

Теоретические сведения

I. Описание положения ЛА. при движении в вертикальной плоскости.

X-хорда крыла (ось самолета)
(связанная с.к.)

X_a, Y_a - скоростная с.к. (оси направлены вдоль \vec{v})

α - угол атаки (угол между хордой крыла и скоростью \vec{v})

δ - тангаж (угол между хордой и горизонтальной)

θ - угол наклона траектории

Вспучие полета в вертикальной плоскости без крена и скольжения (см. Рис. 1) справедливы связи:

$$\delta = \alpha + \theta \quad (1.1)$$

Если ввести углы Эйлера ψ, δ, γ

(δ - угол тангажа, γ - угол крена, ψ - угол рыскания),

то в вертикал. случае: $\vec{\omega} = \dot{\psi} + \dot{\delta} + \dot{\gamma} = \dot{\delta} \quad (1.2)$
 $\psi, \delta = \text{const}$

Траектории скорости в общем случае задаются:

$$\vec{v} = \text{const} \quad \begin{cases} v_x = v \cos \alpha \\ v_y = -v \sin \alpha \\ v_z = 0 \end{cases} \quad \text{в связанной с.к. (X)}$$

$$\begin{cases} v_x = v \cos \beta \cos \alpha \\ v_y = -v \cos \beta \sin \alpha \\ v_z = v \sin \beta \end{cases} \quad \begin{array}{l} \alpha - \text{угол атаки} \\ \beta - \text{угол скольжения} \end{array}$$

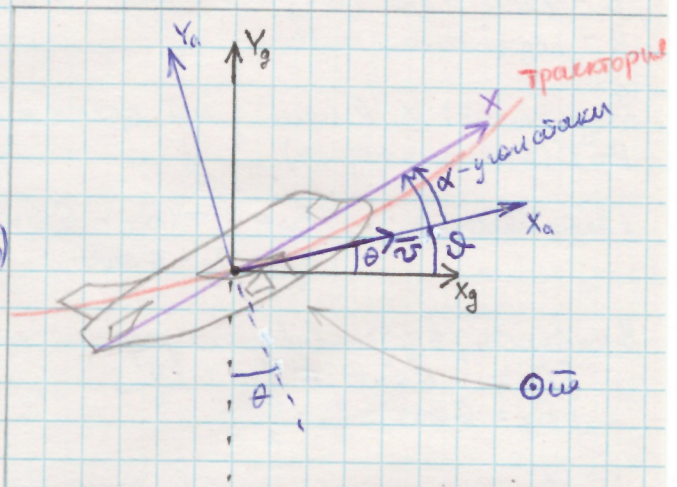


Рис. 1. Полет летательного аппарата (ЛА) в вертикальной плоскости без крена и скольжения.

II Описание движения летательного аппарата.

Два аэродинамических явления подобны, если они отличаются лишь масштабом скоростных параметров. Т.е. аэродинамические явления будут подобны, если все соответствующие параметры имеют одинаковые отношения во всех скоростных точках.

Далее, если в поток поместить тело произвольной формы, на него будет действовать аэродинамическая сила \vec{R} . (см. Рис. 2)

Согласно теореме Жуковского (вернее, точнее используя поправочный коэффициент подъемной силы Ситована),

$$R = C_R \cdot \frac{\rho v^2}{2} S \cdot K, \quad (2.1)$$

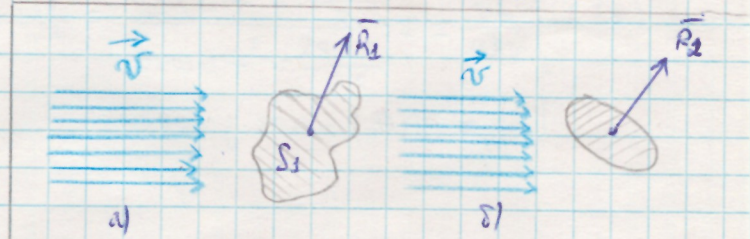


Рис. 2. Взаимодействие тела с потоком

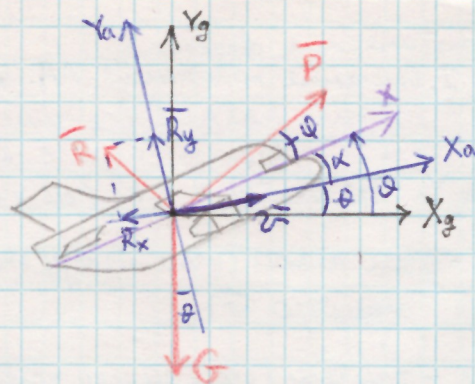
где C_R - коэффициент подъемной силы, зависящий от угла атаки (для криволинейных профилей)
 ρ - плотность воздуха на высоте полета, но вблизи от пов-ти крыла
 v - скорость потока (вдали от пов-ти крыла), набегающего на крыло
 S - характерная площадь (площадь крыла)
 K - коэфф. Ситована $\approx 1,0033$, далее не учитывается.

Совокупная сила не зависит: $\vec{F} = \vec{G} + \vec{P} + \vec{R}$

\vec{G} - сила тяжести

\vec{P} - сила тяги (φ-угол между \vec{P} и связанной осью X)

\vec{R} - подъемная сила.



Допущения: α, φ малы; нет крена и скольжения
 $P = 0$ (в начальный момент)

II Закон Ньютона:
$$\begin{cases} F_{x0} = P - R_x - G \sin \theta \\ F_{y0} = R_y - G \cos \theta \end{cases} \quad (2.2)$$

В частности, в установившемся режиме полета ($\frac{d\vec{v}}{dt} = 0$):

$$\begin{cases} R_x = -G \sin \theta = C_{xa} \cdot \frac{\rho v^2 S}{2} \\ R_y = G \cos \theta = C_{ya} \cdot \frac{\rho v^2 S}{2} \end{cases} \quad (2.3)$$

Рис 2. Силы, действующие на ЛА при полете в вертикальн. м-ти.
 C_{xa}, C_{ya} - коэффициенты лобового сопротивления
 сила и подъемной силой соответственно.

def. Аэродинамическое качество самолета $K = \frac{R_y}{R_x} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$

Рассмотрим набор высоты: $\frac{m d\vec{v}}{dt} = \vec{F}_{x0} + \vec{F}_{y0} = \frac{m d(v \vec{e}_0)}{dt} = m \frac{dv}{dt} \vec{e}_0 + m v \frac{d\vec{e}_0}{dt} \Rightarrow$

$$\Rightarrow \begin{cases} F_{x0} = \frac{m dv}{dt} = -R_x - G \sin \theta \\ F_{y0} = m v \frac{d\theta}{dt} = R_y - G \cos \theta \end{cases} \quad (2.4)$$

Подставив в (2.4) выражение (2.3):
$$\begin{cases} \frac{m dv}{dt} = -\frac{C_{xa} \rho S}{2} v^2 - G \sin \theta \\ m v \frac{d\theta}{dt} = -\frac{C_{ya} \rho S}{2} v^2 - G \cos \theta \end{cases} \quad (*)$$

def. Таннирование - смещение с нулевой или близкой к нулю тягой.

Рассмотрим таннирование (установившееся смещение), где невожно (2.3)

Тогда, разделив одно выражение на другое, получим:

$$\tan \theta = -\frac{C_{xa}}{C_{ya}} = -\frac{1}{K} = \text{const} \quad (2.5)$$

Дальность таннирования при этом можно рассчитать:

$$L_m = H / |\tan \theta| = K H, \quad H - \text{высота}$$

из (*):
$$\begin{cases} \frac{dv}{d\theta} = v \cdot \frac{\frac{C_{xa} \rho S}{2} v^2 + G \sin \theta}{\frac{C_{ya} \rho S}{2} v^2 + G \cos \theta} = f(v, \theta) \\ v_0 = v(\theta_0) - \text{нач. условия} \end{cases} \quad (2.6)$$