

Вопросы к экзамену по дисциплине «Принципы автономного наведения»

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

Летательный аппарат - устройство, которое может преодолеть силу тяжести.

Категории ЛА (по способам преодоления силы тяжести):

- 1) **Аэростатические ЛА** -- ЛА легче воздуха

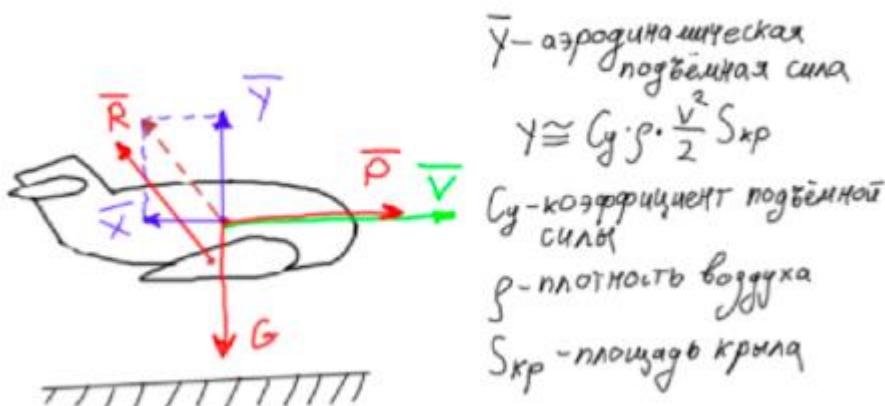
Пример: Воздушный шар, дирижабли

- 2) **Аэродинамические ЛА** (тяжелее воздуха)

Пример: самолеты, вертолеты, дельтапланы, крылатые ракеты или тактические ракеты, полет которых проходит в атмосфере Земли.

Эффект возникновения подъемной силы возникает, если ЛА движется относительно воздушной среды.

Самолет может находиться над поверхностью земли только в том случае, если он движется относительно воздуха. В этом случае у него есть тяга со стороны двигателя, на крыле - основной аэродинамической поверхности самолета - возникает аэродинамическая сила. Эта сила мб приложена в центре тяжести(тк крыло жестко соединено с телом самолета) и часть этой аэродинамической силы направлена на создание подъемной силы, а часть компенсируется силой тяги.



У вертолета роль крыла играет винт. На каждой лопасти винта, когда он вращается, возникает подъемная сила, и суммарная подъемная сила всех лопастей создает подъемную силу вертолета. Дельтаплан же движется относительно воздушной среды, или среда движется относительно него - восходящие потоки воздуха (около гор, перепадов высот, особенно если рядом присутствует водная поверхность). У него роль крыла играет сам дельтаплан - ткань.

У крылатой ракеты роль крыла играют маленькие крыльышки.

3) Ракеты.

Подъемная сила за счет тяги двигателей ракет.

Создается реактивный эффект, потоки газа взаимодействуют с соплом и создают тягу, которая противодействует силе тяжести ракеты.

Ракетами такого рода объекты считаются до тех пор пока работает двигатель, после они в баллистическом полете. Если они достигают большой скорости, то становятся космическими аппаратами, будут двигаться по специфическим траекториям.

Если ракета упадет на поверхность земли, то станет баллистической ракетой - ракетой, способной преодолевать достаточно большие расстояния, но не достигшая первой космической скорости. Она в итоге вернется на поверхность Земли.

При определении задач управления полетом возникает критерий классификации ЛА по наличию и отсутствию экипажа на борту:

1) Пилотируемые ЛА

2) Беспилотные ЛА

Наведение - управление полетом ЛА, обеспечивающее его вывод с заданной точностью и надежностью в определенную точку пространства.

Траектория - описание линии, вдоль которой двигается ЛА.

Управление - перевод некоторой динамической системы из одного состояния в другое.

Движение даже упрощенной модели ЛА характеризуется 6-ю степенями свободы. При этом при движении в воздухе нет заранее проложенных путей (рельсы, дороги). Поэтому прокладка пути движения (формирование заданной траектории) совмещено во времени с самим процессом движения.

Для решения задачи формирования и реализации траектории необходимо производить большой по объему комплекс вычислительных логических операций. Поэтому для современных ЛА существуют задачи построения системы приборов и агрегатов, которые помогали или заменили летчика при решении задач наведения и оперативного управления полетом.

в основном *летно-технические характеристики* (ЛТХ) самолета, относящиеся к полету в целом или его этапам и характеризующие возможности самолета и его соответствие тактико-техническим требованиям. Летно-технические характеристики включают:

диапазоны высот и скоростей, в которых возможны безопасный полет самолета и выполнение определенных полетных задач с учетом ограничения допустимых режимов полета;

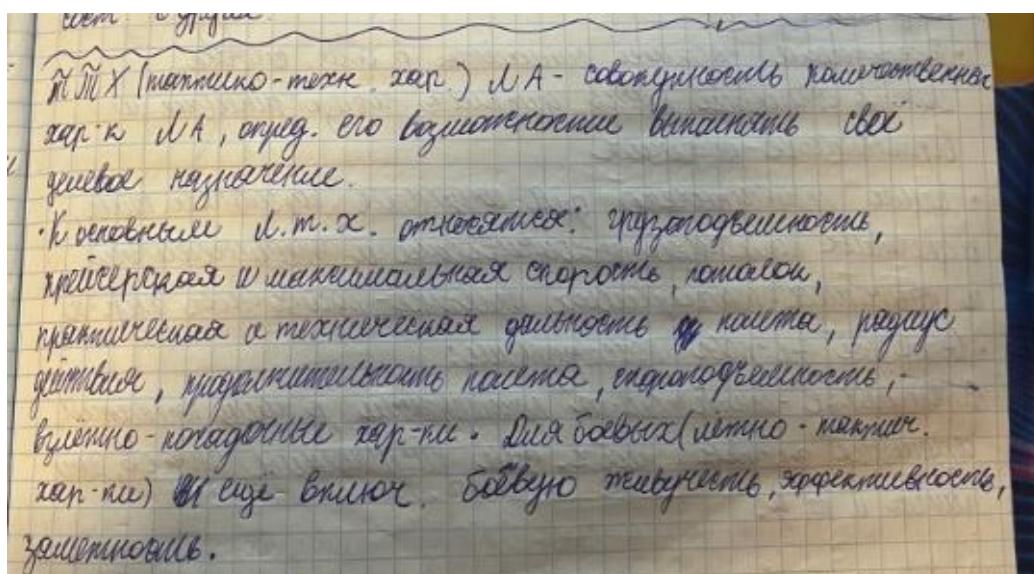
дальность и продолжительность полета, радиус действия в зависимости от заправки топливом и полезной нагрузки;

маневренные характеристики (радиус или угловая скорость виража, скороподъемность, время выполнения заданного маневра, действующие при этом на самолет перегрузки и т. п.);

взлетно-посадочные характеристики (включая характеристики при отказе двигателя на взлете и посадке).

Отдельные показатели, входящие в ЛТХ, называют *летними данными* или *характеристиками самолета*.

Помимо этих характеристик в ЛТХ входит ряд технических показателей, описывающих грузоподъемность самолета, его эксплуатационные особенности (время наземного обслуживания, класс аэродромов, с которых он может эксплуатироваться, требования к системам обеспечения полета и т. п.), эффективность выполнения задачи полета, уровень безопасности, комфорта и т. п.



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

Летно-технические характеристики ЛА во многом определяются его аэродинамической компоновкой. **Аэродинамическая компоновка как процесс** - это выбор схемы взаимного расположения и геометрических параметров основных частей ЛА, обтекаемых воздухом в процессе полета, увязка их между собой с целью получения таких аэродинамических характеристик ЛА (C_{Y_a} , C_{X_a} , K_a и др.), которые позволили бы проектируемому ЛА выполнить поставленные задачи.

Аэродинамическая компоновка как результат аэродинамического проектирования - это облик ЛА, формы, размеры и взаимное расположение его обтекаемых частей.

Рассмотрим основные геометрические параметры частей самолета, обтекаемых потоком в полете.

Несущими частями самолета (в аэродинамическом аспекте) называются обтекаемые потоком части самолета, создающие подъемную силу и силы, обеспечивающие устойчивость движения и управляемость самолета. Это (рис. 7.1) **крыло 1, горизонтальное оперение 2 и вертикальное оперение 3** самолета.

Ненесущими частями самолета называются обтекаемые потоком части самолета, доля подъемной силы которых пренебрежимо мала по сравнению с подъемной силой несущих частей. Это **фюзеляж (корпус) 4 и мотогондолы 5**.

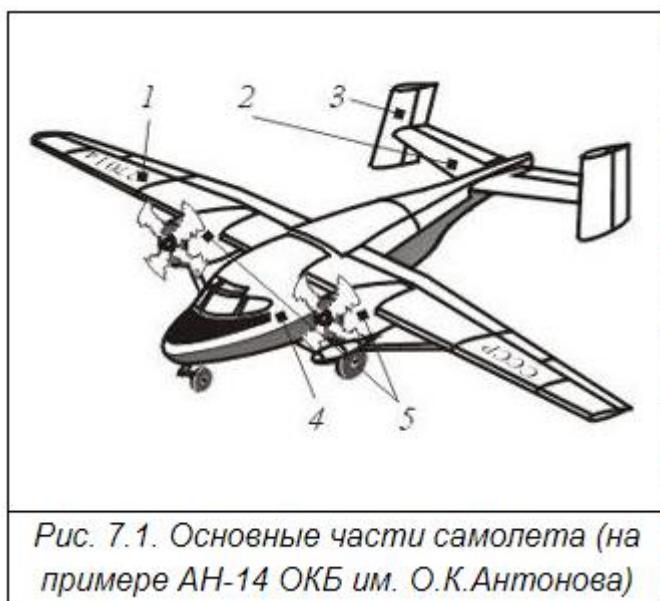
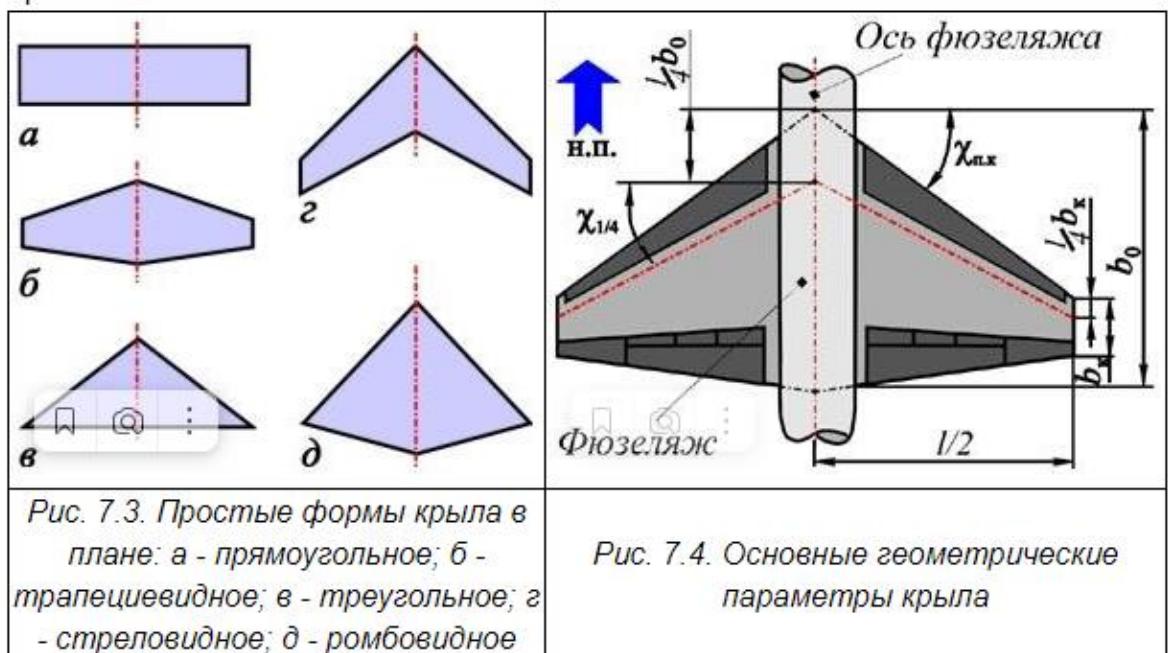


Рис. 7.1. Основные части самолета (на примере АН-14 ОКБ им. О.К.Антонова)

Форма горизонтального и вертикального оперения самолета описывается теми же параметрами, что и форма крыла.



Рис. 7.2. Различные формы в плане несущих поверхностей самолетов: а - АНТ-5; б - По-2; г - Як-40; д - HFB-320 (ФРГ); е - К-2; ж - Ту-144; з - Ан-28; и - Ил-62



Фюзеляж по длине условно делят на три основные части: носовую (переднюю, головную); цилиндрическую (центральную); кормовую (хвостовую, донную).

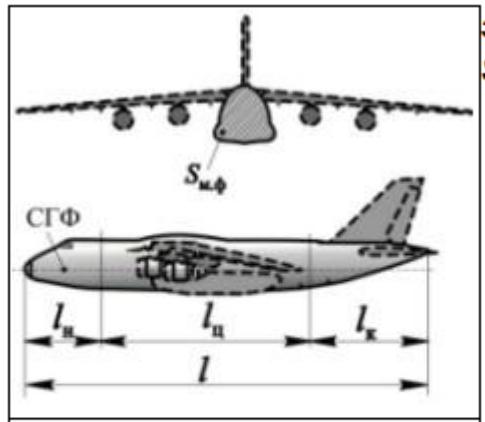


Рис. 7.10 К пояснению основных геометрических параметров фюзеляжа



Рис. 7.9. Формы фюзеляжей самолетов:
а - Ту-144; б - Ту-104; в - Як-18; г - Ан-14;
д - SN-600(Франция); е - Mini Guppy
(США); з - DC-3 (США); и - Argosy
(Англия); к - "Илья Муромец"

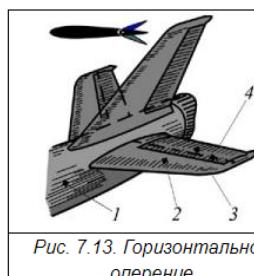


Рис. 7.13. Горизонтальное оперение

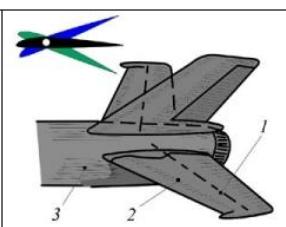
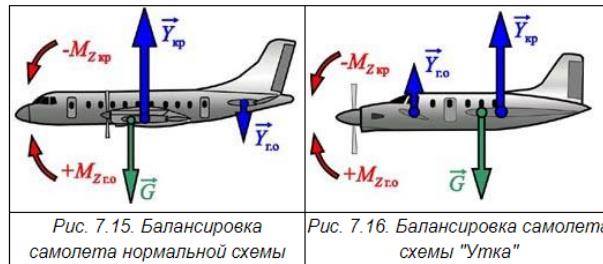


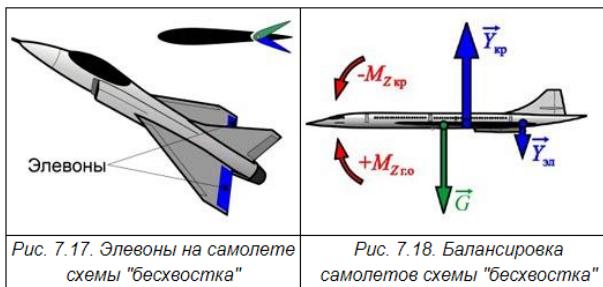
Рис. 7.14. Цельноповоротное горизонтальное оперение

Обеспечить **продольную балансировку (балансировку по тангажу)** самолета ($M_z = 0$) можно за счет горизонтального оперения (г.о.) - дополнительных горизонтально расположенных несущих поверхностей, разместив их на определенном расстоянии от ц. м. На г.о. создается сила, парирующая момент M_z , возникающий при взаимном смещении ц. м. и ц. д. или при изменении значений сил $Y_{\mu,\Phi}$ и G . Конструктивно горизонтальное оперение (рис. 7.13) может быть выполнено в виде неподвижно закрепленного на фюзеляже 1 **стабилизатора** 2, концевую часть которого - **руль высоты** 3 летчик может поворачивать относительно оси 4, меняя таким образом силу на горизонтальном оперении $Y_{\text{г.о.}}$ за счет изменения кривизны его профиля. Другой возможной конструктивной реализацией г.о. (рис. 7.14) является **цельноповоротное горизонтальное оперение** (ц.п.г.о.) - несущая поверхность 2, которая может поворачиваться относительно фюзеляжа 3 вокруг оси 1. В этом случае $Y_{\text{г.о.}}$ изменяется за счет изменения угла атаки г.о.

Аэродинамическая схема самолета, у которого продольная балансировка обеспечивается г.о., расположенным за крылом, называется **нормальной** или **"классической" схемой** (рис. 7.15). Пикирующий момент крыла ($-M_{Z\text{kp}}$) парируется кабрирующим моментом ($+M_{Z\text{г.о.}}$), создаваемым подъемной силой горизонтального оперения $Y_{\text{г.о.}}$.



"Утка" (рис. 7.16) - схема самолета, у которого продольная балансировка обеспечивается г.о., расположенным перед крылом. Возможна также продольная балансировка самолета по схеме **"бесхвостка"** (рис. 7.17) без горизонтального оперения за счет отклонения **элевонов**, расположенных на крыле. Схема сил при балансировке "бесхвостки" за счет подъемной силы элевонов $Y_{\text{эл}}$ представлена на рис. 7.18.



3. Скорости поступательного и вращательного движений летательного аппарата.

Полет ЛА можно представить как совокупность двух видов движения:

- поступательного движения центра масс ЛА как материальной точки, которое описывается уравнением сил (1.5);
- вращательного движения ЛА вокруг центра масс, которое описывается уравнением моментов (1.6).

Эти два вида движения изучают относительно определенных выбранных систем координат. Движение ЛА характеризуется набором физических величин, которые изменяются во времени t и называются **параметрами движения**.

ПАРАМЕТРЫ ПОСТУПАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛА

К числу параметров, описывающих поступательное движение ЛА, относятся: **воздушная скорость (V)** и **земная скорость (V_g)**. Воздушная и земная скорости связаны между собой соотношением $V_g = V + W$, где W - скорость ветра (рис. 1.9).

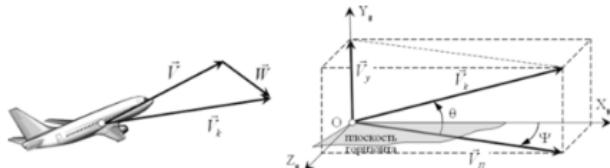


Рис. 1.9. Земная и воздушная скорости ЛА

Путевая скорость V_n - это проекция скорости V_g на плоскость X_gOZ_g нормальной земной СК.

Координаты ц.м. ЛА в нормальной земной СК: высота (H), боковой увод (Z), удаление вдоль оси OX_g (L).

ПАРАМЕТРЫ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛА

Вращательное движение ЛА описывается вектором угловой скорости вращения относительно ц.м. со. Его проекции на оси связанный системы координат $OXYZ$ обозначаются ω_x , ω_y , ω_z (рис. 1.10) и носят

названия: ω_x - скорость крена; ω_y - скорость рыскания; ω_z - скорость тангажа.

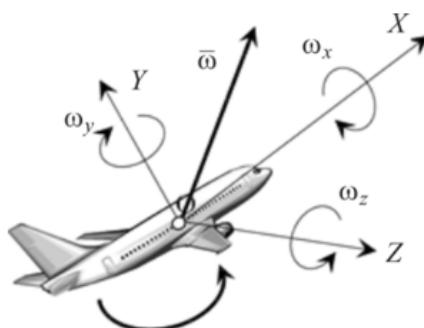
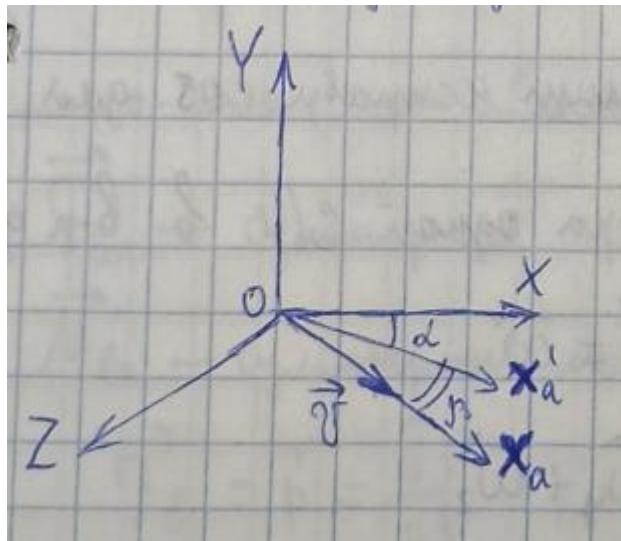


Рис. 1.10. Угловое движение ЛА

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

α - угол атаки: угол между продольной осью связанной СК и проекцией возд. скорости на плоскость симметрии ОХУ

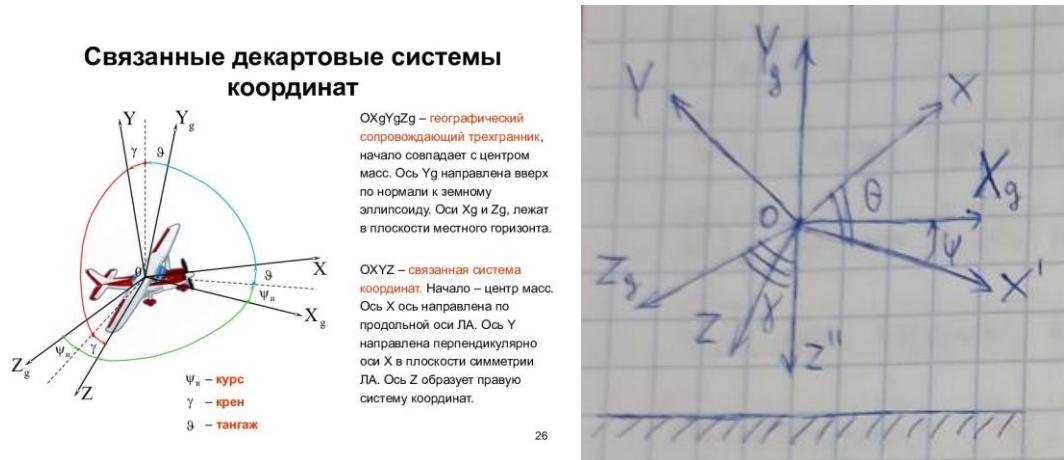
β - угол скольжения: угол между направлением воздушной скорости и его плоскостью симметрии ОХУ



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

ψ - рыскания: угол между осью ОХд нормальной связанный СК и проекцией продольной оси ЛА на горизонтальную плоскость ОХдZд

ϑ - тангажа: угол между продольной осью ЛА ОХ и горизонтальной плоскостью
 γ - крена: угол между осью OZд и OZ связанный СК приведенной к нулевому углу рысканья.



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

P – сила тяги

G – суммарная сила тяжести

R – суммарная аэродинамическая сила

Fk – сила Кариолиса

M_P – момент тяги

M_{гр} – суммарный гироскопический момент

M_K – момент силы Кариолиса

Сила и момент тяги определяются типом, мощностью и количеством двигательных установок ЛА

Аэродинамическая сила возникает в случае обтекания ЛА потоком воздуха.

Аэродинамический момент по осям связанный СК раскладывается на:

1. Момент крена
2. Момент рысканья
3. Аэродинамический момент тангажа

Силы, перегрузки и моменты, действующие на самолет



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

ЗДЕСЬ И ДАЛЕЕ ЖИРНЫМ ВЫДЕЛЕНЫ ВЕКТОРЫ

$R = C_R \rho * \frac{V^2}{2} * S$ – суммарная аэродинамическая сила, где C_R – аэродинамический коэффициент, характеризующий форму ЛА, S – площадь, $\rho * \frac{V^2}{2} = q$ – скоростной напор

$R = R_{kp} + R_{kor} + R_{op} + R_{mg}$, где R_{kp} , R_{kor} , R_{op} , R_{mg} – аэродинамические силы крыла, корпуса, оперения и моторгандол (+ дополнительное навесное оборудование) соответственно

$M_R = M_{kp} + M_{kor} + M_{op} + M_{mg}$ – суммарный момент аэродинамической силы

$R = X + Y + Z$ – разложение аэродинамической силы в скоростной СК, где X – сила лобового сопротивления, Y – подъемная сила, Z – боковая сила

$\begin{cases} X = C_x * q * S \\ Y = C_y * q * S, \quad R = R_x + R_y + R_z \\ Z = C_z * q * S \end{cases}$ – разложение аэродинамической силы в связанной системе координат;

$$\begin{cases} R_x = X * \cos\alpha * \cos\beta + Y * \sin\alpha - Z * \cos\alpha * \sin\beta \\ R_y = -X * \sin\alpha * \cos\beta + Y * \cos\alpha - Z * \sin\alpha * \sin\beta \\ R_z = X * \sin\beta + Z * \cos\beta \end{cases}$$

$M_R = M_{Rx} + M_{Ry} + M_{Rz}$, где M_{Rx} – аэродинамический момент крена, M_{Ry} – аэродинамический момент рысканья, M_{Rz} – аэродинамический момент тангажа

$M_{Rx} = m_x * q * S * l$, $M_{Ry} = m_y * q * S * l$, $M_{Rz} = m_z * q * S * b_a$, где l – размах крыла, b_a – срединная хорда крыла

$$R = f(V, \rho(H), C_R), \quad M_R = f(V, \rho(H), m_R)$$

8. Система кинематических уравнений, описывающих движения летательных аппаратов.

$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V}_h$ – уравнение кинематики, где \mathbf{r} – радиус-вектор

$$\mathbf{r} = \begin{pmatrix} x_d \\ y_d \\ z_d \end{pmatrix} \text{ – в нормальной СК, следовательно } \dot{\mathbf{r}} = \begin{pmatrix} \dot{x}_d \\ \dot{y}_d \\ \dot{z}_d \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{V} = \begin{pmatrix} V_{hx} \\ V_{hy} \\ V_{hz} \end{pmatrix} \text{ – в связанной СК;}$$

$$\begin{pmatrix} V_{hx_d} \\ V_{hy_d} \\ V_{hz_d} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{Матрица} \\ \text{перехода из} \\ \text{OXYZ в OX}_d Y_d Z_d \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_x * \cos(\hat{x}\hat{x}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{x}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{x}_d) \\ V_x * \cos(\hat{x}\hat{y}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{y}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{y}_d) \\ V_x * \cos(\hat{x}\hat{z}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{z}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{z}_d) \end{pmatrix}$$

$$\omega = \omega_x + \omega_y + \omega_z = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\gamma}$$

$$\begin{cases} \omega_x - (\dot{\gamma} + \dot{\psi} * \sin\theta) = 0 \\ \omega_y - (\dot{\psi} * \cos\theta * \cos\gamma + \dot{\theta} * \sin\gamma) = 0 \\ \omega_z - \dot{\theta} * \cos\gamma + \dot{\psi} * \cos\theta * \sin\gamma = 0 \end{cases}$$

Тогда:

$$\begin{cases} \dot{x} - V_x * \cos(\hat{x}\hat{x}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{x}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{x}_d) = 0 \\ \dot{y} - V_x * \cos(\hat{x}\hat{y}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{y}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{y}_d) = 0, \\ \omega_z - \dot{\theta} * \cos\gamma + \dot{\psi} * \cos\theta * \sin\gamma = 0 \\ \omega_x - (\dot{\gamma} + \dot{\psi} * \sin\theta) = 0 \\ \omega_y - (\dot{\psi} * \cos\theta * \cos\gamma + \dot{\theta} * \sin\gamma) = 0 \\ \dot{z} - V_x * \cos(\hat{x}\hat{z}_d) - V_y * \cos(\hat{y}\hat{z}_d) - V_z * \cos(\hat{z}\hat{z}_d) = 0 \end{cases}$$

matematische Kürznamen für Schule 1A:

$$\vec{\omega} = \dot{\varphi} + \dot{\psi} + \dot{\delta}$$

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

$$\omega_x = \dot{\delta} + \dot{\psi} \cdot \sin \nu$$

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

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

$$\begin{array}{l} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\delta} \end{array} \text{ klein} \Rightarrow \begin{array}{l} \omega_x \approx \dot{\delta} \\ \omega_y \approx \dot{\psi} \\ \omega_z \approx \dot{\vartheta} \end{array}$$

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

Уравнения динамики движения ЛА связывают характеристики, действующие на ЛА с характеристиками ЛА в виде **массо-инерционной составляющей**

Причины движения ЛА:

- $\mathbf{F}_{\text{вн}}$ – суммарная сила
- $\mathbf{M}_{\text{вн}}$ – суммарный момент

$$\mathbf{F}_{\text{вн}} = \dot{\mathbf{P}} = \frac{d\mathbf{P}}{dt} + \mathbf{P} \times \boldsymbol{\omega}, \quad \mathbf{M}_{\text{вн}} = \dot{\mathbf{K}} = \frac{d\mathbf{K}}{dt} + \mathbf{K} \times \boldsymbol{\omega}, \quad \text{где } \mathbf{P} – \text{импульс, } \mathbf{K} – \text{вектор кинетического момента}$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_x + \mathbf{K}_y + \mathbf{K}_z,$$

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

Из этой системы уравнений уходят слагаемые: $J_{xx}\omega_z, J_{yy}\omega_z, J_{zz}\omega_x, J_{zy}\omega_z$ из-за наличия плоскости симметрии ОХY у самолета

Для ЛА, обладающий двумя плоскостями симметрии уходят и слагаемые $J_{yy}\omega_y, J_{zz}\omega_x$

Для ряда задач управления в определенных случаях можно считать массу ЛА неизменной и неизменными габариты и положение центра масс. Это существенно упрощает задачу определения величины внешних сил и внешнего момента.

Принимая во внимание эти допущения получаем:

$$\begin{cases} \dot{K}_x = J_{xx}\dot{\omega}_x + J_{xy}\dot{\omega}_y \\ \dot{K}_y = J_{yx}\dot{\omega}_x + J_{yy}\dot{\omega}_y \\ \dot{K}_z = J_{zz}\dot{\omega}_z \end{cases} \quad \text{при } m_{\text{ЛА}} = \text{const}: \quad \begin{cases} (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K})_x = \omega_y\omega_z(J_{zz} - J_{yy}) + J_{xy}\omega_x\omega_y \\ (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K})_y = \omega_z\omega_x(J_{xx} - J_{zz}) + J_{xy}\omega_y\omega_z \\ (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K})_z = \omega_x\omega_y(J_{yy} - J_{xx}) + J_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) \end{cases} \quad \text{– эти}$$

уравнения записаны для ЛА с одной плоскостью симметрии (самолета)

$\mathbf{M}_{\text{вн}} = \dot{\mathbf{K}} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K})$, вторую часть этого уравнения только что расписали

$$\mathbf{F}_{\text{вн}} = \mathbf{F}_x + \mathbf{F}_y + \mathbf{F}_z$$

$$P = P_x + P_y + P_z = m(V_x + V_y + V_z)$$

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) \\ F_y = m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) \\ F_z = m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{V}_x = \dot{V} * \cos\alpha * \cos\beta - V * \sin\alpha * \cos\beta * \dot{\alpha} + V * \cos\alpha * \sin\beta * \dot{\beta} \\ \dot{V}_y = -\dot{V} * \sin\alpha * \cos\beta + V * \cos\alpha * \cos\beta * \dot{\alpha} - V * \sin\alpha * \sin\beta * \dot{\beta} \\ \dot{V}_z = \dot{V} * \sin\beta - V * \cos\beta * \dot{\beta} \end{cases}$$

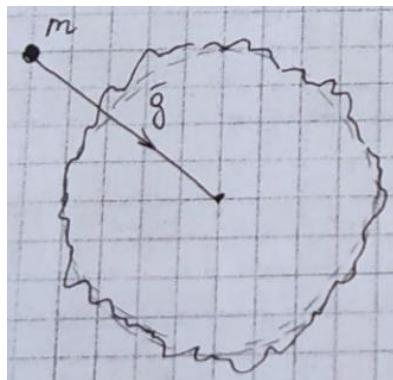
После подстановки всех сил:

$$\begin{cases} m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) = P * \cos\varphi_p + X * \cos\alpha + Y * \sin\alpha - G * \sin\theta \\ m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) = P * \sin\varphi_p - X * \sin\alpha + Y * \cos\alpha - G * \cos\theta * \cos\gamma, \\ J_{zz}\dot{\omega}_z - (J_{xx} - J_{yy})\omega_x\omega_y - J_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_{Rx} - P_{yp} * \cos\varphi_p \\ J_{xx}\dot{\omega}_x - (J_{yy} - J_{zz})\omega_y\omega_z - J_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_x\omega_z) = M_{Rx} \\ J_{yy}\dot{\omega}_y - (J_{zz} - J_{xx})\omega_z\omega_x - J_{xy}(\dot{\omega}_x - \omega_y\omega_z) = M_{Ry} - \Delta P_{zp} \\ m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) = Z * \cos\beta + G * \cos\theta * \cos\gamma \end{cases}$$

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

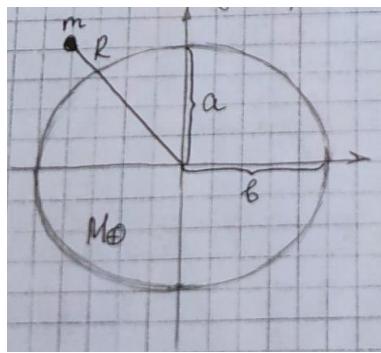
Модели фигуры и форма Земли.

1) Геоид



Под фигурой Земли понимают поверхность воды океана, которая заполняет узкие каналы, прорытые на суше. Форма Земли является результатом суммы сил всемирного тяготения и центробежной силы. Сила тяжести направлена по истинной вертикали. Такая форма Земли называется геоид (была предложена Листингом). Геоид не имеет математического описания из-за рельефа, неравномерного распределения масс в земной коре и на поверхности. В каждой точки геоида нормаль к его поверхности совпадает с направлением силы тяжести, то есть равнодействующей силы тяготения и центробежной силы от вращения Земли.

2) Эллипсоид вращения



Параметры

a - малая полуось

b - большая полуось

$$\mathcal{E} = \frac{b-a}{b}$$

-сжатие

$$e^2 = (b^2 - a^2) / (b^2)$$

- эксцентриситет

Наиболее близкая модель к геоиду - эллипсоид вращения.

Параметры эллипсоида Красовского

$$b=6378245 \text{ м}$$

$$a=6356856 \text{ м}$$

$$\text{коэф. сжатия} = 1/298,3$$

$$e^2=0,006692$$

3)

③ Сферическая форма
 $R_{\oplus} = 6371,1 \text{ км}$

4) Модель плоской Земли.

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

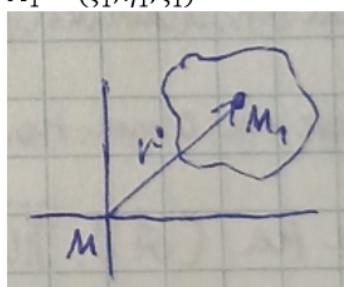
$$\Pi = \int \gamma \frac{dm}{r} - \text{гравитационный потенциал}$$

r - модуль радиус-вектора, который идет из притягивающей точки тела в текущую точку пространства.

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

$$M = (\xi, \eta, \zeta)$$

$$M_1 = (\xi_1, \eta_1, \zeta_1)$$

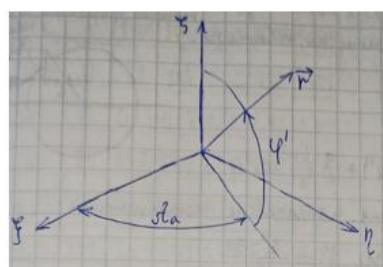


γ - гравитационная постоянная

Вид потенциала зависит от распределения массы внутри тела

$$g_s = \frac{\partial \Pi}{\partial s} - \text{ускорение силы гравитации}$$

Пусть ξ, η, ζ - инерциальная система координат



$$\xi = r \cos \varphi' \cos \lambda_a$$

Принято брать радиальную и трансверсальную производную Π'

$$g_{\Gamma_r} = \frac{\partial \Pi'}{\partial r} = -\frac{K}{r^2} * (1 + \frac{3\mu}{2} * \frac{a^2}{r^2} (1 - 3\sin^2 \varphi))$$

$$g_{\Gamma_{\varphi^r}} = \frac{\partial \Pi'}{\partial \varphi} = -\frac{K}{r^2} * \frac{3\mu}{2} * \frac{a^2}{r^2} (\sin 2\varphi)$$

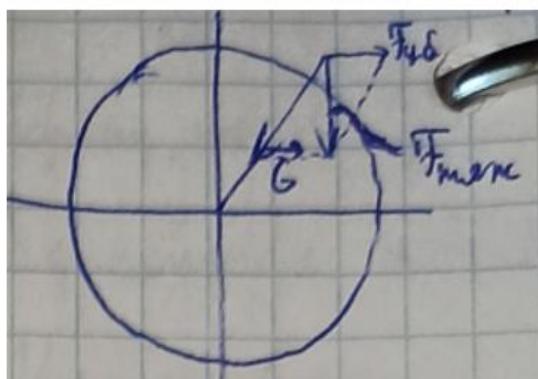
$$\frac{K}{r^2} = \frac{K}{(a+h)^2} (1 - \alpha \sin^2 \varphi)^{-2}, \text{ где } r = (a+h)(1 - \alpha \sin^2 \varphi)$$

$$g_r \approx \frac{g_{r_0} a^2}{r^2} \left(1 - \beta_1 \frac{\zeta^2}{r^2} \right)$$

β_1 – коэффициент, показывающий избыток гравитационного ускорения на полюсах по отношению к экватору

$$\beta_1 = \frac{g_r^p - g_r^e}{g_r^e}$$

g_{r_0} – гравитационное ускорение на экваторе



$F_{\text{тяж}}$ направлена по нормали к поверхности эллипсоида

$$\Pi'' = \frac{V^2 r^2 \cos^2 \varphi}{2} - \text{потенциал центробежных сил}$$

$$g = \frac{V^2 a^3}{K}$$

$$\Pi = \frac{K}{r} + \frac{\mu}{2} * \frac{Ka^2}{r^3} (1 - 3\sin^2 \varphi) + \frac{q}{2} * \frac{Kr^2}{a^3} * \cos^2 \varphi$$

Аналогичным образом находим радиальную и трансверсальную составляющую

$$g = \frac{g_{r_0} a^2}{(a+h)^2} * (1 + \beta \sin^2 \varphi)$$

$\beta = \frac{g^p - g_e}{g_e}$ – малая составляющая, которой можно принебречь

11. Системы координат (СК), используемые для описания движения ЛА.

Делятся на:

- 1) Земные СК (начало координат привязано к Земле)
- 2) Вращающиеся СК (начало координат привязано к центру масс летательного аппарата)

Земные СК:

- 1) Геоцентрическая экваториальная инерциальная СК
 $OXeYeZe$

Начало координат связано с центром Земли.

Плоскость экватора совпадает с точками, задающими плоскость OXY (то есть OXY - в плоскости экватора)

Ось OXe направлена в точку весеннего равноденствия

Ось Ze - по оси вращения Земли

Уиэ - дополняет до правой тройки



- 2) Геоцентрическая экваториальная СК (другое название - вращающаяся)
 $OXeYeZe$

Начало координат совпадает с центром Земли

Ось OZe вдоль оси вращения к северному полюсу

Ось OXe лежит на пересечении экватора и гринвичского меридиана

Ось OYe дополняет СК до правой, лежит в плоскости экватора.

3) Нормальная земная СК

$O^{\nabla}XgYgZg$

Начало координат лежит на/под/над Землей, в зависимости от задачи.

Ось OYg - вдоль местной вертикали вверх

Оси OXg и OZg выбираются исходя из требований текущей задачи.(Для ряда задач ось OXg направляют на Север по касательной к текущему меридиану.)

4) Стартовая СК

$OxstYstZst$

Начало координат совпадает с точкой начала движения ЛА, если он движется от Земли.

OУст - по местной вертикали вверх

OХст - по приоритетному направлению движения ЛА

OZст - дополняет до правой тройки

Связанные СК (ГОСТ 20058):

1) Связанная СК OXYZ

OX - ось, лежащая в плоскости симметрии ЛА, направленная в приоритетном направлении движения (продольная ось ЛА)

OY - лежит в плоскости симметрии ЛА, направлена приблизительно вверх.(нормальная ось ЛА)

OZ - дополняет тройку до правой (боковая ось ЛА)

2) Нормальная связанная СК

$OxuYuZy$

OYu - вверх вдоль местной вертикали

OXu и OYu направляют в зависимости от требований текущей задачи

3) Скоростная СК

$OxaYaZa$

OXa - вдоль вектора воздушной скорости

OYa - в плоскости симметрии ЛА (направлена приблизительно вверх)

OZa - дополняет тройку до правой

4) Траекторная СК

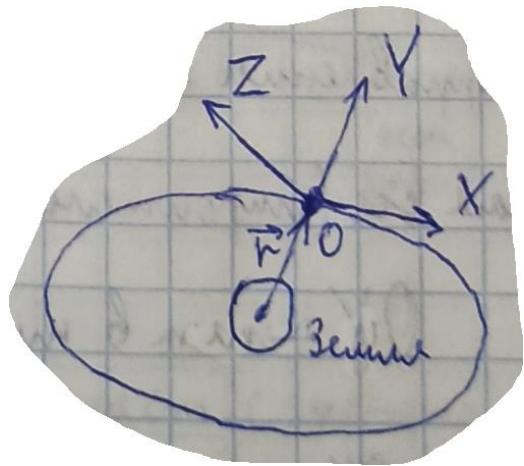
$OxkYkZk$

OXk - формируется направлением земной скорости

OYk - лежит в вертикальной плоскости, направлена приблизительно вверх

OZk - дополняет тройку до правой

5) Орбитальная объектоцентрическая СК
ОХУЗ



Определения, используемые выше

1) Воздушная скорость - скорость ЛА, относительно невозмущенной воздушной среды \bar{V}

2) Земная скорость - скорость ЛА относительно Земли \bar{V}_k

3) Скорость ветра \bar{W}

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

4) $\bar{\Omega}$ - абсолютная угловая скорость, характеризует вращение ЛА относительно инерциальной СК

5) $\bar{\omega}$ - угловая скорость вращения ЛА относительно Земной СК

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

Общая задача наведения ЛА заключается в выводе ЛА в заданную точку пространства в заданный момент времени с заданными скоростью и направлением по ранее установленной или оперативно выбранной пространственно-временной траектории. В процессе наведения необходимо определять свое положение в пространстве, т.е. решать задачу навигации в течение полета.

Для оперативного выбора пространственно-временной траектории необходимо решить систему дифференциальных уравнений: $\dot{X} = f(t, X, U, \xi)$ описывающую движение ЛА. При этом в реальных условиях все параметры входящие в эту систему дифференциальных уравнений могут изменяться не безгранично.

Таким образом, решение общей задачи наведения ЛА сведено к двухэтапной оптимизации управления. На первом этапе рассчитывают программную траекторию, которая обеспечивает достижение заданной цели с минимальными затратами, на втором — определяют механизм, обеспечивающий при заданном ресурсе максимально возможную точность достижения цели.

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

При формировании траектории полета ЛА необходимо учитывать допустимые пределы изменения параметров движения ЛА. Эти ограничения можно разбить на три группы:

- аэродинамические и прочностные ограничения ЛА, связанные с безопасностью полета;
- ограничения связанных со спецификой требований к выполнению заданной программы полета в соответствии с заданием, требованиями, нормами и правилами;
- физиологические ограничения по обеспечению необходимого уровня жизнеобеспечения экипажа или комфорта пассажиров.

Перегрузка - отношение абсолютной величины линейного ускорения, вызванного не гравитационными силами, к ускорению свободного падения на поверхности Земли, величина векторная. Так же часто используется в динамике полета в качестве параметра управления. На практике она определяется как $n = \frac{P+R}{|G|}$.

Если $n = 0$ то на ЛА действует только неуравновешенная сила тяжести. Это бывает либо при свободном падении, либо при движении по орбите Земли.

При нахождении тела в покое на Земле, при $V = 0$ на него действуют две силы – тяжести и реакции опоры, уравновешивающие друг друга: $G + Q = 0$, тогда $n = n_y = 1$. Поэтому в литературе используется термин –

приращение нормальной перегрузки - $\Delta n_y = n_y - 1$ – при нахождении тела в покое на Земле, при $V = 0$ - $\Delta n_y = 0$.

При полете ЛА вся его конструкция и то, что и кто находятся в нем могут испытывать нагрузки, что влияет на прочность всех этих тел и может привести к нежелательным перемещениям внутри фюзеляжа. Мерой этих нагрузок служит понятие коэффициента перегрузки.

Описание ограничений в параметрической области $M (V) - H$

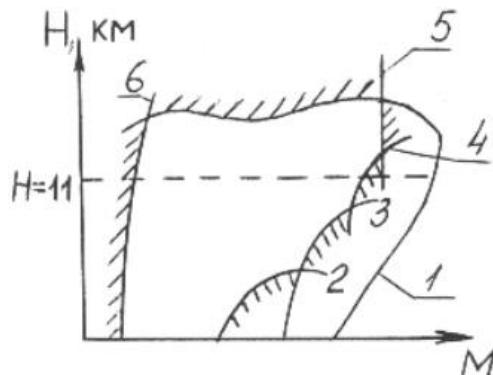


Рис.6. Ограничения полетной области ЛА

- 1) - ограничение из условия равенства потребных и располагаемых тяг;
- 2) - ограничение скорости по недопустимым перегрузкам при полете в неспокойном воздухе;
- 3) - ограничение скорости по максимально допустимому скоростному напору q_{max} ;
- 4) - ограничение скорости по недопустимому нагреву конструкций ЛА;
- 5) - ограничение по числу M полета, по условиям статической и динамической прочности ЛА и двигателя, устойчивости, управляемости и балансировки;
- 6) - ограничение по Y допустимому.

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

На современных самолетах применяются силовые установки с турбореактивными (ТРД) воздушно-реактивными двигателями (в том числе двухконтурными ДТРД и форсажными ТРДФ) и турбовинтовыми (ТВД).

В воздушно-реактивных двигателях в качестве окислителя используют атмосферный кислород, поэтому их характеристики существенно зависят от параметров потока воздуха на входе в воздухозаборники, а значит от высоты и скорости (числа M) полета. Необходимое изменение параметров потока воздуха в камере сгорания двигателя может обеспечиваться за счет его предварительного сжатия в компрессоре. К бескомпрессорным воздушно-реактивным двигателям относятся ПВРД.

К компрессорным относятся ТРД, ДТРД и ТРДФ. В компрессорных воздушно-реактивных двигателях поступающий в двигатель воздух сжимается как при торможении во входном устройстве, так и в компрессоре, приводимом в движение газовой турбиной. Благодаря использованию компрессора, в этих двигателях достигается высокое сжатие поступающего воздуха, что обеспечивает необходимые тяговые характеристики двигателя и возможность получения тяги при работе двигателя на месте.

На многих ТРД для дополнительного сжигания топлива за турбиной устанавливают форсажную камеру. Такие двигатели называются форсажными (ТРДФ). Возможность дополнительного сжигания топлива обеспечивается наличием в продуктах сгорания свободного кислорода, не использованного при реакции горения в основных камерах двигателя. При этом повышение температуры газов за турбиной приводит к увеличению скорости истечения газов из сопла двигателя. Это позволяет при включении форсажа увеличить тягу на 50 % и более. Естественно, при этом возрастает и расход топлива. Время работы двигателя на форсажном режиме ограничено.

В последние годы широкое распространение получили двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД). Двухконтурный турбореактивный двигатель — это газотурбинный двигатель, в котором избыточная мощность турбины передается компрессору или вентилятору, заключенному в кольцевой капот. Пространство внутри этого капота называется вторым контуром. Туннельное расположение компрессора внешнего контура позволяет сохранить высокий КПД компрессора на больших скоростях полета, а также, в случае необходимости, увеличивать тягу сжиганием дополнительного количества топлива за компрессором внешнего контура. После сжатия в компрессоре воздух выбрасывается через реактивное сопло внешнего контура.

Двухконтурные двигатели бывают с различным коэффициентом двухконтурности. Коэффициентом двухконтурности называется отношение количества воздуха, проходящего через внешний контур, к количеству воздуха, проходящего через внутренний контур. В настоящее время применяются двигатели с коэффициентом двухконтурности от нуля до 8 ... 10.

Характеристики ТРД — зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты и скорости полета — называют *высотно-скоростными* или *полетными характеристиками* двигателя. На рис. 2.10 приведены типичные высотно-скоростные характеристики ТРД для определенного режима работы двигателя $n_{об} = \text{const}$.

Характер изменения тяги в функции числа M зависит от термодинамических параметров тракта двигателя — степени сжатия ком-

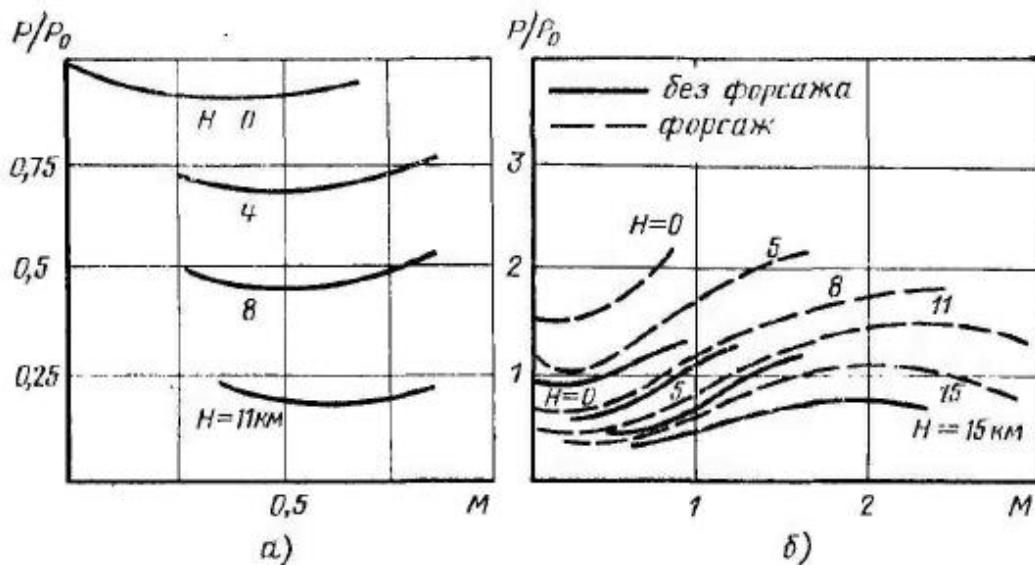


Рис. 2.10. Типичное изменение тяги ТРД по высоте и числу M полета:
а — дозвуковой; б — сверхзвуковой двигатель

прессора π_k , температуры перед турбиной T_r , а также степени двухконтурности m . Для дозвуковых двигателей тяга по M , как правило, вначале падает. Для сверхзвуковых, особенно на форсаже, наблюдается рост тяги на сверхзвуковых числах M и затем ее резкое падение при приближении температуры торможения воздуха $T_{\text{торм}} = T(1 + 0,2M^2)$ к температуре перед турбиной, т. е. на числах M порядка 3 и выше.

С увеличением высоты полета в летном диапазоне чисел M тяга падает, причем на высотах, больших 11 км, тяга прямо пропорциональна плотности воздуха ρ или давлению p .

Удельный расход топлива $c_{\text{уд}}$ (рис. 2.11), т. е. расход массы топлива на единицу тяги в час с увеличением числа M полета увеличивается. С увеличением высоты полета до 11 км удельный расход топлива несколько снижается, а затем остается постоянным.

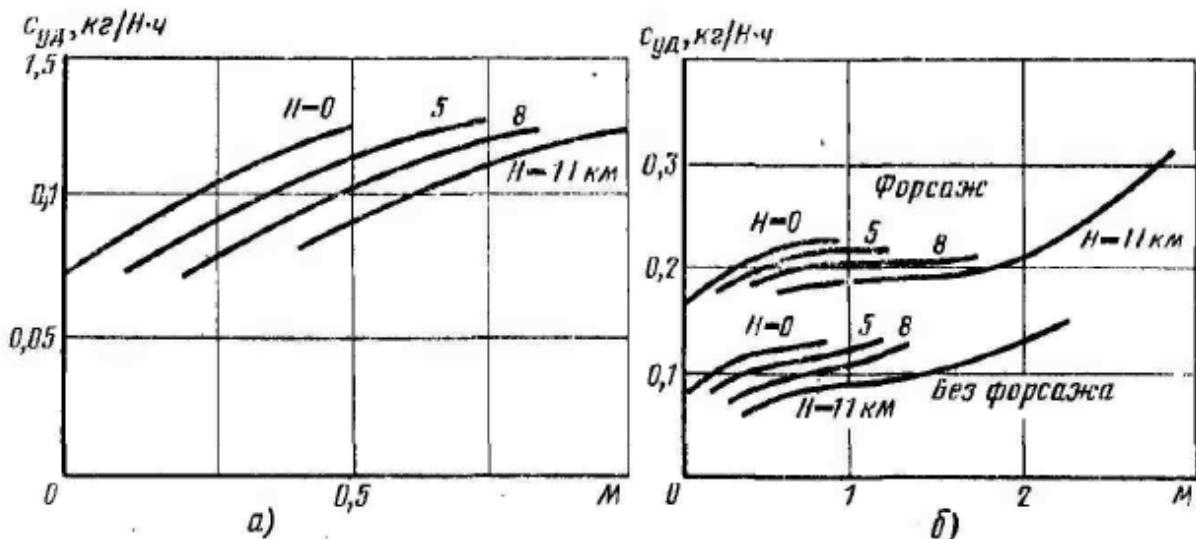


Рис. 2.11. Зависимость расхода топлива $c_{уд}$ от H и M полета
(a и b — то же, что на рис. 2.10)

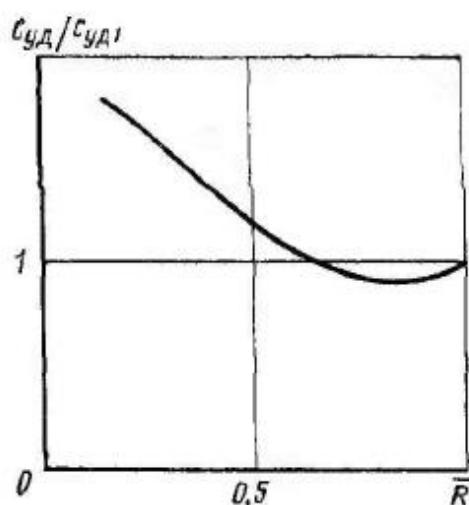


Рис. 2.12. Приведенная дроссельная характеристика двигателя: $c_{уд1}$ — значение $c_{уд}$ при полной тяге ($\bar{R} = 1$)

Характеристики, представляющие зависимость тяги и расхода топлива от режима работы двигателя, например, от частоты вращения, положения рычага управления двигателем (РУД), степени форсажа, называют *дроссельными*. Если рассматривать степень дросселирования двигателя, как параметр, то дроссельные характеристики удобно построить в виде зависимости

удельного расхода топлива от относительного изменения тяги при регулировании \bar{R} (рис. 2.12), при $\bar{R} = P/P_{\max}$.

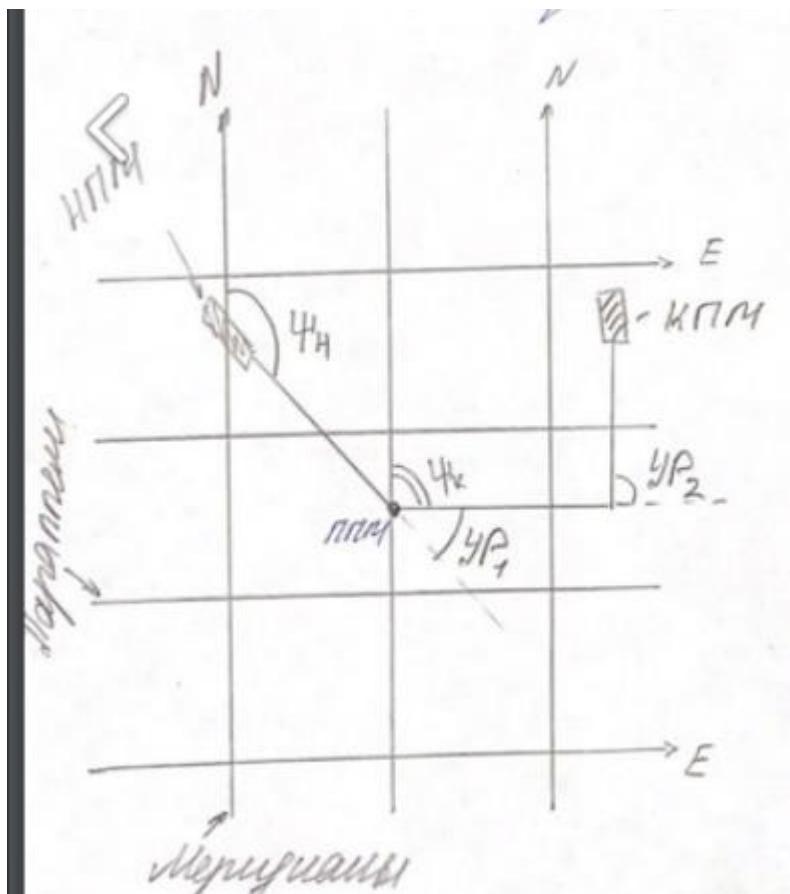
Суммарная тяга $P_p = \sum P_{t\max}$ всех двигателей, установленных на самолете, называется *располагаемой тягой силовой установки*. Располагаемую тягу подсчитывают по высотно-скоростным характеристикам двигателей с учетом потерь во входных каналах и сопловом аппарате силовой установки.

Обычно располагаемую тягу определяют для номинального $P_p^{\text{ном}}$, максимального P_p^{\max} или полного форсажного P_p^{Φ} режимов работы двигателя.

15. Типовые траектории движения самолетов в горизонтальной плоскости.

Траектория полета ЛА в проекции на поверхность Земли (горизонтальную плоскость) называется линией пути или маршрутом полета.

Она изображается в координатах широты φ и долготы λ , а изменение линии связано с изменением путевого угла ψ вследствие поворота ЛА. Путевой угол отсчитывается по часовой стрелке от 0° до 360°



НПМ-начало пути маршрута

КПМ-конец пути маршрута

ППМ-перемещение пути маршрута

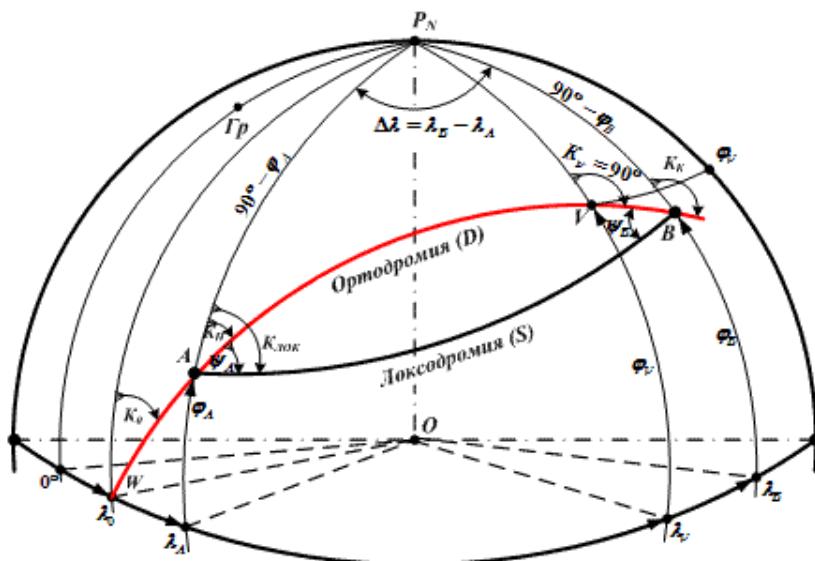
Траектории движения:

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

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

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

Максимальное увеличение пути при полете по локсадромии, в сравнении с полетом по ортодромии, в зависимости от разности долгот ИПМ и КПМ ($X_2 - Y^*$), и значение широты, при которой увеличение пути максимально.



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

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

16. Типовые траектории движения самолетов в вертикальной плоскости.

Траектория в вертикальной плоскости называется профилем полета и описывается в координатах Н и V.

Основные этапы полета:

- 1) взлет

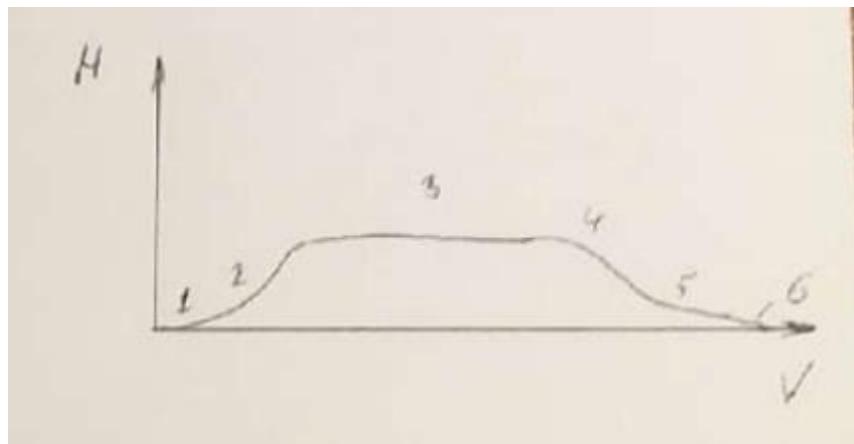
2) набор высоты полета с разгоном

3) полет по маршруту

4) снижение с торможением

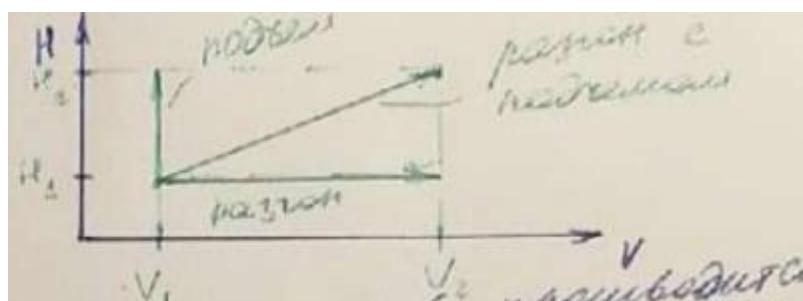
5) заход на посадку

6) посадка



При реализации программной траектории полета можно выделить 3 типовых маневра ЛА (элементарные траектории, последовательно реализуемые в процессе движения ЛА)

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



Выбор последовательности элементарных траекторий производится по критерию оптимальности траектории полета ЛА.

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

Типовые траектории полета БР состоят из двух участков:

- 1) Активный участок - ракета движется под действием силы тяги двигательных установок и запасает кинетическую и потенциальную энергию.
- 2) Пассивный участок - ракета движется исключительно под действием силы тяжести за счета запасенной кинетической и потенциальной энергий.

Дальность и направление полета БР зависит исключительно от вектора скорости и от высоты относительно Земли в момент отключения двигательных установок - отсечки тяги.

Баллистическая ракета стартует с пусковой установки вертикально вверх. Через несколько секунд после старта, продолжая подъем вверх, она начинает постепенно уменьшать угол тангажа, наклоняясь в сторону цели, пока не достигнет расчетного заданного угла тангажа $\theta_{\text{зад}}$. На завершающей отрезке активного участка траектории угол тангажа выдерживается постоянным и БР летит прямолинейно.



Таким образом, в конечной точке активного участка траектории движение БР характеризуется следующими параметрами: максимальной высотой активного участка - H_H , горизонтальной дальностью от места пуска - L_H , линейной скоростью - V_H , угла тангажа ϑ_H (при $\alpha = 0$, угол наклона траектории $\theta_H = \vartheta_H$) и разворота на цель в виде путевого угла Ψ_H .

2

Для удобства рассмотрения всю траекторию полета БР, так же как и траектории самолетов обычно разделяют на две составляющие. Траекторию, в соответствии с возможностью разделения модели движения ЛА продольное и боковое разделяют на движение в вертикальной плоскости и движение вдоль поверхности Земли.

18. Особенности траекторий полетов баллистических ракет в вертикальной плоскости.

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).

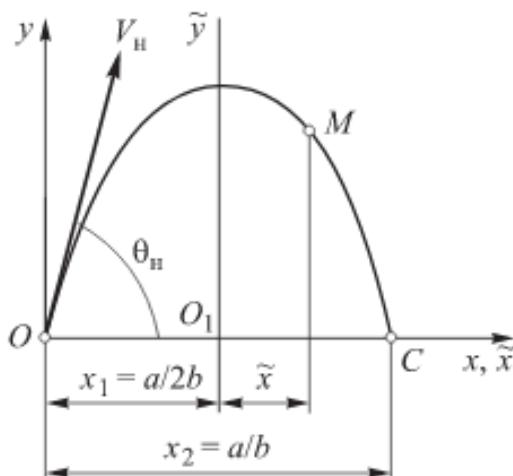


Рис. 7. Схема активного участка траектории БР малой дальности

атмосферного участка), обусловленной гравитационным полем Земли. Начальные условия свободного полета $\theta_{\text{зад}}$, $\Psi_{\text{зад}}$, $V_{\text{зад}}$, $H_{\text{зад}}$ полностью определяют точку падения головной части на земную поверхность.

При дальности полета БР (малой дальности), не превышающей $L \leq 900$ 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 $H_{\text{зад}}$, есть сила тяжести G . Рассмотрим

Обычно БР стартует вертикально вверх, постепенно наклоняясь в сторону цели, уменьшая угол тангенса, пока он не достигнет расчетного заданного угла $\vartheta_{\text{зад}} = \theta_{\text{зад}}$ (так как $\alpha \approx 0$), и разворачиваясь по курсу на $\Psi_{\text{зад}} = \Psi_{\text{зад}}$ (так как $\beta \approx 0$). Величина вектора скорости достигает $V_{\text{зад}}$ на высоте $H_{\text{зад}}$ окончания активного участка и выключения двигателей. На пассивном участке (участке свободного полета) БР движется в основном под действием силы тяжести (за исключением второго

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

$$\dot{x}_1 = V_n \cos \theta_n, \quad \dot{y}_1 = V_n \sin \theta_n - gt,$$

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

где V_n , θ_n — параметры полета в начальной точке пассивного участка $H_{\text{зад.}}$.

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

$$y = x \operatorname{tg} \theta_n - \frac{gx^2}{2V_n^2 \cos^2 \theta_n}.$$

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 $\theta_{n,\text{опт}} = 45^\circ$ при прочих равных условиях.

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 $v_n = r_n V_n^2 / \mu$, где r_n — радиус-вектор начала пассивного участка траектории; V_n — скорость в этой точке.

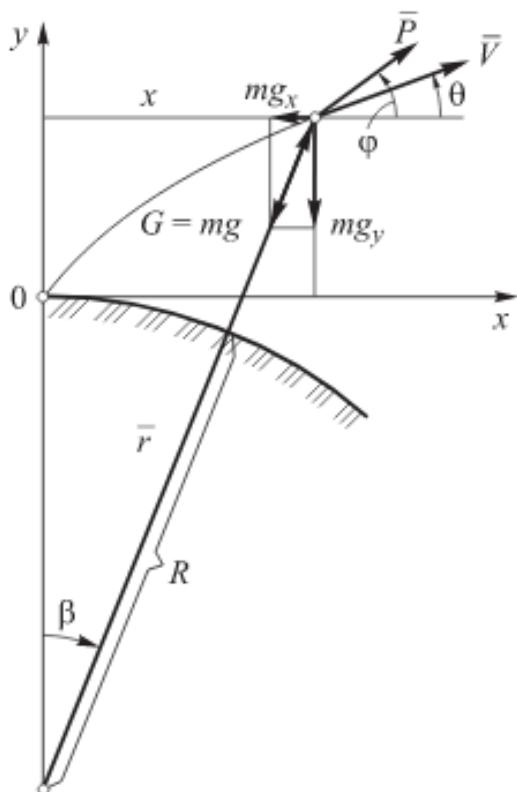


Рис. 8. Схема активного участка траектории БР большой дальности

достигается при $v_{\text{h min}}$;

- при $\theta_{\text{h opt}}$ малые ошибки в установлении $\theta_{\text{h opt}}$ не приводят к ошибкам по дальности;
- при $\theta_{\text{h}} \neq \theta_{\text{h opt}}$ и одинаковых ошибках в установлении θ_{h} ошибка в дальности на пологих траекториях ($\theta_{\text{h}} < \theta_{\text{h opt}}$) будет больше, чем на крутых ($\theta_{\text{h}} > \theta_{\text{h opt}}$);
- при $1 < v < 2$ могут быть получены любые дальности в зависимости от угла $\theta_{\text{h opt}}$;
- при $v > 2$ получают невозвращающиеся параболические и гиперболические орбиты;
- изменение начальной высоты полета y_{h} несущественно отражается на значении v_{h} (изменение y_{h} от 200 до 300 км приводит к изменению v_{h} на 1,5 %).

При выходе за пределы атмосферы БР необходимо учитывать влияние угловой скорости вращения Земли $\Omega_{\oplus} = 15$ град/ч на точ-

Эллиптические траектории обладают следующими свойствами:

- дальность полета БР зависит от θ_{h} и v_{h} ;
- при заданном θ_{h} большая дальность соответствует большему v_{h} ;
- при заданном v_{h} дальность в зависимости от θ_{h} изменяется от нуля до некоторого максимального значения, причем каждому v_{h} соответствует свое оптимальное значение θ_{h} , при котором достигается максимальная дальность;
- зависимость максимальной дальности от угла θ_{h} линейная, она существует при $\theta_{\text{h}} < \theta_{\text{h opt}}$ и $\theta_{\text{h}} > \theta_{\text{h opt}}$ (кроме случая L_{\max});
- при $\theta_{\text{h opt}}$ заданная дальность

ность 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:

$$\bar{V}_{a0} = \bar{V}_0 + \bar{V}_{\text{пер}0},$$

где $\bar{V}_{\text{пер}0} = \Omega_{\oplus} R_{\oplus} \cos \varphi_{\text{ст}}$ — 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_n цель изменит свое положение на величину $L = \Omega_{\oplus} t_n R_{\oplus} \cos \varphi_n$, где φ_n — географическая широта расположения цели.

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

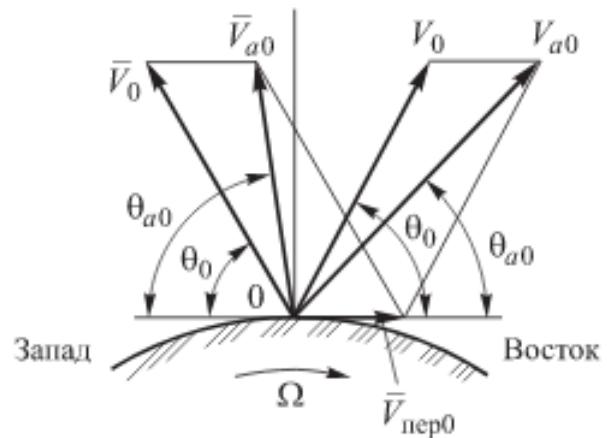


Рис. 9. Влияние суточного вращения Земли на вектор-абсолютную скорость БР

19. Траектория БР вдоль поверхности Земли.

Траектория полёта летательного аппарата в проекции на поверхность Земли называется линией пути . Она изображается в координатах широты ϕ и долготы λ . Разворот БР на заданный путевой угол (ПУ) Ψ_H происходит на активном участке и после выключения двигателей на пассивном участке уже не производится. ПУ отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360 градусов. Этот угол является ортодромическим путевым углом, т.к. речь идет о кратчайшем расстоянии между точкой пуска БР и точкой цели с координатами $\phi_{Ц}$ и $\lambda_{Ц}$:

$$\operatorname{tg} \Psi_H = \frac{\cos \varphi_H \operatorname{tg} \varphi_{Ц}}{\sin(\lambda_{Ц} - \lambda_H)} - \frac{\sin \varphi_H}{\operatorname{tg}(\lambda_{Ц} - \lambda_H)}, \text{ где } \varphi_H \text{ и } \lambda_H \text{ координаты начала пассивного участка.}$$

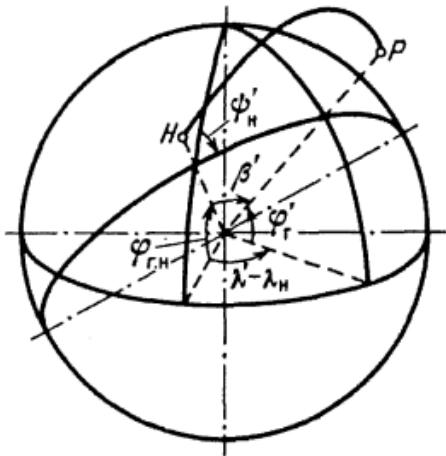


Рис. Учет вращения Земли при определении географических координат ЛА

Для построения траектории БР относительно поверхности Земли необходимо перейти от относительного движения БР (Земля неподвижна) к ее абсолютному движению, а затем от абсолютного движения БР вновь к относительному движению (Земля вращается).

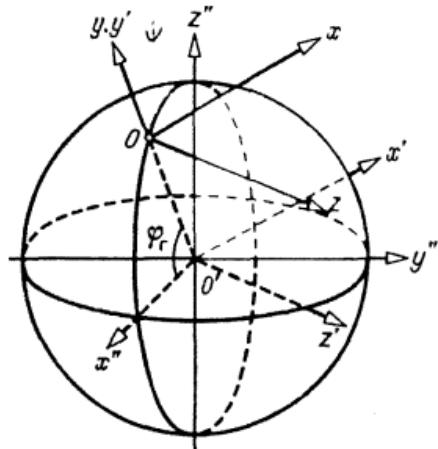


Рис. Системы координат, используемые при переходе от относительного движения к абсолютному, и наоборот

Первым шагом для этого перехода является определение начальных условий абсолютного движения БР по известным начальным условиям относительного движения (Земля неподвижна). Введем геоцентрическую инерциальную СК $O_3X_3Y_3Z_3$, ось O_3Y_3 которая проходит через точку старта O_1 , а плоскость $O_3X_3Y_3$ в начальный момент движения БР проходит через радиус-вектор ракеты \bar{r} и вектор абсолютной скорости \bar{V} , а также используем геоцентрическую экваториальную инерциальную СК, $O_3X_{\text{Э}}Y_{\text{Э}}$ которой содержит ось $O_3Y_{\text{Э}}$ и стартовую систему координат $O_1X_CY_CZ_C$ (Рис.3.23).

Пусть x_H , y_H , z_H , V_H и углы θ_H и Ψ_H - начальные условия относительного движения известны.

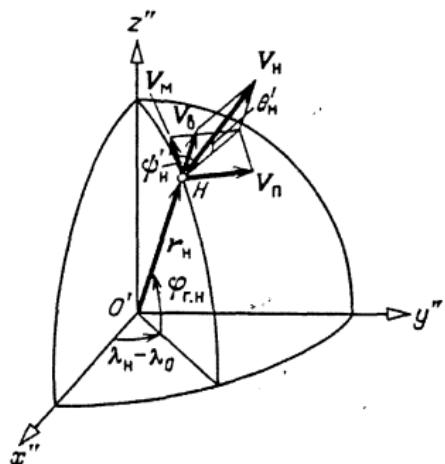


Рис. Разложение абсолютной скорости вдоль вертикали (V_B), меридиана (V_M) и параллели (V_π)

Обозначим через Ψ_H – угол, который горизонтальная составляющая абсолютной скорости БР образует с направлением на север (азимут). Разложим, ректор абсолютной скорости \bar{V}_H на составляющие вдоль меридиана, параллели и вертикали в точке Н :

$$V_M = V_H \cos \theta_H \cos \Psi_H; \quad V_\Pi = V_H \cos \theta_H \sin \Psi_H; \quad V_B = V_H \sin \theta_H.$$

При выходе за пределы атмосферы БР необходимо учитывать влияния угловой скорости вращения Земли $\Omega_{\oplus} = 15^{\circ}/\text{час}$ на точность наведения. Влияние суточного вращения Земли на полет БР легко проследить, если рассмотреть ее движение в инерциальной геоцентрической системе координат. В момент пуска начальная скорость БР в абсолютном движении определяется $\bar{V}_{a0} = \bar{V}_0 + \bar{V}_{nep0}$, где скорость ракеты, определяемая переносным, вращательным движением Земли. Скорость $V_{nep0} = \Omega_{\oplus} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \varphi_{ct}$ – зависящая от географической широты места

старта (Рис.10) направлена на Восток. Тогда эффективная скорость БР вдоль параллели будет : $V_{nэ} = V_\Pi + V_{nep0} = V_H \cdot \cos \theta_H \cdot \sin \Psi_H + \Omega_{\oplus} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \varphi_{ct}$.

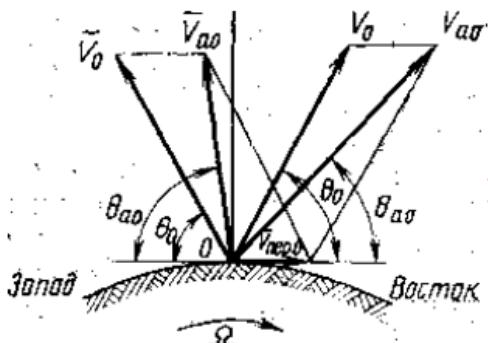


Рис. Влияние суточного вращения Земли на вектор абсолютную скорость БР

А эффективный путевой угол составит:

$$\operatorname{tg} \Psi_{nэ} = \frac{V_{nэ}}{V_M} = \frac{V_H \cdot \cos \theta_H \cdot \sin \Psi_H + \Omega_{\oplus} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \varphi_H}{V_H \cdot \cos \theta_H \cdot \cos \Psi_H}.$$

Таким образом, при расчете ортодромического путевого угла необходимо учесть поправку на угол ($\Psi_H = 0$) : $\Delta \Psi = \operatorname{arctg} \frac{\Omega_{\oplus} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \varphi_H}{V_H \cdot \cos \theta_H \cdot \cos \Psi_H}$.

Так же скорректирована должна быть и начальная скорость в точке Н, которая может быть обратным ходом получена как сумма скоростей:

$$V_{nэ} = \sqrt{V_M^2 + V_{nэ}^2 + V_B^2} = \sqrt{V_M^2 + (V_H \cdot \cos \theta_H \cdot \sin \Psi_H + \Omega_{\oplus} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \varphi_H)^2 + V_B^2}.$$

И это окажет влияние на дальность полета БР, поскольку изменит v_H .

В то же время в результате вращения Земли положение цели в инерциальном пространстве с течением времени изменяется, она переместится на Восток. За полное время полета ракеты t_{Π} цель изменит свое положение на величину зависящую от географической широты ϕ_C места цели $L = \Omega_{\oplus} \cdot t_{\Pi} \cdot R_{\oplus} \cdot \cos \phi_C$. Поэтому, начальный путевой угол Ψ_H должен быть скорректирован. С учетом угловой скорости вращения Земли $\Omega_{\oplus} = 15^{\circ}/\text{час}$, долгота цели λ_C при расчете Ψ_H для полета по ортодромии должна быть скорректирована на $\Delta\lambda = \Omega_{\oplus} \cdot t_{\Pi}$.

20. Особенности траекторий тактических ракет для перехвата воздушной цели.

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).

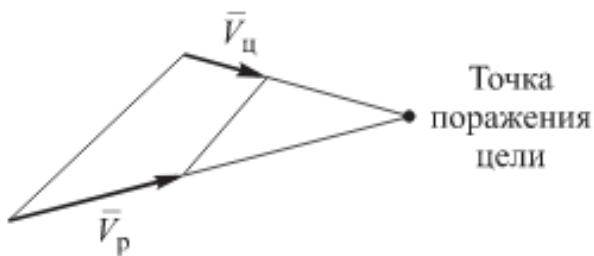


Рис. 10. Метод параллельного сближения

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

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

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

Относительно прямолинейной траектории

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

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

$$\dot{\gamma} = 0, \quad \dot{L} = -V_{c6} = V_n (\sin \gamma_0 - q \sin \Psi),$$

$$|V| = \text{const}, \quad L = L_0 - V_{c6} t,$$

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: $q = V/V_{\text{ц}} > 1$. 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:

$$n = \frac{V\gamma}{g} = \frac{-VV_{\text{ц}} \sin \gamma}{gL}.$$

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).

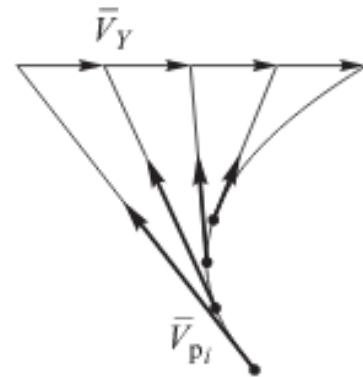


Рис. 11. Метод преследования

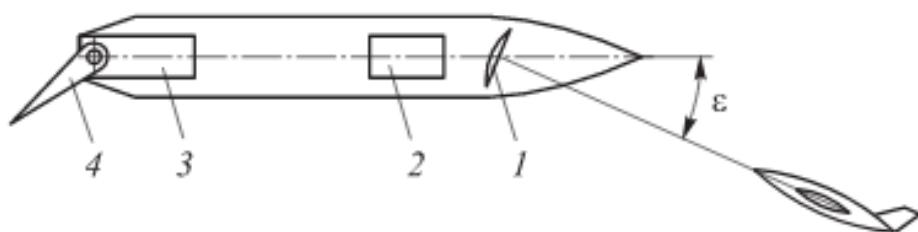


Рис. 12. Структура управления ракетой с ГСН (упрощенно двухмерная задача):

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 рулём на цель.

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

Далее курсивом выделена информация для общего понимания темы вопроса (на экзамене можно рассказать устно). Без курсива - то, что следует писать в билет

В воздухе и космическом пространстве нет заранее проложенных путей. Здесь прокладка пути совмещена во времени с самим процессом движения. Для этого на ЛА человеку приходится производить большой по объему комплекс вычислительно-логических операций по считыванию показаний целого ряда пилотажно-навигационных приборов и систем, по обработке и обобщению этих показаний, принятию решения, способствующего выполнению вывода ЛА в заданную точку пространства или в заданное место на Земле. Но возможности человека ограничены, поэтому процесс наведения ЛА автоматизируют. С этой целью разрабатывают бортовые пилотажно-навигационные комплексы (ПНК), представляющие собой совокупность измерительных, вычислительных, управляющих систем и систем отображения информации.

Бортовые ПНК можно условно разделить на две основные группы. Первая группа ПНК осуществляет управление полетом практически непрерывно до тех пор, пока ЛА не достигнет заданной точки пространства с определенной степенью точности. Данные ПНК характерны для самолетов, вертолетов, многих типов ракет малых размеров. Вторая группа ПНК характеризуется тем, что управление полетом осуществляется только на начальных участках траектории ЛА, большую часть времени полета управление ЛА невозможно. Такие ПНК иногда называют баллистическими комплексами наведения для БР.

Решение общей задачи навигации на борту ЛА возлагается на пилотажно-навигационный комплекс (ПНК), представляющий собой совокупность

измерительных, вычислительных, управляющих систем и систем отображения информации. ПНК летательного аппарата предназначен для автоматизации процесса наведения и пилотирования ЛА. ПНК с летчиком при пилотируемом полете является составной частью контура управления современного ЛА.

ПНК состоит из следующих функциональных частей:

Датчики первичной информации (ДПИ) или чувствительные элементы - измеряют текущие параметры движения ЛА. Строятся на различных физических принципах и бывают гироскопические, радиометрические, манометрические, оптические и т.д. К ним относятся визиры, курсовертикали, датчики угловых скоростей, акселерометры, высотомеры разных типов, системы измерения скорости и т.д.

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

- 1) осуществления алгебраического суммирования и операционных преобразований (дифференцирования и интегрирования) сигналов с ДПИ в соответствии с законом управления и решения навигационных задач;
- 2) выборки программ с программного механизма ПНК задает программу движения ЛА во времени;
- 3) преобразования различных сигналов ПНК в другую, необходимую информацию;
- 4) контроля работоспособности приборов и агрегатов входящих в состав ПНК;
- 5) предварительного усиления сигнала управления.

Сервопривод (СП), предназначен для перевода электрического сигнала управления в механическое перемещение органов управления. СП состоит

из усилителя, который усиливает управляющий сигнал по мощности и рулевой машины, которая преобразует энергию управляющего сигнала в механическую энергию 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 и ходе процесса пилотирования.

Навигационная система (НС) - комплексная система, предназначенная для определения текущего местоположения ЛА (географических координат как основной цели). Реализована, может быть, как инерциальная, спутниковая, оптическая или др. Современная НС это комплексная система, совмещающая для повышения точности разные, построенные на разных физических принципах.

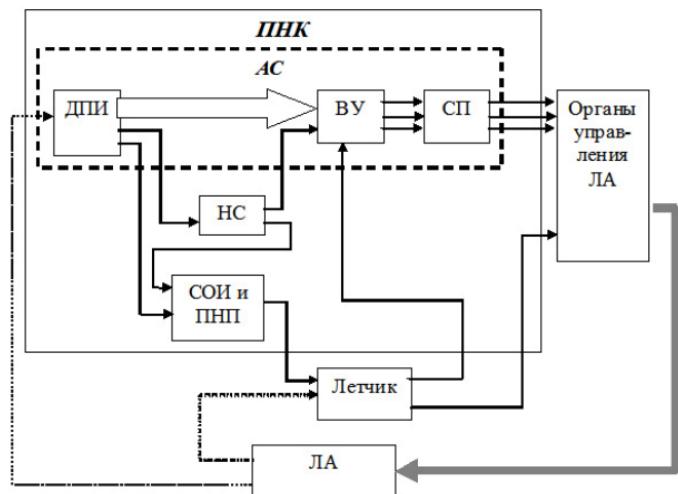


Рис.1. Схема контуров управления ЛА

ПНП - пилотажно-навигационные приборы

22. Метод инерциальной навигации. Элементы инерциальной навигационной системы.

Инерциальный метод счисления, основанный на измерении составляющих вектора ускорения движения объекта и их двойном интегрировании во времени, является важнейшим, в большинстве случаев – основным, или базовым, методом решения навигационных задач в бортовых системах и комплексах летательных аппаратов (ЛА). Это обусловлено известными преимуществами инерциального метода перед другими методами навигации, а именно:

- автономность, скрытность и непрерывность решения навигационных задач;
- неподверженность влиянию искусственных и естественных внешних помех;
- наибольшая полнота формируемого вектора состояния, включающего координаты, скорость и ускорение объекта, параметры его угловой ориентации в пространстве, а в ряде случаев – и угловую скорость объекта;
- низкочастотный и хорошо прогнозируемый характер основных погрешностей счисляемых параметров;
- возможность обеспечения удовлетворительной точности навигационных определений в любом месте околоземного пространства и при любых эволюциях объекта.

Информационные системы, реализующие инерциальный метод счисления для решения навигационных задач, называются инерциальными навигационными системами (ИНС).

Платформенные системы имеют в своем составе трехосный гироскопический стабилизатор, на стабилизируемой платформе которого установлены акселерометры и которая является физической моделью одного из трехграников, связанных с фигурой Земли или местной вертикалью.

В бесплатформенных (или бескарданных) системах гиростабилизированная платформа в кардановом подвесе отсутствует, акселерометры устанавливаются на платформе, непосредственно (жестко) связанной с корпусом системы и, далее, с объектом навигации. Параметры взаимной ориентации всех трехграников рассчитываются во встроенным вычислителе.

Упрощенная структурная схема одного из горизонтальных каналов платформенной ИНС полуаналитического типа имеет вид, представленный на рисунке 11.9, на котором приняты следующие сокращения: А – акселерометр; И – интегратор; Г – гироскоп, обеспечивающий стабилизацию платформы; ДМ – датчик моментов гироскопа; $R = 6\,411\,000$ м – условный радиус Земли, на который настроен контур интегральной коррекции ИНС; α – отклонение платформы от плоскости горизонта.

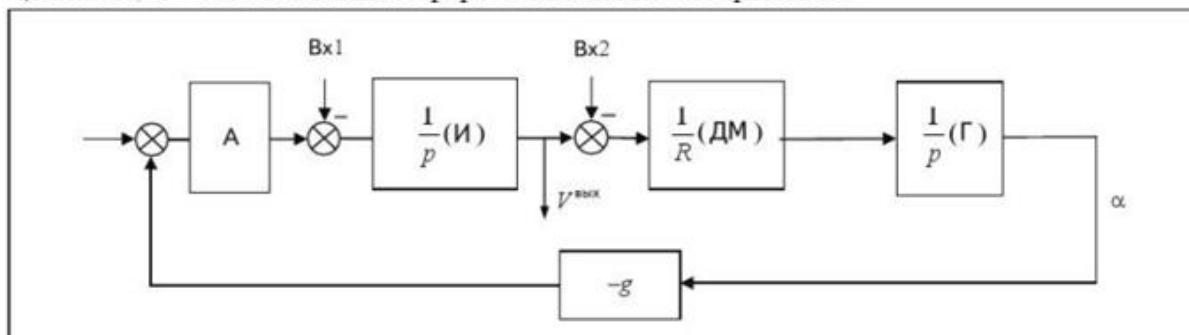
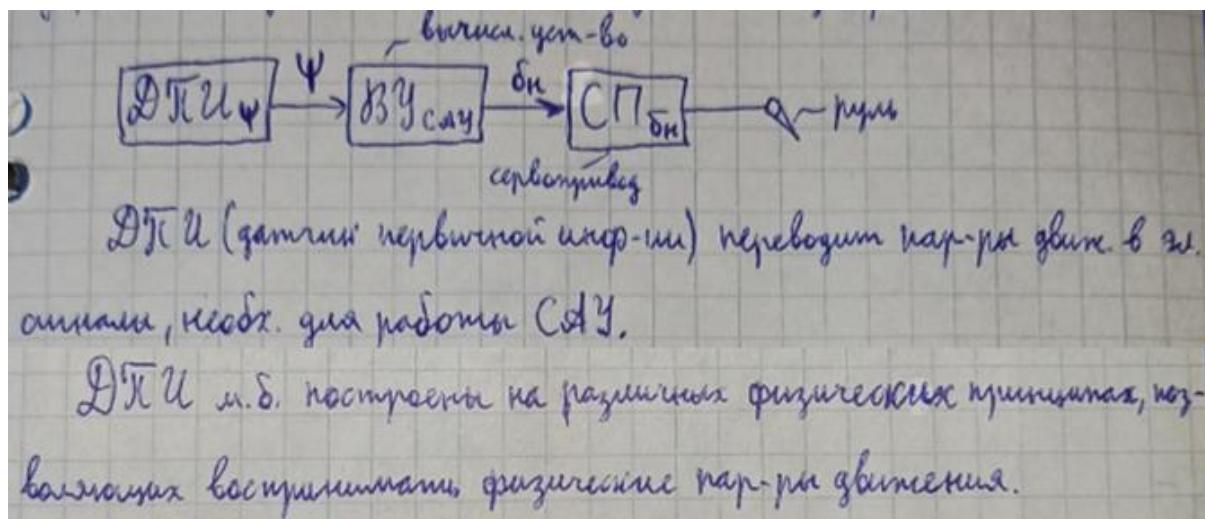


РИС. 11.9 Упрощенная структурная схема горизонтального канала ИНС полуаналитического типа

В современных ИНС, в составе которых имеется вычислитель, на датчик моментов подается сигнал, принятый от акселерометра, а затем откорректированный на величину методических поправок так, что платформа остается в горизонте.

23. Автономные датчики первичной информации о полёте летательного аппарата.



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

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

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

В результате получается функция, связывающая X с Y :

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

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

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

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

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

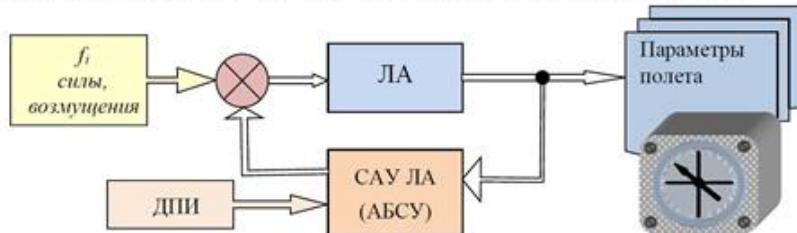
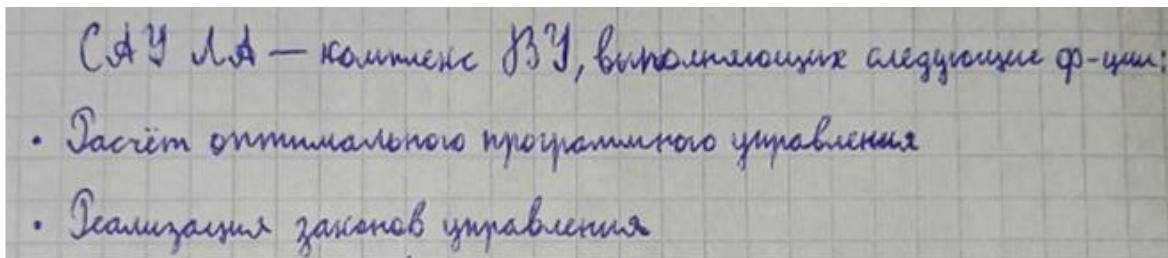


Рис. 1. Схема автоматического управления ЛА

24. Алгоритмы работы вычислительного устройства САУ в рамках ПНК.



Вычислитель, входящий в состав ПНК решает навигационные задачи:

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

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

САУ классифицируются в основном по цели управления, типу контура управления и способу передачи сигналов. Первоначально перед САУ ставились задачи поддержания определённых законов изменения во времени управляемых величин. В этом классе систем различают системы автоматического регулирования (САР), в задачу которых входит сохранение постоянными значения управляемой величины; системы программного управления, где управляемая величина изменяется по заданной программе; следящие системы, для которых программа управления заранее неизвестна. В дальнейшем цель управления стала связываться непосредственно с определёнными комплексными показателями качества, характеризующими систему (её производительность, точность воспроизведения и т. п.); к показателю качества могут предъявляться требования достижения им предельных (наибольших или наименьших) значений, для чего были разработаны адаптивные, или *самоприспособляющиеся системы*. Последние различаются по способу управления: в *самонастраивающихся системах* меняются параметры устройства управления, пока не будут достигнуты оптимальные или близкие к оптимальным значения управляемых величин; в *самоорганизующихся системах* с той же целью может меняться и её структура. Наиболее широки, в принципе, возможности *самообучающихся систем*, улучшающих *алгоритмы* своего функционирования на основе анализа опыта управления. Отыскание оптимального режима в

адаптивных САУ может осуществляться как с помощью автоматического поиска, так и беспоисковым образом.

Способ компенсации возмущений связан с типом контура управления системы. В разомкнутых САУ на УУ не поступают сигналы, несущие информацию о текущем состоянии управляемого объекта, либо в них измеряются и компенсируются главные из возмущений, либо управление ведётся по жёсткой программе, без анализа каких-либо факторов в процессе работы. Основной тип САУ — замкнутые, в которых осуществляется регулирование по отклонению, а цепь прохождения сигналов образует замкнутый контур, включающий объект управления и УУ; отклонения управляемой величины от желаемых значений компенсируются воздействием через обратную связь, вне зависимости от причин, вызвавших эти отклонения. Объединение принципов управления по отклонению и по возмущению приводит к комбинированным системам. Часто, помимо основного контура управления, замыкаемого главной обратной связью, в САУ имеются вспомогательные контуры (многоконтурные системы) для стабилизации и коррекции динамических свойств. Одновременное управление несколькими величинами, влияющими друг на друга, осуществляется в системах многосвязного управления или регулирования.