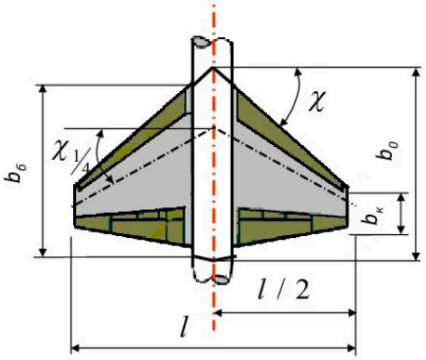


Рис. 7.10. К поячнению основных геометрических параметров фюзеляжа:
$l_н$ - длина носовой части; $l_ц$ - цилиндрической; $l_к$ - кормовой; $S_{м.ф}$ - площадь миделевого сечения;
l - общая длинна.

Геометрические характеристики крыла



S - площадь крыла;
l - размах крыла;
b_0 - центральная хорда;
$b_б$ - бортовая хорда;
$b_к$ - концевая хорда;
χ - угол стреловидности;
$\chi_{1/4}$ - угол стреловидности по ¼ хорд;
$\lambda = l^2/S$ - удлинение крыла;
$\eta = b_0/b_к$ - сужение крыла.

3.36. РАЗМАХ КРЫЛА

За размах крыла l принимается расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и касающимися концов крыла (рис. 64).

В ИСО размах крыла обозначается b.

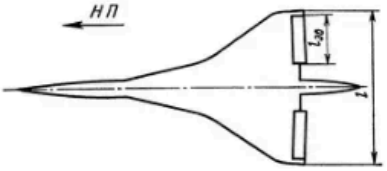


Рис. 64. Размах l крыла самолета

3.37. РАЗМАХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Размах горизонтального оперения $l_{г.о}$ летательного аппарата определяется по аналогии с определением размаха крыла (рис. 65).

3.38. РАЗМАХ КОНСОЛИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Размах $l_{к.г.о}$ определяется, как указано на рис. 65.

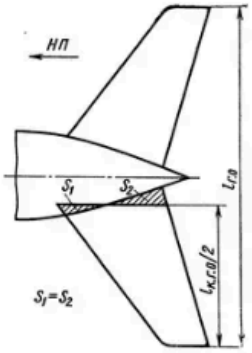


Рис. 65. Размах горизонтального оперения $l_{г.о}$

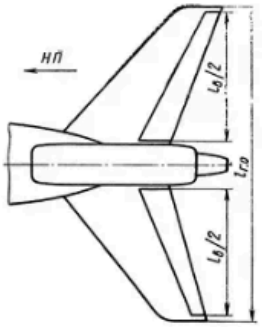


Рис. 66. Размах поворотного стабилизатора $l_{г.о}$ и размах руля высоты $l_в$

3.39. РАЗМАХИ РУЛЕЙ, ЭЛЕРОНОВ, ЭЛЕВОНОВ, ПРЕДКРЫЛКОВ, ЗАКРЫЛКОВ, ИНТЕРЦЕПТОРОВ

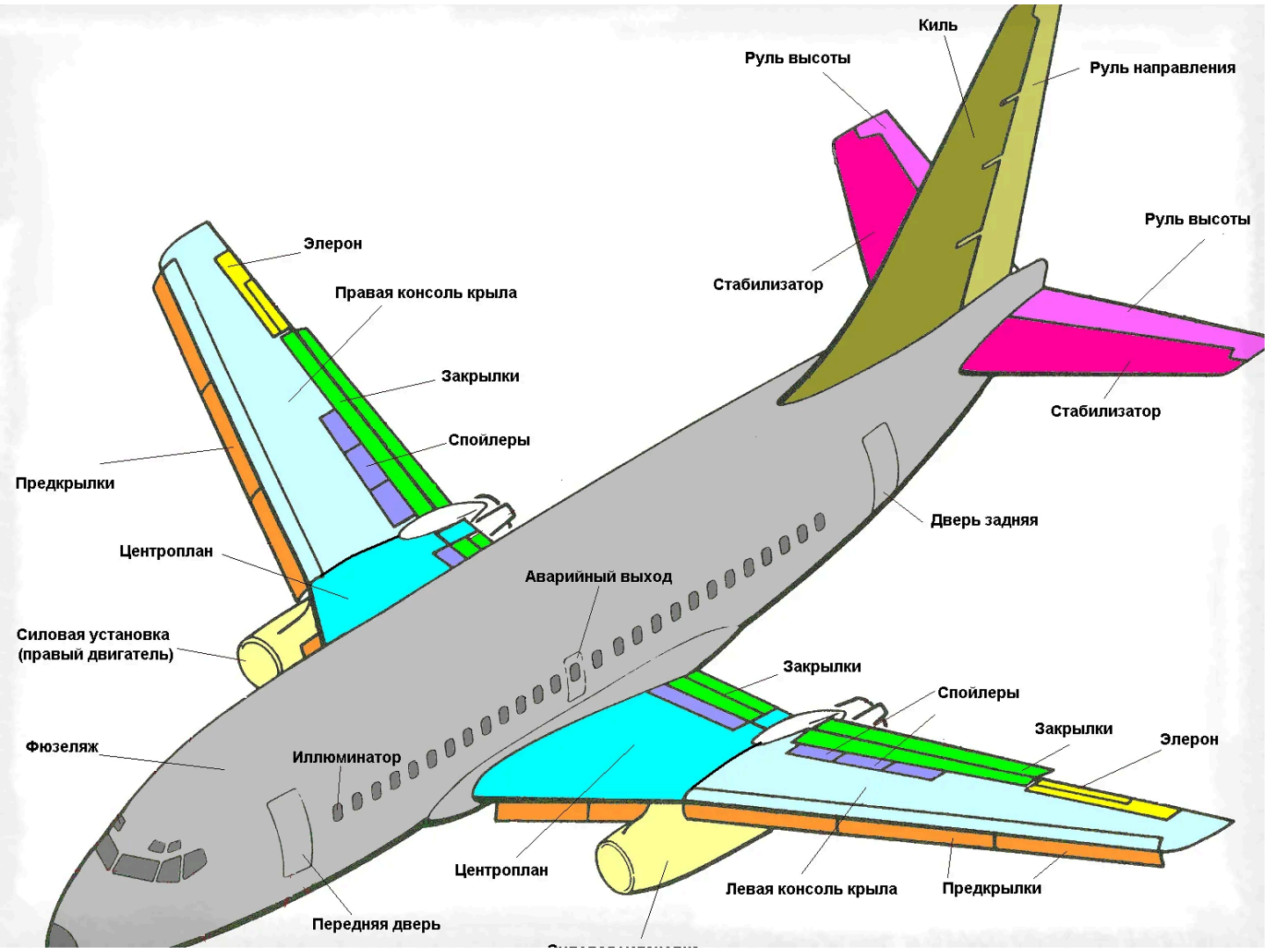
Определяются по аналогии с определением размаха крыла (см. 3.36, а также рис. 66, 67 и 68).

Рис. см. выше

Аэродинамическими характеристиками обычно принято называть безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и моментов, действующих на летательные аппараты или отдельные его элементы, например коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, коэффициент продольного момента и т. д. (см. разд. 5, 6).

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 М; способу и методу взлёта и посадки.



В зависимости от взаимного расположения крыла и ГО выделяют следующие основные а.с:

1) нормальная (обычная) а.с.
   -ГО расположен сзади крыла
2) “бесхвостка”
   -у самолетов этой схемы ГО отсутствует, а в качестве органов продольного управления используют элевоны, элероны, закрылки, флапероны, которыми в этом случае осуществляется и поперечное управление
3) “утка”
   -в этой схеме ГО расположено впереди крыла и впереди центра тяжести самолета
4) “тандем”
   -используется редко, представляет сочетание двух крыльев, расположенных одно за другим

1. "Утка" (Canard):

- Утка - это конфигурация с двумя крыльями, при этом переднее крыло (утка) расположено ближе к носу, а заднее крыло находится на корме.
- Утки могут обеспечивать хорошую маневренность и контроль, их использование может улучшить аэродинамические характеристики.

2. Бесхвостка" (Tailless):

- Бесхвостка - это летательный аппарат без вертикального и горизонтального стабилизаторов на хвосте.
- Этот тип конфигурации может быть сложен с точки зрения управления и стабилизации, но некоторые бесхвостки были разработаны успешно.

3. Нормальная конфигурация (Conventional):

- Нормальная конфигурация относится к традиционной компоновке с вертикальным и горизонтальным стабилизаторами на хвосте, а управляющие поверхности располагаются на крыльях.

4. Конвертируемая (VTOL - Vertical Takeoff and Landing):

- Конвертируемые летательные аппараты могут изменять свою конфигурацию для вертикального взлета и посадки, а также для горизонтального полета.
- Примером может быть вертикально взлетающий и переходящий в горизонтальный полет самолет.

5. С передним и хвостовым ГО (Cranfield Formula):

- Этот тип конфигурации включает в себя передние и хвостовые горизонтальные устойчивости, что может улучшить аэродинамические характеристики и стабильность.

6. Летающее крыло (Flying Wing):

- Летающее крыло - это конфигурация, где крыло самого летательного аппарата выполняет функции и крыла, и фюзеляжа.
- Это может обеспечивать высокую эффективность и уменьшенное сопротивление, но требует особых решений для обеспечения стабильности и управления.

Каждая из этих конфигураций имеет свои преимущества и недостатки, и их выбор зависит от требований к летательному аппарату и его предназначения.

По числу несущих поверхностей:

1) монопланы
2) бипланы
3) полипланы

В зависимости от расположения крыла по высоте фюзеляжа:

1) низкоплан
2) среднеплан
3) высокоплан
4) парасоль

По числу несущих поверхностей:

1. **Монопланы:**
   - Однoплановые летательные аппараты, у которых есть одно основное крыло.
2. **Бипланы**:
   - Двуплановые летательные аппараты с двумя горизонтально расположенными крыльями. Одно крыло расположено над другим.
3. **Полипланы:**
   - Летательные аппараты с тремя или более крыльями.

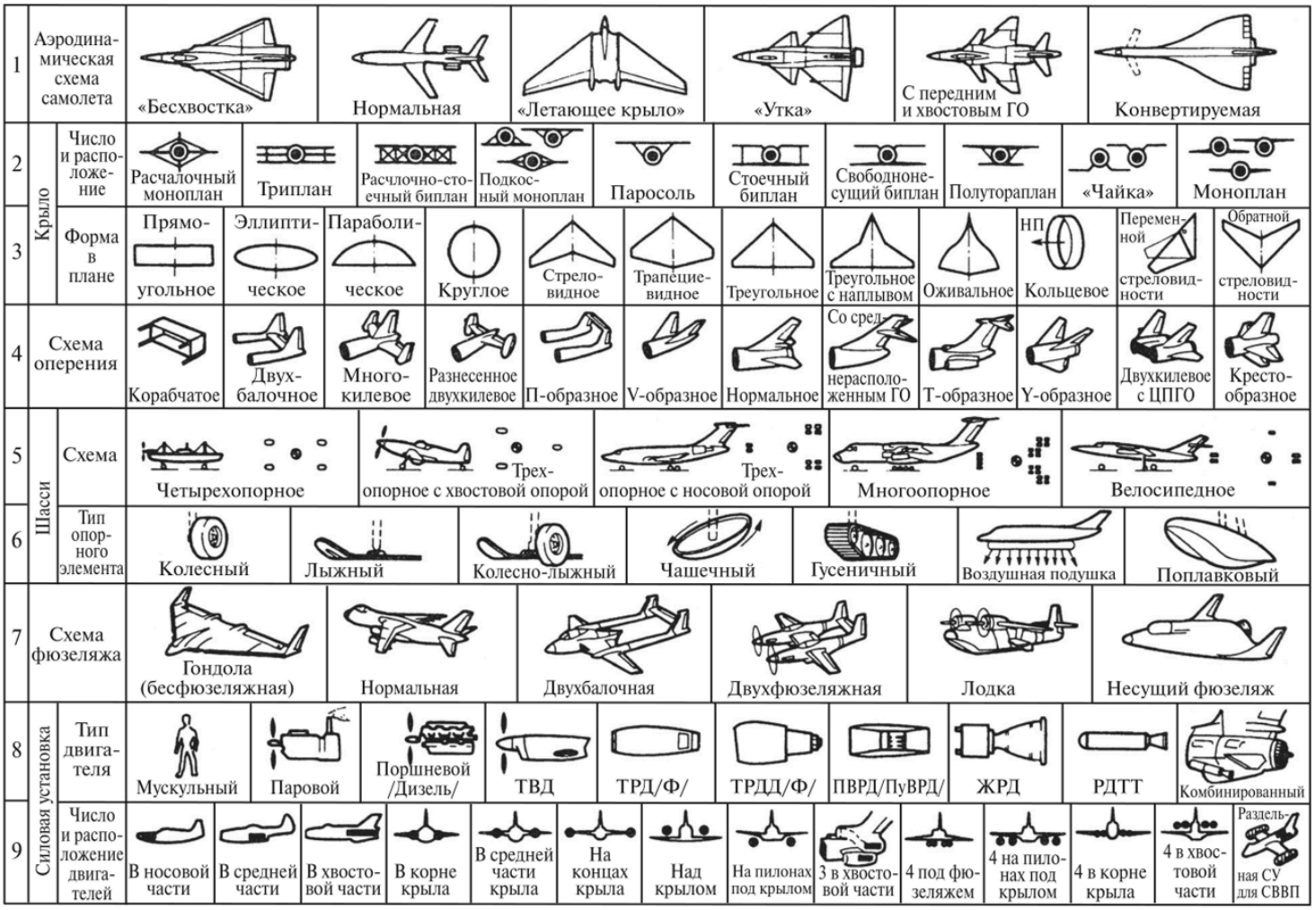
В зависимости от расположения крыла по высоте фюзеляжа:

1. Низкоплан:
- Крыло расположено близко к нижней части фюзеляжа.

2. Среднеплан:
- Крыло расположено посередине высоты фюзеляжа.

3. Высокоплан:
- Крыло расположено высоко на фюзеляже, близко к верхней части.

4. Парасоль:
- Крыло расположено выше фюзеляжа и поддерживается стойками или другими конструкциями. Может создавать впечатление, что крыло "нависает" над фюзеляжем.


1 Аэродинамическая схема самолета
«Бесхвостка»
Нормальная
«Летающее крыло»
«Утка»
С передним и хвостовым ГО
Конвертируемая
2 Крыло Число и расположение
Расчалочный моноплан
Триплан
Расчлочно-стоечный биплан
Подкосный моноплан
Паросоль
Стоечный биплан
Свободнонесущий биплан
Полутораплан
«Чайка»
Моноплан
3 Форма в плане
Прямоугольное
Эллиптическое
Параболическое
Круглое
Стреловидное
Трапециевидное
Треугольное
Треугольное с наплывом
Оживальное
НП
Кольцевое
Переменной стреловидности
Обратной стреловидности
4 Схема оперения
Корабчатое
Двухбалочное
Многокилевое
Разнесенное двухкилевое
П-образное
V-образное
Нормальное
Со средне-нерасположенным ГО
Т-образное
Y-образное
Двухкилевое с ЦПГО
Крестообразное
5 Шасси Схема
Четырехопорное
Трехопорное с хвостовой опорой
Трехопорное с носовой опорой
Многоопорное
Велосипедное
6 Тип опорного элемента
Колесный
Лыжный
Колесно-лыжный
Чашечный
Гусеничный
Воздушная подушка
Поплавковый
7 Схема фюзеляжа
Гондола (бесфюзеляжная)
Нормальная
Двухбалочная
Двухфюзеляжная
Лодка
Несущий фюзеляж
8 Силовая установка Тип двигателя
Мускульный
Паровой
Поршневой /Дизель/
ТВД
ТРД/Ф/
ТРДД/Ф/
ПВРД/ПуВРД/
ЖРД
РДТТ
Комбинированный
9 Число и расположение двигателей
В носовой части
В средней части
В хвостовой части
В корне крыла
В средней части крыла
На концах крыла
Над крылом
На пилонах под крылом
3 в хвостовой части
4 под фюзеляжем
4 на пилонах под крылом
4 в корне крыла
4 в хвостовой части
Раздельная СУ для СВВП

3. Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.

35. **Скорость летательного аппарата** Скорость	$\vec{V}$	Скорость начала O связанной системы координат относительно среды, не возмущенной летательным аппаратом

36. -	V	Модуль скорости летательного аппарата
37. **Земная скорость**	$\vec{V}_к$	Скорость начала O связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат
38. **Путевая скорость**	$\vec{V}_п$	Проекция земной скорости на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат
39. **Скорость ветра**	$\vec{W}$	Скорость среды, не возмущенной летательным аппаратом, относительно какой-либо из земных систем координат

Вращательное движение в виде движения связанной ск относительно нормальной ск, которая повторяет движение ЛА в пространстве, характеризуется угловой скоростью вращательного движения ЛА и обозначается $\vec{\omega}$

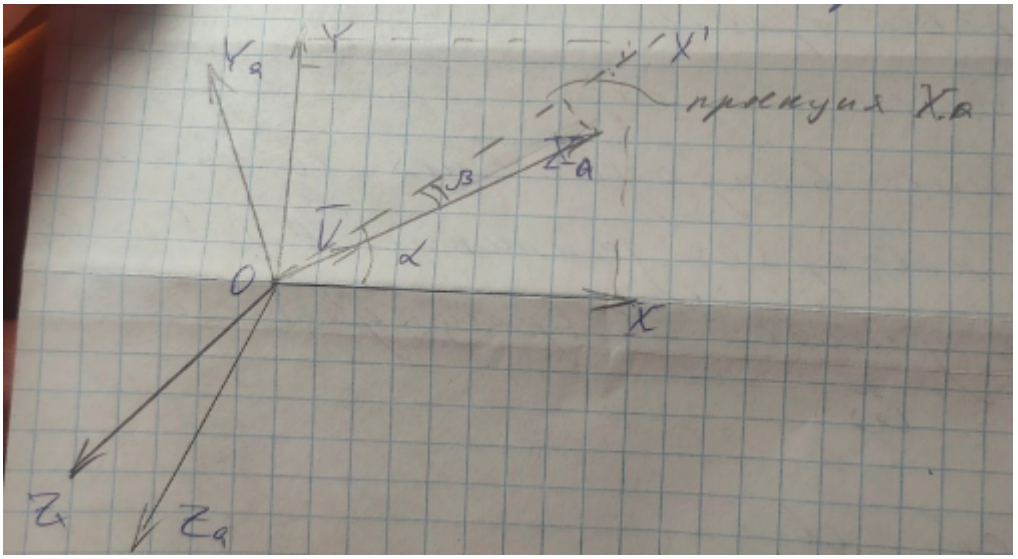
УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ

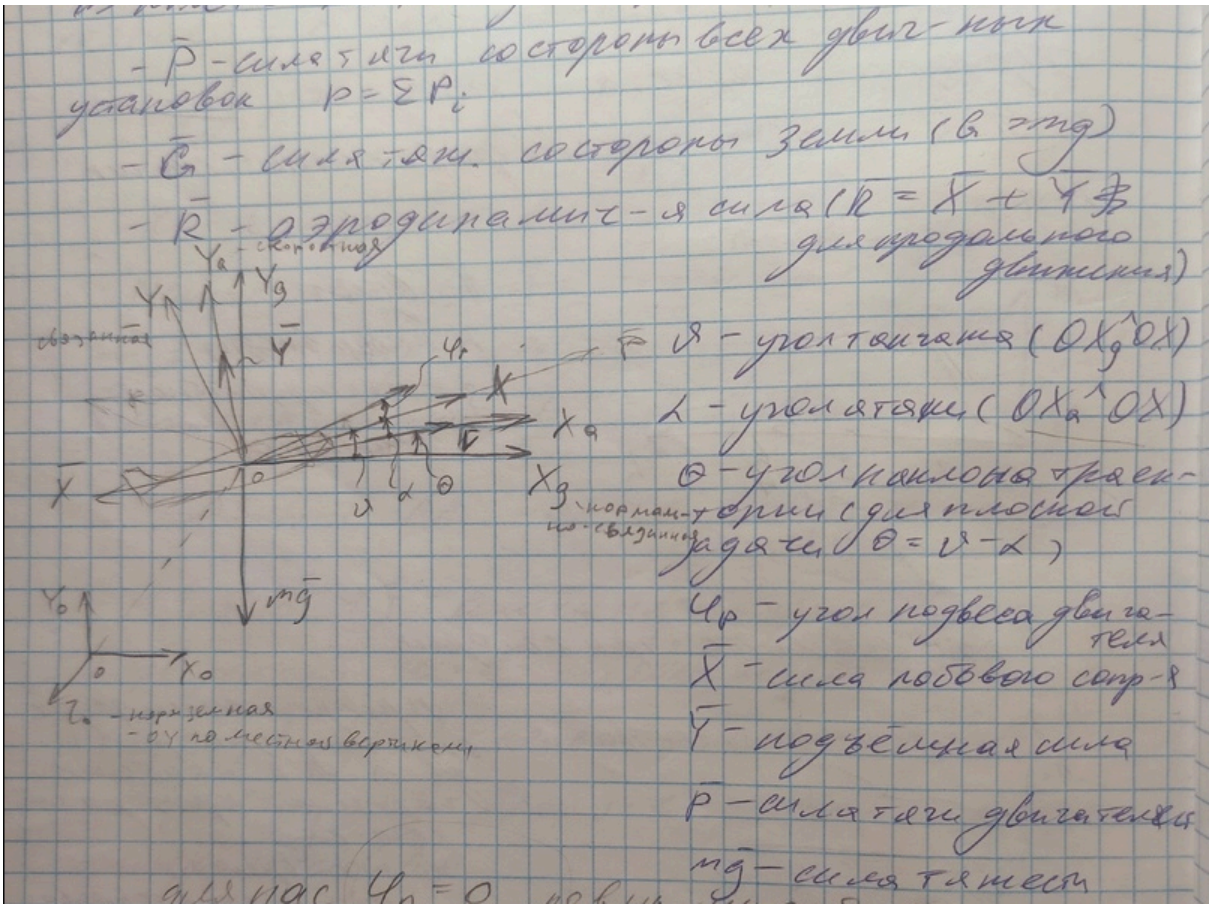
40. **Абсолютная угловая скорость летательного аппарата** Абсолютная угловая скорость	$\vec{\Omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно инерциальной системы координат
41. **Угловая скорость летательного аппарата** Угловая скорость	$\vec{\omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат
42. **Скорость крена**	ω_x	Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OX связанной системы координат
43. **Скорость рыскания**	ω_y	Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OY связанной системы координат
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: а - угол атаки, В - угол скольжения.

Ориентация относительно воздушной среды характеризуется двумя углами между осями связанной OXYZ и скоростной ск OXaYaZa:
-а(альфа)-угол атаки
-в(бета)-угол скольжения

Углом атаки α называется угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии самолёта Oxy и продольной осью самолёта Ox.
Углом скольжения β называется угол между вектором скорости и плоскостью симметрии самолёта Oxy.





снизу альфа - угол атаки, бэта - угол скольжения, OXYZ - связанная СК, OXaYaZa - скоростная СК, Vxoy - проекция вектора скорости V на базовую плоскость самолета.

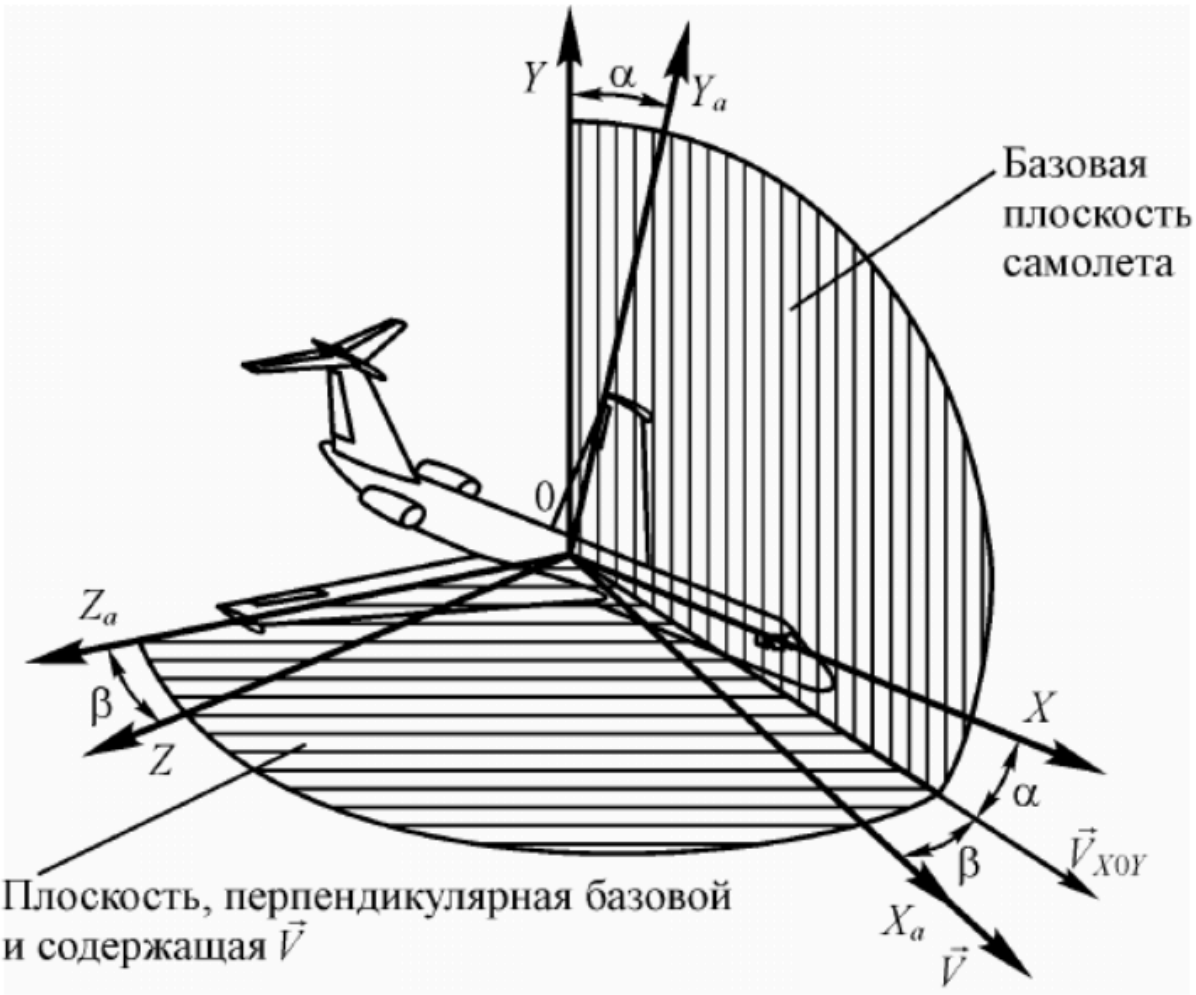
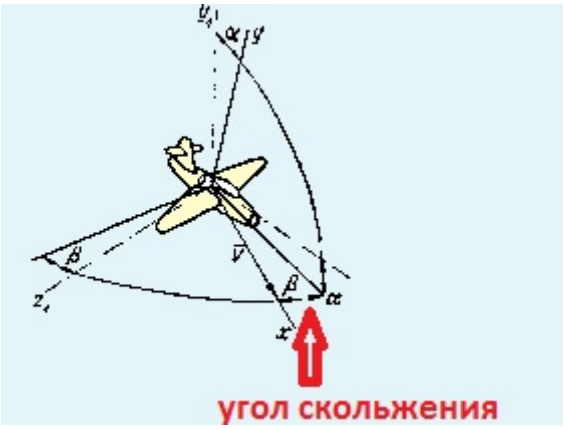
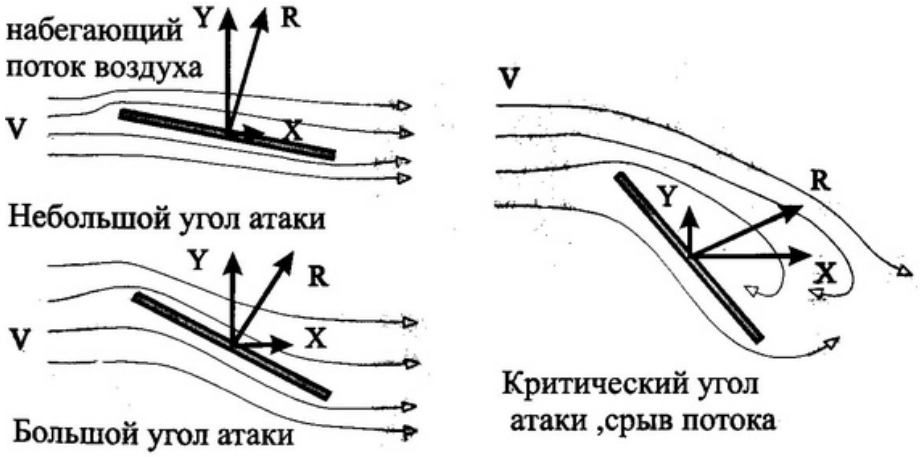


Рис. 19. Скоростная система координат



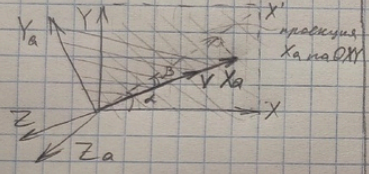

набегающий
поток воздуха
Y
R
V
X
Небольшой угол атаки
Y
R
V
X
Большой угол атаки
V
R
Y
X
Критический угол
атаки ,срыв потока

Продольная строительная
ось самолета
α —угол атаки
Невозмущенный
поток воздуха
со скоростью V_
Вектор истинной
воздушной скорости
полета V - направление
полета

Ориентация от-но воздушной среды
$OXYZ$ $OX_aY_aZ_a$

• α – угол атаки – угол м/у проекцией вектора скорости V на плоскость симметрии OXY и продольной осью самолёта OX

• β – угол скольжения – угол м/у направлением воздушной скорости V и плоскостью сим-ии OXY

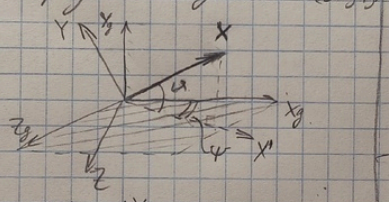


Углы ориентации в пространстве
$OXYZ$ $OX_gY_gZ_g$

• ϑ – угол тангажа – угол м/у продольной осью OX и горизонтальной пл-тью (OX_gZ_g)

• γ – угол крена – угол м/у осью OZ и о-сью OZ_g, смещённой в положение нулевого угла рыскания (м/у OZ и пл-тью OX_gZ_g)

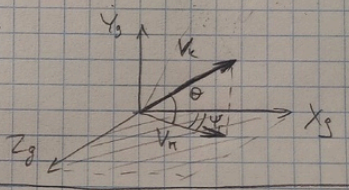
• ψ – угол рыскания (курс) – угол м/у OX_g норм сх и проекцией оси OX на горизонтальную пл-ть (OX_gY_g)



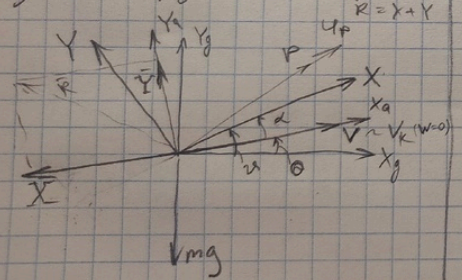
Углы, характеризующие ориентацию в траектории
$V_k, V_n, OX_gY_gZ_g$

• ψ – путевой угол – угол м/у осью OX_g и направлением путевой скорости V_n

• θ – угол наклона траектории – угол м/у направлением земной скорости V_k и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g

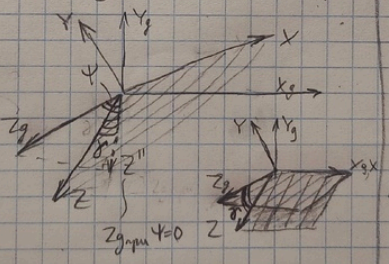


Из сема: продольный случай
$\bar{R} = \bar{X} + \bar{Y}$



для плоской задачи: $\theta = \vartheta - \alpha$

$\vartheta = \theta + \alpha$

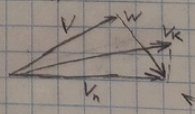


V – скорость ЛА отн-но невозмущённой средн – воздушная

V_k – земная скорость – скорость Л.А. от-но зем земных координат

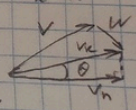
V_n – путевая скорость – проекция земной скорости на земную пов-ть (пл-ть OX_gZ_g)

$V_n = V + W$



либо

$V_k = V + W$



← ? →

5. Угловая ориентация летательных аппаратов в пространстве (углы w - рыскания, 9- тангажа, у - крена). Угловые скорости, описывающие движение.

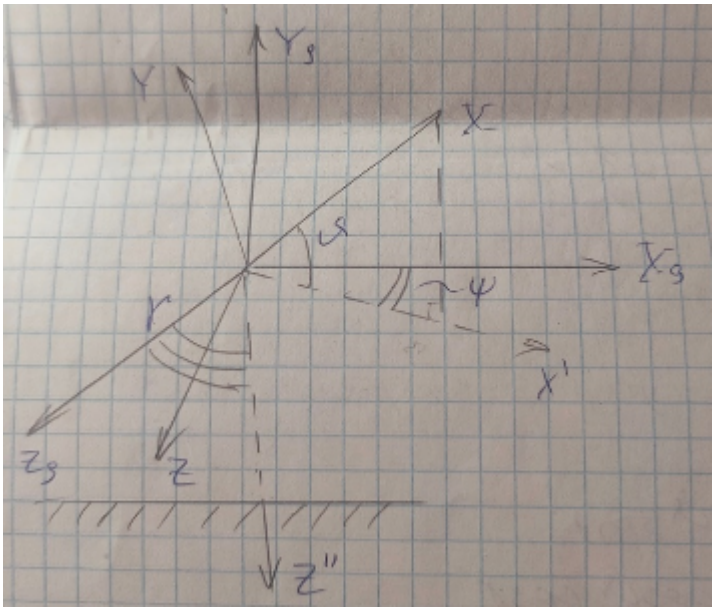
Углы ориентации в пространстве- это взаимное расположение нормально-связанной OXgYgZg и связанной ск OXYZ

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

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

Угол крена γ – это угол между плоскостью симметрии самолёта и вертикальной плоскостью. Угол крена положителен при накренении самолёта 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.



УГЛЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ НАПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ И В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ, СВЯЗАННОЙ С ПРОСТРАНСТВЕННЫМ УГЛОМ АТАКИ
(Справочное приложение 1, черт. 1)

21. **Угол атаки**	α	Угол между продольной осью OX и проекцией скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) на плоскость OXY связанной системы координат	Угол атаки следует считать положительным, если проекция скорости летательного аппарата на нормальную ось отрицательна
22. **Угол скольжения**	β	Угол между направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) и плоскостью OXY связанной системы координат	Угол скольжения следует считать положительным, если проекция скорости летательного аппарата на поперечную ось положительна
23. **Пространственный угол атаки**	$\alpha_п$	Угол между продольной осью OX и направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35)	Пространственный угол атаки всегда является положительным

УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СВЯЗАННОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ (Справочное приложение 1, черт. 2)

25. **Угол рыскания**	ψ	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси OX на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол рыскания следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией продольной оси на горизонтальную плоскость поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
26. **Угол тангажа**	ϑ	Угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол тангажа следует считать положительным, когда продольная ось находится выше горизонтальной плоскости OX_gZ_g
27. **Угол крена**	γ	Угол между поперечной осью OZ и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю	Угол крена следует считать положительным, когда смещенная ось OZ_g совмещается с поперечной осью поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси

28. **Скоростной угол рыскания**	ψ_a	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скоростной оси OX_a на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	Скоростной угол рыскания следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией скоростной оси на горизонтальную плоскость OX_gZ_g поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
29. **Скоростной угол тангажа**	ϑ_a	Угол между скоростной осью OX_a и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Скоростной угол тангажа следует считать положительным, когда скоростная ось находиться выше горизонтальной плоскости OX_gZ_g
30. **Скоростной угол крена**	γ_a	Угол между боковой осью OZ_a и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором скоростной угол рыскания равен нулю	Скоростной угол крена следует считать положительным, когда смещенная ось OZ_g совмещается с боковой осью поворотом вокруг скоростной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси

ризонтально. Угол между осью $0X_g$ и проекцией оси $0X$ на горизонтальную плоскость $X_{X_g0Z_g}$ называется у г л о м р ы с к а н и я и обозначается ψ. Угол между продольной осью $0X$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется у г л о м т а н г а ж а и обозначается ϑ. Угол между поперечной осью $0Z$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется у г л о м к р е н а и обозначается γ.

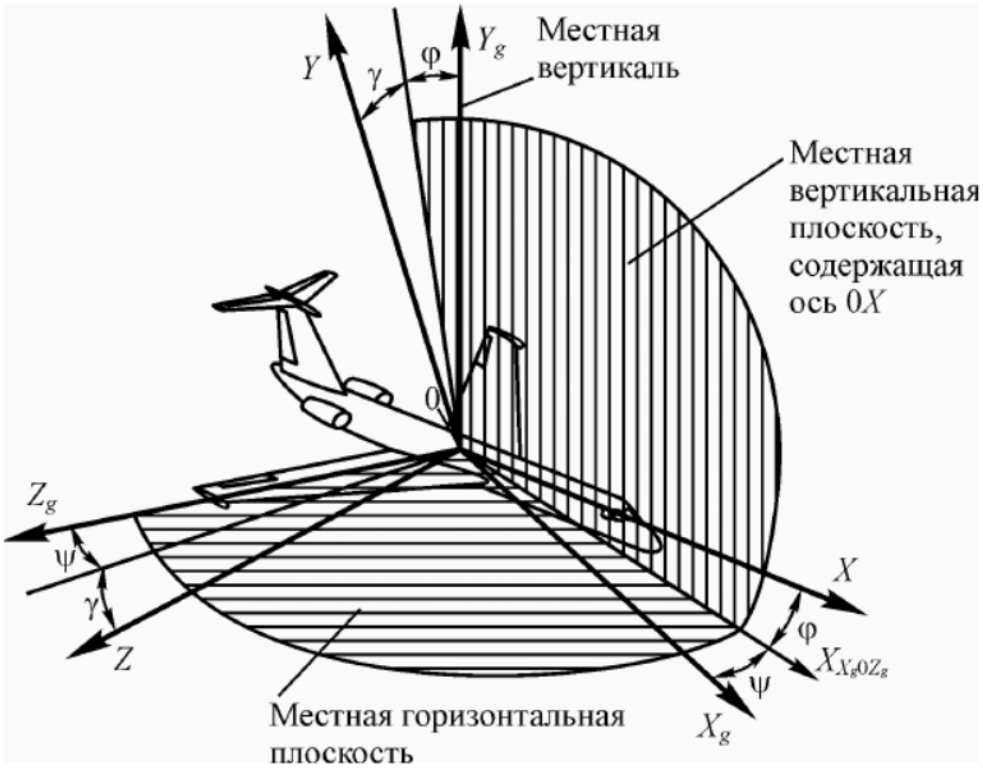


Рис. 20. Нормальная система координат

Угловые скорости из вопроса 3:

Вращательное движение в виде движения связанной ск относительно нормальной ск, которая повторяет движение ЛА в пространстве, характеризуется угловой скоростью вращательного движения ЛА и обозначается:

УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ

40. **Абсолютная угловая скорость летательного аппарата** Абсолютная угловая скорость	$\vec{\Omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно инерциальной системы координат	1. Составляющие абсолютный 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** Угловая скорость	$\vec{\omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат	См. примечания к п. 40
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	»

*Бонус код: не спрашивали, а пусть будет

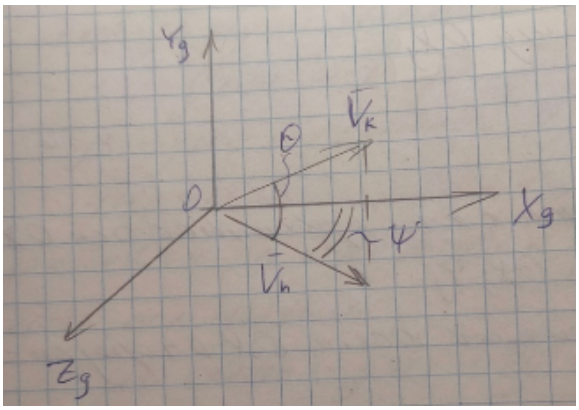
Углы, характеризующие ориентацию в траектории:

ψ (пси)-путевой угол

θ (тета)-угол наклона траектории

Путевой угол-угол между осью OXg норм-о-связанной ск и направлением путевой скорости Vп (проекция земной скорости на горизонтальную плоскость)

Угол наклона траектории- угол между направлением земной скорости Vк и горизонтальной плоскостью OXgYg



ТРАЕКТОРНЫЕ УГЛЫ (Справочное приложение 1, черт. 4)

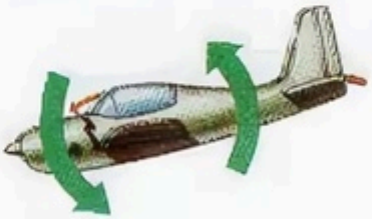
31. **Угол пути**	Ψ	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и направлением путевой скорости $\vec{V}_п$ (п. 38)	Угол пути следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с направлением путевой скорости поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
32. **Угол наклона траектории**	Θ	Угол между направлением земной скорости $\vec{V}_к$ (п. 37) и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол наклона траектории следует считать положительным, когда проекция земной скорости на ось OY_g положительна

Движением самолета в воздухе управляют навесные панели, находящиеся на задних кромках крыльев, стабилизаторах и киле. Эти три поверхности управления поворачивают самолет в трех осях — в оси крена, тангажа и рыскания. Ими управляет находящийся в кабине пилот при помощи штурвала и педалей, соединенных с рулем направления.

КРЕНЕНИЕ

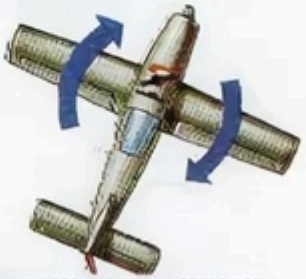
Поворотом штурвала приводятся в действие элероны — закрылки. Один из них опускается, чтобы создать подъемную силу, а другой поднимается, чтобы ее уменьшить.

ТАНГАЖ



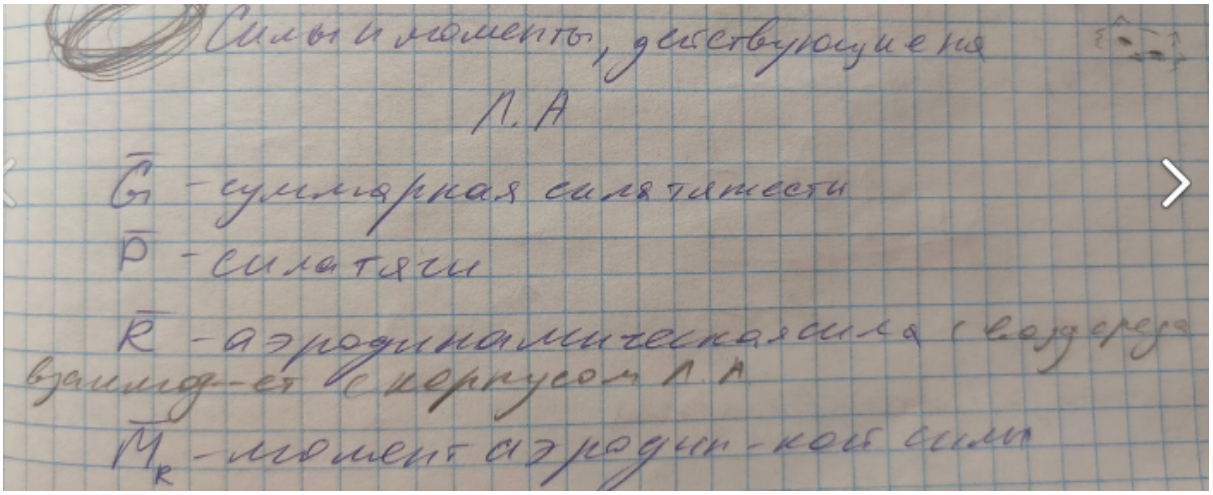
Нажатием на штурвал приводятся в действие рули высоты на стабилизаторе и изменяется тангаж, т.е. опускается или поднимается нос самолета.

РЫСКАНИЕ



При помощи руля самолет можно повернуть вправо или влево. Совершая поворот, самолет, как правило, перемещается как по оси крена, так и по оси горизонтальной плоскости.

6. Силы и моменты, действующие на летательных аппаратов в полете. Общая характеристика сил и моментов.



1. Сила тяжести. Если пренебречь кривизной и вращением Земли, сила тяжести G равна гравитационной силе и направлена вертикально вниз.

2. Сила тяги. Сила тяги P – это главный вектор системы сил, действующих на ЛА со стороны двигателя в результате его функционирования.

3. Аэродинамические силы. Это силы, вызываемые взаимодействием между атмосферой и движущимся в ней ЛА.

$\bar{M}_{гр}$ – гироскопический момент
$\bar{M}_{рс}$ – реактивный момент } рассм-ть не будем

$\bar{G} = \bar{F}_{грав} + \bar{F}_{ц}$

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

$G_x = -G \sin \vartheta$

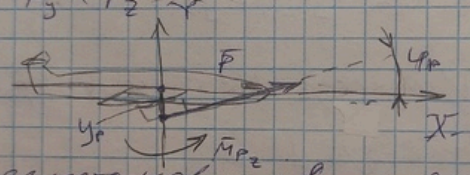
$G_y = -G \cos \vartheta \cos \gamma$

$G_z = G \cos \vartheta \sin \gamma$

Силовые и моменты силы тяги

$\bar{P} = \sum \bar{P}_i \qquad \bar{M}_P = \sum \bar{M}_{Pi}$

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



φ_P – угол установки двигателя

$P_x = P \cos \varphi_P$

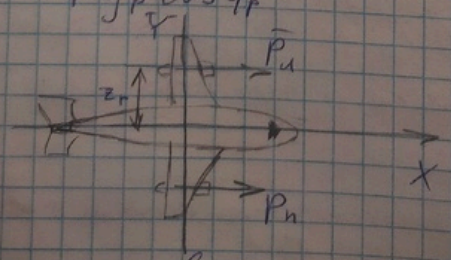
$P_y = P \sin \varphi_P$

$P_z \approx 0$

$M_{Px} =$

$M_{Py} = (P_п - P_л) z_P$

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



$\bar{P}_л \neq \bar{P}_п$

z_P – плечо двигателя

$P = f$ (параметры кот-е управляются у заказчика)

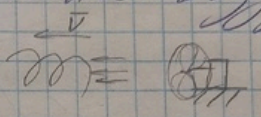
Два варианта формирования тяги:

1) созд-е тяги расчёт винтомоторной группы (исп-е воздушного пропеллера / винта)

2) исп-е реактивных двигателей (двигателей)

$P = f(\rho(H), \delta_{ст}, V_{ЛА} \ldots)$ — сектор газа

Для винтомот-й группы тяга существенным образом зависит от плотности воздуха, высоты полёта

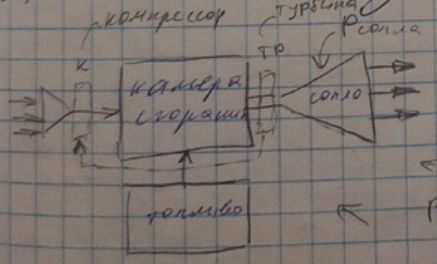


Л-7

Винтом-е группы ~ потер. эфф-ти всех винтомоторных групп

1) $P_{тяга} \cong \frac{75 N \eta}{V_{ЛА}}$ — приблизительная оценка винтомоторной группы

2) Реактивный двигатель



$P \approx (P_c - P_A) S_c + \dot{m} \dot{U}$

S_c — площадь сопла

$\dot{U}$ — скорость истечения продуктов сгорания (граничная скорость)

прямоточный реактивный двигатель

Ещё добавляют: компрессор создаёт необходимый поток воздуха, чтобы двигатель мог включаться до начала движения (+ добавляют турбину)

$P = f(V, H, \delta_{ст}, \ldots)$

Чтобы придать ракете определенную скорость, к ней должна быть приложена сила тяги P (рис. 12), возникающая при истечении газов из сопла двигателя.

Кроме того, на ракету действует сила земного притяжения.

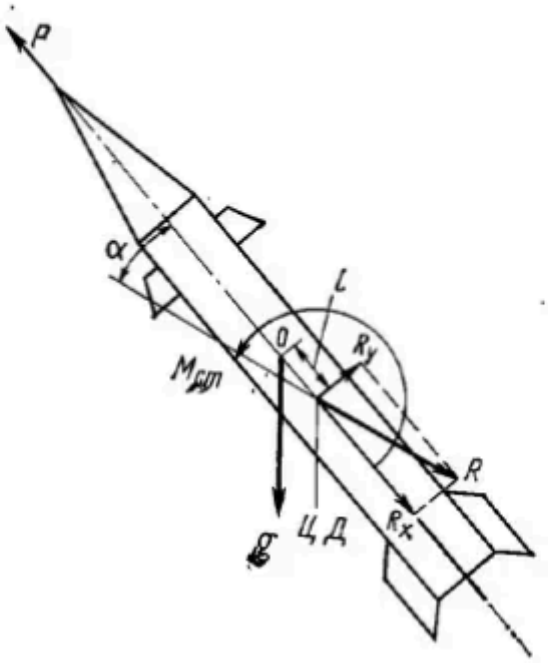


Рис. 12. Силы и моменты, действующие на ракету в полете:

R — полная аэродинамическая сила; P — сила тяги; R_x — сила лобового сопротивления; R_y — подъемная сила; g — сила земного тяготения; $M_{ст}$ — стабилизирующий момент; α — угол атаки; ЦД — центр давления; О — центр масс; l — плечо

Рассмотрим полет ракеты без силы тяги, т. е. пассивный участок ее траектории, когда реактивный двигатель выключен.

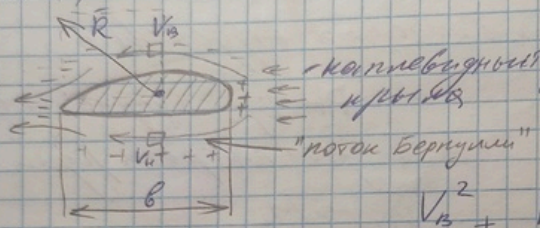
Аэродинамические силы действуют на каждый соприкасающийся с воздушным потоком элемент ракеты. Но для удобства расчетов принимается, что они приложены в центре давления (ЦД).

Если центр давления ракеты не совпадает с ее центром масс (О), а находится позади него, то при отклонении оси ракеты от направления полета возникает восстанавливающий стабилизирующий момент $M_{ст}$. При наличии хвостового оперения центр давления сдвигается назад, так как увеличивается площадь ракеты, соприкасающаяся с воздушным потоком в хвостовой части.

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

Аэродин-я сила возникает в результате вз-я тела, имеющего отр-е взаимодействия с потоком воздуха

(~ т-ма Жуковского: Если потоку потом плавно огибается контур, то арх вз-ия возникает арх-ая сила)



$$\frac{V_в^2}{2} + \frac{P_в}{\rho}\frac{K}{K-1} = \frac{V_н^2}{2} + \frac{P_н}{\rho}\frac{K}{K-1}$$

~давление воздуха сверху

~ коэф-т адиабаты для ур-я Бернулли

$V_в > V_н$

$P_в < P_н$

зона разрежения — зона избыточного давления

$P_н - P_в \rightarrow R$ - аэродин-я сила

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

- $\bar{R} = \bar{R}_x + \bar{R}_y + \bar{R}_z$ - связанная СК

  R_x - продольная сила

  R_y - нормальная сила

  R_z - поперечная сила

- $\bar{R} = \bar{X} + \bar{Y} + \bar{Z}$ - скоростная СК

  X - сила лобового сопр-я

  Y - подъёмная сила

  Z - боковая сила

- $\bar{R} = \bar{R}_{крыло} + \bar{R}_{стабилизатор} + \bar{R}_{ВО} + \bar{R}_{ГО} + \bar{R}_{неизв.элементы}$

$X = C_x \rho \frac{V^2}{2} S$ C_x, C_y, C_z - коэф-ты аэродин-х сил

$Y = C_y \rho \frac{V^2}{2} S$ ρ - плотность

$Z = C_z \rho \frac{V^2}{2} S$ V - скорость потока (скорость крыла в полёте)

$S_{кр}$ - площадь (приведённая) крыла

$$\bar{M}_R = \bar{M}_{R_{кр}} + \bar{M}_{R_{ар}} + \bar{M}_{R_{ВО}} + \bar{M}_{R_{ГО}} + \bar{M}_{R_{П}}$$

$$\bar{M}_R = \bar{M}_{xR} + \bar{M}_{yR} + \bar{M}_{zR}$$

$\bar{M}_{xR}$ – мом вокруг оси x – момент крена

$$\bar{M}_{xR} = m_x \rho \frac{V^2}{2} S l$$

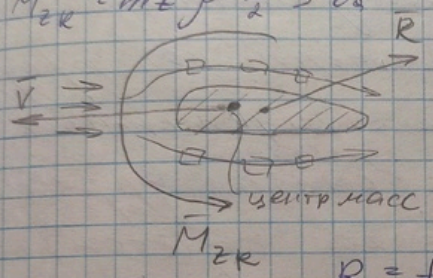
$\bar{M}_{yR}$ – мом. рыскания

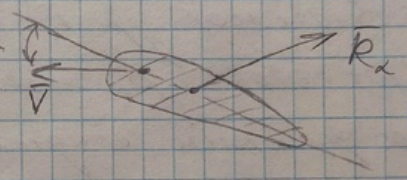
m_x, m_y, m_z – коэф моментов

$$M_{yR} = m_y \rho \frac{V^2}{2} S l$$

M_{zR} – мом тангажа

$$M_{zR} = m_z \rho \frac{V^2}{2} S b_a$$



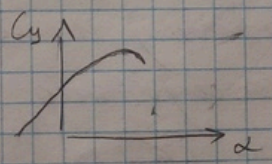


α – угол атаки

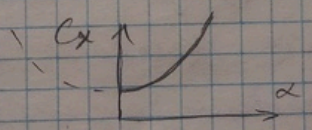
$$R = f(\alpha)$$

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

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



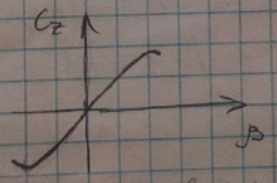
$$X = C_x \rho \frac{V^2}{2} S$$



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

$$C_z = f(\beta)$$

угол скольжения



$$m_x = f(\beta, \delta_э, \delta_н, \ldots)$$

элероны руля направления

$$m_y = f(\beta, \delta_н, \delta_э, \ldots)$$

$$m_z = f(\alpha, \delta_в, \ldots)$$

руля высоты

$$\begin{cases} F_x = P\cos\varphi_p - X\cos\alpha + Y\sin\alpha - G\sin\vartheta \\ F_y = P\sin\varphi_p - X\sin\alpha + Y\cos\alpha - G\cos\vartheta\cos\gamma \\ F_z = Z + G\cos\vartheta\sin\gamma \end{cases}$$

$$\begin{cases} M_x = M_{xk} \\ M_y = M_{yk} - \Delta P_{zp} \\ M_z = M_{zk} - P y_p \cos\varphi_p \end{cases}$$

Аэродинамические сила и момент, величины, характеризующие воздействие газообразной среды на движущееся в ней тело (например, на самолет). Силы давления и трения, действующие на поверхности тела, могут быть приведены к равнодействующей *R* этих сил, называются аэродинамической силой, и к паре сил с моментом М, называются аэродинамическим моментом. Аэродинамическую силу раскладывают на составляющие в прямоугольной системе координат (***рис. 1***), связанной либо с вектором скорости тела *v*(поточная, или скоростная, система координат), либо с самим телом (связанная система). В поточной системе сила, направленная по оси потока в сторону, противоположную направлению движения тела, называется *аэродинамическим сопротивлением X,* перпендикулярная ей и лежащая в вертикальной плоскости — *подъёмной силой У,* а перпендикулярная к ним обеим — боковой силой *Z*. В связанной системе координат аналогом первых двух сил являются тангенциальная Т и нормальная *N* силы. Аэродинамический момент играет важную роль в аэродинамическом расчёте летательных аппаратов, определяя их устойчивость и управляемость, и представляется обычно в виде трёх составляющих — проекций на оси координат, связанных с телом (***рис. 2***): *Mx* (момент крена), *My* (момент рыскания) и *Mz* (момент тангажа). Знаки моментов положительны, когда они стремятся повернуть тело соответственно от оси *y* к оси *z,* от оси *z* к оси *x,* от оси д; к оси *y.* А. с. и м. зависят от формы и размеров тела, скорости его поступательного движения и ориентации к направлению скорости, свойств и состояния среды, в которой происходит движение, а в некоторых случаях и от угловых скоростей вращения и от ускорения движения тела. Определение А. с. для тел различной формы и дри всевозможных режимах полёта является одной из главных задач *аэродинамики* и аэродинамического эксперимента. См. также *Аэродинамические коэффициенты.*

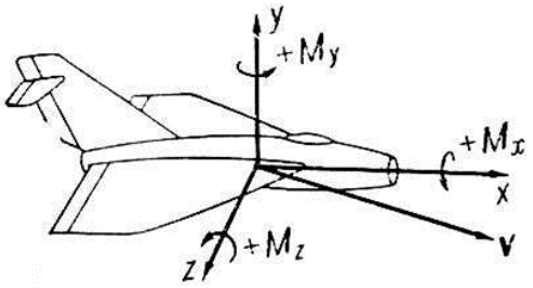


Рис. 2. Проекции аэродинамического момента на оси координат: Mx — момент крена; My — момент рыскания; Mz — момент тангажа.

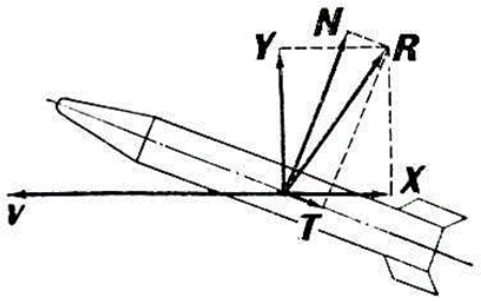


Рис. 1. Разложение аэродинамической силы на составляющие в скоростной системе координат X, Y, Z и в связанной системе T, N, Z; ось Z на рис. не изображена, она перпендикулярна плоскости чертежа.

8. Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.

В лекциях:

При переходе от одной ск к другой используют таблицы направляющих косинусов

Параметры кинематики движения Л. А.

(углы Эйлера)

$$\bar{\omega} = \underbrace{\dot{\bar{\gamma}} + \dot{\bar{\vartheta}} + \dot{\bar{\psi}}}_{\text{опр-ся на борту}}$$

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

полная — соотв-ст-ющ-й ск-м направлено-ся

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

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

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

— ур-я поступ-го движ-я

$$\begin{cases} V_{xg} \\ V_{yg} \\ V_{zg} \end{cases}$$

— исп-ся в сист автоматич. упр-я

Но в семах были ещё такие уравнения, я чего-то хз:

• Кинематич-е ур-я (опр-ю проекции скорости на оси нормальной земной ск при поступательном движении Л.А.)

3) $\frac{dH}{dt} = V\sin\Theta$ — проекция на Y_0 (Y_g)

4) $\frac{dL}{dt} = V\cdot\cos\Theta$ — проекция на X_0 (X_g)

1.4. Кинематические соотношения

Кинематические соотношения служат для определения линейных или угловых координат ЛА в зависимости от линейных или угловых скоростей. При изучении движения ЛА вблизи поверхности Земли со скоростями, меньшими первой космической, можно не учитывать орбитальное движение Земли и её вращательное движение. В этом случае стартовую СК $O_0x_cy_cz_c$, где O_0 – точка старта, можно считать инерциальной, т.е. абсолютно неподвижной. При этих допущениях выведем основные кинематические соотношения.

Кинематическое уравнение вращательного движения ЛА в векторной форме:

$$\overline{\omega} = \overline{\dot{\psi}} + \overline{\dot{\vartheta}} + \overline{\dot{\gamma}}\,. \qquad (1.25)$$

Поскольку при вращении ЛА изменяются углы ψ, ϑ, γ, определяющие положение ЛА относительно стартовых осей, вектор угловой скорости ЛА $\overline{\omega}$ относительно этих осей равен геометрической сумме угловых скоростей элементарных поворотов.

Для определения угловых скоростей поворота $\overline{\dot{\psi}}, \overline{\dot{\vartheta}}, \overline{\dot{\gamma}}$ обратимся к рис. 1.7.

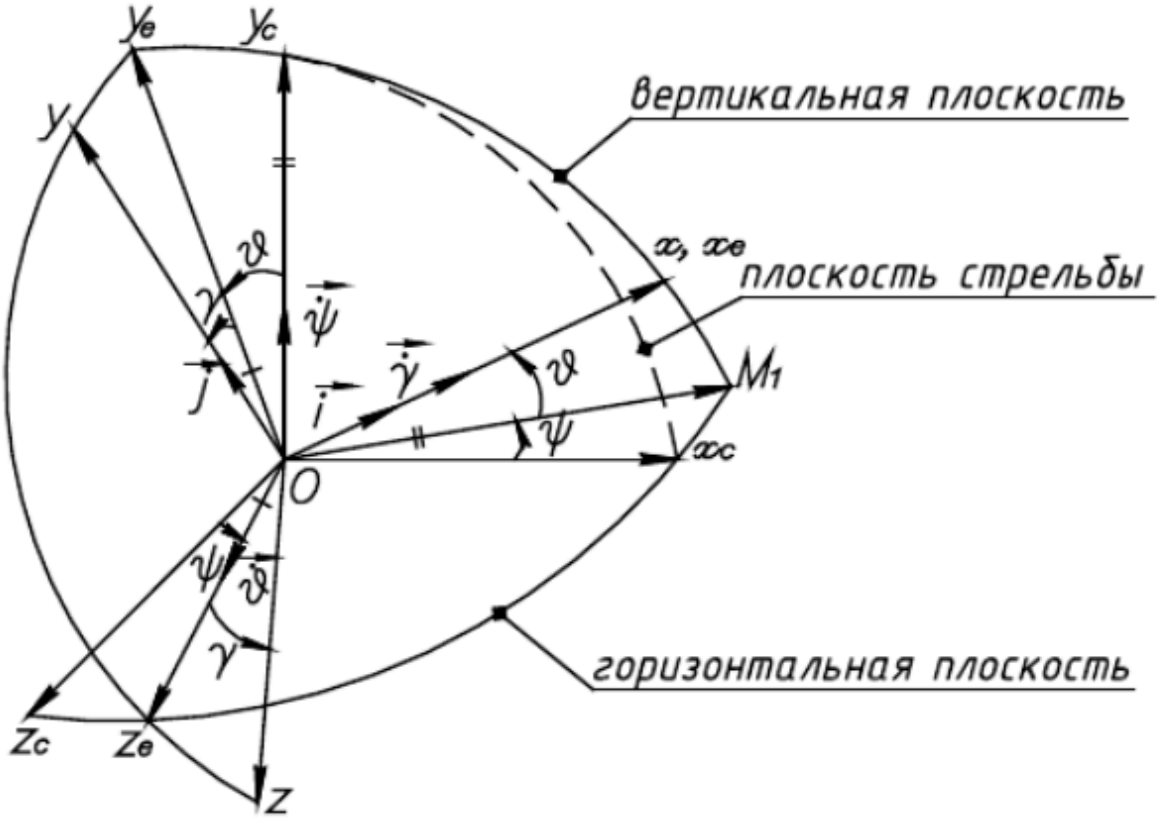


Рис. 1.7. Переход от стартовой СК к связанной

Проецируя равенство (1.25) на оси связанной СК x, y, z (см. рис. 1.7), получим

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\psi}\sin\vartheta + \dot{\gamma}, \\ \omega_y = \dot{\psi}\cos\vartheta\cos\gamma + \dot{\vartheta}\sin\gamma, \\ \omega_z = -\dot{\psi}\cos\vartheta\sin\gamma + \dot{\vartheta}\cos\gamma. \end{cases} \tag{1.26}$$

Из (1.26) найдём $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$: умножим второе уравнение на $\sin\gamma$, третье – на $\cos\gamma$, затем сложим их:

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma\,. \tag{1.27}$$

Помножим второе уравнение на $\cos\gamma$, третье – на $\sin\gamma$ и вычтем:

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)\,. \tag{1.28}$$

Из первого уравнения системы (1.26)

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \mathrm{tg}\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)\,. \tag{1.29}$$

Считая $\omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma$ малыми величинами, получим

$$\begin{cases} \dfrac{d\vartheta}{dt} \approx \omega_z \\ \dfrac{d\psi}{dt} \approx \dfrac{\omega_y}{\cos\vartheta} \\ \dfrac{d\gamma}{dt} \approx \omega_x - \omega_y \mathrm{tg}\vartheta \end{cases}. \tag{1.30}$$

9. Система динамических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов (при условии m=const).

В лекциях

$\begin{cases} V_{xg} \\ V_{yg} \\ V_{zg} \end{cases}$ – исп-ся в сист автоматич. упр.

Ур-е динамики движ. Л.А.

• $\bar{F}$ – поступ-е дв-е

• $\bar{M}$ – вр-е дв-е

$$\boxed{\begin{aligned} \bar{F} &= \frac{d\bar{P}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{P} \\ \bar{M} &= \frac{d\bar{K}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{K} \end{aligned}}$$

– вращ-е:

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

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

$\to 0$

XOY – пл-ть симметрии

Но в семах были ещё такие уравнения, я чего-то хз:

Ур-я движения Л.А.

• Динамич-е ур-я (проекции сил, действующих на Л.А., на оси скоростной СК при поступательным движ-ии):

проекция на X_a:

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

проекции сил на Y_a

2) $mV\frac{d\theta}{dt} = P\sin(\alpha + \varphi_p) - mg\cos(\theta) + Y$

1.6. Вывод уравнений поступательного движения в пространстве

Для вывода уравнений поступательного движения используется уравнение Мещерского:

$$m(t)\frac{d\overline{V}}{dt} = \overline{R} + \overline{F}_A + \overline{G}\ , \qquad (1.43)$$

где $\overline{R}$ – тяга; $\overline{F}_A$ – главный вектор аэродинамических сил; $\overline{G}$ – сила тяжести; $\frac{d\overline{V}}{dt}$ – абсолютное ускорение; $\overline{V}$ – скорость центра масс относительно земли (путевая скорость).

Уравнение (1.43) эквивалентно трём уравнениям в проекциях на оси СК. Чтобы получить эти уравнения, нужно выбрать какую-либо из пяти координатных систем, рассмотренных нами: стартовую, связанную, скоростную, полусвязанную, полускоростную.

При выводе уравнений поступательного движения может использоваться любая из них. Вид уравнений в проекциях будет зависеть от выбора системы координат. Наиболее часто при выводе уравнений поступательного движения используются $Ox_*y_*z_*$ – полускоростная; $Oxyz$ – связанная. В уравнении (1.43) слева стоит полная векторная производная от вектора $\overline{V}$, а справа – сумма сил.

1.7. Уравнения вращательного движения в пространстве

Для вывода уравнений вращательного движения используется закон момента количества движения:

$$\frac{d\overline{L}_O}{dt} = \overline{M}_R + \overline{M}_F \ , \qquad (1.59)$$

где $\overline{L}_O$ – момент количества движения относительно центра масс (кинетический момент). $\overline{M}_R$ – момент тяги, $\overline{M}_F$ – момент внешних сил, кроме силы тяги. Выражение (1.59) будет иметь смысл, если точка O неподвижна в инерциальном пространстве или является центром масс ЛА.

Векторное уравнение (1.59) запишем в проекциях на связанную СК, которая используется преимущественно при проектировании уравнения (1.59). Но наряду со связанной системой координат в случае осесимметричного ЛА может использоваться полусвязанная (рис. 1.10).

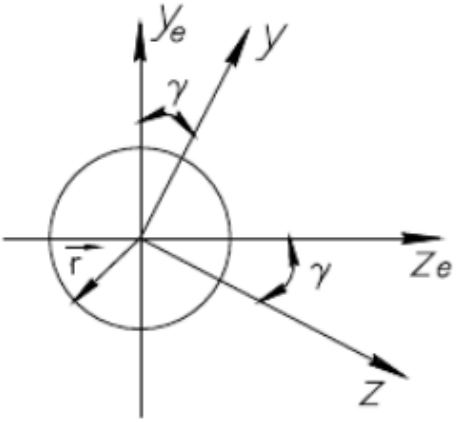


Рис. 1.10. Взаимное расположение связанных и полусвязанных осей

Остальные СК из перечисленных выше при записи уравнений вращательного движения не используются. Связанная СК неизменно связана с ЛА, и ее оси при движении ЛА сохраняют относительно него постоянную ориентацию, т.е. связанная система в пространстве вращается с той же угловой скоростью, что и сам ЛА. Таким образом, моменты инерции, которые входят в уравнение вращательного движения, в случае использования связанной СК будут зависеть только от изменения массы, и не будут зависеть от вращения ЛА.

1. *Oxy – плоскость симметрии (ЛА самолётной схемы).* Поскольку основная плоскость *Oxy* связанной СК является плоскостью симметрии ЛА, то в связанных осях центробежные моменты инерции, содержащие координаты *z*, обращаются в нуль: $J_{xz} = J_{yz} = 0$. Иначе говоря, для самолётной схемы

$$\begin{aligned} L_x &= J_x\omega_x - J_{xy}\omega_y \\ L_y &= J_y\omega_y - J_{yx}\omega_x \\ L_z &= J_z\omega_z \end{aligned} . \qquad (1.64)$$

причем $J_{xy}\omega_y, J_{yx}\omega_x$ – малые величины и ими часто пренебрегают;

2. *Ox – ось симметрии.* В этом случае все центробежные моменты равны нулю. Если все центробежные моменты инерции относительно осей принятой системы координат равны нулю, то такие оси называются *главными осями инерции*. В этом случае проекции вектора кинетического момента:

$$L_x = J_x\omega_x; L_y = J_y\omega_y; L_z = J_z\omega_z. \qquad (1.65)$$

В дальнейшем при выводе уравнений вращательного движения будем использовать именно этот случай.

Отметим, что моменты инерции – это функции времени $J_x, J_y, J_z = f_i(t)$, т.е. являются переменными величинами, однако при проведении приближенных баллистических расчетов принято считать их постоянными. В стадии сдаточных исследований и испытаний

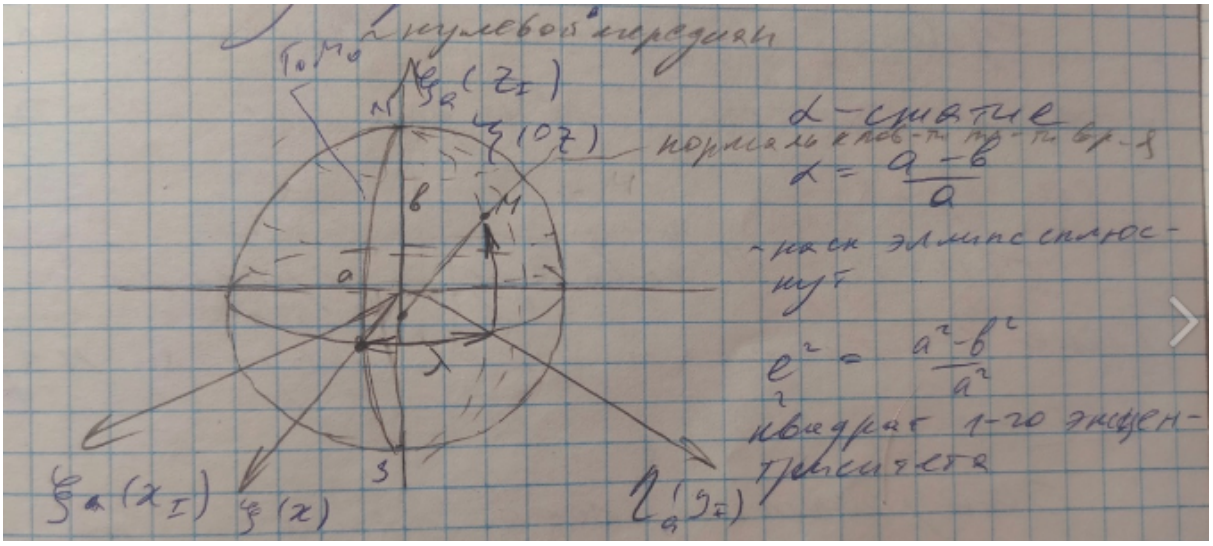
Если угловое движение ЛА стабилизировано ($\overline{\omega}$ – малая величина), тогда $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ малы, а значит, произведениями $\omega_y\omega_z(J_z - J_y)$, $\omega_x\omega_z(J_x - J_z)$, $\omega_x\omega_y(J_y - J_x)$ можно пренебречь (для управляемого ЛА).

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

Из лекций (вела Шевцова)

Земля имеет форму геоида. Геоид-сложная непрерывная форма, не имеющая математического описания

Эллипсоид вращения:



Центр масс всех планет-барицентр

Плоскость экватора- плоскость, перпендикулярная малой оси и содержащая центр оси

Скорость вращения Земли 15 град/ч

Сила тяжести на поверхности планеты складывается из гравитационного притяжения планеты и центробежной силы инерции

Плоскости, параллельные плоскости экватора,пересекают поверхность эллипсоида вращения по эллипсам, которые называются параллели

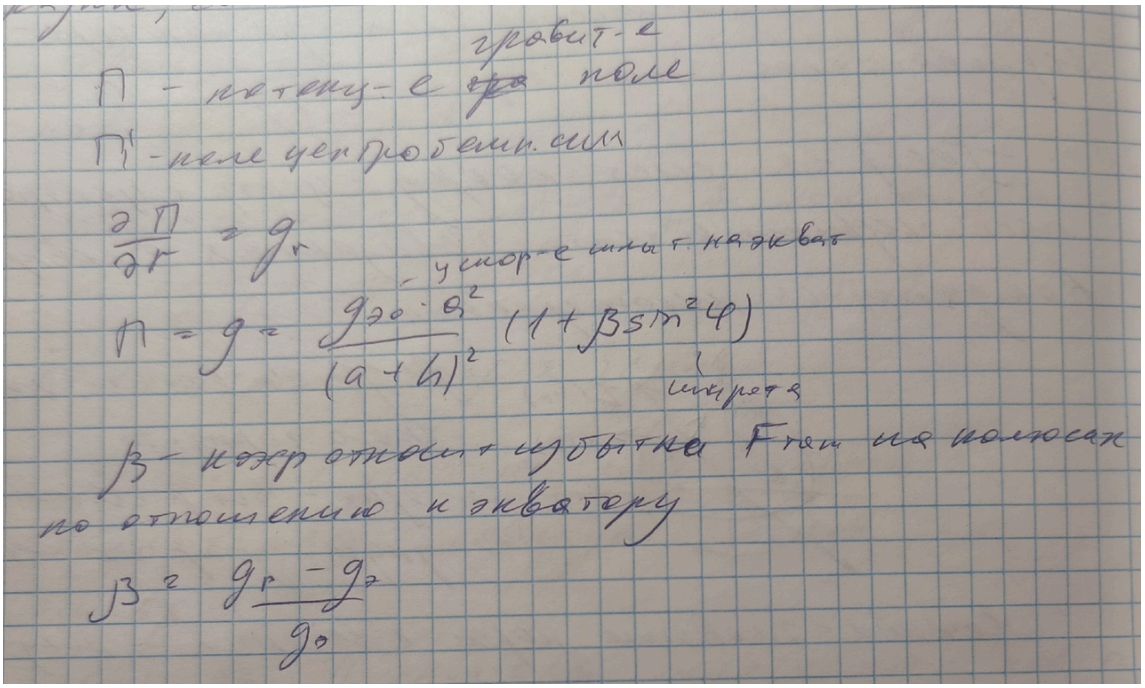
Полуэллипсы, соединяющие полюса, называются меридианы

Географическая долгота- по линии меридиана от 0 до 180 граудсов в западном и восточном направлениях (лямбда)

Географическая широта-от плоскости экватора в сторону сев. и юж. полюсов от 0 до 90 градусов (фи)

В качестве модели формы Земли используют сферу. Подбирают сферу с одинаковым объёмом или площадью поверхности с эллипсоидом вращения

В некоторых приближениях (на маленьких расстояниях) Земля-плоскость



Из файла

Земля представляет собой тело сложной формы. Вследствии своего вращения форма Земли есть сплю-щенный сфероид, у которого расстояние между полюсами меньше диаметра экватора. Это обстоятельство вместе с другими отклонениями формы Земли от сферической и неравномерное распределение масс внутри Земли затрудняют определение по величине и направлению силы притяжения Земли, действующей на ЛА.

Наиболее простой и наименее точной моделью фигуры Земли является шар радиуса 6371,1 км, прибли-зительно равный Земле по объему.

следующим приближением к реальной фигуре Земли, является тело, поверхность которого ограничена сплюснутым эллипсоидом вращения (получающимся вращением эллипса вокруг малой оси).

в качестве следующего приближения к реальной поверхности Земли принимается геоид – гипотетическая поверхность уровня потенциала силы тяжести, приблизительно совпадающая с поверхностью спокойных океанов и мысленно продолжающаяся на части Земли, занятые материками. Так как направление силы тяжести зависит от притягивающего действия неравномерно распределенных внутри Земли масс, то поверхность геоида является весьма сложной и не может быть описана достаточно просто математически. Таким образом геоид наиболее сложная модель, но зато и наиболее близко подходящая к реальной Земле.

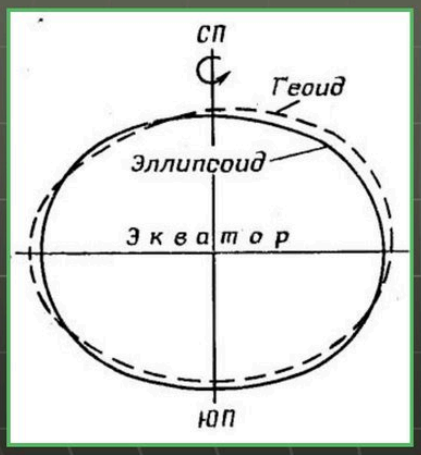
Гравитационное поле Земли — поле силы тяжести, обусловленное тяготением Земли и центробежной силой, вызванной её суточным вращением. Характеризуется пространственным распределением силы тяжести и гравитационного потенциала.

Сила тяжести — сила, действующая на любое материальное тело, находящееся вблизи поверхности Земли или другого астрономического тела.

По определению, сила тяжести на поверхности планеты складывается из гравитационного притяжения планеты и центробежной силы инерции, вызванной суточным вращением планеты

ЗЕМНОЙ ЭЛЛИПСОИД

Наилучшее геометрическое приближение к фигуре Земли дает ЭЛЛИПСОИД ВРАЩЕНИЯ – тело, которое образуется при вращении эллипса вокруг его малой оси



Общеземной эллипсоид – эллипсоид, наилучшим образом согласующийся с поверхностью геоида в целом.

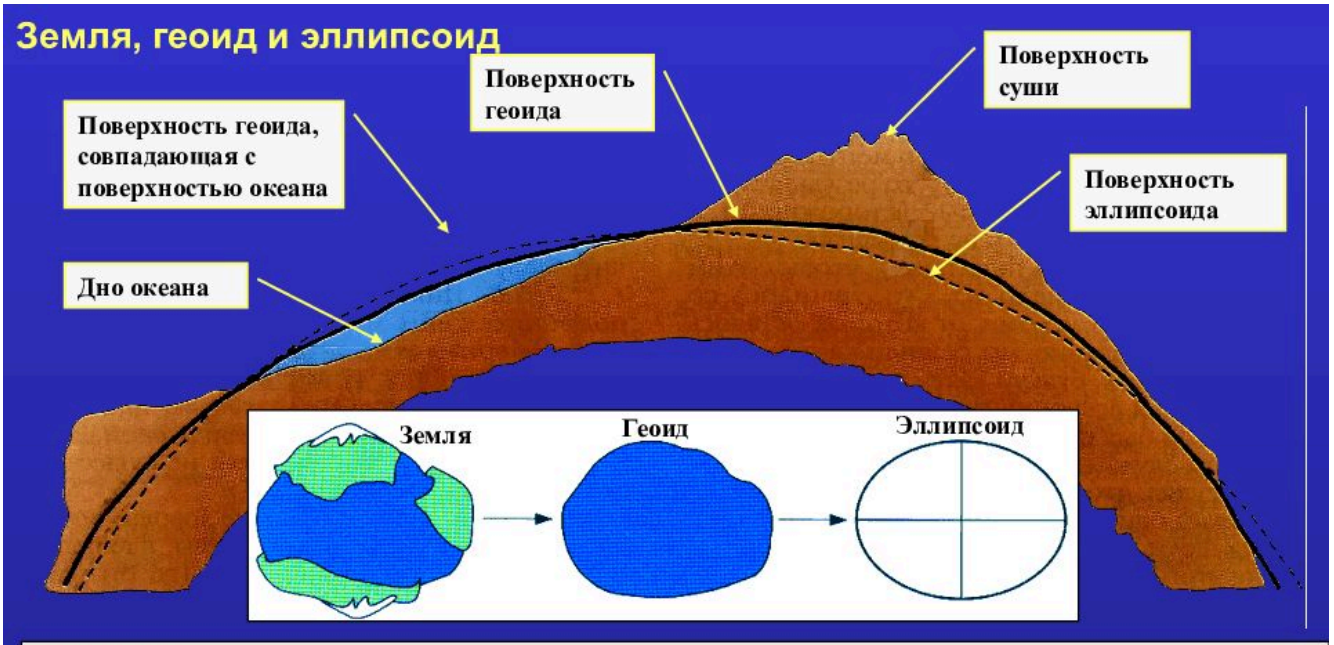
Требования к общеземному эллипсоиду:

1) Центр должен совпадать с центром масс Земли

2) Плоскость экватора и малая ось его должны совпадать соответственно с плоскостью экватора и осью вращения Земли

3) Объем его должен быть равен объему геоида

Земля, геоид и эллипсоид



- ✓ **Земля** *не обладает* формой *идеального шара*: форма грушевидная, сплюснутая у полюсов, с обширными выпуклостями и вогнутостями, включая поверхность суши и дно океанов.
- ✓ **Геоид -** сложная **фигура Земли, ограниченная уровенной поверхностью океана (в состоянии покоя и равновесия)**. Иначе говоря, это фигура Земли, сглаженная до *среднего уровня* Мирового океана.
- ✓ **Эллипсоид вращения - геометрическое тело, образующееся при вращении эллипса вокруг его малой оси**, дает наилучшее геометрическое приближение к геоиду

Наиболее точной моделью фигуры Земли считают геоид — гипотетическую поверхность уровня потенциала силы тяжести, приблизительно совпадающую со средним уровнем воды в океанах, а на материках — с уровнем воды в воображаемых узких каналах, сообщающихся с океаном. Геоид имеет сложную неправильную форму, обусловленную распределением масс в земной коре и на поверхности Земли. В каждой точке геоида нормаль к его поверхности совпадает с направлением силы тяжести, т. е. равнодействующей сил тяготения и центробежной силы от вращения Земли.

Следующее приближение к реальной фигуре Земли — тело, поверхность которого ограничена сплюснутым эллипсоидом вращения (рис. 3). Малая полуось (полярная) $b \approx 6\ 356\ 799$ м, а большая полуось (экваториальная) $a \approx 6\ 378\ 164$ м. Направление малой полуоси совпадает с направлением оси суточного вращения Земли.

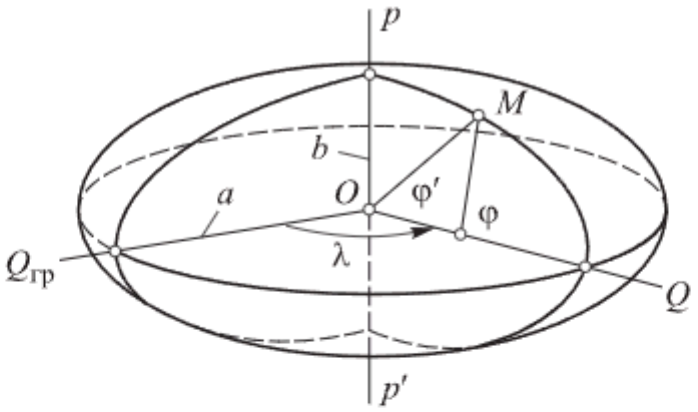


Рис. 3. Модель фигуры Земли в виде эллипсоида вращения

Более простая и менее точная модель Земли — шар ($R \approx 6371{,}1$ км), его объем приблизительно равен объему Земли. В ряде случаев, когда исследуют траектории полета ЛА небольшой протяженности ($L \leq 600\ldots900$ км) или траектории ЛА со скоростями полета меньше первой космической ($V \leq 7{,}9$ км/с), допу-

стимо не учитывать кривизну Земли и считать ее поверхность плоской, вращением Земли пренебречь.

Модели фигуры Земли тесно связаны с моделью ее гравитационного поля. По закону всемирного тяготения, частица массы $m_{ЛА}$ притягивает частицу массы $M_{\oplus}$ с силой, действующей по прямой, соединяющей частицы, прямо пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ним:

$$\overline{F} = -\gamma \frac{M_{\oplus} m}{r^2} \frac{\overline{r}}{r},$$

где $\gamma = 6{,}674 \cdot 10^{-11}$ Н·м^2 — гравитационная постоянная, поле тяготения является центральным; $M_{\oplus} \approx 5{,}9736 \cdot 10^{24}$ кг — масса Земли; $\overline{r}$ — радиус-вектор, соединяющий центр Земли с ЛА.

Для решения практических задач используют напряженность гравитационного поля, которая обычно представляется в виде ускорения свободного падения

$$g_{г} = \gamma \frac{M_{\oplus}}{r^2}.$$

При полете в атмосфере Земли ЛА участвует в ее суточном вращении с угловой скоростью $\Omega = 15$ град/ч (один оборот за сутки) и, таким образом, оказывается в неинерциальной системе отсчета. Для дальнейшей оценки необходимо учесть центробежную силу инерции, действующую на ЛА в направлении от оси вращения Земли: $F_{ц} = m_{ЛА}\,\Omega^2 r \cos\varphi$ (для сферической модели Земли), поэтому на экваторе она будет максимальной, а на полюсе — отсутствовать. Сумма центробежной и гравитационной сил в результате дают силу тяжести $\overline{G}$ (рис. 4).

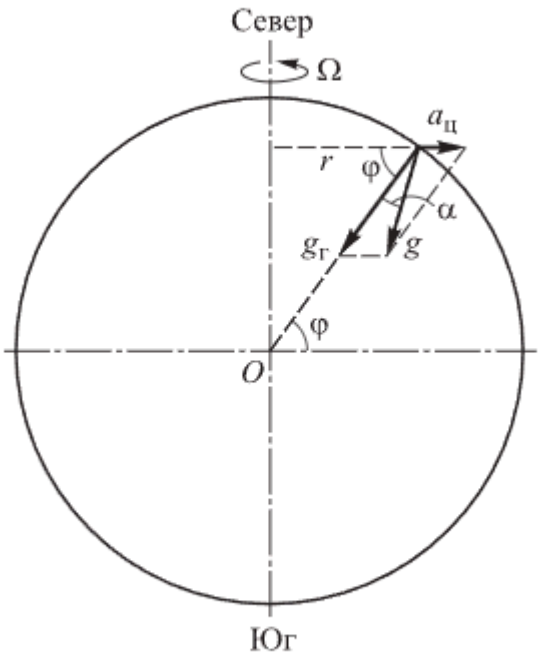


Рис. 4. Формирование центробежного ускорения $a_ц$

При полете ЛА над «плоской» Землей ее гравитационное поле принимают однородным и плоскопараллельным. В этом случае ускорение силы тяжести не зависит от высоты полета ЛА и широты места, оно направлено по нормали к поверхности. Значение $g = 9{,}81$ м/с^2 принимают для среднего радиуса Земли R без учета центробежной составляющей.

11. Системы координат используемые для описания движения летательного аппарата.

Группы ск

Земные

1) геоцентрическая экваториальная инерциальная
2) геоцентрическая экваториальная
3) нормальная земная
4) стартовая

Связанные

1) связанная
2) скоростная
3) нормально-связанная
4) траекторная
5) орбитально объектоцентрическая

2. **Инерциальная система координат**	$O_и X_и Y_и Z_и$	Правая прямоугольная декартова система координат, начало $O_и$ которой помещено в некоторой точке пространства, либо перемещается с постоянной скоростью, а направление осей относительно звезд неизменно	
3. **Земная система координат**	$O_0 X_0 Y_0 Z_0$	Правая прямоугольная декартова система координат, начало O_0 и оси которой фиксированы по отношению к Земле и выбираются в соответствии с задачей	
4. **Нормальная земная система координат**	$O_0 X_g Y_g Z_g$	Земная система координат, ось которой $O_0 Y_g$ направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачей	Под местной вертикалью понимают прямую, совпадающую с направлением силы тяжести в рассматриваемой точке

5. **Стартовая система координат**	$O_0X_cY_cZ_c$	Земная система координат, начало которой O_0 совпадает с характерной точкой летательного аппарата в начальный момент движения, ось O_0Y_c направлена вверх по местной вертикали, а направление осей O_0X_c и O_0Z_c выбирается в соответствии с задачей	
		ПОДВИЖНЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ	
6. **Подвижная система координат**		Правая прямоугольная декартова система координат, начало которой O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс, а направление осей выбирается в соответствии с задачей	
7. **Ориентированная подвижная система координат**	$OX_иY_иZ_и$	Подвижная система координат, направление осей которой относительно звезд неизменно	
8. **Земная подвижная система координат**	$OX_0Y_0Z_0$	Подвижная система координат, оси которой направлены так же, как и соответствующие оси земной системы координат	
9. **Нормальная система координат**	$OX_gY_gZ_g$	Подвижная система координат, ось которой OY_g направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачей	
10. **Связанная система координат**	$OXYZ$	Подвижная система координат, осями которой являются продольная ось OX (п. 11), нормальная ось OY (п. 12) и поперечная ось OZ (п. 13), фиксированные относительно летательного аппарата	
11. **Продольная ось**	OX	Ось связанной системы координат, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направленная от хвостовой к носовой части летательного аппарата	1. Направление продольной оси может быть выбрано как по базовым осям самолета, крыла или фюзеляжа, так и по главным осям инерции. Выбор продольной оси должен быть указан. 2. Для осесимметричных летательных аппаратов продольная ось располагается вдоль оси симметрии
12. **Нормальная ось**	OY	Ось связанной системы координат, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направленная к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	
13. **Поперечная ось**	OZ	Ось связанной системы координат, перпендикулярная плоскости симметрии летательного аппарата и направленная к правой части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	

14. **Полусвязанная система координат**	$OX_eY_eZ_e$	Подвижная система координат, ось которой OX_e совпадает с проекцией скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) на плоскость OXY связанной системы координат, ось OY_e — с осью подъемной силы OY_a (п. 18), а ось OZ_e — с поперечной осью	
15. **Связанная с пространственным углом атаки система координат**	$OX_пY_пZ_п$	Подвижная система координат, ось $OX_п$ которой совпадает с продольной осью, а ось $OY_п$ лежит в плоскости, образованной продольной осью и направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35), и направлена противоположно проекции скорости на плоскость, перпендикулярную продольной оси	
16. **Скоростная системе система координат**		Подвижная система координат, ось OX которой совпадает с направлением скорости летательного аппарата (п. 35), а ось OY лежит в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направлена к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	
17. **Скоростная ось**		Ось скоростной системы координат, совпадающая с направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35)	
18. **Ось подъемной силы**		Ось скоростной системы координат в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направленная к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	
19. **Боковая ось**	OZ_a	Ось, которая в совокупности со скоростной осью и осью подъемной силы составляет скоростную систему координат	
20. **Траекторная система координат**	$OX_кY_кZ_к$	Подвижная система координат, ось которой $OX_к$ совпадает с направлением земной скорости $\vec{V}_к$ (п. 37), ось $OY_к$ лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось $OX_к$, и направлена обычно вверх от поверхности Земли	

снизу альфа - угол атаки, бэта - угол скольжения, OXYZ - связанная СК, OXaYaZa - скоростная СК, Vxoy - проекция вектора скорости V на базовую плоскость самолета.

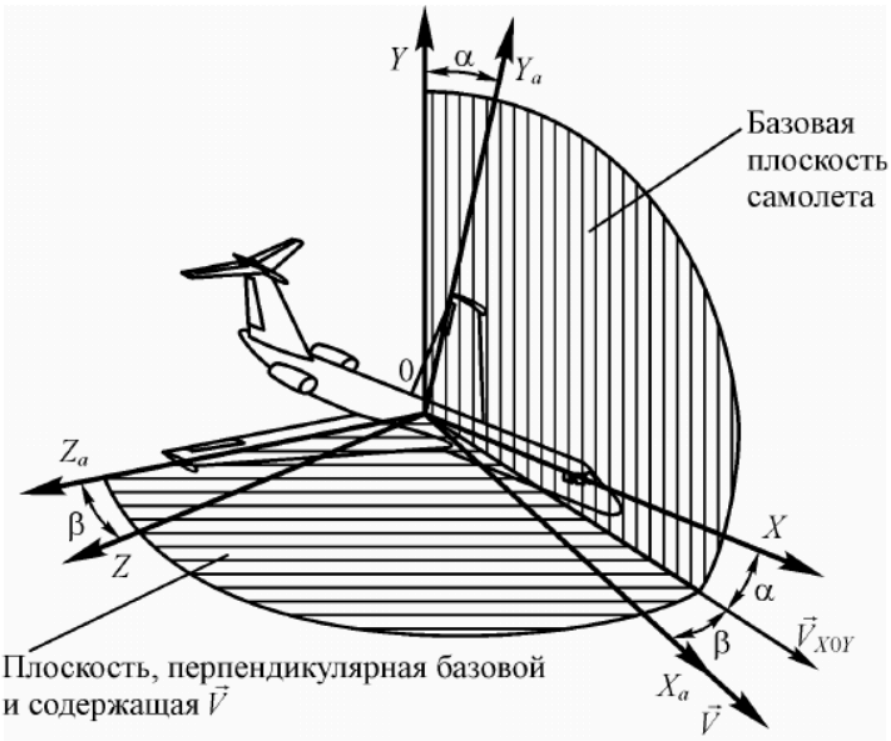


Рис. 19. Скоростная система координат

Ниже уже про рисунок 20

ризонтально. Угол между осью $0X_g$ и проекцией оси $0X$ на горизонтальную плоскость X_{Xg0Zg} называется у г л о м р ы с к а н и я и обозначается ψ. Угол между продольной осью $0X$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется у г л о м т а н г а ж а и обозначается ϑ. Угол между поперечной осью $0Z$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется у г л о м к р е н а и обозначается γ.

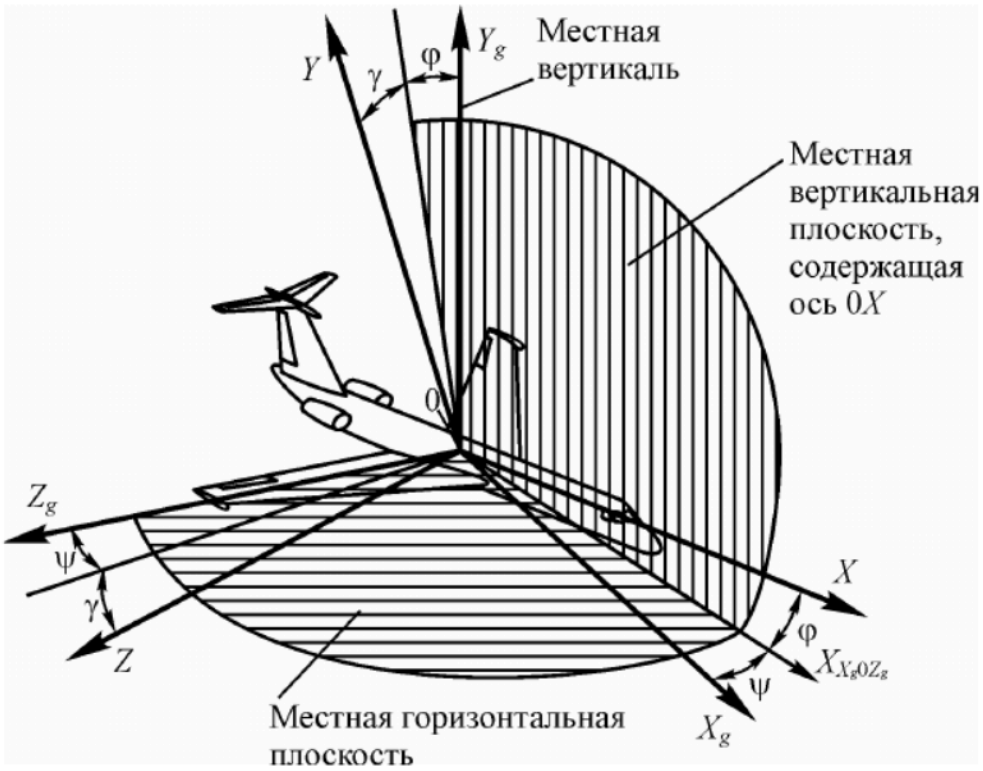


Рис. 20. Нормальная система координат

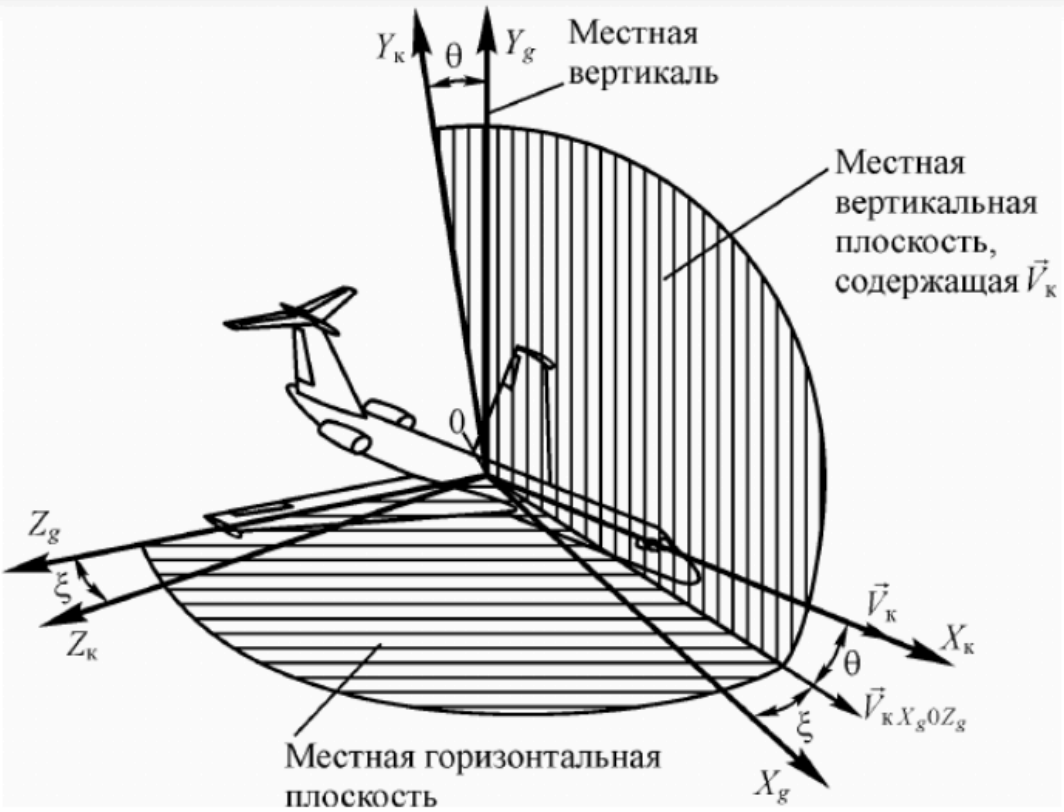


Рис. 21. Траекторная система координат

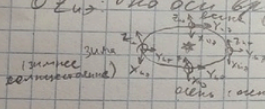
Углом пути ξ называется угол между проекцией вектора $\vec{V}_к$ на горизонтальную плоскость X_g0Z_g и осью $0X_g$. Угол наклона траектории θ – это угол между вектором земной скорости $\vec{V}_к$ и местной горизонтальной плоскостью X_g0Z_g.

СК

Земные

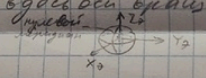
1) геоцентрическая экваториальная инерциальная ск $OX_{и0}Y_{и0}Z_{и0}$

- начало связано с центром Земли
- $OX_{и0}$ направлена в т. весеннего равноденствия
  $OY_{и0}$ дополняет до правой тройки
  $OZ_{и0}$ по оси вращения Земли



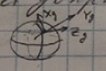
2) геоцентрическая экваториальная (вращающаяся) ск $OX_3Y_3Z_3$

- начало связано с центром Земли
- OX_3 на пересечении гринвичского меридиана (нулевого) и экватора
  OY_3 дополняет до правой тройки
  OZ_3 вдоль оси вращ-я к сев полюсу



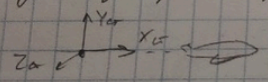
3) Нормальная земная ск $OX_gY_gZ_g$

- начало совпадает с т. на земле, зависит от требования текущей задачи
- OX_g выбирается из требований текущей задачи (для мл задач — на север по касат-ю к меридиану)
  OY_g вдоль местной вертикали вверх
  OZ_g дополняет до правой тройки



4) Стартовая СК $OX_{ст}Y_{ст}Z_{ст}$

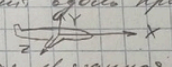
- начало совпадает с началом движения ЛА
- $OX_{ст}$ направлена в сторону предстартового движения ЛА
  $OY_{ст}$ вверх вдоль местной вертикали
  $OZ_{ст}$ доп-т до правой тройки



Связанные

1) связанная ск $OXYZ$

- начало привязано к центру масс ЛА
- OX связывает хвостовую часть ЛА (в пл-сти сим-ии ЛА, направлена в приоритетном направлении)
  OY дополняет до правой тройки (в пл-ти сим-ии)
  OZ лежит вдоль правого крыла

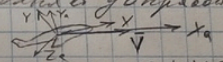


2) нормальная связанная ск $OX_gY_gZ_g$ нах в земной

- начало привязано к центру масс ЛА
- OX_g направлена в приоритетном направлении движения, лежит в пл-ти сим-ии
  OY_g направлена вверх вдоль местной вертикали
  OZ_g дополняет до правой тройки

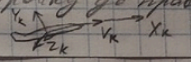
3) скоростная СК $OX_aY_aZ_a$

- начало —"—"—
- OX_a определяется вектором воздушной скорости $\bar{V}$
  OY_a в плоскости сим-ии ЛА
  OZ_a дополняет до правой тройки



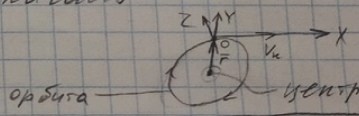
4) траекторная ск $OX_kY_kZ_k$ (симбиоз скоростной и норм-й ск

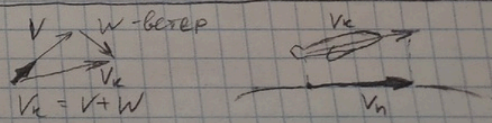
- начало —"—"—
- OX_k опр-ся вектором земной скорости $\bar{V}_k$
  OY_k в вертикальной пл-ти, направлена ≈ вверх
  OZ_k доп-т тройку до правой



5) орбитальная объектоцентрическая ск $OXYZ$

- начало —"—"—
-





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

ЛА-объект или устройство, которое может подниматься над поверхностью земли (которое может преодолеть силу тяжести)
Наведение-управление полетом ЛА(движением),обеспечивающее его вывод в заданную точку пространства или определенное место на поверхности Земли
Управление-упорядочивание системы с точки зрения того, кто управляет движением
Навигация-процесс определения текущего местоположения в пространстве

Общая задача наведения заключается в выводе ЛА в заданную точку пространства в заданный момент времени с заданной скоростью и направлением по ранее установленной или оперативно выбранной пространственно-временной траектории

Любой ЛА является транспортным средством, предназначенным для достижения определенных целей в навигации. Для решения основной задачи наведения необходимо отыскать удовлетворяющее этому вариант управления (нахождение функции управления). Функция управления после того, как ее выбрали, является формализованным описанием достижения цели.
Выбор конкретной траектории и конкретного варианта управления при достижении целей зависит от “критерия эффективности”, который обычно является дополнительным при достижении целей.
Каждому варианту траектории соответствует определенный критерий качества управления, который необходимо выразить в численном виде для возможного сравнения критериев качества между собой
I=F(U,X) (X-вектор переменных состояний(содержит параметры координат), U-вектор функций управления)
Обычно в практических расчетах необходимо получить максимальную выгоду, те на практике расходы сводятся к минимуму
После определения наилучшего критерия качества может быть определено программное управление для всей траектории движения, которая в этом случае тоже будет программой
Программная траектория-это, к сожалению, траектория, по которой ЛА никогда не летает. Связано это с тем, что на практике движение ЛА подвержено случайным воздействиям, поэтому обычно существует ошибка наведения, для компенсации этой ошибки вводится корректирующее управление. В идеале его надо было бы выбрать так, чтобы оно зависело от вектора случайных воздействий, но на практике это невозможно. Поэтому корректирующее управление выбирается на основании ошибки наведения

Двухэтапное наведение:

1) рассчитывают программную траекторию, которая обеспечивает достижение заданной цели с минимальными затратами (I)
2) определяют механизм, обеспечивающий при заданном ресурсе максимально возможную точность достижения цели

13.Ограничения, накладываемые на движение летательных аппаратов. Понятие перегрузки. Влияние различных перегрузок.

Лекции:

Перегрузка —

1. это избыточное нагружение
2. безразмерное отношение геометрической суммы всех действующих на объект сил, за исключением силы тяжести, к силе тяжести

$$\bar{n} = \frac{\sum \bar{F}_i - \bar{G}}{|\bar{G}|}$$ - перегрузка

Вообще, перегрузку раскладывают вдоль осей связанной СК:

$$\bar{n} = \bar{x}^{o} n_X + \bar{y}^{o} n_Y + \bar{z}^{o} n_Z,$$

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

На ЛА обычно действуют:

$\bar{R}$; $\bar{G}$; $\bar{P}$

$\bar{R}$ — аэродин. сила; $\bar{G}$ — сила тяжести; $\bar{P}$ — тяга

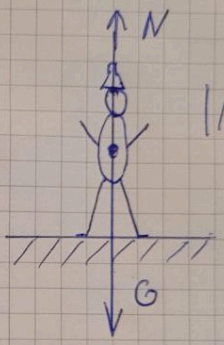
Составляющие перегрузки

$$n_x = \frac{P\cos\varphi_P - X\cos\alpha + Y\sin\alpha}{mg}$$

$$n_y = \frac{P\sin\varphi_P + X\sin\alpha + Y\cos\alpha}{mg}$$

$$n_z = \frac{Z}{mg}$$

Пример:



$|N| = |G|$

$n_x = 0$

$n_y = 1$ - нормальная перегрузка

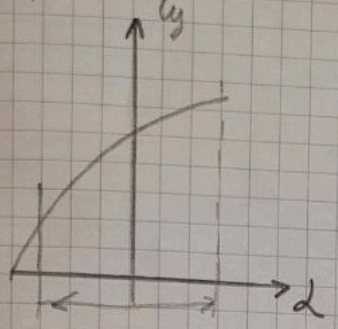
$n_z = 0$

Приращение:

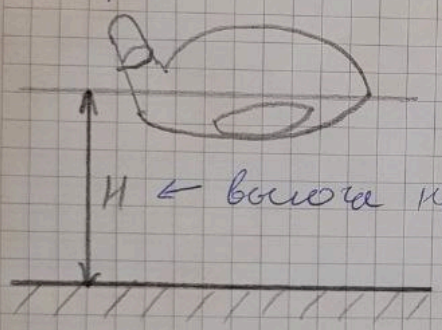
$\Delta n_y = n_y - 1$

Ограничения ЛА

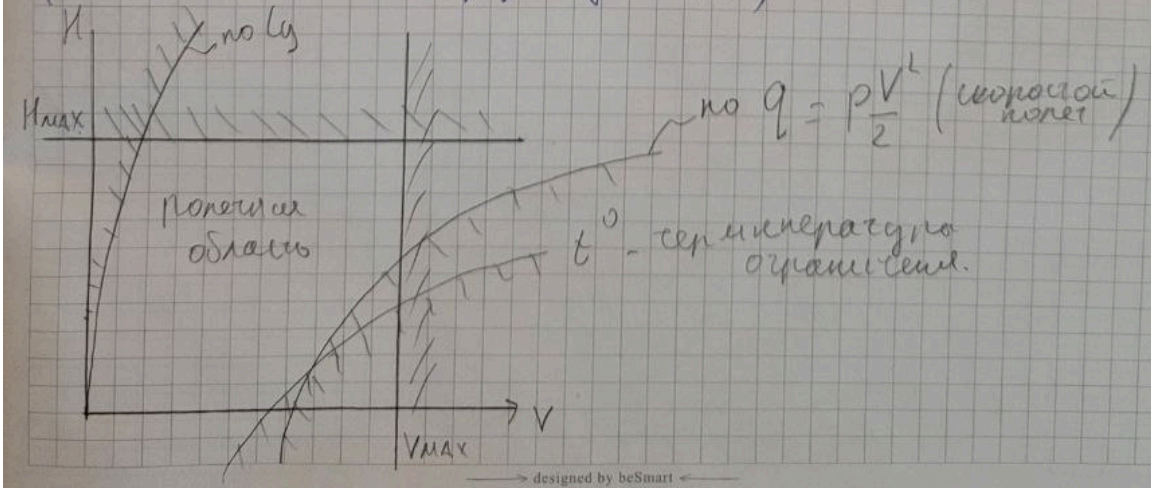
1) (Аэродинамическими и прочностными ограничениями) Параметры:



2) Ограничение определяемой спецификой требований к выполнению заданной программой полета.



3) Параметры опред. физическими ограничениями (только для нелокирующих ЛА)



designed by beSmart

Из файла(дополнение):

Перегрузка разрушает конструкции, обычно $n_{раз} = 1{,}5 n_{экс}$. Она негативно влияет на самочувствие и работоспособность человека, и ее влияние существенно зависит от длительности воздействия. Влияние перегрузки разных знаков и направлений на организм различно. При наличии пассажиров на борту ограничения на допустимую перегрузку в 2–3 раза жестче (рис. 5).

Полетная область ЛА в параметрических координатах *M–H* определяется ограничениями (рис. 6).

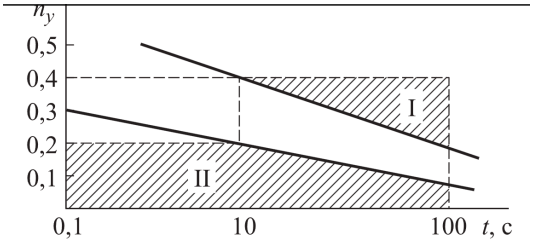


Рис. 5. Влияние нормальной перегрузки n_y на человека:
I — недопустимое; II — удовлетворительное

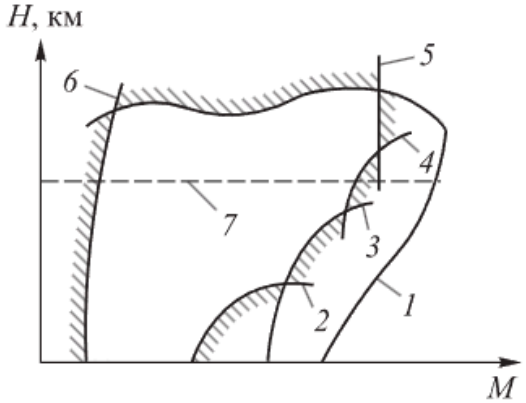


Рис. 6. Ограничения полетной области ЛА:
1 — из условия равенства потребных и располагаемых тяг; *2* — скорости по недопустимым перегрузкам при полете в неспокойном воздухе; *3* — скорости по максимально допустимому скоростному напору q_{max}; *4* — скорости по недопустимому нагреву конструкций ЛА; *5* — по числу М полета, по условиям статической и динамической прочности ЛА и двигателя, устойчивости, управляемости и балансировки; *6* — по допустимой подъемной силе *Y*; *7* — *H* = 11

79. **Перегрузка**	$\vec{n}$	Отношение результирующей силы $\vec{R}$ к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	При определении перегрузки для условий разбега при взлете и приземления следует дополнительно учитывать силы реакции Земли
80. **Продольная перегрузка**	n_x	Отношение продольной силы R_x к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_x=\frac{R_x}{mg}$
81. **Нормальная перегрузка**	n_y	Отношение нормальной силы R_y к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_y=\frac{R_y}{mg}$
82. **Поперечная перегрузка**	n_z	Отношение поперечной силы R_z к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_z=\frac{R_z}{mg}$
83. **Тангенциальная перегрузка**	n_{x_a}	Отношение тангенциальной силы R_{x_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{x_a}=\frac{R_{x_a}}{mg}$
84. **Нормальная скоростная перегрузка**	n_{y_a}	Отношение подъемной силы R_{y_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{y_a}=\frac{R_{y_a}}{mg}$
85. **Боковая перегрузка**	n_{z_a}	Отношение боковой силы R_{z_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{z_a}=\frac{R_{z_a}}{mg}$

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

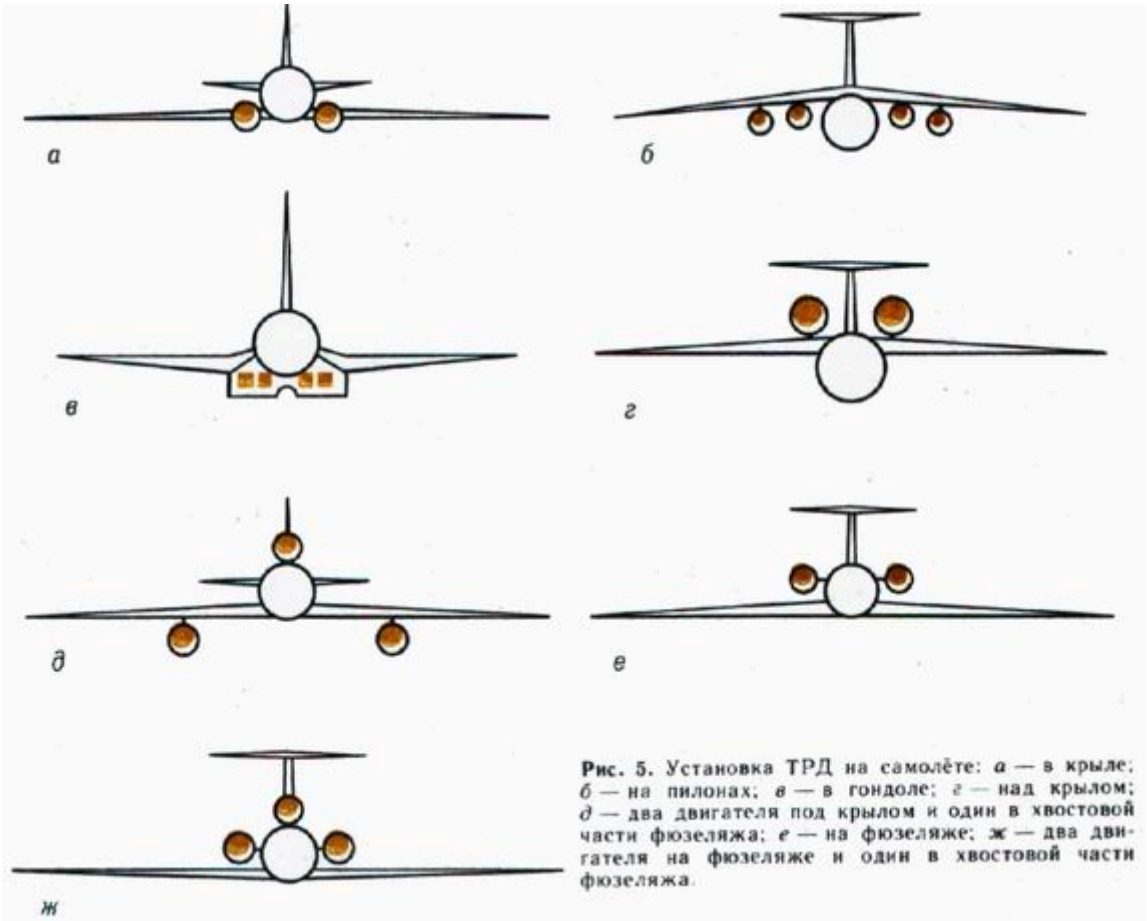


Рис. 5. Установка ТРД на самолёте: *а* — в крыле; *б* — на пилонах; *в* — в гондоле; *г* — над крылом; *д* — два двигателя под крылом и один в хвостовой части фюзеляжа; *е* — на фюзеляже; *ж* — два двигателя на фюзеляже и один в хвостовой части фюзеляжа.

трд - турбореактивный двигатель

Силы и моменты действующие на ЛА в полете

Суммарная сила тяжести: $\bar{G}$
(прикладываем к центре тяжести)

Сила тяги: $\bar{P}$ ($\bar{M}_P$)

Аэродинамическая сила: $\bar{R}$ ($\bar{M}_R$)

$\bar{M}_{pe}$ - реактивный момент (связан с значительными углами

$$\bar{G} = \bar{F}_{грав} + \bar{F}_{э}$$

сила гравитации

центробежная сила

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

$$G_x = -G \sin\vartheta$$

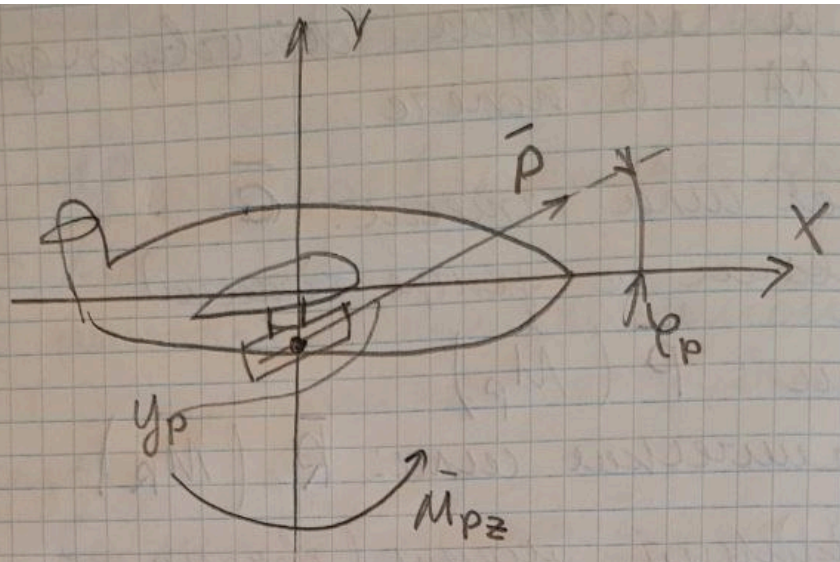
$$G_y = -G \cos\vartheta \cos\gamma$$

$$G_z = G \cos\vartheta \sin\gamma$$

Сила тяги и момент силы тяги

$$\bar{P} = \sum \bar{P}_i \qquad \bar{M}_P = \sum \bar{M}_{Pi}$$

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



$P_x = P \cdot \cos\varphi_p$

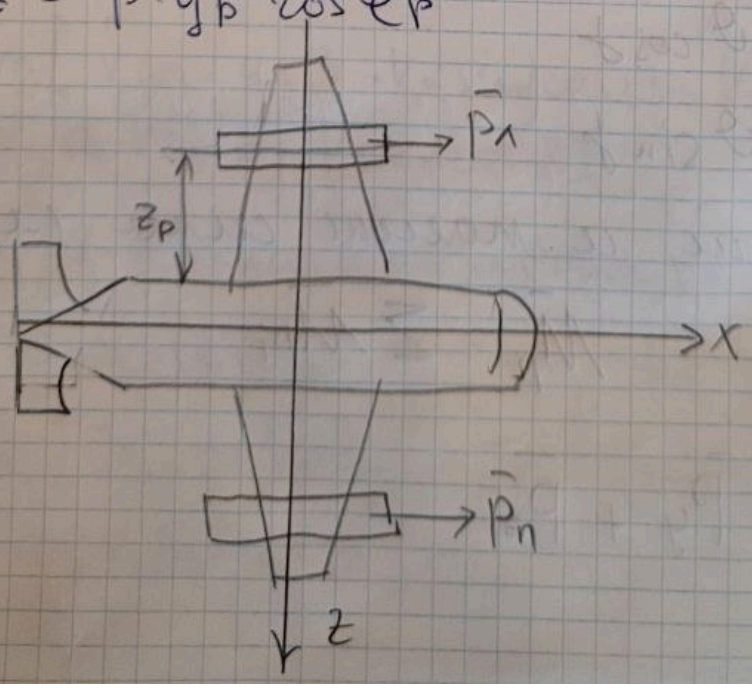
$P_y = P \cdot \sin\varphi_p$

$P_z \approx 0$

$M_{px} = 0$

$M_{py} = (P_n - P_л) z_p$, т.к $P_n \neq P_л$

$M_{pz} = P \cdot y_p \cdot \cos\varphi_p$



Важно знать от чего зависит тяга

$P = f(\ldots$

Варианты создания тяги:

1) Использование винто-моторной группы (воздушный винт + мотор)

2) Использование реактивных двигателей

• Для 1) (винто-моторной группы) тяга существенным образом зависит от плотности воздуха (от высоты полета) $\rho(H)$

Еще можно регулировать скорость вращения (за счет двигателя внутр. сгорания, т.е. параметром $\delta_{ст}$ (параметр сектора газа) и

$$P = f(\underbrace{\rho(H), \delta_{ст}, V_{ЛА}}_{\text{основные}}, \ldots)$$

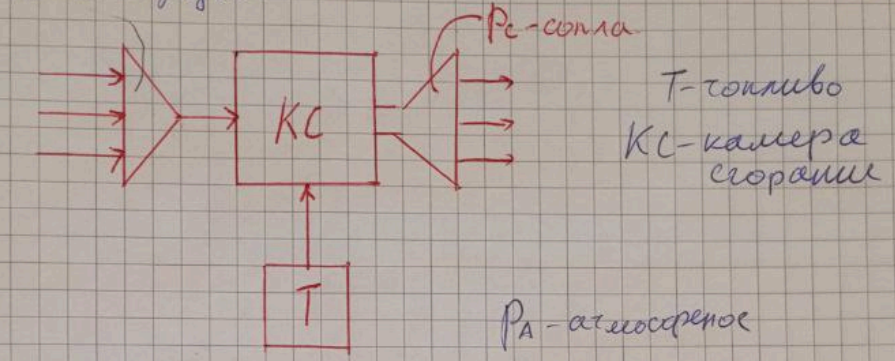
скорость.

$$P \cong \frac{75 \cdot N \cdot \eta}{V_{ЛА}}$$ – эмпирическая формула для винто-моторной группы.

$P = f(V, H, \delta_{скор\ газа}, \dots)$; $H \sim P \to$ {влияет на} P_A

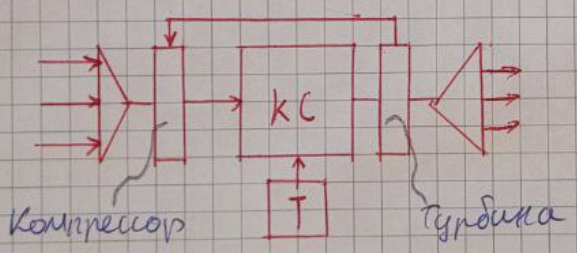
• Реактивный двигатель (наиболее распространенные)

1) Прямоточный реакт. двигатель

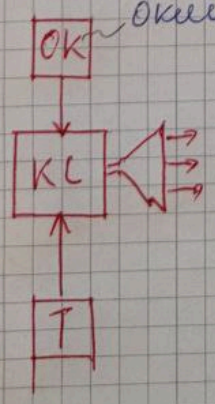


$P \approx (P_c - P_A) S_c + \dot{m} V^*$ ← скорость истечения продуктов сгорания

2) Более современный

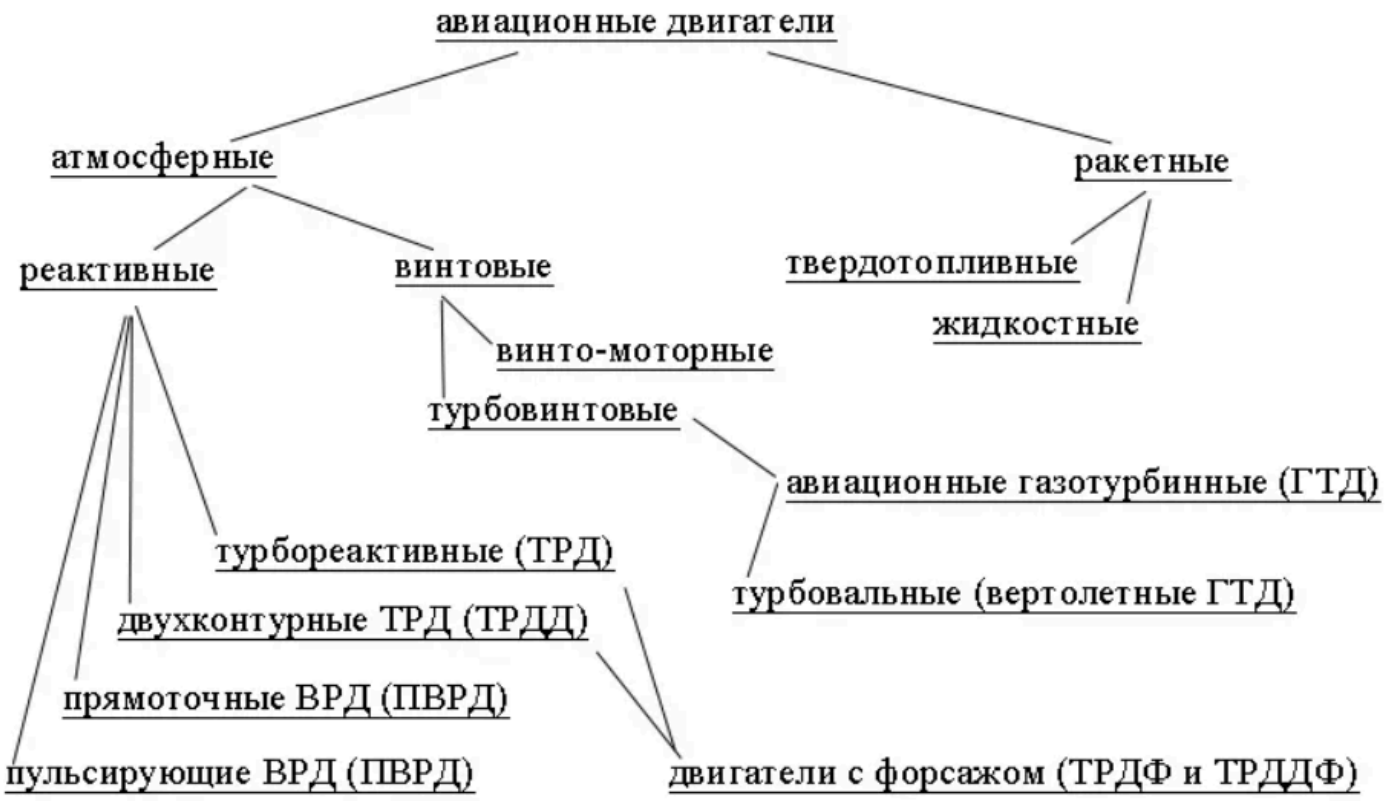


3) Двигатель на больших высотах (нет атмосферы)



Привлекательный вариант

designed by beSmart

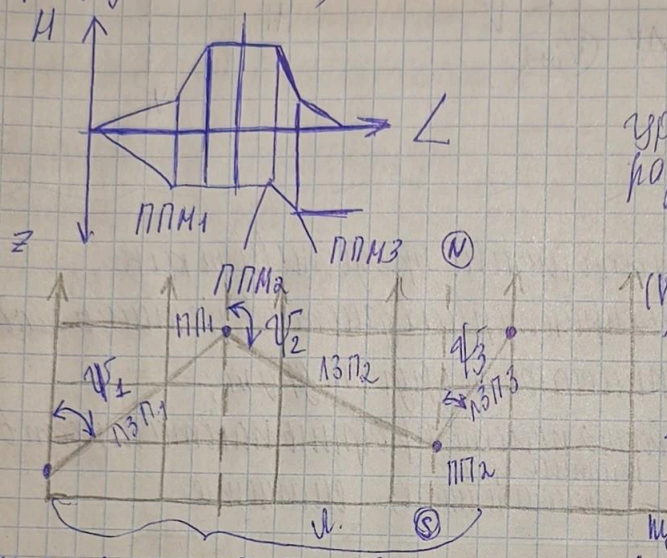

авиационные двигатели
атмосферные
ракетные
реактивные
винтовые
твердотопливные
жидкостные
винто-моторные
турбовинтовые
авиационные газотурбинные (ГТД)
турбореактивные (ТРД)
турбовальные (вертолетные ГТД)
двухконтурные ТРД (ТРДД)
прямоточные ВРД (ПВРД)
пульсирующие ВРД (ПВРД)
двигатели с форсажом (ТРДФ и ТРДДФ)

Компрессор в реактивном двигателе выполняет функцию сжатия воздуха перед его подачей в камеру сгорания. Этот процесс увеличивает давление воздуха и, следовательно, его плотность, что повышает эффективность сгорания топлива. В результате увеличения давления воздуха, больше топлива может быть впрыснуто, что увеличивает мощность двигателя.
Турбина играет роль в процессе извлечения энергии из газов, выходящих из сгоревшего топлива, и используется для привода компрессора и, в случае турбореактивных двигателей, генерации тяги.

Окислитель обеспечивает кислород для химического взаимодействия с топливом. Обычно в качестве окислителя используют кислород или смеси оксидов азота и кислорода.

15.Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.

Проекции траектории движения ЛА на земную поверхность называют линией пути или маршрутом полета;



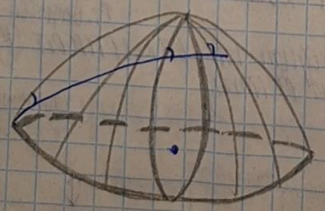
$УР_1 = \psi_2 - \psi_1$ - угол разворота №1

ЛЗП- линия заданного пути (каждая из них характеризуется своим путевым углом)

ППМ- промежуточный пункт маршрута.

Движение, при котором земная представляется плоской и линии заданного пути пересекают меридианы под равными углами, называется локсодромией;

Движение по ортодромии - движение вдоль линии заданного пути, пересекающего меридианы под разными углами, в случае представления Земли как шар или сферы;



Ортодрома — кратчайшее расстояние между двумя точками на земной сфере, которое получается при сечении сферы плоскостью, проходящей через начальную точку, конечную точку и центр земли;

λ_1, φ_1 - нач;

λ_2, φ_2 - конец;

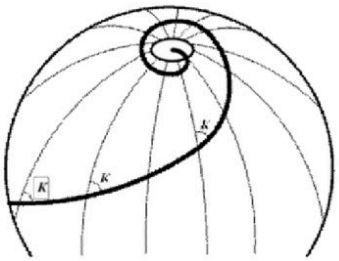
$$\operatorname{tg}\alpha = \cos\varphi_1 \frac{\operatorname{tg}\varphi_2}{\sin(\lambda_2-\lambda_1)} - \sin\varphi_1 \operatorname{ctg}(\lambda_2-\lambda_1)$$

α - текущего путевого угла

ψ - угол рыскания

2. Локсодромия и её свойства.

Локсодромия - кривая, пересекающая все меридианы под одним и тем же углом К



Судно, совершающее плавание постоянным курсом, перемещается именно по локсодромии.

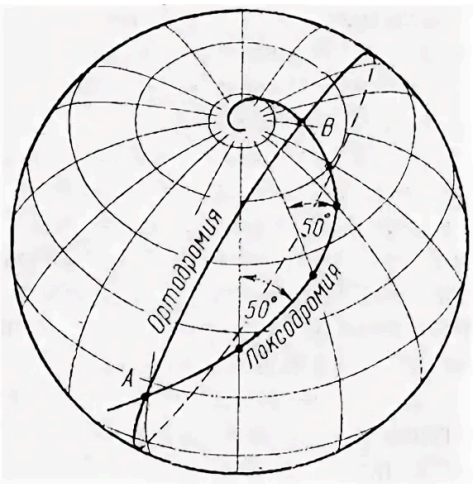
Расстояние между двумя точками на сфере по локсодромии не является кратчайшим и ее применение в мореплавании объясняется исключительным удобством использования компасов. Эта кривая чрезвычайно важна в практике навигации.

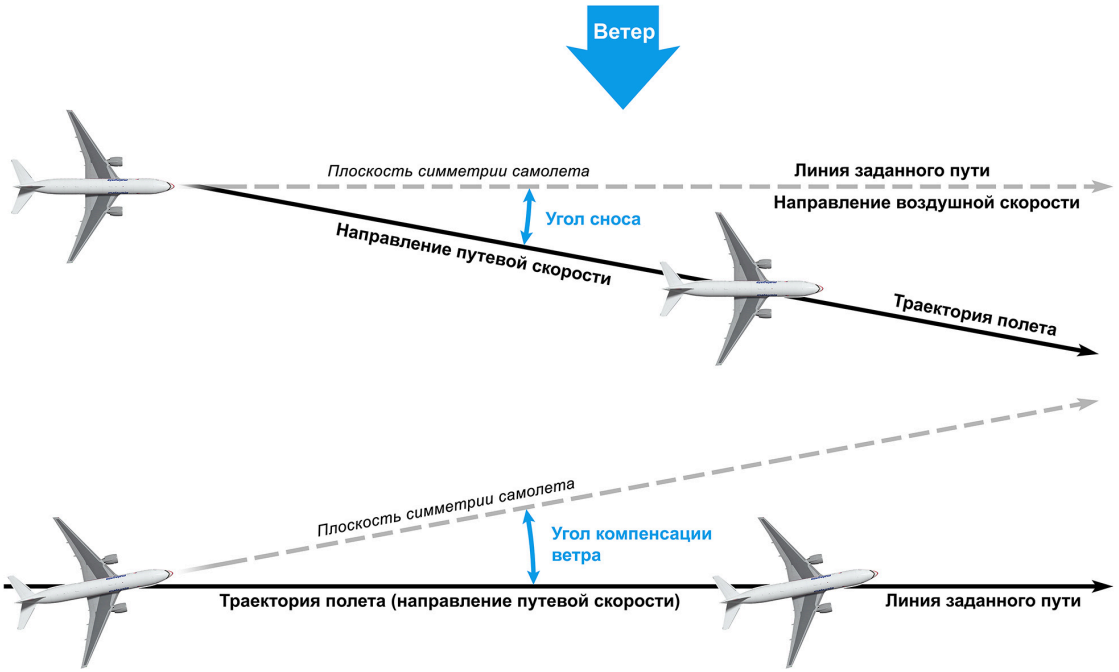
Основные свойства локсодромии:

1.Если К = 0 или 180°, то очевидно, что локсодромия совпадает с меридианом, т. е. с большим кругом;

2.Если К = 90 или 270°, то локсодромия совпадает с параллелью или экватором, т. е. образует малый или большой круг на поверхности сферы;

3.При любых других курсах локсодромия спиралеобразно стремится к полюсу, никогда его не достигая.

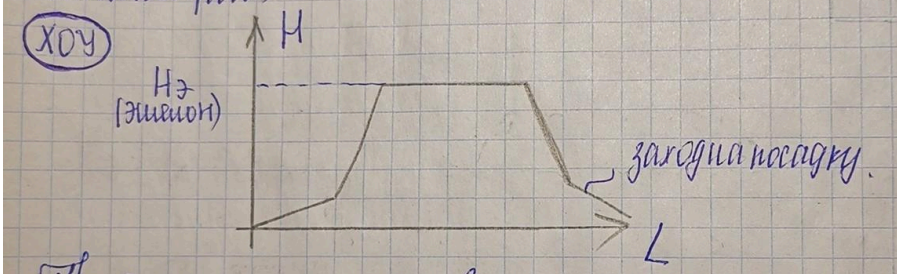




16. Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

Существует два основных типа профиля полёта;
Профиль считается простым, если самолёт набирает высоту, совершает полёт до цели а затем снижается, и, переменным, если высота полёта в пути изменяется один или несколько раз;

Представление траектории движения ЛА в плоскости симметрии называют профильным полётом;
(Или проекция траектории движения на плоскость симметрии)

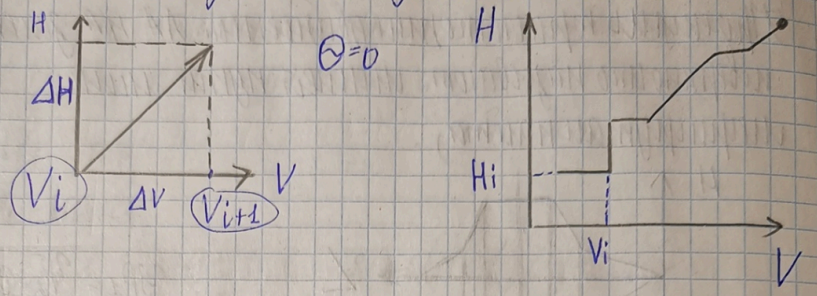


Полёт по траектории в разных профилях может быть разделён на ряд этапов режимов полёта в В.П;
Каждый этап характеризуется определённой прорешиной целью полёта;

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

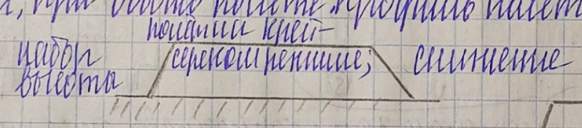
– это редуцированные уравнения полёта (без учёта вращения)

// Реализация непрерывной траектории происходит последовательно; т.е. последовательно достигаются некоторые цели;

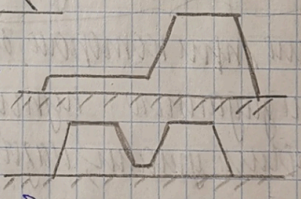


Любой профиль полёта можно представить как последовательность характерных участков, режимы полёта на которых резко отличаются друг от друга;

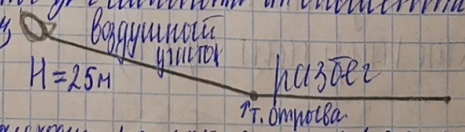
Например, при обычном полёте профиль полёта имеет вид:



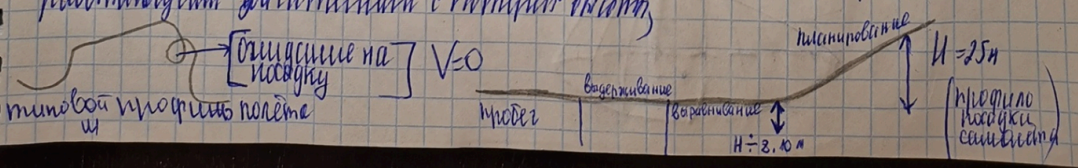
Иные варианты профилей полёта;

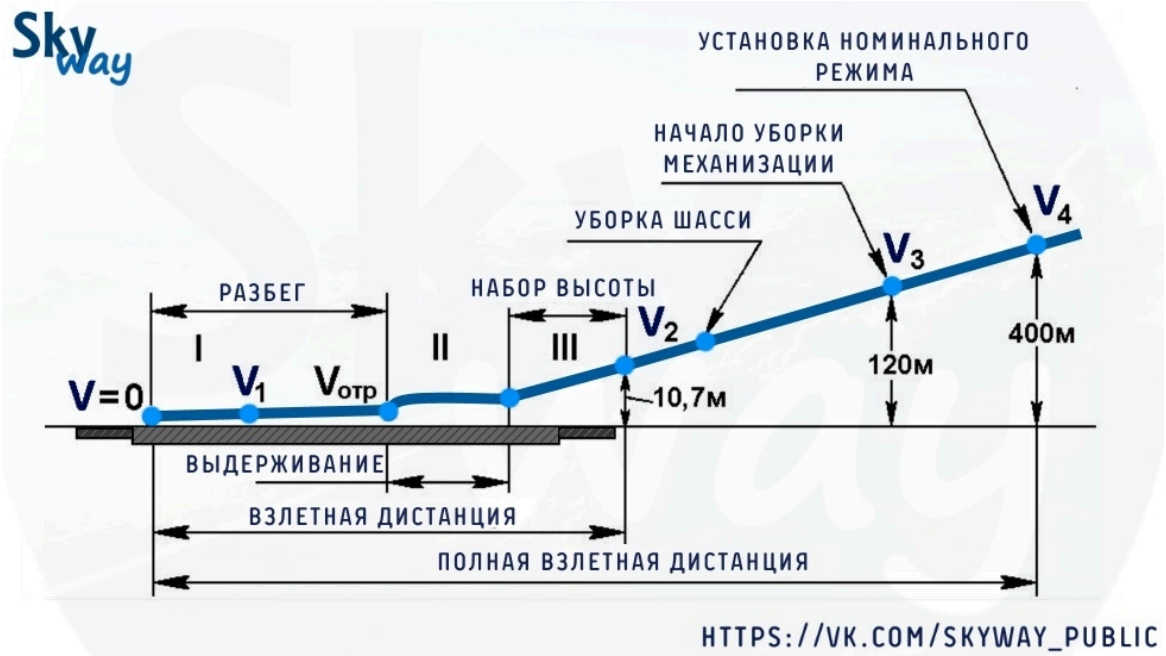


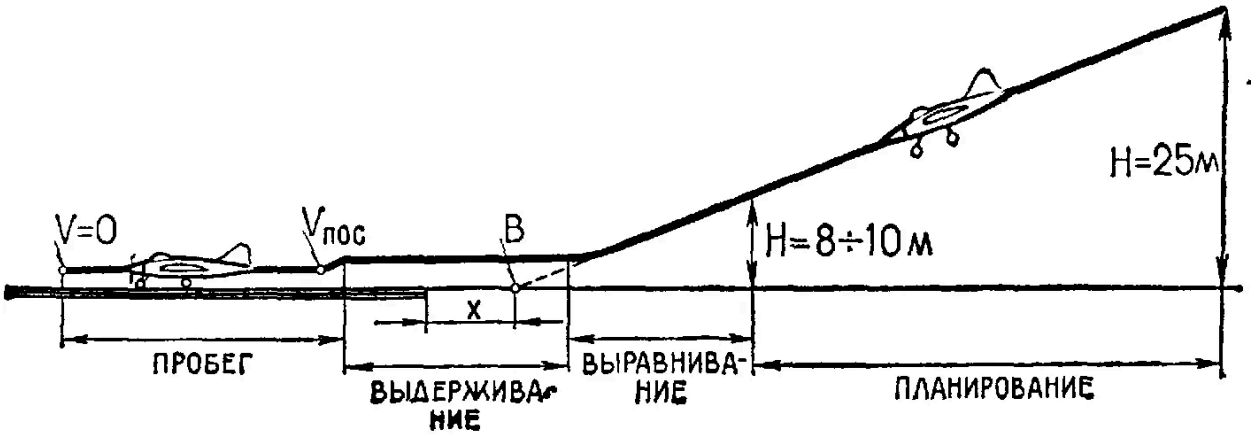
Взлёт и набор высоты – каждый полёт начинается со взлёта. Взлёт представляет собой один из видов неустановившегося полёта. Взлёт может быть (у самолёта) разбегом или вертикальным – обычно разбегом. Взлёт – ускоренное дв-е самолёта от момента начала разбега до набора высоты 25м.



Снижение и посадка – снижение происходит по наклонной траектории с потерей высоты.




SkyWay
УСТАНОВКА НОМИНАЛЬНОГО РЕЖИМА
НАЧАЛО УБОРКИ МЕХАНИЗАЦИИ
УБОРКА ШАССИ
НАБОР ВЫСОТЫ
РАЗБЕГ
I
II
III
V=0
V1
Vотр
V2
V3
V4
10,7м
120м
400м
ВЫДЕРЖИВАНИЕ
ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ
ПОЛНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ
HTTPS://VK.COM/SKYWAY_PUBLIC


V=0
Vпос
B
H=25м
H=8÷10м
x
ПРОБЕГ
ВЫДЕРЖИВАНИЕ
ВЫРАВНИВАНИЕ
ПЛАНИРОВАНИЕ

Посадка
в взлетно-посадочной конфигурации
МЕХАНИЗАЦИЯ
На скорости менее
400 км/ч
Посадка в полетной конфигурации
Скорости планирования и посадки Увеличиваются на 40-60 км/ч.
Посадка с боковым ветром
Тормозной парашют не применяется при боковом ветре
более 4-5 м/с
Проход над БПРМ
Скорость не более
260-280 км/ч
Начало снижения
Погасить скорость до
290-310 км/ч
Начало выравнивания
При скорости
250-270км/ч
Конец выравнивания
Касание
На скорости
220-240 км/ч
5-8 м
не более 1 м
СНИЖЕНИЕ
ВЫРАВНИВАНИЕ
ВЫДЕРЖИВАНИЕ
ПРОБЕГ
Примерно за 100 м
до торца ВПП
Сваливание и штопор
В ВПК (взлетно-посадочной конфигурации)
самолет из установившегося штопора
практически не выводится
Нештатные ситуации на посадке
При угрозе выкатывания самолета за ВПП на скорости более 50 км/ч
Убрать шасси, открыть фонарь и обесточить самолет.

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

Баллистическая ракета - это летательный аппарат, траектория которого состоит из активного участка полета с работающим двигателем, на протяжении которого аппарат приобретает запас кинетической (скорость полета) и потенциальной (высота полета) энергии и пассивного участка, когда движение происходит по закону свободно брошенного тела, т.е. по баллистической кривой.

Активный участок

Его траекторию можно характеризовать двумя параметрами:

— временем набора конечной скорости;

— высотой, на которой достигается эта скорость.

Время набора конечной скорости активного участка определяет требуемые темпы подготовки соответствующего эшелона системы ПРО к действию, а также скорострельность, которой должны обладать оборонительные средства при массированной ракетной атаке. Высота, на которой достигается конечная скорость, определяет технические средства, которые могут быть использованы для поражения атакующих ракет. Принципиально важно обстоятельство, находится ли эта высота в пределах атмосферы (эффективная высота атмосферы в дальнейших оценках принимается равной 100 км) или за её пределами.

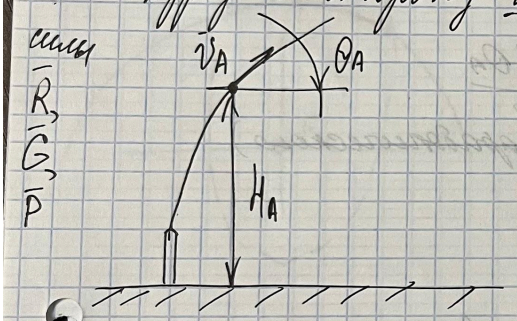
Баллистические ракеты

Траект. полета м/б разделена на 2 основных уч-ка

1) активный (раб. двиг. уст-ка), в полете действ. полный перечень сил тяжести, тяги, аэродин.

2) пассивный уч-к (в основн. только силы тяжести), ракета движ. как баллистическое тело в поле тяж. Земли, имеющ. потенц. и кинетич. эн.

Момент старта – ракета начин. движ. вертик-о вверх. По мере набора скорости изменяется угол тангажа и одновреми-о ракета разворачив-ся по курсу в сторону цели.



θ - угол наклона траект.

α - угол атаки

ϑ - угол тангажа $\theta \approx \vartheta$

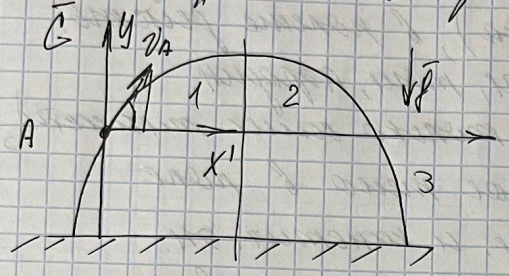
ψ_A

Для соврем-х ракет на пассивном участке траектории после входа ракеты в атмосферу существует участок точного наведения

траект. движ. может быть разделена на 2 час. благодаря 2м плоскостям симметрии

вертик-й — „плоскость стрельбы"

горизонт. — движ. вдоль пов-ти Земли



$$H = H_A + H_п = H_A + \frac{v_A^2 \sin^2\theta_A}{2g}$$

$$\ddot{x} = 0$$

$$\ddot{y} = -g$$

$$\dot{y} = v_A \sin\theta_A - gt \qquad \dot{x} = v_A \cos\theta_A$$

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

$$L = L_A + v_A \cos\theta_A (t_1 + t_2 + t_3) = L_A + \frac{v_A \cos\theta_A}{g}\left[v_A \sin\theta_A + \sqrt{2H_A g + v_A^2 \sin^2\theta_A}\right]$$

$$L_{A\,пар} = v_A \cos\theta_A \frac{2 v_A \sin\theta_A}{g} \longrightarrow \underbrace{\sin 2\theta_A}_{45^\circ}$$

$H_п \approx 79$ км (высота подъема параболического)

$H \simeq 135$ км

$L \approx 350$ км

При дальности полета б/р свыше 1000 км необх-о учитывать кривизну земной пов-ти. Допустимо в первом приближении — сферич. фигура Земли. Единств. нет-к силового взаимод-я — гравитац-е поле будет центральным.

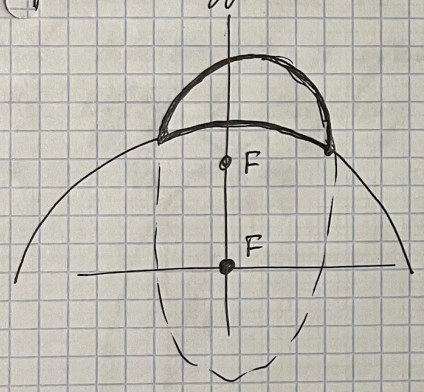
Теория движ. б/р дальнего действ. на пассивном участке траектории явл. частным случаем („задачей двух тел") из классической небесной механики. При этом траект. движ. ракеты подчиняется законам Кеплера и мат. описывается ур-ми 2го порядка

1) Кажд. планета солнечной сист. вращ. по эллипсу и в одном из фокусов которого наход-ся Солнце

2) Каждая планета (б/р) движ. в пл-ти, проход-ей через центр Солнца (ц. Земли), причем за равные Δt r-вектор описывает равные площади.

3) Квадраты периодов вращ. планет вокруг Солнца относ-ся как кубы больших полуосей орбит планет.

Траект. полета б/р в центральном поле тяг. (тяготения) есть — дуга эллипса, располож. в области апогея (наиб. удаленная т. от Земли)



$$F = f\frac{M_\odot m_p}{r^2}$$

m_p — масса ракеты

f — гравит-ая постоян-я

$$g \neq const = \frac{\mu}{r^2}, \quad \mu = f \cdot M_\odot$$

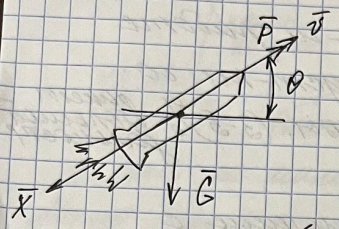
$M_\odot$ — масса Земли

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

09.12 ПАН

Л-13

Особенности формирования модуля вектора скорости ракет. на активном участке.



$$m\frac{dv}{dt} = P - X - mg\sin\theta$$

$$dv = \left(\frac{P-X}{m} - g\sin\theta\right)dt$$

$\frac{P}{m}$ – отнош. тяги к массе

$$\frac{P}{m} = \frac{-\left(U_H - (U_H - U_\oplus)\frac{P_H}{P_0}\right)\dot{m}}{m_0 \cdot \cancel{\mu}\, x}$$

$x = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - t\dot{m}}{m_0}$ – хар-т отношит-е нулев массы

$\Theta = 1 - \frac{t}{T}$

T – идеальное время, т.е. время сгорания всей ракеты.

$T = \frac{m_0}{\dot{m}}$

сила лобового сопр. $S_м$ – площадь миделя ракеты, т.е. площадь сечения.

$$\frac{X}{m} = \frac{C_x \cdot q \cdot S_м}{m_0\, x} \qquad \frac{S_м}{G_0} = m_0 g_0$$

$P_м = \frac{G_0}{S_м}$ – стартовая нагрузка (давление) на мидель со стороны Земли.

$$\frac{X}{m} = \frac{g_0 C_x q}{P_м x}$$

$$V - V_0 = -\int_{x_0}^{x}\left[U_H - (U_H - U_\oplus)\frac{P_H}{P_0}\right]\frac{dx}{x} + \int_{x_0}^{x} gT\sin\theta\, dx + \int_{x_0}^{x}\frac{g_0 T C_x q}{P_м x}dx$$

$$v = -U_H \ln\frac{x}{x_0} + (U_H - U_\oplus)\int_{x_0}^{x}\frac{P_H}{P_0}\frac{dx}{x} + T\int_{x_0}^{x} g\sin\theta\, dx + \frac{g_0 T}{P_м}\int_{x_0}^{x}\frac{C_x q}{x}dx$$

– одна из форм записи ур-я Циолковского.

$\left(-U_н \underbrace{\ln\frac{x}{x_0}}_{\Theta}\right)$ – скорость, приобр-я ракетой, двиг. в безвозд-м пр-ве, при отсутств. внешн. возд-й в виде Земли, т.е. идеальная (характ-ая) скорость.

Потери:

$\left((U_н - U_0)\int_{x_0}^{x}\frac{P_н}{P_0}\frac{dx}{dx}\right)$ – обусловл. противод-м работе реактивн. двигат-й уст-ки со стороны атмосферы. (3-5)% – ракеты большой дальности

(10-15)%

$\left(T\int_{x_0}^{x} g\sin\theta\, dx\right)$ – потери скорости, связанные с преодолением притяжения Земли, т.е. гравитационные потери. (20-40)%.

$\left(\frac{g_0 I}{P_m}\int_{x_0}^{x}\frac{C_x q}{x}dx\right)$ – потери, связ. с преодолением силы лобового сопротивления. (~15%, для ракет большой дальности – (3-5)%)

ИЗ КНИЖКИ ПРО БАЛЛИСТИКУ РАКЕТ

Примем следующие упрощающие предположения: поле тяготения постоянно (g_0); суточное вращение Земли не учитывается; аэродинамические силы пренебрежимо малы по сравнению с силой тяги двигателя; расход топлива можно принять постоянным. Кроме того, можно считать заданными $\mu_т$, $J_{уд}^{\infty}$, n_0, $\Theta_к$.

Известно, что при постоянном запасе топлива на борту ракеты скорость в конце активного участка $V_к$ зависит от программы изменения угла тангажа во время полета $\vartheta_{пр}(t)$.

Следовательно, задача отыскания оптимальной программы по тангажу, обеспечивающей максимально возможную скорость $V_к$, является типично вариационной задачей при заданных $\mu_т$, $J_{уд}^{\infty}$, n_0, $\Theta_к$.

Решая вариационную задачу, устанавливаем, что оптимальная для рассматриваемых условий программа по тангажу предполагает, что угол наклона оси ракеты к горизонту остается постоянным на всем активном участке траектории.

Эта идеальная программа закладывается в основу построения реальных программ движения. Обычно к реальным программам движения баллистических ракет предъявляют следующие требования:

1) обеспечение $V_{к\,max}$;
2) возможность осуществления вертикального старта;
3) ограничение перегрузок;
4) плавное изменение параметров (существование $\dot{\vartheta}$ и $\ddot{\vartheta}$);
5) отсутствие углов атаки при околозвуковых скоростях полета.

К специфическим особенностям выведения баллистических ракет относится и необходимость введения программы разворота по крену с тем, чтобы избавиться от громоздких тяжелых поворотных механизмов на старте. Кроме того, угол рыскания при старте с Земли выдерживается равным нулю, помимо тех случаев, когда надо изменить плоскость стрельбы. Далее, задачи военного применения поставили вопрос о точности стрельбы, который тоже связан с программой выведения. Можно выбрать программу так, чтобы было минимальным рассеивание, а эта программа, вообще говоря, отличается от выбранной по L_{max}. Программа, обеспечивающая минимальное рассеивание для одной дальности, не является оптимальной для другой. Для ракет-носителей программа может оптимизироваться и по условию максимума выводимого на орбиту груза.

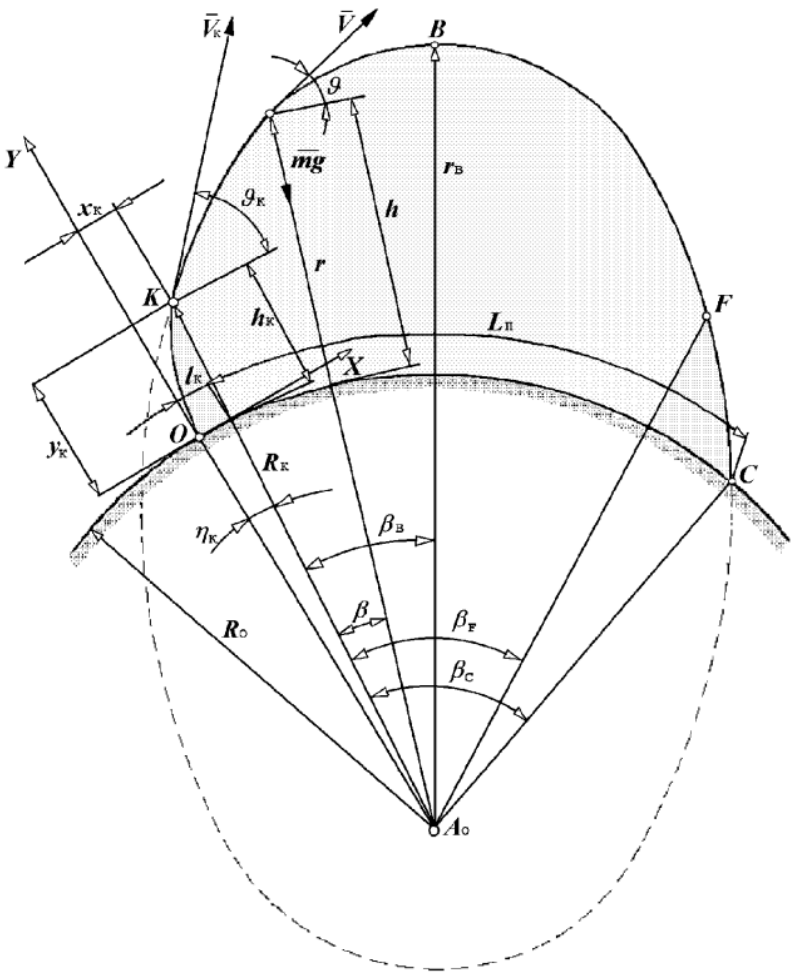


Рис. 3.1. Траектория движения баллистической ракеты

Итак, в общем случае баллистические ракеты стартуют вертикально. Тем самым необходимо, чтобы при $t = 0$ $\vartheta_{пр} = 90°$.

Двигатели должны выйти на режим и должен закончиться разворот по крену. Затягивать этот участок не следует, так как могут возникнуть существенные потери по дальности.

При скоростях, близких к скорости звука ($M \approx 1$), происходит быстрое изменение аэродинамических сил и заметно смещается центр давления. Момент наибольшего скоростного напора примерно соответствует половине времени активного полета первой ступени. В это время возникают большие трудности для автомата стабилизации, и поэтому желательно проходить этот участок траектории с нулевым углом атаки α. Кроме того, возможны сильный разогрев и рост нагрузок, если $\alpha \neq 0$ при ($M \approx 1$).

В дополнение к этим требованиям необходимо еще согласовать кривизну траектории с возможностями системы управления.

Анализ реальных программ движения баллистических ракет позволяет создать приближенные программы, которые используются при решении задач баллистического проектирования управляемых ракет.

Траектория полета управляемой баллистической ракеты состоит из активного участка ОК и пассивного участка КС (см. рис. 3.1).

Пассивный участок в свою очередь состоит из участка свободного полета KF и конечного или атмосферного участка FC. Движение полезного груза на участке свободного полета совершается под действием только силы притяжения Земли, поскольку на высотах, превышающих 80...100 км, атмосфера практически отсутствует.

На конечном (атмосферном) участке, кроме силы земного тяготения, на полезный груз действуют аэродинамические силы и моменты. Началом атмосферного участка принято считать высоту 80 км над поверхностью Земли.

Тяжелые боевые баллистические ракеты и ракеты-носители стартуют вертикально. Такой старт не только обладает несомненными преимуществами перед наклонным; он является единственно возможным. Тонкостенная конструкция ракеты не способна противостоять боковым нагрузкам при движении и сходе с направляющих, а пусковая система при наклонном старте такого типа ракет по своему весу и габаритам могла бы быть сравнимой разве что с египетскими пирамидами.

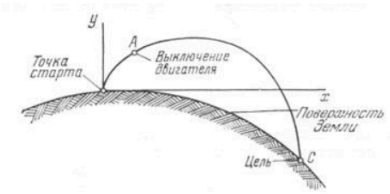


Рис.3.1. Траектория баллистической ракеты

При вертикальном старте ракета устанавливается на пусковом устройстве, имеющем в простейших случаях сходство с круглым столом, снабженным сквозным центральным проемом для выхода струи двигателя.

После старта баллистическая ракета продолжает подъем по вертикали, примерно в течение 5—15 с,после чего начинается ее разворот в сторону цели.

Траекторию баллистической ракеты (рис. 3.1) можно в первом приближении рассматривать как плоскую кривую. Участок от точки старта до точки *A* проходится ракетой с работающим двигателем и называется активным участком, или участком выведения. Та часть траектории, где ракета испытывает заметное воздействие аэродинамических сил, называется атмосферным участком полета. Для тяжелых баллистических ракет атмосферный участок всегда короче активного. То же самое можно сказать и о составных ракетах-носителях. Отделение блоков первой ступени производится в условиях, когда аэродинамические силы уже весьма малы.

Траектория выведения ракеты-носителя (рис. 3.2), например двухступенчатой,по своему характеру практически не отличается от траектории дальней баллистической ракеты. В точке *A* заканчивают работу двигатели первой ступени. Блоки первой ступени отбрасываются и падают на Землю (точка *C*). Вторая ступень сообщает ракете необходимую скорость, и в конце активного участка, уже на орбите, двигатель выключается (точка *B).*

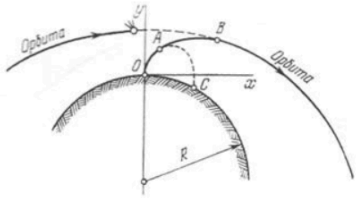


Рис.3.2. Траектория ракеты-носителя.

Разворот ракеты на участке выведения осуществляется органами управления по заранее выбранной программе. Ответственность за выведение ракеты несет система управления.

Выведение ракеты характеризуется программным углом *φ* — углом между осью ракеты и стартовым горизонтом (рис. 3.3). Зависимость угла *φ* от времени называется программой изменения угла тангажа. В простейших случаях для баллистических ракет относительно небольшой дальности график программы угла тангажа имеет вид кривой, показанной на рис. 3.4.

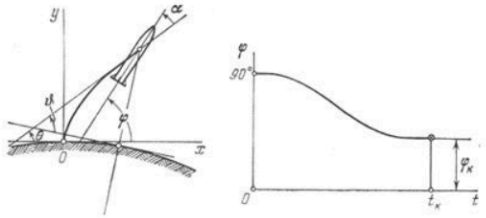
Программный угол *φ* близок углу наклона траектории *θ* (*θ – угол между вектором скорости и стартовым горизонтом*), но не равен ему. Между осью ракеты и касательной к траектории образуется относительно небольшой изменяющийся во времени угол *α,* называемый углом атаки.

Выбор способа выведения баллистической ракеты относится к классу краевых задач, когда необходимо выбрать начальные параметры программного движения при заданных условиях в конце траектории. Для боевых ракет задаются наземные координаты цели. Для ракет-носителей задается высота и вектор скорости в конце участка выведения. Для космических траекторий в краевые условия входит также астрономическое время, отвечающее моменту выведения объекта.

Траектория баллистической ракеты с необходимой точностью определяется методами численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Но эта операция может быть проведена лишь при условии, когда уже известны основные параметры ракеты — ее весовые и тяговые характеристики, а найти их значения можно, только располагая необходимыми сведениями о траектории. Возникает замкнутый круг неопределенностей, свойственный начальной стадии проектирования вообще любой машины, а не только ракеты-носителя.

Рис. 3.3. Угол тангажа φ на участке выведения

Рис.3.4. Закон изменения программного угла тангажа по времени



Как работает МБР

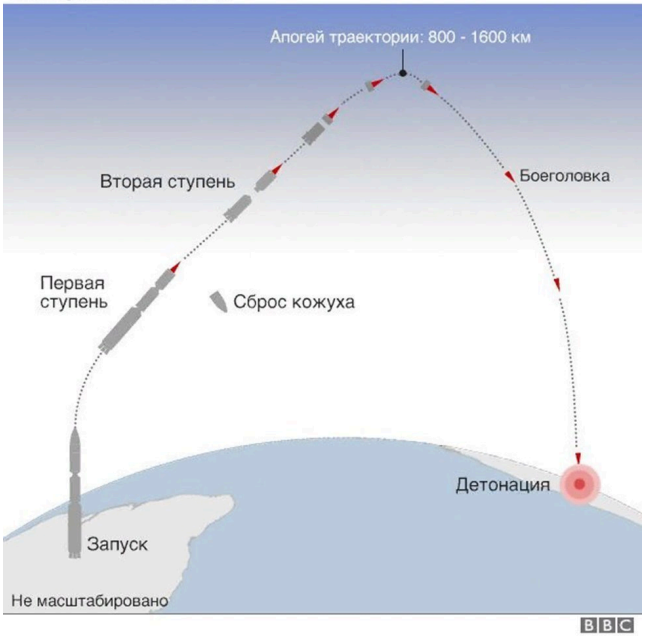
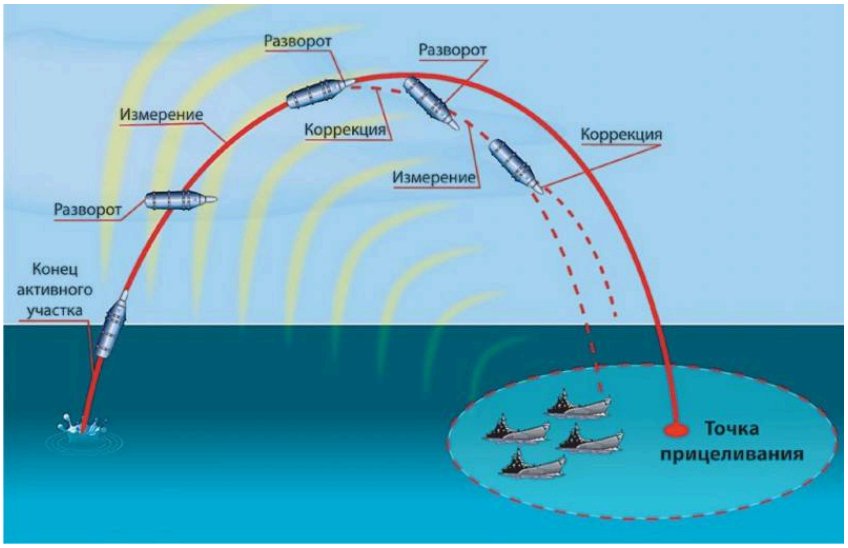
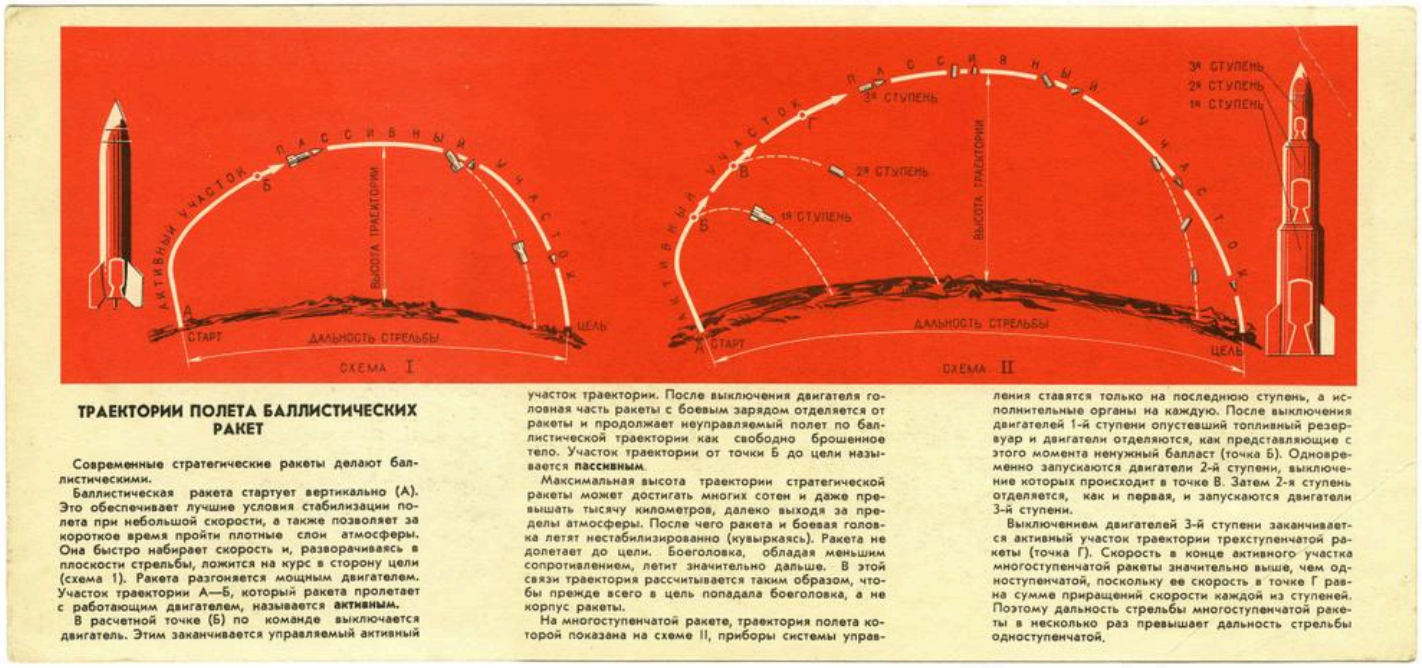


Схема для баллистической ракеты малой дальности (снизу)





ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Современные стратегические ракеты делают баллистическими.

Баллистическая ракета стартует вертикально (А). Это обеспечивает лучшие условия стабилизации полета при небольшой скорости, а также позволяет за короткое время пройти плотные слои атмосферы. Она быстро набирает скорость и, разворачиваясь в плоскости стрельбы, ложится на курс в сторону цели (схема 1). Ракета разгоняется мощным двигателем. Участок траектории А—Б, который ракета пролетает с работающим двигателем, называется **активным**.

В расчетной точке (Б) по команде выключается двигатель. Этим заканчивается управляемый активный участок траектории. После выключения двигателя головная часть ракеты с боевым зарядом отделяется от ракеты и продолжает неуправляемый полет по баллистической траектории как свободно брошенное тело. Участок траектории от точки Б до цели называется **пассивным**.

Максимальная высота траектории стратегической ракеты может достигать многих сотен и даже превышать тысячу километров, далеко выходя за пределы атмосферы. После чего ракета и боевая головка летят нестабилизированно (кувыркаясь). Ракета не долетает до цели. Боеголовка, обладая меньшим сопротивлением, летит значительно дальше. В этой связи траектория рассчитывается таким образом, чтобы прежде всего в цель попадала боеголовка, а не корпус ракеты.

На многоступенчатой ракете, траектория полета которой показана на схеме II, приборы системы управления ставятся только на последнюю ступень, а исполнительные органы на каждую. После выключения двигателей 1-й ступени опустевший топливный резервуар и двигатели отделяются, как представляющие с этого момента ненужный балласт (точка Б). Одновременно запускаются двигатели 2-й ступени, выключение которых происходит в точке В. Затем 2-я ступень отделяется, как и первая, и запускаются двигатели 3-й ступени.

Выключением двигателей 3-й ступени заканчивается активный участок траектории трехступенчатой ракеты (точка Г). Скорость в конце активного участка многоступенчатой ракеты значительно выше, чем одноступенчатой, поскольку ее скорость в точке Г равна сумме приращений скорости каждой из ступеней. Поэтому дальность стрельбы многоступенчатой ракеты в несколько раз превышает дальность стрельбы одноступенчатой.

18.Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости.

Баллистическая ракета - это летательный аппарат, траектория которого состоит из активного участка полета с работающим двигателем, на протяжении которого аппарат приобретает запас кинетической (скорость полета) и потенциальной (высота полета) энергии и пассивного участка, когда движение происходит по закону свободно брошенного тела, т.е. по баллистической кривой.

20.11 ПАН

Л-11

Баллистические ракеты

Траект. полета м/б разделена на 2 основных уч-ка

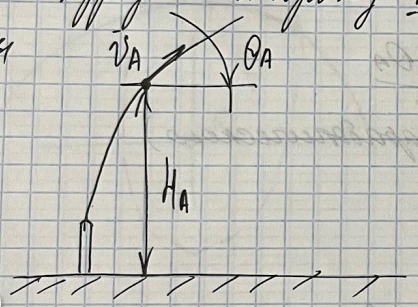
1) активный (раб. двиг. уст-ка), в полете действ. полный комплекс сил тяжести, тяги, аэродин.

2) пассивный уч-к (в основн. только силы тяжести), ракета движ. как баллистическое тело в поле тяж. Земли, меняющ. потенц. и кинетич. эн.

Момент старта – ракета начин. движ.

вертик-о вверх. По мере набора скорости изменяется угол тангажа и одновремен-о ракета разворачив-ся по курсу в сторону цели.

силы $\bar{R}$, $\bar{G}$, $\bar{P}$



θ - угол наклона траект.

α - угол атаки

ϑ - угол тангажа $\theta \approx \vartheta$

ψ_A

Для соврем-х ракет на пассивном участке траектории после входа ракеты в атмосферу существует участок точного наведения

Проект „Авангард"

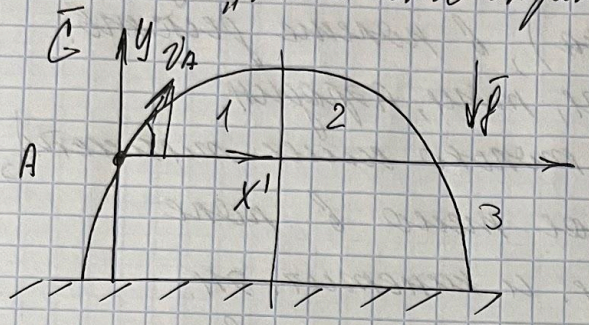
t, с	0	30	48	75	100	139
H, м	0	1304	3719	10973	23165	56388
v, м/с	0	78	184	392	732	1707
Mах	0	0,23	0,57	1,26	2,41	5,01
$\theta°$	90	89,5	87,7	68,5	57,2	46,5
q, кг/м²	0	3382	14355	27599	14355	574

g, м/с²	9,807	9,803	9,79	9,79	9,73	9,65
ρ, кг/м³	1,225	1,111	0,22	0,36	0,047	10^{-3}
ΔL, м	0	0,68	12	236	3592	15464

траект. движ. может быть разделена на 2 час. благодаря 2^м плоскостям симметрии

вертик-я — „плоскость стрельбы"

горизонт. движ. вдоль пов-ти Земли



$$H = H_A + H_n = H_A + \frac{v_A^2 \sin^2\theta_A}{2g}$$

$$\ddot{x} = 0$$

$$\ddot{y} = -g$$

$$\dot{y} = v_A \sin\theta_A - gt \qquad \dot{x} = v_A \cos\theta_A$$

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

$$L = L_A + v_A \cos\theta_A (t_1 + t_2 + t_3) = L_A + \frac{v_A \cos\theta_A}{g}\left[v_A \sin\theta_A + \sqrt{2H_A g + v_A^2 \sin^2\theta_A}\right]$$

$$L_{A\,пар} = v_A \cos\theta_A \frac{2 v_A \sin\theta_A}{g} \rightarrow \underbrace{\sin 2\theta_A}_{45^\circ}$$

$H_n \approx 79$ км (высота подъема параболического)

$H \simeq 135$ км

$L \approx 350$ км

При дальности полета б/р свыше 1000 км необх-о учитывать кривизну земной пов-ти. Допустимо в первом приближении — сферич. фигура Земли. Единств. нет-к силового взаимод-я — гравитац-е поле будет центральным.

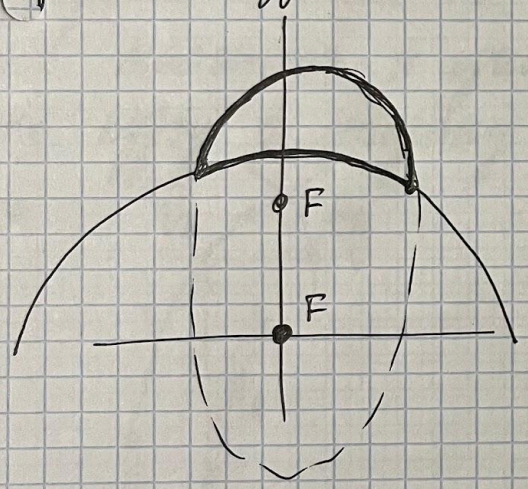
Теория движ. б/р дальнего действ. на пассивном участке траектории явл. частным случаем („задачей двух тел") из классической небесной механики. При этом траект. движ. ракеты подчиняется законам Кеплера и мат. описывается ур-ми 2го порядка

1) Кажд. планета солнечной сист. вращ. по эллипсу и в одном из фокусов которого нахож-ся Солнце

2) Каждая планета (б/р) движ. в пл-ти, проход-ей через центр Солнца (ц. Земли), причем за равные Δt r-вектор описывает равные площади.

3) Квадраты периодов обращ. планет вокруг Солнца относ-ся как кубы больших полуосей орбит планет.

Траект. полета б/р в центральном поле тяж. (тяготения) есть — дуга эллипса, располож. в области апогея (наиб. удаленая т. от Земли)



$$F = f\frac{M_\oplus m_p}{r^2}$$

m_p — масса ракеты

f — гравит-ая постоян-я

$$g \neq const = \frac{\mu}{r^2}, \quad \mu = f \cdot M_\oplus$$

$M_\oplus$ — масса Земли

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

27.11. ПАН

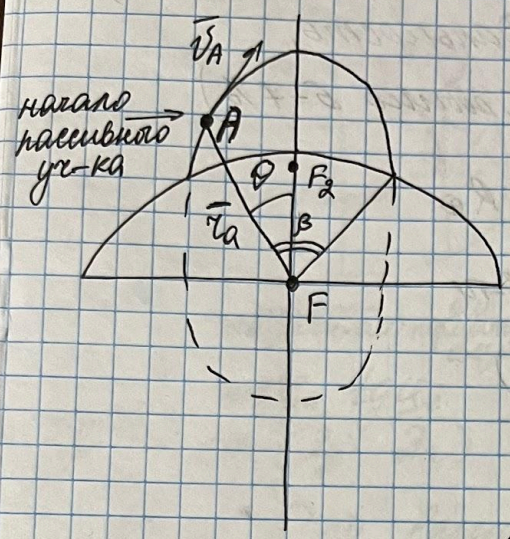
Л-12

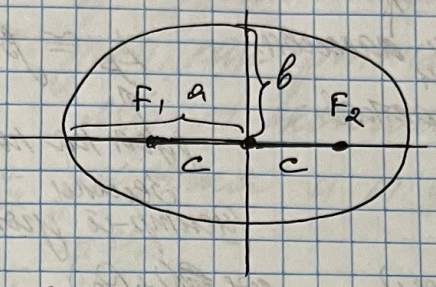
$$r = \frac{p}{1+e\cos\theta}$$

p — фокальный параметр

e — эксцентриситет

θ — аномалия (угол располож-я





Эксцентриситет показывает связь м/у фокусами и радиус.

$e = \frac{c}{a}$ a — большая полуось эллипса

При $c=0 \Rightarrow$ окружность $c = \frac{1}{2}\cdot F_1F_2$

$$p = v_A \cdot r_A \cdot \cos^2\theta_A$$

v_A — энергетический параметр ракеты.

E_{k_A} опр-ся по $\bar{v}_A$, а $E_{п_A}$ — по $\bar{r}$.

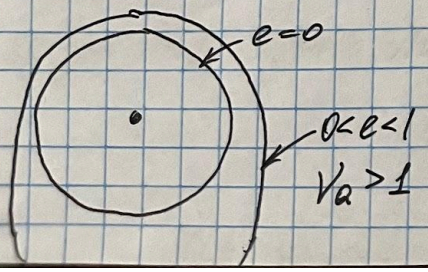
$$v_A = \frac{r_a \cdot v_A^2}{\mu} \qquad \mu = \gamma \cdot M_\oplus \qquad \frac{P_{кин}}{P_{пот}} = \frac{m\cdot\frac{v_a^2}{2}}{mg_r\cdot r_a}$$

Энергетический параметр определяет траекторию баллистической ракеты.

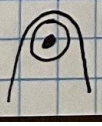
$e=0$, $v_a = 1$, $v_a \approx 8$ км/с — круговая траект.

примерно косм. скорость

$0<e<1$ — эллипсы.



В момент, когда $e=1$ и $v_a=2$ — разрыв траект. (в параболич. траек.)



$v_a \approx 11 \frac{км}{с}$ (≈ вторая косм. скорость)

$e > 1$
$\nu_a > 2$ } гиперболические траектории (космич. апп. движ. вблизи большой массы).

Эллиптические траектории. Дальность.

$L = L_a + L_\beta$ $\qquad L_a \approx 5\% L$ (обычно 6-7%)

дальности активного и пассивн. участков

$L_\beta \cong \beta \cdot R_\oplus$

дуга на пов-ти Земли (центр-й угол)

$$\frac{r_a}{r} = \frac{1-\cos\nu}{\nu_a \cos^2\theta_a} + \frac{\cos(\nu+\theta_a)}{\cos\theta_a}$$

$$tg\left(\frac{\beta}{2}\right) = \frac{\nu_a\, tg\,\theta_a}{1 + tg^2\theta_a - \nu_a}$$

Для одного эл. парам-а могут быть разные эллипсы.

$$\frac{d\left(tg\frac{\beta}{2}\right)}{d(tg\,\theta_a)} \to 0$$ считаем, что может быть экстремум => ищем оптимальный угол наклона траектории.

$$tg\,\theta_{опт} = \sqrt{1-\nu_a}$$

От r_a и ν_a зависит оптимальн. угол траект. (меньше или больше 45°)

$\nu_a > 1$ — круговая траект. => почти любые дальности.

Траектория баллистической ракеты (БР) существенным образом отличается от траектории ЛА других подклассов, она состоит из двух участков — активного и пассивного. На активном ракета движется под действием силы тяги двигателя и запасает кинетическую энергию, за счет которой осуществляется полет на пассивном участке. Построение программной траектории выполняется на активном участке движения ракеты (рис. 7).

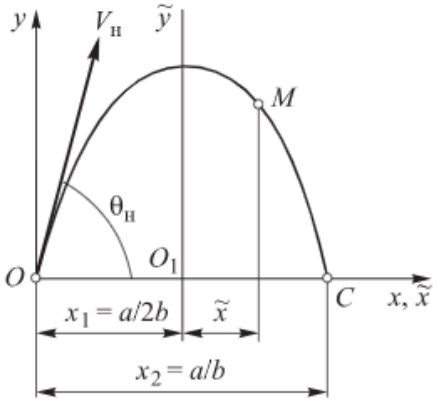


Рис. 7. Схема активного участка траектории БР малой дальности

Обычно БР стартует вертикально вверх, постепенно наклоняясь в сторону цели, уменьшая угол тангажа, пока он не достигнет расчетного заданного угла $\vartheta_{зад} = \theta_{зад}$ (так как $\alpha \approx 0$), и разворачиваясь по курсу на $\psi_{зад} = \Psi_{зад}$ (так как $\beta \approx 0$). Величина вектора скорости достигает $V_{зад}$ на высоте $H_{зад}$ окончания активного участка и выключения двигателей. На пассивном участке (участке свободного полета) БР движется в основном под действием силы тяжести (за исключением второго атмосферного участка), обусловленной гравитационным полем Земли. Начальные условия свободного полета $\theta_{зад}$, $\Psi_{зад}$, $V_{зад}$, $H_{зад}$ полностью определяют точку падения головной части на земную поверхность.

При дальности полета БР (малой дальности), не превышающей $L \le 900$ км допустимо использовать «плоскую» модель Земли с однородным и плоскопараллельным гравитационным полем и величиной ускорения силы тяжести, не зависящей от H и направленной по нормали к поверхности Земли. По окончании активного участка за пределами атмосферы единственная сила, действующая на БР массой m в точке $H_{зад}$, есть сила тяжести G. Рассмотрим

движение БР в плоскости OX_gY_g нормальной СК. Тогда $\ddot{x}=0$ и $\ddot{y}=-g$, что соответствует равноускоренному движению вдоль оси OY_g, для которого

$$\dot{x}_1 = V_н \cos\theta_н, \quad \dot{y}_1 = V_н \sin\theta_н - gt,$$

$$x = V_н \cos(\theta_н)t, \quad y = V_н \sin(\theta_н)t - \frac{gt^2}{2},$$

где $V_н$, $\theta_н$ — параметры полета в начальной точке пассивного участка $H_{зад}$.

Исключая время t, получаем уравнение траектории, представляющей собой параболу:

$$y = x\,\mathrm{tg}\,\theta_н - \frac{gx^2}{2V_н^2\cos^2\theta_н}.$$

По приведенным выше формулам можно заключить, что при движении по траектории величина скорости БР убывает с высотой полета, достигая минимального значения в вершине траектории. При этом скорости в двух точках траектории с одинаковыми высотами равны по модулю. Углы наклона вектора скорости в двух точках траектории с одинаковыми высотами равны по величине и противоположны по знаку. Максимальная дальность достигается при $\theta_{н.опт} = 45°$ при прочих равных условиях.

19.Особенности траекторий полетов баллистических ракет вдоль поверхности Земли.

Баллистическая ракета - это летательный аппарат, траектория которого состоит из активного участка полета с работающим двигателем, на протяжении которого аппарат приобретает запас кинетической (скорость полета) и потенциальной (высота полета) энергии и пассивного участка, когда движение происходит по закону свободно брошенного тела, т.е. по баллистической кривой.

Траектория баллист. ракеты вдоль поверхн. Земли.

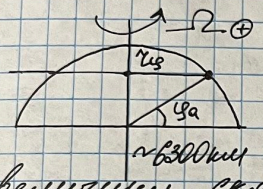
ψ_a – путевой угол (отр-ся координатами начала движ. и коорд. точками цели)

$\varphi_{a(ц)}$ – широта $\lambda_{a(ц)}$ – долгота

А – т. окончания акт-го уч-ка.

На акт-м уч-ке полета у б/р должен сформир-ся ортодромический путевой угол, как кратчайш. расст. м/у т. окончания акт. участка и т. цели.

$$tg\,\psi_a = \frac{\cos\varphi_a\, tg\,\varphi_ц}{\sin(\lambda_ц - \lambda_a)} - \frac{\sin\varphi_a}{tg(\lambda_ц - \lambda_a)}.$$



Ракета в т. А приобретает некий импульс.

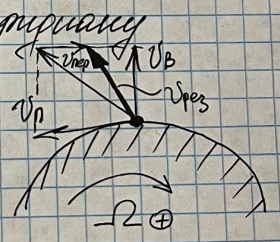
$|V_a|$ – ракета не только получает величину скорости, но и направление.

$|V_a|$, θ_a, ψ_a.

$V_в = V_A \cdot \sin\theta_a$ – вертикальн. сост-я скорости V_a

$V_п = V_A \cos\theta_a \cdot \sin\psi_a$ – по параллели

$V_м = V_A \cdot \cos\theta_a \cdot \cos\psi_a$ – по меридиану



$V_{пер} = \Omega_\oplus R_\oplus \cos\varphi_a$

за счет вращ. Земли к сумме $\bar{V}_п + \bar{V}_в$ прибавл. $\bar{V}_{пер}$

$\bar{V}_п + \bar{V}_в + \bar{V}_{пер} = \bar{V}_{рез}$

$V_п = V_A \cdot \cos\theta_a \cdot \sin\psi_a + \Omega_\oplus R_\oplus \cos\varphi_a$ – результирующая скорость вдоль параллели.

При прицеливании ракеты необходимо учесть

овощн. смесь
перцы
фета
помид
огурцы
маслины

широту т. старта таким обр., тоже была учтена переносная скорость, связ-я с вращением Земли.

В результ. вращ. Земли в течение полета ракеты цель перемещается вдоль параллели, это необходимо учесть при прицеливании ракеты и расчете первоначального путевого угла.

При дальности полета БР $L > 1000$ км необходимо учитывать кривизну земной поверхности. Как было отмечено ранее, в первом приближении для данного случая допустимо принять сферическую модель фигуры Земли, гравитационное поле Земли является центральным полем тяготения (рис. 8).

Траектория БР является кривой второго порядка, и ее форма зависит от запасенной кинетической энергии БР. Введем энергетический параметр по соотношению $v_н = r_н V_н^2/\mu$, где $\bar{r}_н$ — радиус-вектор начала пассивного участка траектории; $V_н$ — скорость в этой точке.

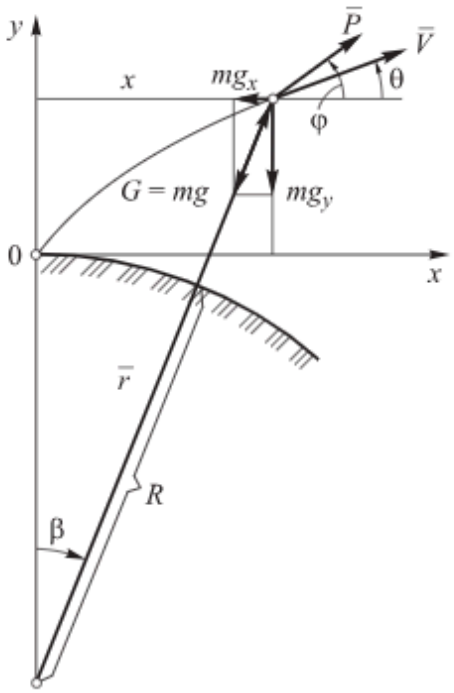


Рис. 8. Схема активного участка траектории БР большой дальности

Эллиптические траектории обладают следующими свойствами:

• дальность полета БР зависит от $\theta_н$ и $v_н$;

• при заданном $\theta_н$ бóльшая дальность соответствует большему $v_н$;

• при заданном $v_н$ дальность в зависимости от $\theta_н$ изменяется от нуля до некоторого максимального значения, причем каждому $v_н$ соответствует свое оптимальное значение $\theta_н$, при котором достигается максимальная дальность;

• зависимость максимальной дальности от угла $\theta_н$ линейная, она существует при $\theta_н < \theta_{н.опт}$ и $\theta_н > \theta_{н.опт}$ (кроме случая L_{max});

• при $\theta_{н.опт}$ заданная дальность достигается при $v_{н\,min}$;

• при $\theta_{н.опт}$ малые ошибки в установлении $\theta_{н.опт}$ не приводят к ошибкам по дальности;

• при $\theta_н \neq \theta_{н.опт}$ и одинаковых ошибках в установлении $\theta_н$ ошибка в дальности на пологих траекториях $(\theta_н < \theta_{н.опт})$ будет больше, чем на крутых $(\theta_н > \theta_{н.опт})$;

• при $1 < \nu < 2$ могут быть получены любые дальности в зависимости от угла $\theta_{н.опт}$;

• при $\nu > 2$ получают невозвращающиеся параболические и гиперболические орбиты;

• изменение начальной высоты полета $y_н$ несущественно отражается на значении $\nu_н$ (изменение $y_н$ от 200 до 300 км приводит к изменению $\nu_н$ на 1,5 %).

При выходе за пределы атмосферы БР необходимо учитывать влияние угловой скорости вращения Земли $\Omega_\oplus = 15$ град/ч на точность наведения. Влияние суточного вращения Земли на полет БР легко проследить, если рассматривать ее движение в инерциальной геоцентрической системе координат. В момент пуска начальную скорость БР в абсолютном движении определяют по формуле:

$$\bar{V}_{a0} = \bar{V}_0 + \bar{V}_{пер0},$$

где $V_{пер0} = \Omega_\oplus R_\oplus \cos\varphi_{ст}$ — скорость ракеты, определяемая переносным, вращательным движением Земли и зависящая от географической широты места старта (рис. 9).

В то же время в результате вращения Земли положение цели в инерциальном пространстве изменяется. За полное время полета ракеты $t_п$ цель изменит свое положение на величину $L = \Omega_\oplus t_п R_\oplus \cos\varphi_ц$, где $\varphi_ц$ — географическая широта расположения цели.

Следовательно, при наведении ракеты необходимо вводить упреждение, связанное с вращением Земли.

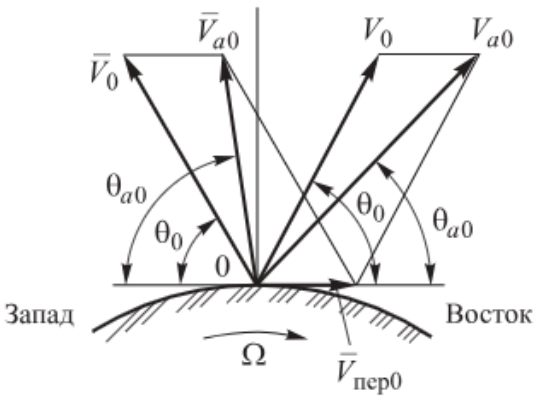


Рис. 9. Влияние суточного вращения Земли на вектор-абсолютную скорость БР

20.Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.

Тактическая ракета - баллистическая ракета с дальностью стрельбы до 100 км.

ракет большой дальности – (3-5)%)

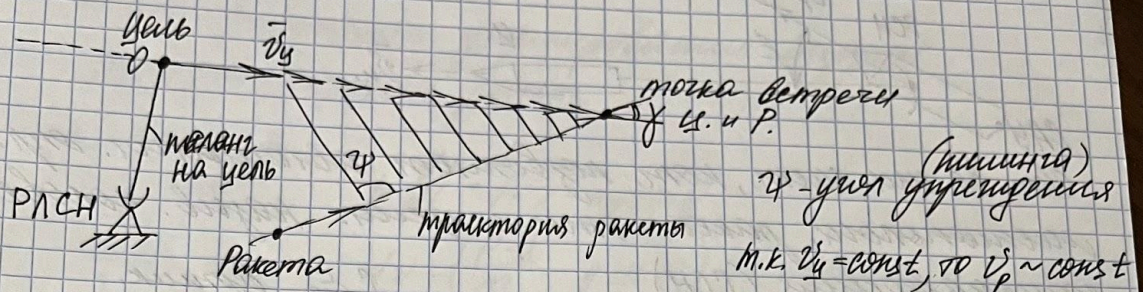
Особенности траекторий тактических ракет.

Для скоростных ЛА, предназн-х для поврежд. движ. целей, основной фактор, опр-й траект. их движ-ния, опред-ие движение цели. – перехватчик.

Для реш. основной задачи наведения перехв-ка необх. управл. движ. ракеты так, чтобы в процессе наведения процесс-а непрерывное движ. ракеты и цели. и в конечном счете, чтобы ракета приблизилась к цели на минимально возможн. расстояние (радиус разлета осколков).

Задача расчета траект. перехватчика – это задача наведения при наличии доп. кинематич. сведений, а именно – текущ. коорд. цели и вект. скорости цели. Таким траект. будет сильно зависеть от

траектория цели, цели, т.е. способность маневрир-ть во время перехвата.



ψ - угол упреждения (линейна)

т.к. $v_ц = const$, то $v_р \sim const$

$|v_ц| \sim |v_р|$ соизмеримы

1. Цель не маневрирует. ($v_ц = const$)

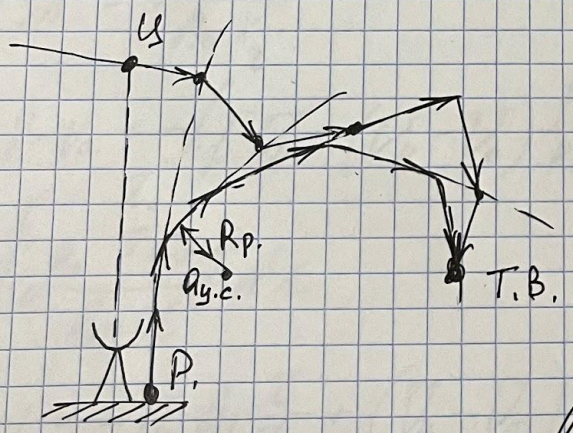
Метод параллельного сближения. Пуск ракеты перехватчика опред-ся РЛСН (радио-локац. станц. наведения)

γ - угол м/у траект-ми ц. и р.

Траектория ракеты перехватчика формируется на РЛСН, $\bar{n} = 0$ - перегрузка.

2. Цель маневрирует в процессе перехвата

Метод погони. Необх., чтобы траект. ракеты формир. на борту ракеты, т.е. автономная траектория. Т.е. направл. линии пеленга и угол упреждения должны формир. на ракете. и меняться с течением времени.



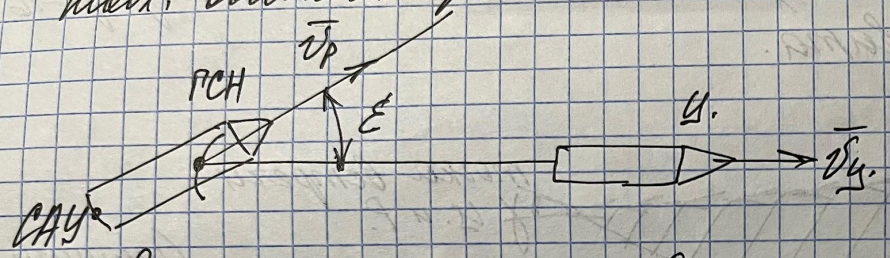
Выгодно ракета запуск. вдоль линии пеленга. Ракета в процессе прибл. заходит цели в хвост.

$|v_р| \gg |v_ц|$

Линия пеленга все время разная, разные углы. Т.к. ракета маневрирует, она разворачивается.

$R_р$ - центр разворота $\Rightarrow \exists\, a_{ц.с.} \Rightarrow \bar{n}$ - перегрузка $\Rightarrow$

необх. высокая точность.



Уст-во или сист., кот. позволяет автоматич. упр. местоположн. ракеты отн-о цели. назыв. головкой самонаведения. (ГСН)

ε - угол рассогласования $\varepsilon \to \begin{cases} \varepsilon_в & \text{вертик.} \\ \varepsilon_г & \text{горизонт.} \end{cases}$

$\varepsilon \to 0$, чтобы управл.

САУР - сист. автом. управл. ракеты

Для решения основной задачи наведения необходимо управлять движением ракеты так, чтобы в процессе наведения происходило непрерывное сближение ракеты с целью и чтобы она, в итоге, пролетела около цели на как можно меньшем расстоянии, не превышающем некоторого максимально допустимого значения. Решить эту задачу можно с помощью различных методов наведения, определяющих требуемый закон движения ракеты. От выбора метода наведения зависят не только характер траектории ракеты и, следовательно, потребные перегрузки, но и функциональная схема системы наведения, а также состав аппаратуры, необходимый для ее реализации. Таким образом, при формировании схемы системы

наведения необходимо знать, какой из методов следует реализовать:

– параллельного сближения;
– метод преследования (или погони);
– метод преследования с упреждением (погоня с упреждением).

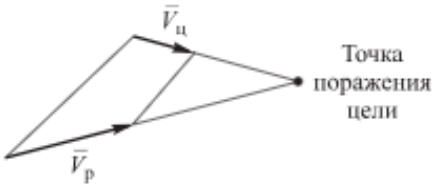


Рис. 10. Метод параллельного сближения

Метод параллельного сближения используют для поражения маломаневренных целей, когда $V_ц = \text{const}$, угол упреждения $\Psi = \text{const}$, $\gamma_0 = \gamma$ — угол между вектором скорости $\bar{V}_р$ ракеты и вектором $\bar{V}_ц$, $n_z(t) \equiv 0$ (боковая перегрузка) (рис. 10).

Актуальная траектория ракеты для ее встречи с целью формируется на станции наведения. При этом $|V| \sim |V_ц|$. Обычно $\sin\gamma_0 = q\sin\Psi$ — условие для подбора Ψ, и из кинематического уравнения $L\gamma' = V\sin\Psi - V_ц\sin\gamma$ следует

$$\sin\Psi/(V\gamma) = \sin\gamma_0/V = \sin(\pi - \gamma_0)/V.$$

Относительно прямолинейной траектории

$$V\sin\Psi - V_ц\sin\gamma_0 = 0, \ \sin\gamma_0 = q\sin\Psi.$$

Следовательно, угол упреждения Ψ выбираем так, чтобы при заданном значении γ получить прямолинейную траекторию. При соблюдении этого условия линия «ракета — цель» будет перемещаться в пространстве параллельно самой себе. Тогда

$$\gamma' = 0, \ \dot{L} = -V_{сб} = V_ц(\sin\gamma_0 - q\sin\Psi),$$

$$|V| = \text{const}, \ L = L_0 - V_{сб}t,$$

где t — время, через которое произойдет встреча ракеты с целью.

Вторые два метода достаточно близки в том, что траектория полета ракеты формируется на борту, т. е. автономно. В каждый момент времени траектория полета ракеты направлена вдоль линии «цель — ракета» (рис. 11).

Для прямого попадания ракеты в цель необходимо, чтобы ее скорость превышала скорость цели. Кроме того, такое попадание будет возможно только после того, как ракета зайдет в хвост цели: $q = V/V_ц > 1$. Поскольку при движении к цели по кривой погони γ изменяется от γ_0 до 0, очевидно, что, в реальности перегрузки при выполнении маневров могут быть значительными:

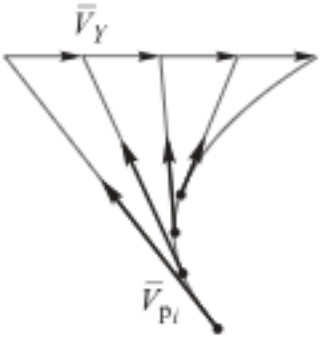


Рис. 11. Метод преследования

$$n = \frac{V\gamma}{g} = \frac{-V V_ц \sin\gamma}{gL}.$$

Автономные системы управления, осуществляющие самонаведение на цель без заранее заданной программы движения, должны иметь устройства, автоматически определяющие положение ракеты относительно цели и соответствующим образом изменяющие направление полета. Такие устройства называются головками самонаведения (ГСН). Источником сигнала рассогласования может быть, например, угол ε между продольной осью ракеты и направлением на цель (рис. 12).

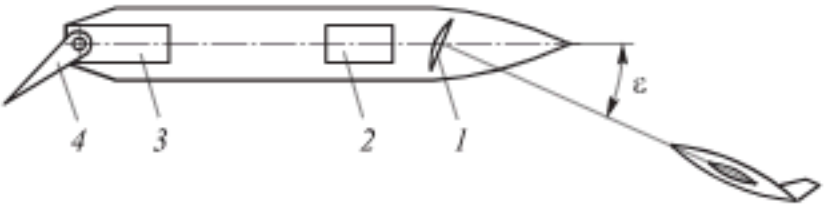


Рис. 12. Структура управления ракетой с ГСН (упрощенно двухмерная задача):
1 — ГСН; 2 — ВУ САУ; 3 — СП САУ; 4 — руль ракеты

В головках активного самонаведения используют источники лучистой энергии какого-либо вида. ГСН улавливают отраженные от цели лучи и преобразуют их в управляющие импульсы для гиростабилизатора. Таким образом, ГСН в процессе слежения всегда направлена на цель, а угол рассогласования ε распадается на два относительно осей связанной системы координат ракеты, и они становятся координатами управления для законов управления САУ ракеты, разворачивая ее рулем на цель.

Баллистическая ракета движется по баллистической траектории на большей части своего полета. Это означает, что, как только ракета сжигает топливо, она продолжает двигаться так же, как пуля, после того, как она была выпущена из пистолета. Как только топливо заканчивается, направление ракеты не может быть изменено, и ракета летит путем, определяемым скоростью ее запуска, и силой тяжести. В конце концов гравитация направляет ракету - и ее полезную нагрузку, которая может быть взрывчаткой, химическим, биологическим оружием или ядерным устройством - вниз, к своей цели.

Крылатые ракеты в большинстве своем самостоятельно летают в воздухе, по относительно прямой траектории и на более низких высотах благодаря ракетному топливу. Траекторию полета баллистической ракеты можно представить как дугу, поднимающуюся и вновь опускающуюся к Земле, а крылатая ракета, пущенная, например, с военного корабля - движется практически по прямой. К тому же, благодаря использованию двигателей на всем своем пути, современные крылатые ракеты способны изменять свою траекторию, уклоняясь от систем слежения противника и противоракет.

Органы управления крылатой ракеты выполняются либо в виде рулей (и элеронов) на неподвижном крыле (см. рис. 3), либо в виде рулей, размещаемых в хвостовой части ракеты (рис. 12) или в носовой части ракеты, спроектированной в схеме «утка» (рис. 13). Управление ракетой осуществляется также при помощи отклонения консолей поворотного крыла ракеты (см. рис. 57). Для управления ракетой иногда используются интерцепторы, представляющие собой плоские тонкие пластинки, выступающие на небольшую высоту за поверхность крыла. Интерцепторы размещаются вдоль размаха крыла и могут убираться внутрь крыла заподлицо с его поверхностью.

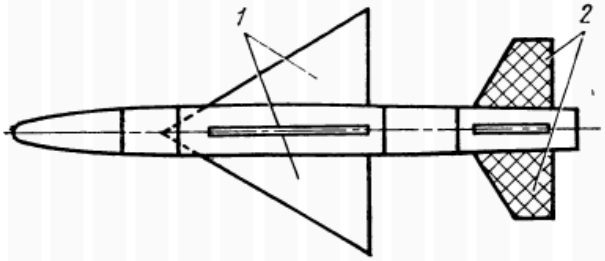


Рис. 12. Одноступенчатая ракета:
1—крыло ракеты; 2—рули

Управление ракетой может осуществляться также с помощью газовых рулей, описание которых не входит в содержание данной книги.

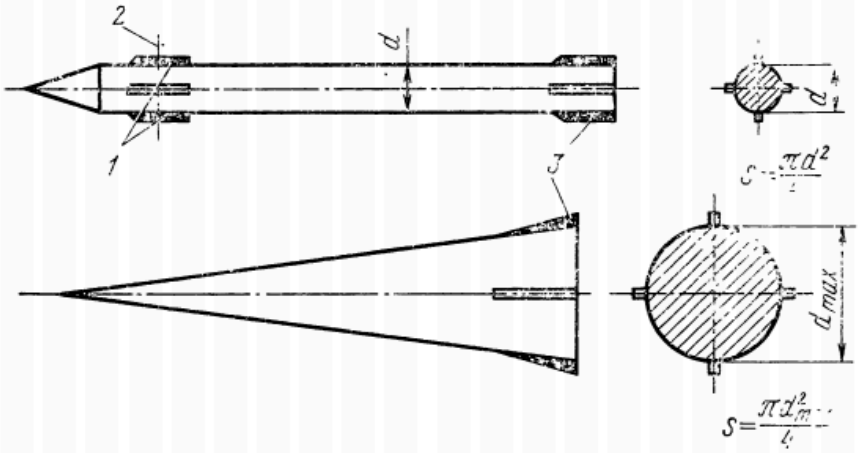


Рис. 13. Ракета с небольшой несущей поверхностью:
1—рули; 2—ось вращения рулей; 3—несущие поверхности

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

11-12

Пилотажно-навиг. комплекс (ПНК) — совокупн. измерит-х, вычисл-х сист., а также сист. отображ. информ. Предназн. для автом-ии процесса наведения ЛА.

Объем и задачи, решаемые ПНК:

1) ввод в память ПНК и хранение исходных данных для программы полета.

2) сбор и обраб-ка первичной информации от всех применяемых в данных условиях датчиков.

Вектор фазовых коорд. опред-ся от отдельных датчиков.

3) непрерывное опред-е фактического навиг-о режима, необх. в процессе полета пост-о опр. свое текущ. местоположе.

4) формирование программы полета.

5) стабилизация ЛА на заданной програм. траектории.

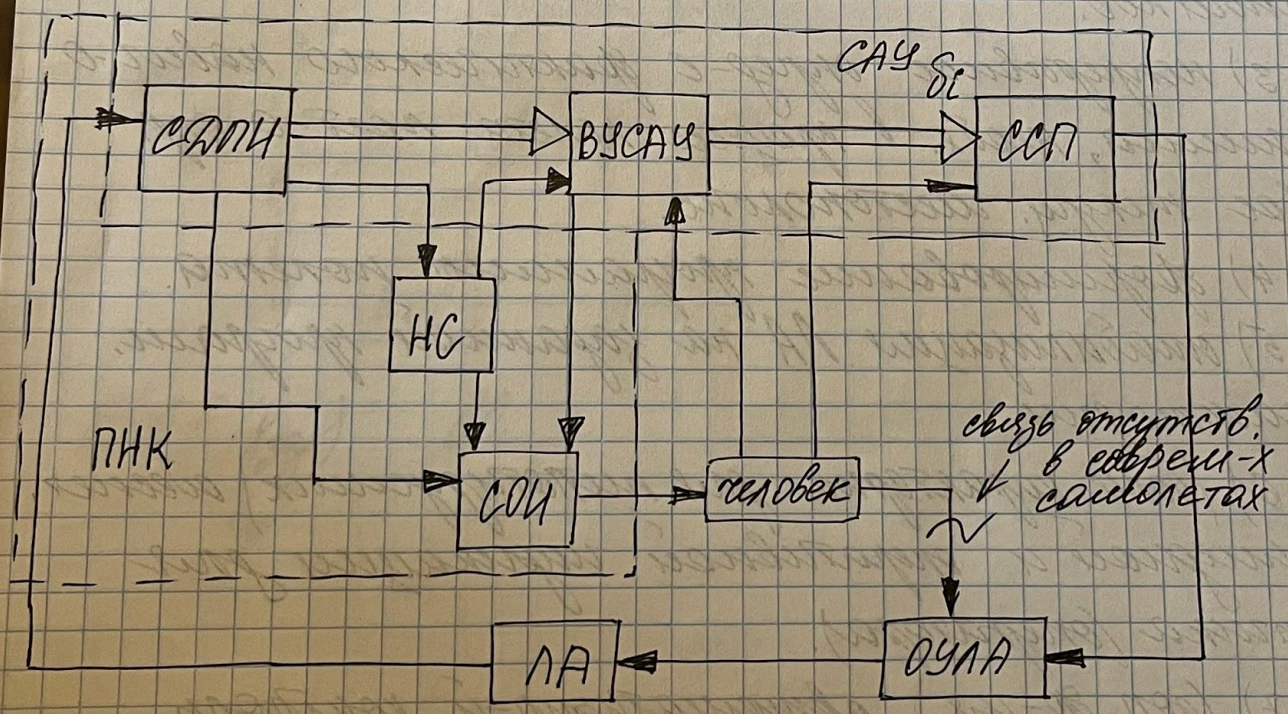
6) (боле характерна для пилотируемых) обеспеч. наглядной и оперативной индикации для летчика (оператора).

7) (доп. ф-ия) автоматизир-й контроль технического состояния приборов и агрегатов, входящих в состав ПНК в полете., а также выключение отказавших из контура

управления, сигнализация о стремлениях.

Функциональная схема ПНК.

1) система автоматического управления (САУ)
2) вычислительные уст-ва САУ (ВУСАУ) —
3) автоматич. стабилизация, управл-е.
4) система датчиков первичной информации (СДПИ)
5) системы сервоприводов (ССП) — усиливание работы ВУСАУ.
6) органы управл. летат. аппарата (ОУЛА)
7) навигационная система (НС) — парам-ы текущ. навиг-о режима. (может быть частью СДПИ)
8) система отображения информации (СОИ)



СДПИ.

Датчики постоян. физ. парам. движения.

— ДПС переводят физическую величину в

метрические сигналы, характ-ие движение ЛА.
Гироскопические ДПС - акселерометр, датчики угловой скорости ДУС и т.д., гироскопические стабилизаторы (лежат в основе вертикалей, они же гировертикали - направл. $\bar{g}$).

основа класс. Н.С.

Компас - магнитный компас (воспри. магнетизм Земли + удерж. направл. на Север).

Гиссадные радиомаяки - для захода на посадку.

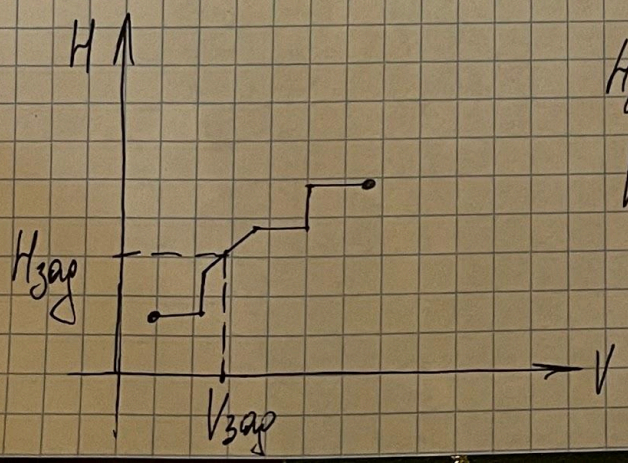
ИНС - со временем накапливает погрешности. ⇒ необх. корректировка относительно земных радиомаяков (СНС - спутниковая навигац-ая система).

Манометрические датчики - опред-е скорости и высоты полета ЛА.

Комплексирование датчиков.

БУ САУ.

— формирование программы полета и выборка конкретной программы для текущего мом-та времени и текущего местоположения.



$H_{зад}$ $(H(t))$ (X, V, ξ)

$V_{зад}$ $(V(t))$

разница м/у заданным и текущ. парам. движ. — реализуется в

②

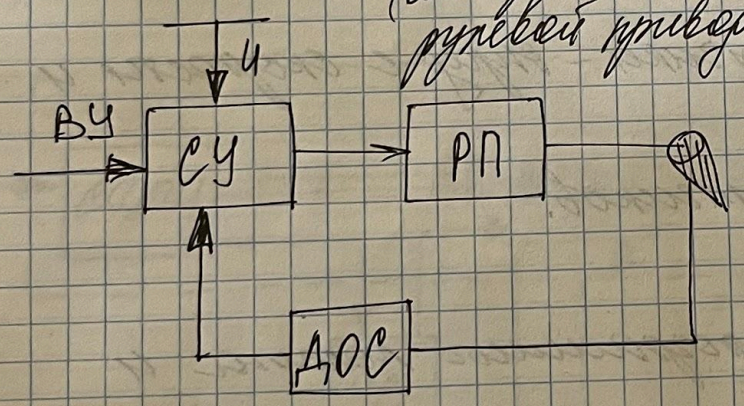
рамках закона управл. САУ.
(электрический)

δ_i – сигнал отклонения органов управления (закон управл. САУ формирует отклон. органов управления, необходимое для стабилизации на программной траектории)

– преобраз-е и усиление различных сигналов в рамках ПНК.

Система сервоприводов. (СЕП)

Сервопривод усиливает входящий сигнал, одновр-о суммируя, если есть сигнал от летчика или оператора. Далее этот сигнал сервопривод переводит в орган управления.
(электромеханический)
рулевой привод



$\delta_i = f(X_{зад})$ СП

$X_{пр}$

Пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) ЛА предназначен для автоматизации процесса наведения ЛА (рис. 1).

Рассмотрим его функциональные части.

Датчики первичной информации (*ДПИ*, или *чувствительные элементы*) измеряют текущие параметры движения ЛА. Построенные на различных физических принципах, они бывают гироскопическими, радиометрическими, манометрическими, оптическими и др. К ним относятся визиры, курсовертикали, датчики угловых скоростей, акселерометры, высотомеры разных типов, системы измерения скорости и т. д.

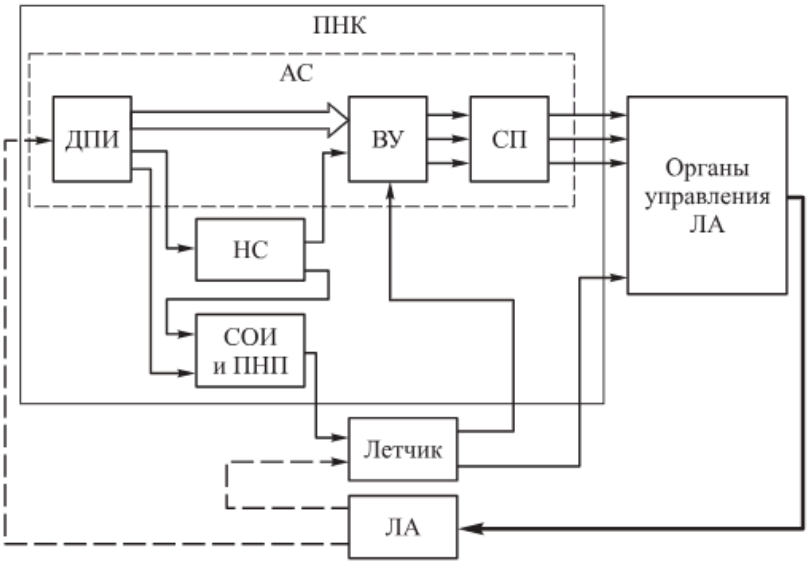


Рис. 1. Схема контуров управления ЛА:
ПНП — пилотажно-навигационный прибор

Вычислительное устройство (*ВУ*) предназначено для выполнения следующих функций:

• алгебраического суммирования и операционных преобразований (дифференцирование и интегрирование) сигналов с ДПИ в соответствии с законом управления и решения навигационных задач;

• отбора программ с программного механизма ПНК, задающего программу движения ЛА во времени;

• преобразования различных сигналов ПНК в информацию другого вида;

• контроля работоспособности приборов и агрегатов, входящих в состав ПНК;

• предварительного усиления сигнала управления.

Вычислительное устройство представляет собой один или несколько бортовых компьютеров (аналоговых, цифровых или гибридных, иногда и тех и других).

Сервопривод (*СП*) состоит из усилителя, который увеличивает мощность управляющего сигнала, и рулевой машины, преобразующей энергию управляющего сигнала в механическую для перемещения органов управления.

Система отображения информации (*СОИ*) в пилотируемых ЛА предназначена для индикации показаний ДПИ, отображения информации о работе отдельных приборов и систем ЛА.

Навигационная система (*НС*) является комплексной системой, предназначенной для определения текущего местоположения ЛА (географических координат и высоты).

22. Метод инерциальной навигации. Элементы инерциальной навигационной системы.

Инерциальные методы основаны на известной из механики связи между ускорением, скоростью и координатами движения тела:

$$V = \int_0^t a dt, \quad S = \int_0^t V dt.$$

Таким образом, интегрируя ускорение, можно получить скорость движения ЛА относительно Земли, иначе говоря, путевую скорость $V_п$, а с помощью второго интеграла — пройденный путь. Как было отмечено ранее, акселерометр измеряет кажущееся ускорение, которое обусловлено силами негравитационного происхождения. Поэтому для счисления пути акселерометр необходимо установить строго горизонтально. Установка акселерометра строго в горизонтальной плоскости — необходимое, но недостаточное условие. Поворот акселерометра вместе с ЛА по курсу (т. е. вокруг вертикальной оси) может привести к существенным погрешностям. Для того чтобы получить правильный результат, нужно определить $V_п$ ЛА как геометрическую сумму двух скоростей (измеренных вдоль двух взаимно перпендикулярных направлений), неизменно ориентированных относительно Земли.

Следовательно, чтобы измерить инерциальным методом скорость относительно Земли, следует выполнить, по крайней мере, два условия, касающихся расположения акселерометров на борту ЛА:

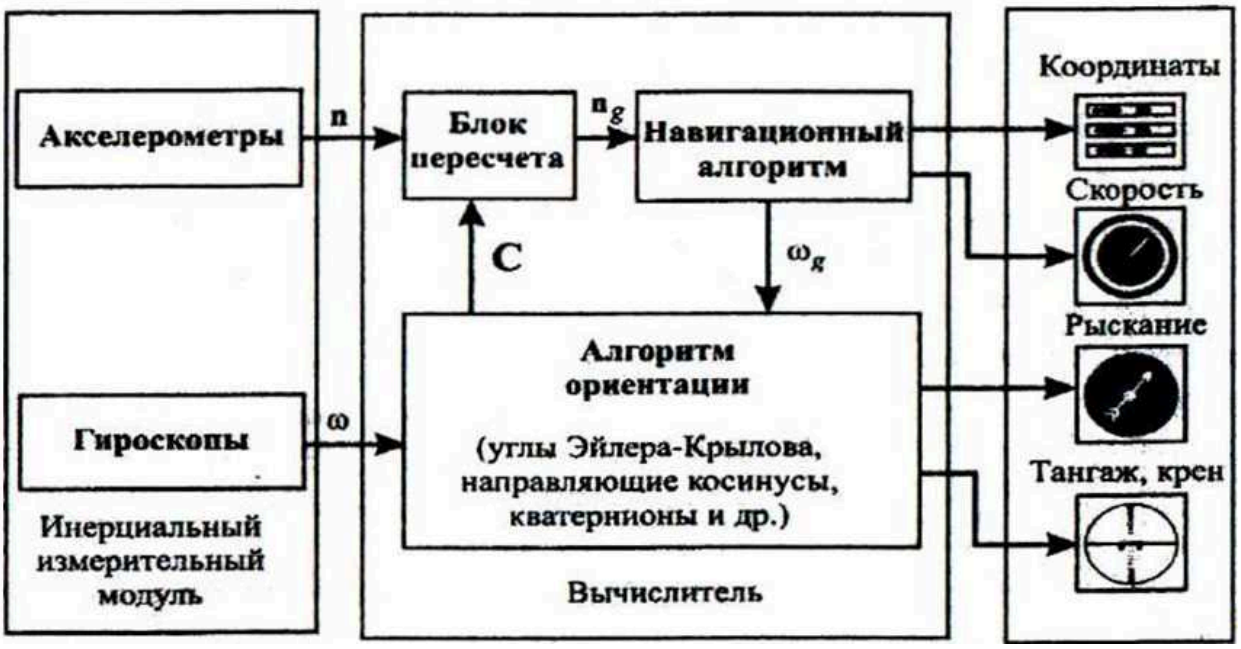
• требуется использовать два акселерометра, расположенных взаимно перпендикулярно и неизменно ориентированных относительно направлений, связанных с Землей;

• акселерометры должны быть расположены строго горизонтально, независимо от эволюций ЛА.

Задача инерциальной навигационной системы (ИНС) может быть выполнена при построении системы, содержащей три акселерометра, трехосный гиростабилизатор и вычислительную систему для счисления пути.

При реализации ИНС всегда стоит вопрос, каким образом выполнить второе условие для ЛА в полете? Для определения горизонтали применяют уровни, т. е. используют маятник. При выполнении маневров (наличии ускорения) подвес математического маятника отклоняется от вертикали (рассматриваем относительное движение), причем $\operatorname{tg}\alpha = a/g$. Если угловое ускорение поворота маятника вокруг оси подвеса и угловое ускорение поворота вертикали вокруг центра Земли одинаковы, то плечо маятника все время будет вертикально относительно земной поверхности. Это можно обеспечить, если плечо равно $R_з$. Впервые это доказал в 1923 г. немецкий ученый Макс Шулер.

Приближенно смысл его теоремы можно сформулировать следующим образом. Математический или физический маятник, обладающий периодом колебаний $T \cong 84{,}4$ мин и находящийся до начала движения в положении равновесия, ни при каких ускорениях точки его подвеса во время его движения вдоль поверхности Земли не выйдет из положения равновесия, т. е. плечо маятника всегда будет оставаться вертикальным. Поскольку реализовать маятник с таким периодом на практике невозможно, у каждой ИНС будет присутствовать такая методическая погрешность.



Основа работы ИНС заключается в измерении ускорений летательного аппарата и его угловых скоростей относительно трех осей самолета для того, чтобы исходя из этих данных определить местоположение самолета, его скорость, курс и другие параметры. По результатам анализа объект стабилизируется, и может использоваться автоматическое управление.

Для сбора информации о полете в состав ИНС включаются акселерометры, считывающие линейное ускорение, и гироскопы, позволяющие определить углы наклона самолета относительно основных осей: тангаж, рысканье и крен. Точность полученной информации зависит от характеристик этих приборов.

Анализом данных занимается компьютер, который затем по определенным навигационным алгоритмам корректирует движение объекта.
ИНС делятся на платформенные и бесплатформенные. Основой для платформенных ИНС служит гиростабилизированная платформа. В бесплатформенных системах акселерометры и гироскопы жестко связаны с корпусом прибора. Функции платформы моделируются математически вычислительной системой. Бесплатформенные системы выгодно отличаются меньшим весом и габаритами, а также возможностью работать при значительных перегрузках.
Преимущества ИНС перед другими навигационными системами заключаются в их полной независимости от внешних источников данных, повышенной защите от помех, высокой информативности и возможности передавать информацию на большой скорости. Отсутствием какого-либо излучения при работе ИНС обеспечивается скрытность объекта, на котором она используется.
Недостатком ИНС можно назвать ошибки, которые накапливаются с течением времени в получаемой от приборов информации. Это могут быть как методические ошибки, так и ошибки, связанные с неверной начальной настройкой оборудования. Для их коррекции создаются интегрированные навигационные системы, где данные, получаемые ИНС, дополняются данными, поступающими от неавтономных систем, например спутниковой навигации. Еще одним относительным минусом ИНС является высокая стоимость входящего в их состав оборудования.

11.12 ПАН

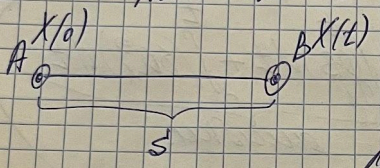
Л-14

Принципы построения инерциальных навигационных систем.

Н.С. – для опр. скоростей и местоположения подвижного объекта.

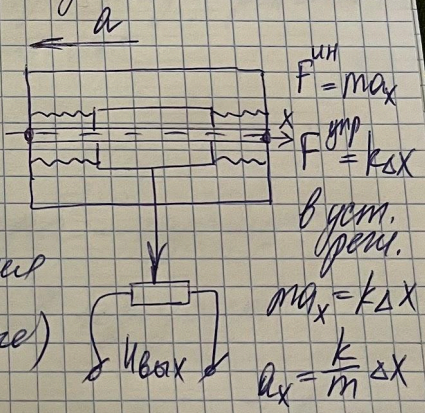
1) поверхностей и линий полож. – астронавигация.
2) обзорно-сравнительная (карта, коорд., изображение перестилающей поверхности). – корреляционно-экстремальные методы.
3) спутниковая НС (низкая защищенность)

Автономные Н.С. (без внешних данных)



инерционный (чувствит-й) элемент.

Простой осевой однокомпонентный акселерометр



Связь м/у ускорением, скоростью и проход-м путем –

$$V = \int_0^t a_x\,dt$$

$$S_x = \int_0^t\int_0^t a_x\,dt^2$$

формулы исчисления пути (инерциальные)

$$\Delta x = \frac{m}{k} a_x$$

Триада – БИНС, когда триада соверш. эволюции со всей бесплатф. сист.

Принцип основан (в сост. первичн. акселерометр. ДПИ) на законе инерции.

дестабилизированная система)

$x - \frac{v^2}{g}$

кажущаяся вертикаль

использ. 1 акселерометр. — недостат.; большая ошибка за короткое время. t.

Гироскоп-ры соз. базовой сист. коорд-ры отсчета.

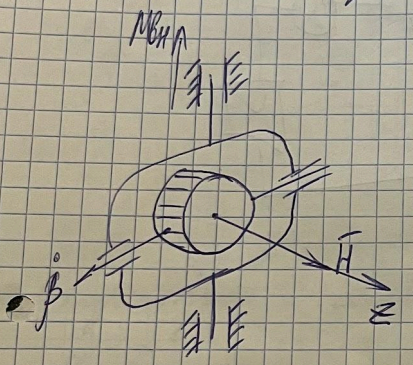
Вращающ. неодн. тело с одной неподвижн. точкой

Двухстепенной гир. — ДУС

Трехстен-й гир. — баз. сист. отсчета

$\bar{H}$ — собств. кин. мом. (мом. ин. рот. отн-о z на уг. скор.)

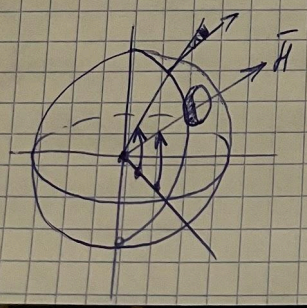
1) сохр. полож. главн. оси при отсут. действ. внеш. сил



переходный процесс гироскопа — нутация.

Ось чувст-ти акселер-а — в горизонт. пл-ти.

Ось z-ти гироскопа — по местной вертик.



корректировка $\bar{H}$ — при откл. от пл-ти местного горизо-а (микроскопический уровень местн. перемещатель — маятниковая сх.)

1. Инструментальные погрешности (внешние воздействия)

$\delta a_x^{экв}$

шумы в эл. схеме

2 самые большие

2. смещение $O_{т.с.}$ собств. датчик

3. ошибка датчика, оси чувствит-ти прибора с погреш-ю

$\tilde{a}_x = a_x \cos\beta + g \cdot \sin\beta + \delta a_x^{э}$

(погрешн. при сборке и калибровке прибора)

наличие вых-го сигн., когда на вых. нет возд-й

Акселерометр измеряет кажущееся ускорение — ускор., кот. имела бы мат. т. без учета гравит., т.е. ускор. воздействия активных сил.

интегрируем: $\tilde{v}_x = v_x + \underbrace{v_x(0) + \int_0^t (g\beta)\,dt + \int_0^t (\delta a_x^{э})\,dt}_{\text{ошибки}}$

нет-ое значение

измерения (слат. этиц.) ср. велич.

(квадр. откл. от ср., т.е. дисперсия)

СКО ср. квадр. откл.

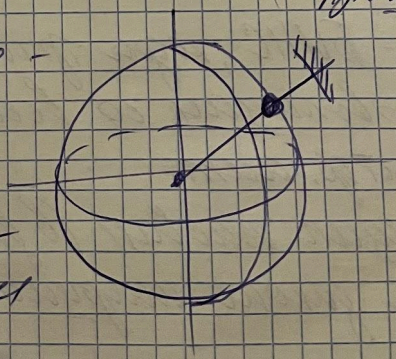
система-не случайн.

случайные процессы

(низв. (ТСП) теории случ. процессов)

Истинная вертикаль — нормаль к пов-ти эллипсоида вращ.

нарастание ошибок с течением времени



23.Автономные датчики первичной информации о полете летательного аппарата.

САУ ЛА для своего функционирования должна обладать определенными источниками информации о полете, т. е. о текущем состоянии фазовых координат. Структура САУ определяет набор необходимых датчиков первичной информации (ДПИ). Они воспринимают соответствующие параметры движения ЛА и переводят их в электрические сигналы, в форму, пригодную для дальнейшего использования в САУ.

ДПИ можно классифицировать по физическому принципу, на котором построено получение конкретного параметра движения. На сегодняшний день используют датчики, основанные на различных физических принципах, например, гироскопические, инерциальные, радиометрические, оптические, манометрические и др. Они могут использоваться как отдельный прибор (например, датчик угловой скорости), так и в составе системы датчиков (например, инерциальная навигационная система).

Акселерометр — это физический маятник, имеющий массу m на упругом подвесе $C_{пр}$ с датчиком перемещения x этой массы. Принцип его работы определяется зависимостью $ma_к = C_{пр}x$. Однако акселерометр измеряет кажущееся ускорение, которое обусловлено силами негравитационного происхождения. Это то ускорение, которое бы имела и с которым бы двигалась математическая точка (.) под воздействием негравитационных сил, если бы она перемещалась в пространстве, свободном от действия сил тяготения $a_к = a - g$.

Для определения угловой скорости вращения ЛА обычно используют датчики угловой скорости (ДУС), установленные таким образом, чтобы измерять составляющую угловой скорости вдоль оси связанной системы координат. Классический вариант ДУС — двухстепенной гироскоп с датчиком угла β и закрепленной в пружине $C_{пр}$ осью OX. Угол поворота вектора $\bar{H}$ вокруг оси OX при вращении основания вокруг оси OY: $\beta = H\omega_Y / C_{пр}$, где $C_{пр}$ — жесткость пружины.

Для определения высоты полета используют барометрический высотомер, который измеряет давление воздуха p_H на высоте H полета ЛА и сравнивает его с давлением p_0 на Земле (на уровне мирового океана). На основании этого формируется приращение высоты полета $\Delta H = f(p_0 - p_H)$.

ЗДЕСЬ НАДО ПЕРЕЧИСЛЯТЬ ДУС, ПРО КОТОРЫЕ РАССКАЗЫВАЛ ПОНОМАРЕВ (С МЕХАНИЧЕСКОЙ ПРУЖИНОЙ, С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ПРУЖИНОЙ, ИНТЕГРИРУЮЩИЙ)

§5. ПРИБОРЫ И ДАТЧИКИ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА.

Применение измерителей углов крена и тангажа.

Углы крена и тангажа с целью выдачи информации для обеспечения стабилизации и управления по этим углам измеряются на ЛА с помощью авиагоризонтов и гировертикалей. Основным назначением является создание на ЛА опорной системы координат, относительно которой можно измерить углы крена и тангажа. Получение такой системы координат возможно, если одна из ее осей удерживается по вертикали места.

Авиагоризонты на основе трехстепенного гироскопа.

Принцип действия основан на использовании свойства трехстепенного гироскопа сохранять заданное направление кинетического момента неизменным в пространстве. Направление кинетического момента гироскопа совпадает с вертикалью места (ось ОУ) (рис. 29), внешняя ось карданного подвеса совпадает с продольной осью ЛА, а внутренняя - направлена по оси OZ, расположенной в горизонтальной плоскости. При появлении угла тангажа внешняя ось подвеса поворачивается вместе с ЛА, а гироузел не изменяет своего положения в пространстве. Вследствие этого угол поворота наружной рамы относительно внутренней карданного подвеса равен углу тангажа ЛА. При накренении ЛА вместе с ЛА поворачивается основание, на котором закреплен гироскоп. Наружная рама в этом случае остается неподвижной. Угол поворота основания относительно наружной рамы равен углу крена ЛА.

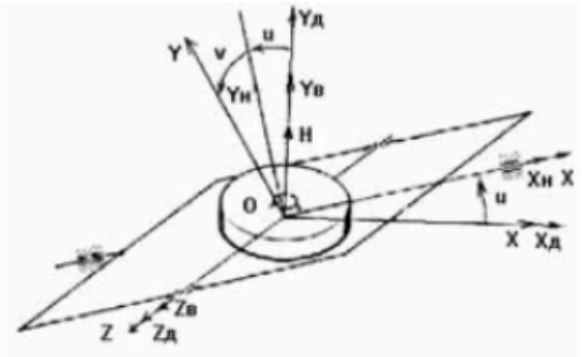


Рис.29. Измерение углов крена и тангажа с помощью трехстепенного гироскопа.

§4. НОВЫЕ ТИПЫ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ.

Наряду с гироскопическими ДУС, основным элементом которых является быстровращающиеся механический ротор, известны устройства, выполняющие функции измерения угловых скорости, но не имеющие ротора. К таким устройствам относятся вибрационный и лазерный гироскопы.

Вибрационный гироскоп.

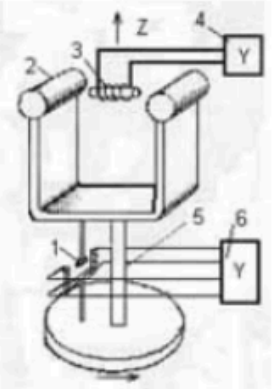


Рис.23. Схема вибрационного гироскопа.

Лазерный гироскоп.

Луч лазера 5 (рис.24) расщепляется на два луча 4 и 6, каждый из которых подходит к фотодетектору 2. Луч 6 идет непосредственно на фотодетектор, а луч 4 приходит на фотодетектор, отразившись от зеркала 3. Фотодетектор выдает сигнал, пропорциональный разности длин волн обоих лучей, на измерительное устройство 1. Пока основание, на котором располагается прибор, неподвижно, разность длин волн лучей равна нулю. При вращении основания с некоторой угловой скоростью относительно точки. О длины волн лучей изменяются и фотодетектор фиксирует их разность. Если разность тем больше, чем быстрее вращается основание прибора и чем более отличаются длины путей прямого 6 и огибающего 4 лучей. Лазерный гироскоп конструируется таким образом, чтобы огибающий луч многократно обегал замкнутый контур устройства. Это позволяет уменьшить размеры и увеличить чувствительность прибора.

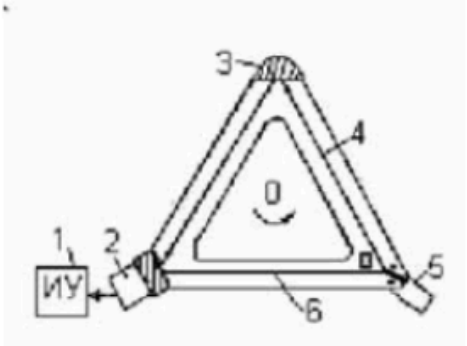


Рис.24. Схема лазерного гироскопа.

Электрический указатель поворота ЭУП-53.

Назначение.
Электрический указатель поворота предназначен для правильного выполнения разворота ЛА вокруг вертикальной оси с поперечным креном до 45° при скорости полета 500 км\ч.
Принцип действия.
Электрический указатель поворота (рис.16) - это гироскопический указатель поворота, у которого ротор 1 гироскопа приводится во вращение при помощи электрической энергии. Электрическое питание обеспечивает постоянную скорость вращения ротора независимо от высоты полета. (В указателе поворота УП-2 ротор приводится во вращение при помощи струи воздуха, ударяющего в его лунки и основным недостатком пневматического указателя является уменьшение плотности воздуха, а следовательно, и уменьшение и подача воздуха на разгон ротора при подъеме на высоту. Вследствие этого уменьшается скорость вращения ротора, что приводит к уменьшению чувствительности УП-2). Электрический привод дает возможность получить большую скорость вращения ротора гироскопа, чем достигается хорошая устойчивость гироскопа при работе.
ЭУП-53 является комбинированным прибором, в состав которого входит электрический указатель поворота и указатель скольжения 7.

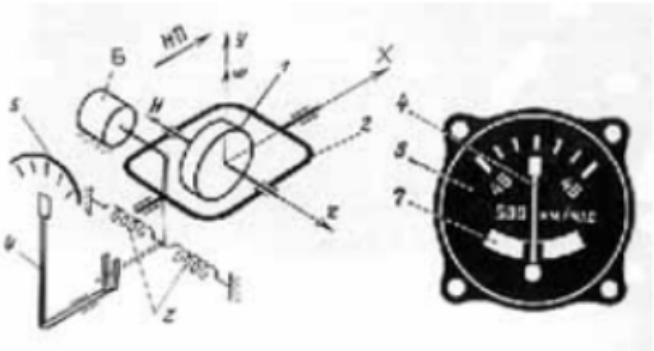


Рис. 16. Кинематическая схема и лицевая сторона ЭУП-53.

Гироскопы с вращающимися обоймами.

Для уменьшения погрешности от трения в опорах разработан целый ряд оригинальных способов подвеса. К числу таких подвесов относится гироскоп, показанный на рис.28. В таком гироскопе происходит осреднение вредного момента трения вследствие того, что в шариковых подшипниках имеется промежуточная обойма. Она вращается попеременно в разных направлениях специальным двигателем, который автоматически регулируется. Для исключения влияния момента от обоймы на гироскоп два подшипника имеют взаимно противоположные направления вращения обойм. По сравнению с серийными гироскопами погрешности в гироскопах повышенной точности меньше на 1 - 2 порядка.

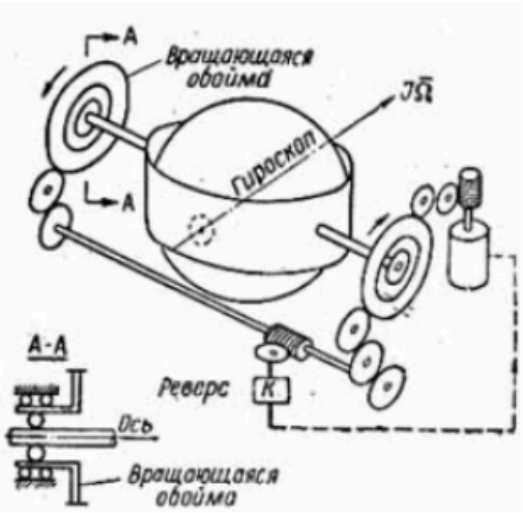
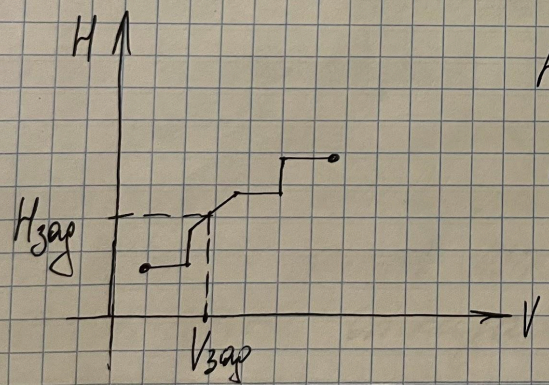


Рис.28. Гироскоп с вращающимися обоймами.

24. Алгоритмы работы вычислительного устройства САУ в рамках ПНК.

ВУ САУ.

– формирование программы полета и выборка конкретной программы для текущего мом-а времени и текущего местоположения.



$H_{зад}$ $(H(t))$ (X, V, ξ)

$V_{зад}$ $(V(t))$

разница м/у заданными и текущ. парам. движ. – реализуется в

②

рамках закона управл. САУ.

(электрический)

δ_i – сигнал отклонения органов управления (закон управл. САУ формирует отклон. органов управления, необходимое для стабилизации на программной траектории)

– преобраз-е и усиление различных сигналов в рамках ПНК.

Система автоматического управления (САУ) в рамках программно-навигационного комплекса (ПНК) включает в себя различные алгоритмы работы, предназначенные для обеспечения эффективного управления вычислительным устройством. Ниже приведены основные аспекты алгоритмов работы вычислительного устройства в контексте ПНК:

1. Обработка входных данных: Алгоритмы начинают свою работу с обработки входных данных, поступающих от датчиков и других источников информации. Эти данные могут включать в себя информацию о положении объекта, окружающей среде, параметрах движения и т.д.

2. Фильтрация и обработка данных: Для улучшения точности и надежности данных могут применяться фильтры и методы обработки сигналов. Это может включать в себя фильтрацию шумов, коррекцию ошибок и другие техники.

3. Составление карты среды: В случае автономных систем навигации, алгоритмы могут использоваться для создания карты окружающей среды. Эта карта может затем использоваться для принятия решений об оптимальном маршруте или избегания препятствий.

4. Планирование движения: Алгоритмы планирования движения определяют оптимальный путь или последовательность действий для достижения поставленных задач. Они учитывают как текущее состояние объекта, так и цели управления.

5. Управление двигателями и актуаторами: Алгоритмы управления преобразуют расчеты и решения, полученные на предыдущих этапах, в команды для двигателей и других актуаторов. Они обеспечивают выполнение планов и коррекцию движения в реальном времени.

6. Обратная связь и коррекция ошибок: Система обратной связи позволяет вычислительному устройству адаптироваться к изменениям условий и корректировать свои действия в соответствии с реальным исполнением задач.

7. Мониторинг и диагностика: Алгоритмы могут включать в себя механизмы мониторинга и диагностики для выявления проблем, ошибок или неисправностей в системе. Это позволяет обеспечивать надежную работу САУ.

Алгоритмы в ПНК обычно разрабатываются в соответствии с конкретными требованиями задачи и характеристиками управляемого объекта.

Под управлением понимают совокупность воздействий, направленных на организацию отдельного процесса или группы процессов для достижения поставленной цели.

Автоматическое управление - управление без непосредственного участия человека. Сочетание же комплекса технических средств и устройств для автоматического управления процессами называется системой автоматического управления (САУ).

Частным случаем автоматического управления является автоматическое регулирование, которое заключается в поддержании или изменении по заданному закону некоторой физической величины в техническом устройстве без непосредственного участия человека. Технические системы для его реализации называются системами автоматического регулирования (САР).

На рис.2.1 представлена блок-схема системы автоматического регулирования.

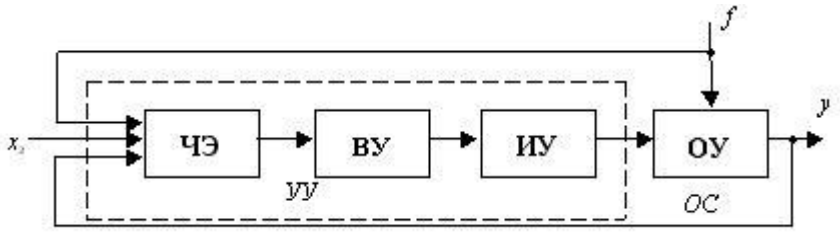


Рис.2.1. Блок-схема САУ (САР): *хз* - задающее воздействие (сигнал задатчика исходной величины); *у* - выходная величина; *f* - возмущающее воздействие на объект; ОС- цепь обратной связи, подающая весь или часть выходного сигнала на вход.

Основными элементами САУ являются:

ЧЭ-чувствительный элемент, служащий для измерения на входе САУ воздействий *х з , у, f* ;

ВУ- вычислительное устройство; оно реализует алгоритм работы САУ.

В простейших случаях это - сравнение, дифференцирование, интегрирование (в более сложных - ЭВМ), а также усиление сигналов с ЧЭ;

ИУ - исполнительное устройство; оно предназначено для непосредственного управления объектом;

ОУ - объект управления.

Весь комплекс устройств, заключенных в пунктирную рамку, называется управляющим устройством (УУ). В состав УУ могут входить: преобразователи, линии и устройства связи, шифраторы и дешифраторы сигналов и т.д.