Автоматическое управление летательными аппаратами

Окоёмов Борис Николаевич

Введение

ЛА: - самолеты; - аэр. ЛА
- вертолеты;
- аппараты движущиеся на воздушной подушке;
- экранолеты;
- ракеты;
- космические ЛА

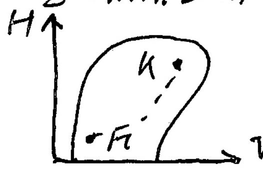
$|m_{ЛА} g| > |v_{ЛА} \cdot \rho \cdot g|$

Самолеты: многоразовые, военные и пассажирские

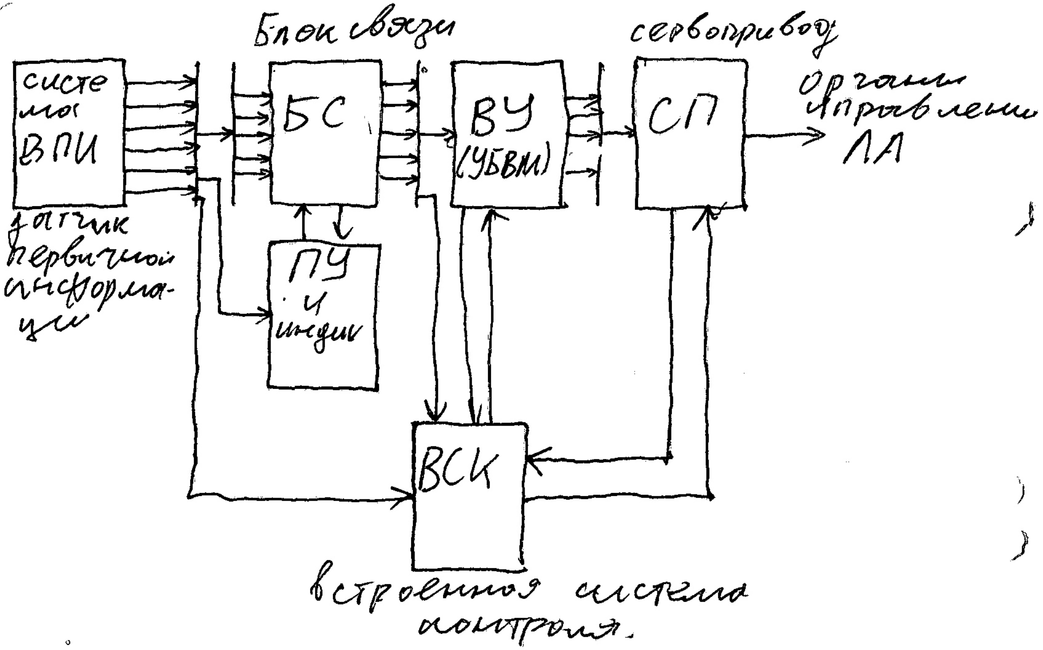
Элементы управления:

- Программа полета $- \bar{z}_{зад}(t)$
- Контроль $\bar{z}_{тек}(t) - \bar{z}_{зад}(t) = \Delta\bar{z}(t)$
- Стабилизация $\Delta t \to \Delta t_{зад}$ ($1 \div 60$ с); $\Delta\bar{z}(t) \to \underbrace{\pm\Delta_z(t)}_{\text{точность стабилизации (технический нуль)}}$ — автомат стабилизации

$I = \min[k\lambda G_{топ} + (1-\lambda) t_{реж}]$



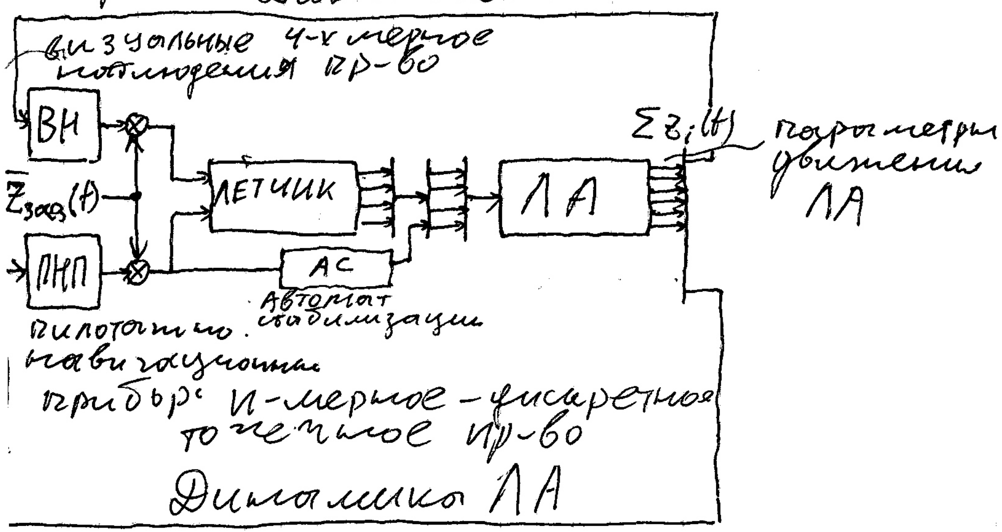
$\lambda = 0$ $t_{реж}$ min



Сервопривод - силовая следящая система.

$Q_{доп} = 10^{-8}$

Динамика ЛА



ЛА как объект стабилизации.

1) Предварительная ин-я

а) Модель "фигуры" Земли

Геоид → Эллипсоид → Сфероид → Плоскость

$L \leq (500 \div 700)$ км

Если $v_{ЛА} \ll v_{гк}$, то можно не учитывать вращение земли

б) Линейные скорости ЛА

$\bar{v}$ - воздушная скорость ЛА - скорость ЛА относительно воздушного потока

$\bar{v}_к$ - земная скорость ЛА - скорость ЛА относительно какой-либо земной СК.

$\bar{W}$ - скорость перемещения воздушной среды (ветер)

в) Системы координат

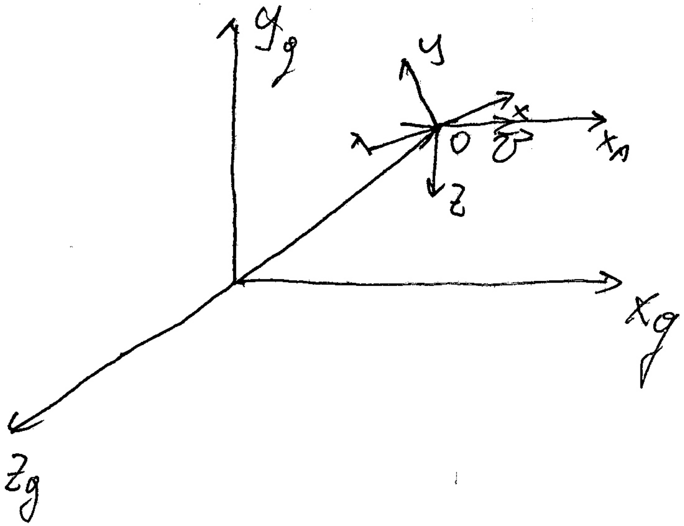
1. Инерциальная СК - $O_и X_и Y_и Z_и$

Инерциальное пр-во - пр-во в котором выполняются законы Ньютона. Начало в неподвижной или двигающейся к пост. скор. точке И. пр-во

2. Земная нормальная СК - $O_0 X_g Y_g Z_g$

$O_0 Y_g$ - по местной вертикали

3. Стартовая СК — $O_0^* X_c Y_c Z_c$



Допущения:
конструкция ЛА абсолютно жесткая
→ЛА-твердое тело

4) Связанная СК $OXYZ$

O — центр масс ЛА

OX — продольная ось ЛА, направленная или параллельно средней аэродинамической хорде крыла или строительной горизонтали направленная от ц.м. к носу ЛА.

OY — нормальная ось ЛА лежит в плоскости симметрии ЛА (OXY) и при нормальном полете направлено вверх

OZ — поперечная ось ЛА дополняет систему до правой

5) Скоростная СК $OX_A Y_A Z_A$

O — ц. м. ЛА

OX_A — вдоль вектора воздушной скорости

OY_A — направлено вверх лежит в плоскости симметрии ЛА, (ось подъемной силы

OZ_A — боковая ось

6) Нормальная СК $OX_g Y_g Z_g$
направление осей совпадает с нормальной СК

$O_0 X_g \parallel OX_g$

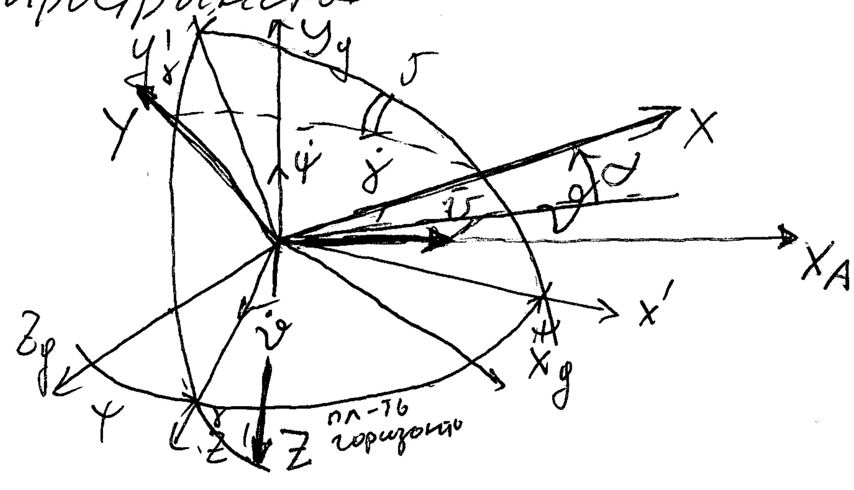
$O_0 Y_g \parallel OY_g$

$O_0 Z_g \parallel OZ_g$

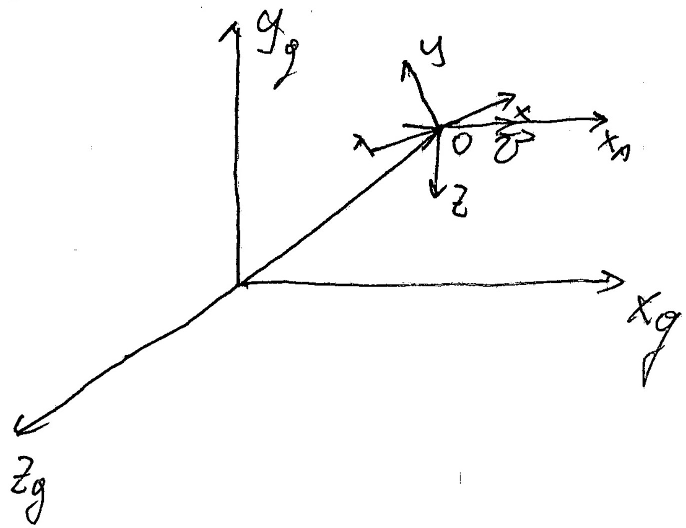
7) Траекторная СК $OX_k Y_k Z_k$

OX_k — направлено по $\vec{V}_k$

г) Угловая ориентация ЛА в пространстве



3. Стартовая СК – $O_0^* X_c Y_c Z_c$



Допущения:
конструкция ЛА абсолютно жесткая
→ЛА-твердое тело

а) Связанная СК $OXYZ$

O – центр масс ЛА

OX – продольная ось ЛА, направленная или параллельная средней аэродинамической хорде крыла или строительной горизонтали. Направлена от ц.м. к носу ЛА.

OY – нормальная ось ЛА лежит в плоскости симметрии ЛА (OXY) и при нормальном полете направлено вверх

OZ – поперечная ось ЛА дополняет систему до правой

5) Скоростная СК $OX_A Y_A Z_A$

O – ц.м. ЛА

OX_A – вдоль вектора воздушной скорости

OY_A – направлено вверх, лежит в плоскости симметрии ЛА, (ось подъемной силы

OZ_A – боковая ось

б) Нормальная СК $OX_g Y_g Z_g$
направление осей соотв земной нормальной СК

$O_0 X_g \parallel OX_g$

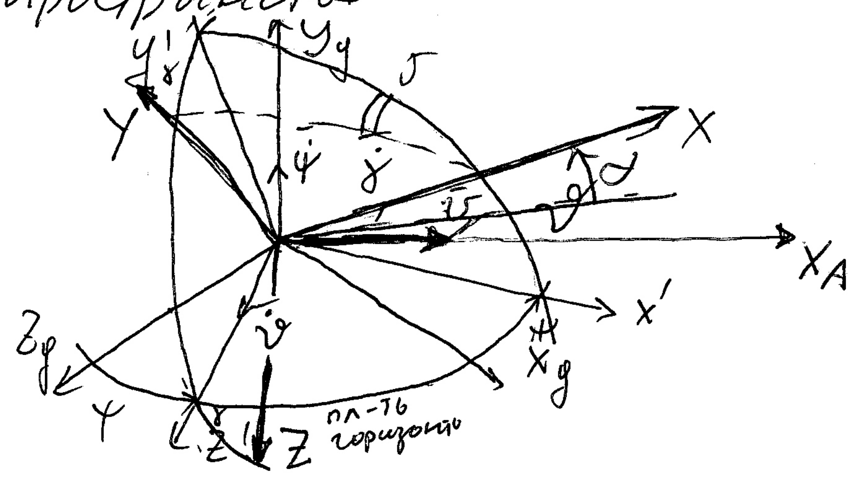
$O_0 Y_g \parallel OY_g$

$O_0 Z_g \parallel OZ_g$

д) Траекторная СК $OX_k Y_k Z_k$

OX_k – направлено по $\vec{V}_k$

г) Угловая ориентация ЛА в пространстве



Угол рыскания

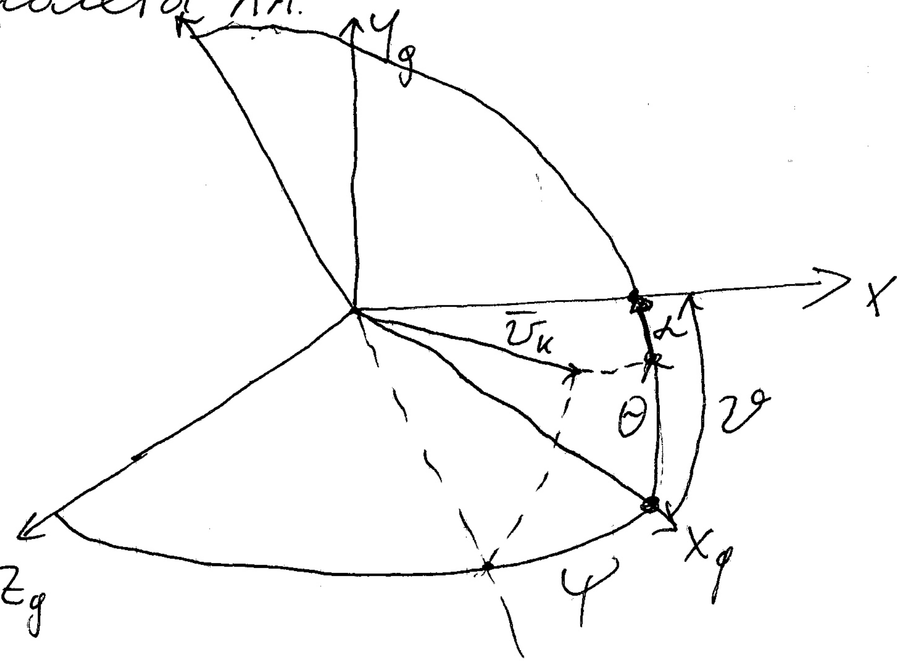
Угол тангажа

Угол крена - угол между боковой осью нормальной СК и поперечной осью при $\psi=0$

д) Угловая ориентация ЛА относительно потока

α - угол атаки
β - угол скольжения

е) Угловая ориентация тр-ии полета ЛА.



$\bar{W}=0$

$\bar{v}=\bar{v}_k$

$\vartheta=\alpha+\Theta$

$$\boxed{\begin{matrix}\Theta=\vartheta-\alpha\\ \Psi\ \ \psi-\beta\end{matrix}}$$

Лит-ра:

Аэромеханика самолета, под редакция А.Ф. Бочкарев, М., "Машиностроение" - 1977

ж) Исходная математическая модель движения ЛА.

Допущения:

- конструкция ЛА абсолютно жесткая
- атмосфера спокойная $\bar{W}\equiv 0$
- $m_{ЛА}=const$ ($\Delta t_{зад}\le 60с$)
- $\vartheta\neq\pm 90°$
- справедлива гипотеза стационарности

$OXYZ$ $\qquad \left(\frac{d\bar{K}}{dt}\right)_{полн}=\bar{M}^{вн}$

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

$$\begin{cases} m(\dot{v}_x+\omega_y v_z-\omega_z v_y)=F_x^{вн}\\ m(\dot{v}_y+\omega_z v_x-\omega_x v_z)=F_y^{вн}\\ m(\dot{v}_z+\omega_x v_y-\omega_y v_x)=F_z^{вн}\end{cases} \qquad \frac{d(m\bar{v})}{dt}=F^{вн}$$

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

$$\bar{\omega} = \bar{x}\omega_x + \bar{y}\omega_y + \bar{z}\omega_z = \dot{\bar{\psi}} + \dot{\bar{\vartheta}} + \dot{\bar{\gamma}}$$

$$\begin{cases} \dot{x}_c = v_x \cos \widehat{x x_c} + v_y \cos \widehat{x y_c} + v_z \cos \widehat{x z_c} \\ \dot{y}_c = v_x \cos \widehat{y x_c} + v_y \cos \widehat{y y_c} + v_z \cos \widehat{y z_c} \\ \dot{z}_c = v_x \cos \widehat{z x_c} + v_y \cos \widehat{z y_c} + v_z \cos \widehat{z z_c} \end{cases}$$

$$\begin{cases} v_x = v\cos\alpha\cos\beta \\ v_y = -v\sin\alpha\cos\beta \\ v_z = v\sin\beta \end{cases}$$

2.2.

1) Силы и моменты, действующие на ЛА в полете

для всех самолетов:
- $\bar{P}$ – сила тяги;
- $\bar{M}_p$ – момент силы тяги;
- $\bar{R}$ – аэродинамическая сила;
- $\bar{M}_R$ – аэрод. момент;
- $\bar{G}$ – сила тяжести;

внешнее возм.:
- $\bar{M}_{гр}$ – гироскопический момент;
- $\bar{M}_{т.ат}$ – момент от турбулентной атмосферы;
- и т.д.

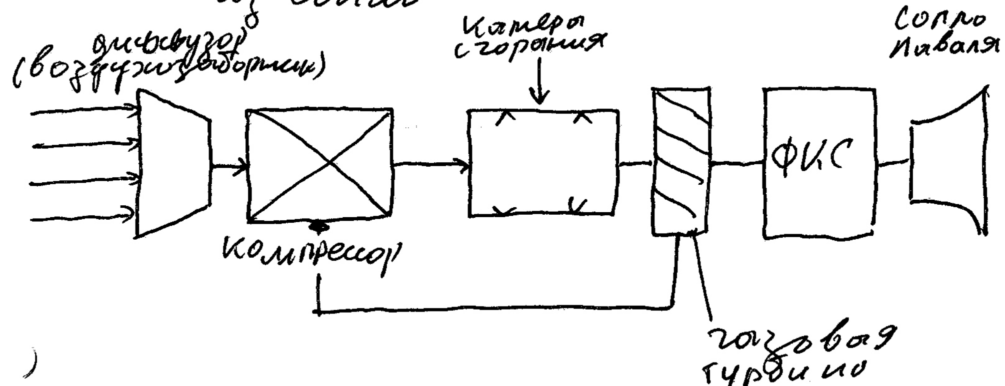
а) Сила тяги и момент тяги $\bar{P}$ и $\bar{M}_p$.

- турбореактивный двигатель
- жидкостной реактивный дв.
- твердотельный реактивный дв.
- прямоточный реактивный двиг. $(M > 3 \div 5)$
- турбовинтовой двигатель (ТУ-95, ТУ-95)

Турбореактивный двигатель:

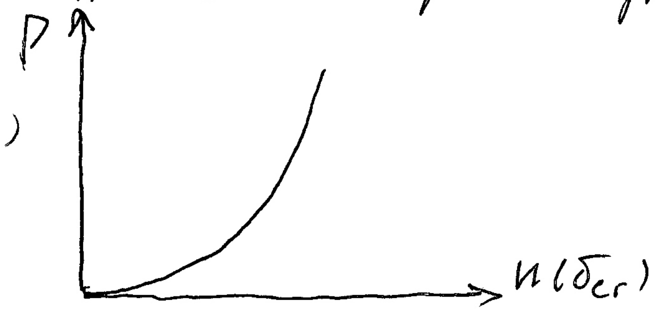
$$P \cong m_{тс}(v_{вых} - v_{ЛА}) + (P_{вых} - P_{\infty}) \cdot S_{вых.сечения\ сопла}$$

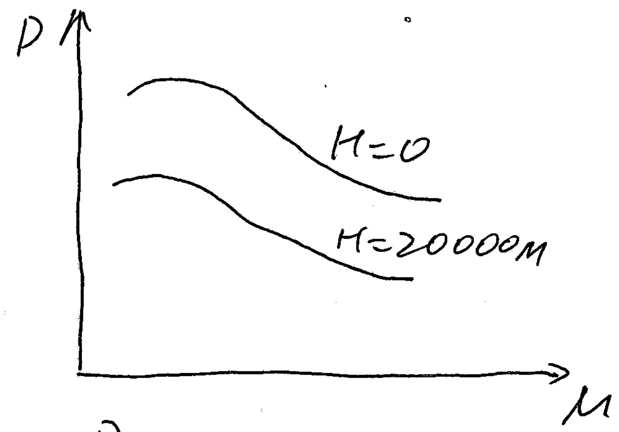
Скорость выходной струи из сопла

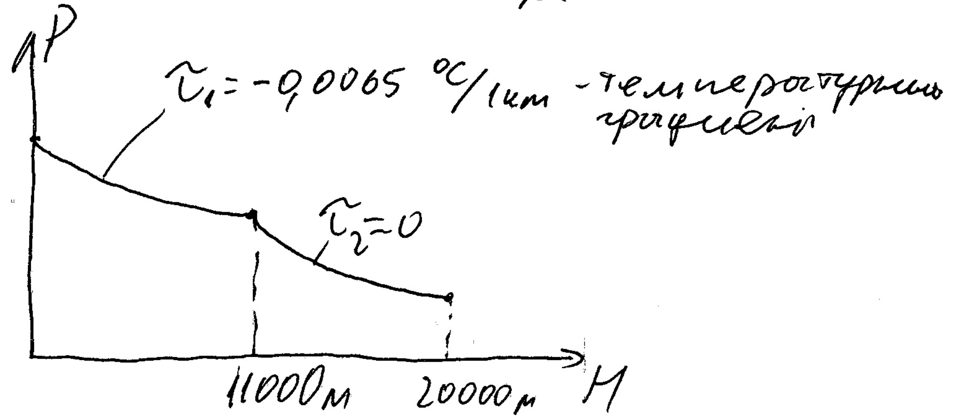


ФКС – форсажная камера сгорания

C_p – удельный расход горючего.
n – число оборотов турбины







$P = f_1(n(\delta_{с.г.}), v, H)$

OXY:

$\bar{P} = \bar{x}^0 P_x + \bar{y}^0 P_y + \bar{z}^0 P_z$

В нормальном полете, техника исправна:

$P_x = P_0 \cos\varphi_p$

φ_p - угол между OX и равнодействующей силы тяги

$P_y = P_0 \sin\varphi_p$

$P_z = 0$

$\bar{M}_p = \bar{x}^0 M_{px} + \bar{y}^0 M_{py} + \bar{z}^0 M_{pz}$

↓ равнодействующая P_i не проходит через центр масс ЛА

$M_{px} = 0$

$M_{py} = 0$

$M_{pz} = \pm P \cdot \underbrace{y_p \cdot \cos\varphi_p}_{\text{плечо}}$

$M_p = f_2(n(\delta_{с.г.}), v, H)$

б) Сила тяжести ЛА $- \bar{G}$

$L \leq 500$ км

$v_{ЛА} \ll v_{г.к.}$

$\bar{G} = m_{ЛА} \bar{g}$

$g = g_0 \cdot \left(\frac{R_\oplus}{R_\oplus + H}\right)$

$R_\oplus = 6371{,}1$ км

$H_{max} \cong 20$ км

$\frac{H_{max}}{R_\oplus} \approx 0{,}3\%$

$\bar{G} = \bar{x}^0 G_x + \bar{y}^0 G_y + \bar{z}^0 G_z$

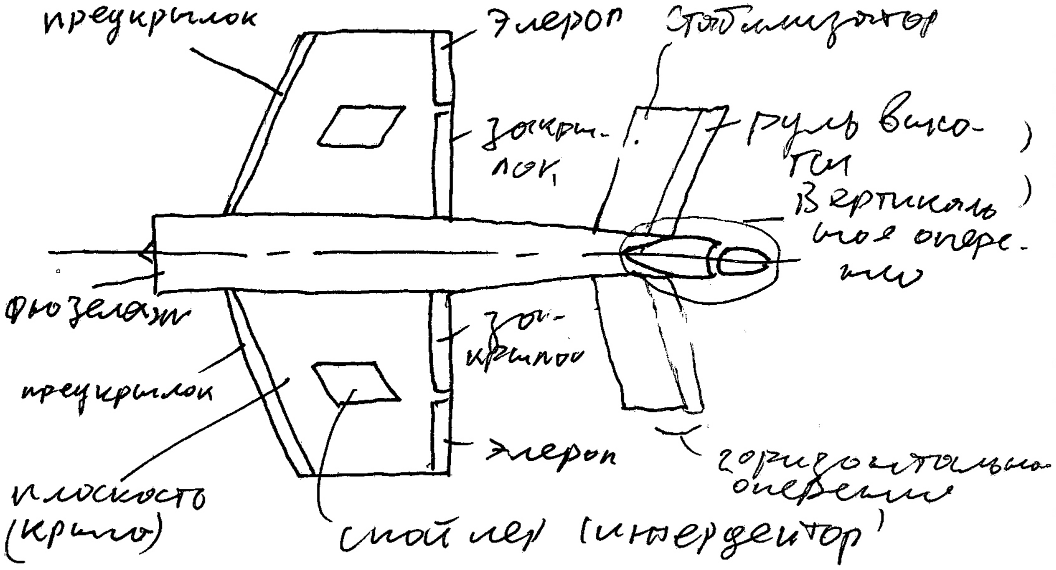
$G_x = G \sin\vartheta$

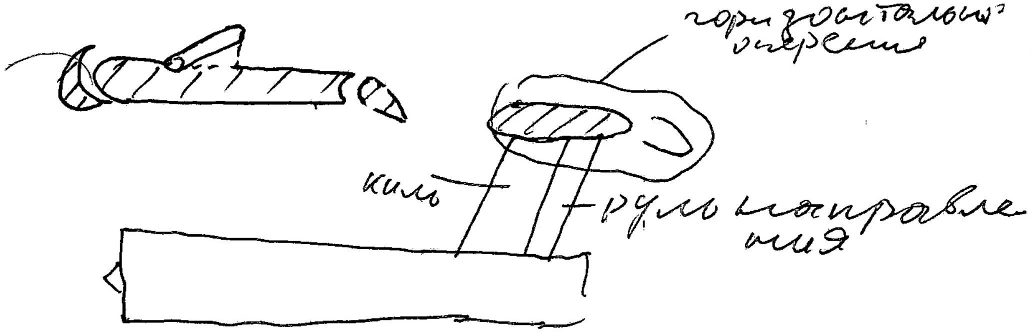
$G_y = -G \cos\vartheta \cos\gamma$

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

в) $\bar{R}$ и M_R

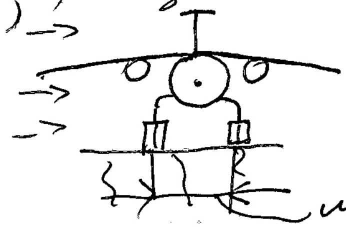
Основные элементы конструкции самолета



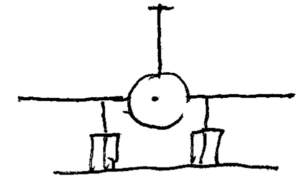


Аэродинамическая компоновка самолета

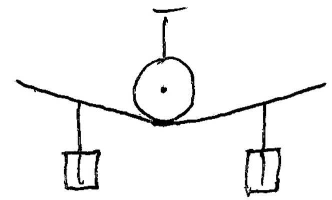
1) Фюзеляж – крыло



– Верхнеплан (хорошая аэродинамика, ограничение по боковой ветер) маленькая база

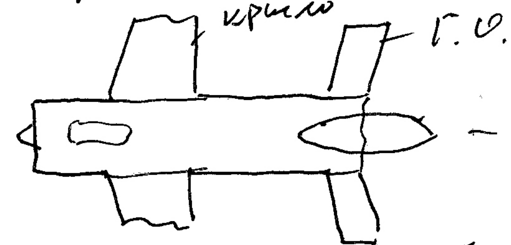


– среднеплан

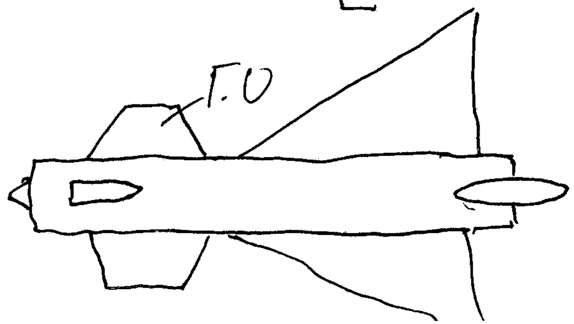


– низкоплан

2) крыло – Г.О.

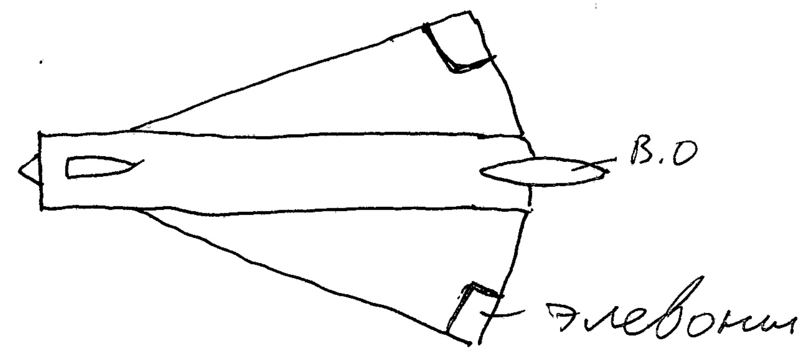


– классическая схема

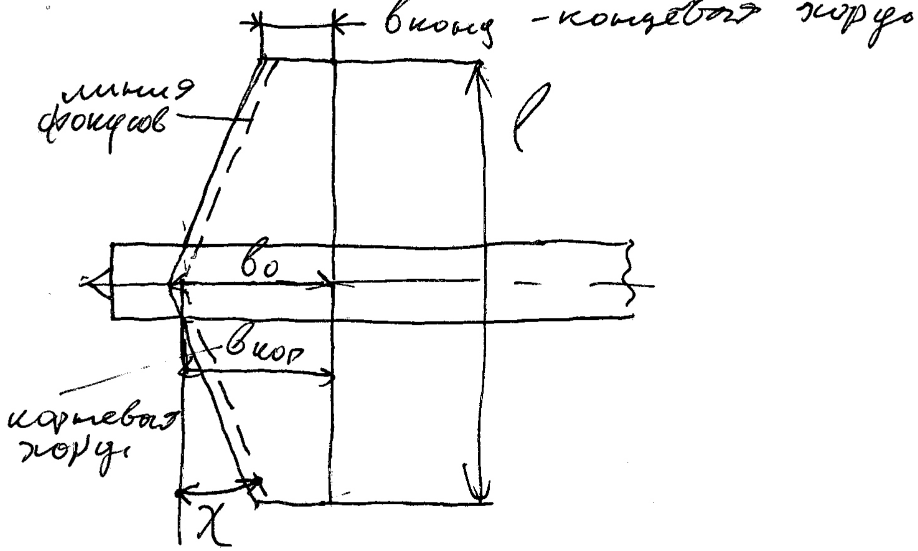


– схема "утка"

Бесхвостка



Характеристики крыла



l - размах крыльев

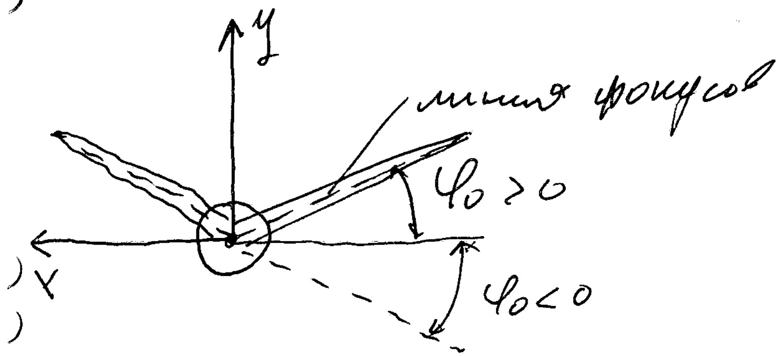
S - площадь крыла

$\eta = \frac{b_0}{b_{конц}}$ - относительное сужение крыла

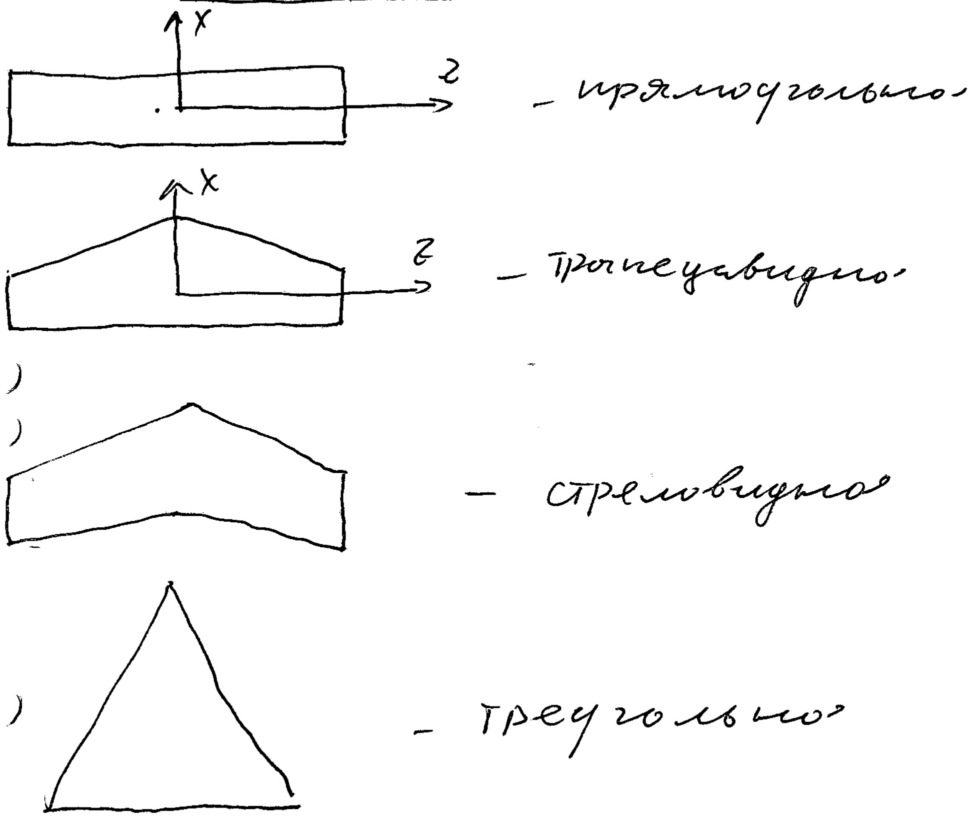
$\lambda = \frac{l}{S}$ - относительное удлинение крыла

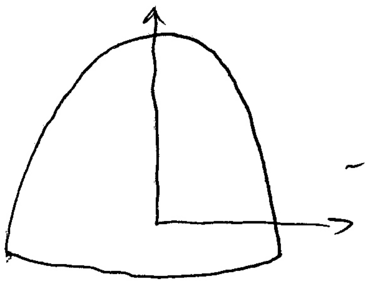
χ - угол стреловидности крыла в плане

φ_0 - угол поперечной V-образности крыла

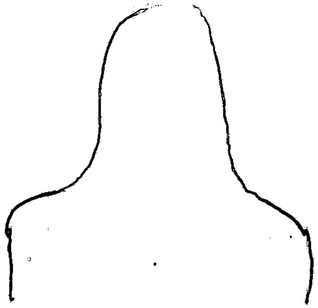


Форма крыла в плане

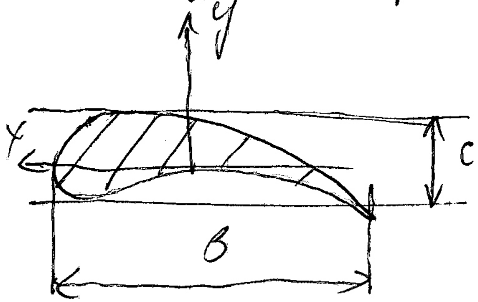




– готическое

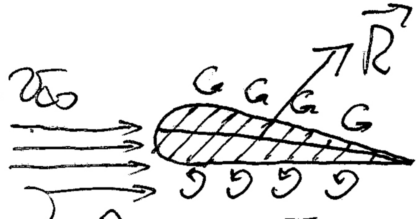


Профиль крыла:



$\bar{c} = \frac{c}{b}$

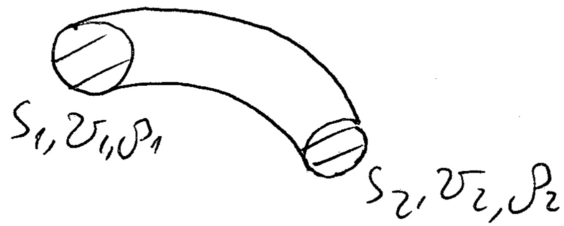
Природа возникновения аэродинамической силы и аэродинамического момент $\bar{R}$ и $\bar{M}_R$



$R = v_\infty \cdot \Gamma \cdot \rho$

Γ – циркуляция

$\Gamma = \oint V \cdot ds$



$\rho v S = const$

$m_1 = m_2 = const$

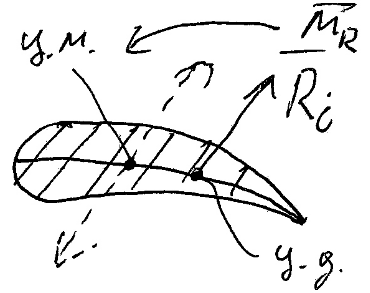
Уравнение Бернулли

$$\frac{v^2}{2} + \frac{k}{k-1}\frac{P}{\rho} = const$$

k – коэф. адиабаты

$k = \frac{C_p}{C_v}$

$k_{возд} = 1.4$



$\bar{R} = \bar{C}_R \frac{\rho v^2}{2} \cdot S$

$\bar{M}_R = \bar{m}_R \frac{\rho v^2}{2} S\, l$ – характерный параметр

$OX_A Y_A Z_A$

$\bar{R} = \bar{x}^0_A \cdot R_{xA} + \bar{y}^0_A \cdot R_{yA} + \bar{z}_A \cdot R_{zA}$

$-R_{xA} = -X = C_x \frac{\rho v^2}{2} \cdot S$ – аэродинамическая сила лобового сопротивления

$R_{yA} = Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S$ – аэродинамическая подъемная сила

$R_{zA} = Z = C_z \frac{\rho v^2}{2} S$ – аэродинамическая боковая сила

$q = \frac{\rho v^2}{2}$ – скоростной напор (полное динамическое давление).

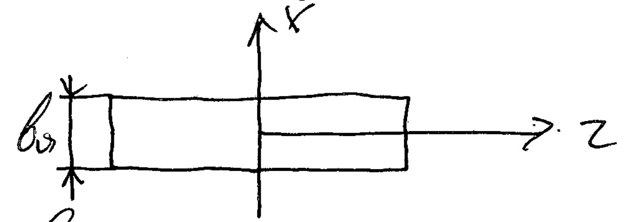
$OXYZ$:

$R_x = -X \cos\alpha \cos\beta + Y \cdot \sin\alpha - Z \cos\alpha \sin\beta$

$R_y = X \sin\alpha \cos\beta + Y \cdot \cos\alpha + Z \sin\alpha \sin\beta$

$R_z = -X \cdot \sin\beta + Z \cos\beta$

При расчете момента форму крыла в плане заменяют эквивалентным прямоугольным крылом и при этом у него одни и те же данные $S, \bar{Y}, \bar{X}, M_{Rz}$



b_A – средняя аэродинамическая хорда (САХ)

$OXYZ$:

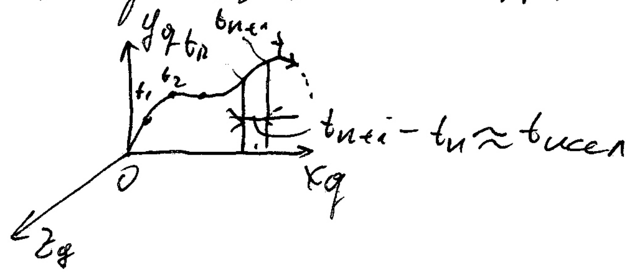
$M_x = m_x \frac{\rho v^2}{2} S \cdot l$ – размах крыла

$M_y = m_y \frac{\rho v^2}{2} S \cdot l$

$M_z = m_z \frac{\rho v^2}{2} S b_A$

Гипотеза стационарности

Режим полета – совокупность кинемат. парам-ов определяющих движение ЛА в пространстве.



$t_{n+1} - t_n \approx t_{\text{исл}}$

$t_{иссл.} \le 50c$

$t_{иссл} \le 18c$ — по курсу

$t_{иссл} \le 3-5c$ — по крену/тангажу

— При это $\bar{R}$ и $\bar{M}_R$ рассматриваются в действии прямолинейного стационарного полета

— $\bar{R}$ и $\bar{M}_R$ — действующие на ЛА при вращении $\bar{\omega} = const$

Составляющие аэродинамической силы $\bar{R}$.

1. Подъемная сила — $\bar{Y}$

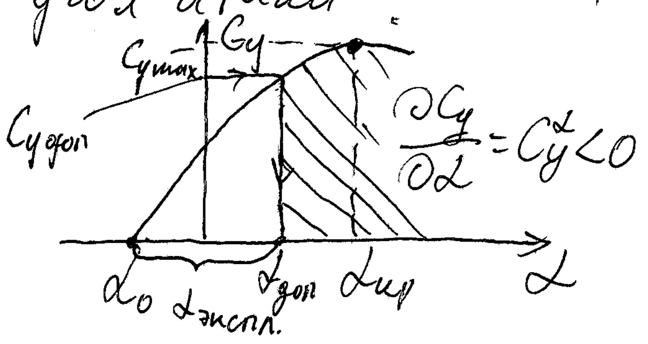
$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$Y = f_3[C_y, H(\rho), V]$$

$\boxed{C_y}$

КРЫЛО:

угол атаки



$C_{y\,доп} = (0{,}8 \div 0{,}85) C_{y\,max}$

Выходить на $\alpha_{кр}$ недопустимо

На $\alpha_{экспл}$ $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = C_y^\alpha > 0$

При $\alpha > \alpha_{кр}$ самолет может уйти в штопор

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0)$$

Число $M = \frac{V}{a_H}$

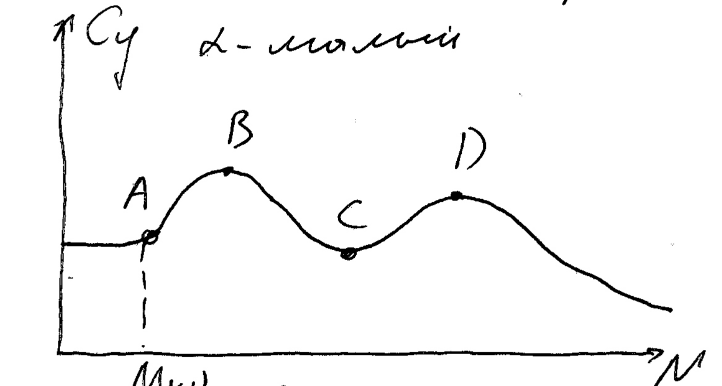
$0 < M \le 0{,}6$ — дозвуковой несжимаемый поток.

$0{,}6 < M \le 0{,}8$ — дозвуковой сжимаемый поток

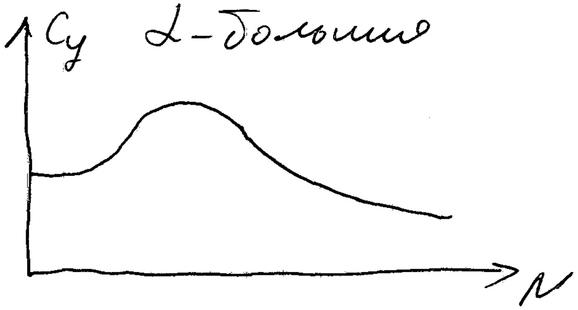
$0{,}8 < M \le 1{,}2$ — околозвуковой поток

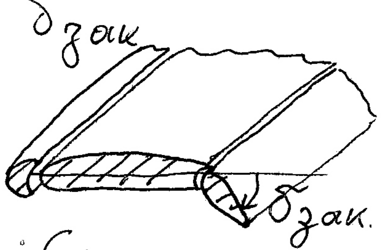
$1{,}2 < M < 5$ — сверхзвуковой поток

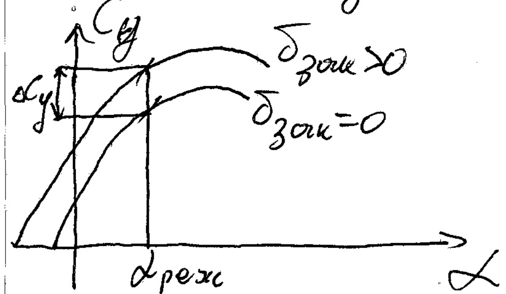
$5 < M$ — гиперзвуковой поток



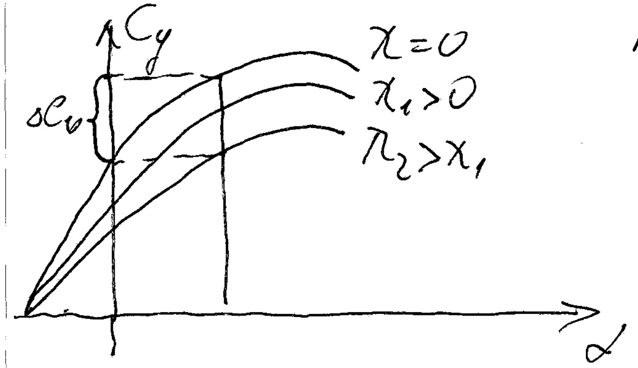
$M_{кр}$ — в разных местах обтекания возникает сверхзвуковой поток







$C_y = C_y^{\delta_{зак}} \cdot \delta_{зак}$

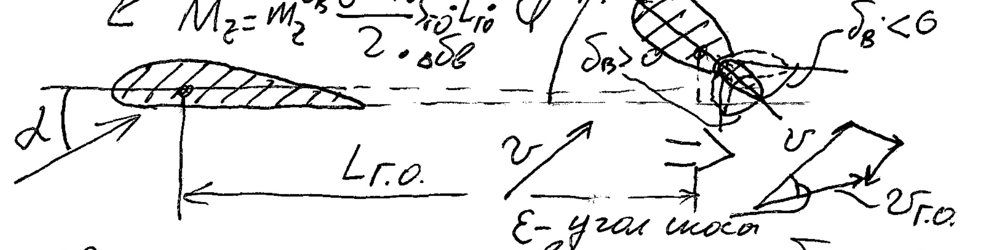


МИГ-23 - меняет стреловидность в полете

$C_y = C_y^{\chi} \cdot \chi$

Подъемная сила от горизонтального оперения

$M_z = m_z^{\delta_в} \frac{\rho v_{го}^2}{2} \cdot \Delta\delta_в\, S_{го} L_{го}\ \varphi$



φ - угол установки стабилизатора.

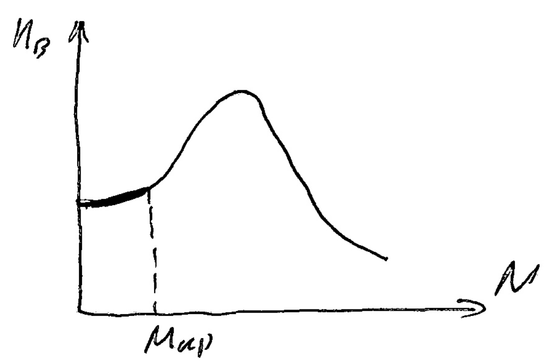
$Y_{го} = C_{yго} \frac{\rho v_{го}^2}{2} S_{го}$ $\qquad K_{г.о.} = \frac{v_{г.о.}^2}{v^2}$

$\alpha_{г.о.} = \alpha + \varphi - \varepsilon$

$C_{yг.о.} = a_{го}(\alpha + \varphi - \varepsilon \pm n_в \delta_в)$

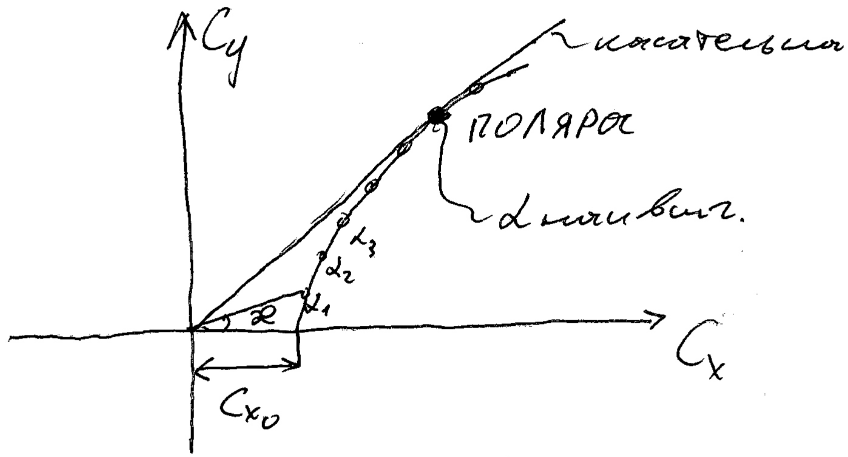
$n_в$ - эффективность руля высоты

$a_{го} = \frac{\partial C_{yго}}{\partial \alpha_{го}}$



$C_y = f_1(\alpha, M, \chi, \delta_{зак}, \varphi, \delta_в)$ – в установившемся движении

$Y = f_3[C_y(\alpha, M, \chi, \delta_{зак}, \varphi, \delta_в), H(\rho), v]$



Сила лобового сопротивления X

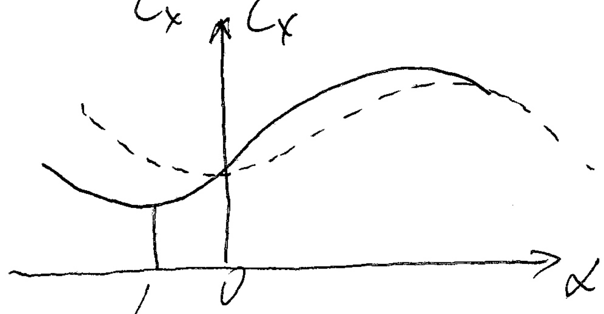
$$X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

$X = f_4(C_x, H(\rho), v)$

Рассмотрим C_x

К – коэф. качества.

$$K = \frac{C_y}{C_x}$$



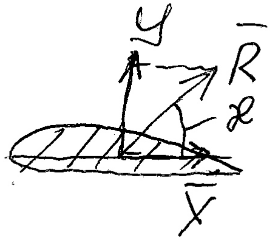
min здесь из-за несимметричного профиля (корпуса)

Крыло:

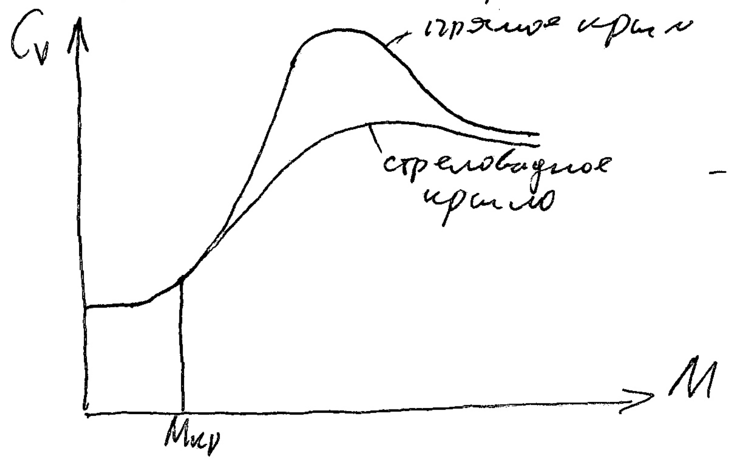
$C_x = C_{x\,пр} + C_{x\,индуктивн.} + C_{x\,волнов.}$

профиля C_{x_0}

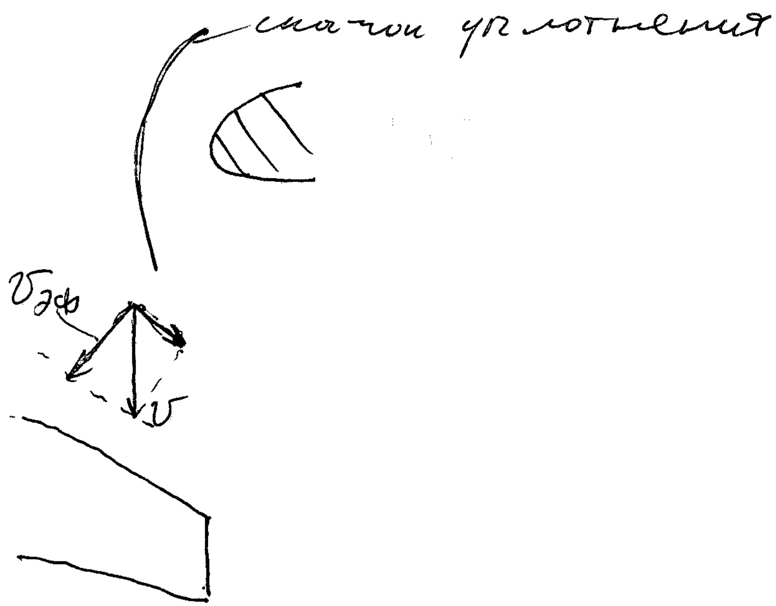
– профильное сопротивление постоянное



$C_{x\,инд.} \cong C_{x_0} + C_y^2/\pi\lambda$



– волновое сопротивление

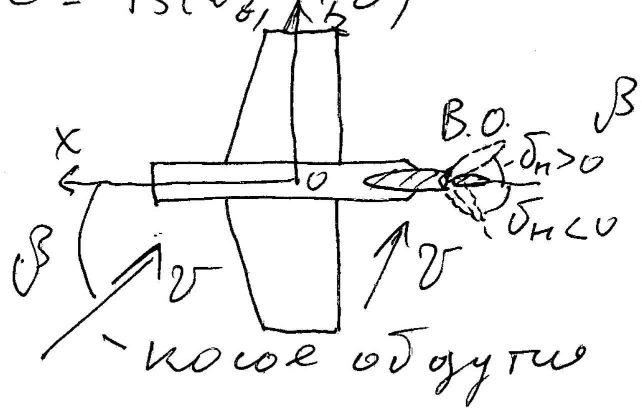


$$X = f[C_x(C_y), H, v]$$

Аэродинамическая боковая сила.

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

$$Z = f_5(C_z, H, v)$$



β - угол скольжения

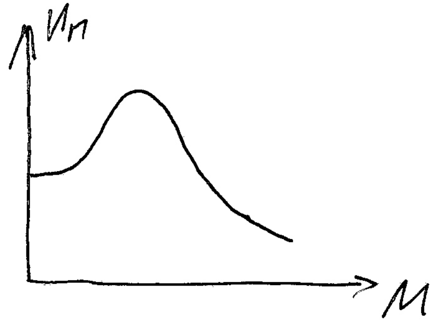
$OXY \neq$ плоскость симметрии ЛА

$$C_z = C_z^{\beta} \beta$$

$$C_z^{\beta} = \frac{\partial C_z}{\partial \beta}$$

$$C_z = a_{\beta 0} (\beta \pm n_н \delta_н)$$

$n_н$ - эффективность руля направления



$$Z = f_5[C_z(\beta, M, \delta_н), H, v]$$

Аэродинамические моменты

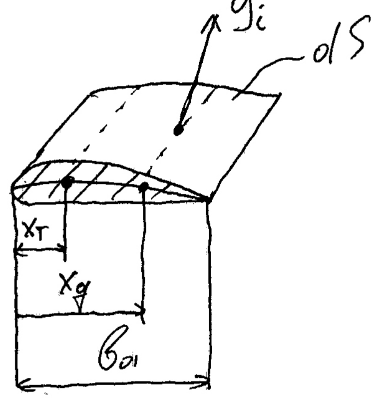
Момент тангажа. M_{Rz}

$$M_{Rz} = m_z \frac{\rho v^2}{2} S b_a$$

$$M_{Rz} = f_6(m_z, H, v)$$

$\boxed{m_z}$

Крыло:



$$M_{Rzi} = -y_i (x_g - x_T)$$

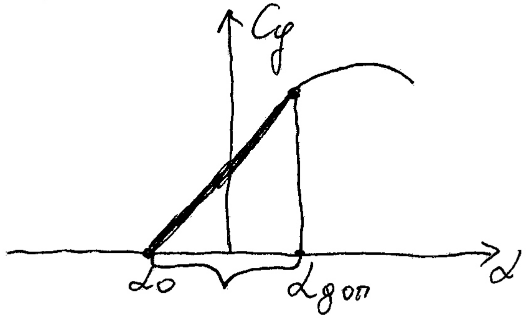
$$M_{Rzi} = -C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot dS\,(x_g - x_T)$$

$$M_{Rzi} = m_{zi} \frac{\rho v^2}{2} dS\, b_a$$

$$m_{zi}\, b_a = -C_y (x_g - x_T)$$

$$m_{zi} = -C_y \left(\frac{x_g}{b_a} - \frac{x_T}{b_a}\right)$$

$$\boxed{m_{zi} = -C_y \cdot (\bar{x}_g - \bar{x}_T)}$$



$$C_{mi} = m_{z0i} + \frac{\partial C_{mi}}{\partial C_{yi}} C_{yi}$$

$C_y \bar{x}_g$

$$\bar{x}_g = -\frac{m_{z0i}}{C_{yi}} - \frac{\partial C_{mi}}{\partial C_{yi}}$$

$$m_{zi} = m_{z0i} + \underbrace{\left(\frac{\partial C_{mi}}{\partial C_{yi}} + \bar{x}_T\right)}_{0} C_{yi}$$

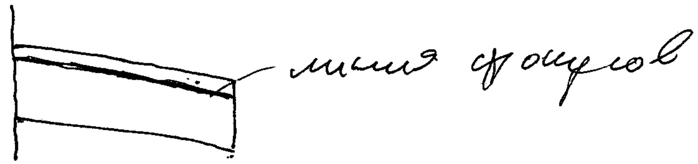
$$\bar{x}_F = -\frac{\partial C_{mi}}{\partial C_{yi}}$$

$$\bar{x}_T = \bar{x}_F$$

$\bar{x}_T$ % – центровка

$y = 25\%$

Линия фокусов – это точная линия относ. кот. момент тангажа не зависит от угла атаки или C_y.



$\alpha_{реж} \to C_{y1}$

$\alpha_2 = \alpha_{реж} + \Delta\alpha \to C_{y2}$

$C_{m1} = m_{z0} - C_{y1} x_g$ $\qquad C_{y2} = C_{y1} + \Delta C_y$

$C_{m2} = m_{z0} - x_g (C_y + \Delta C_y)$

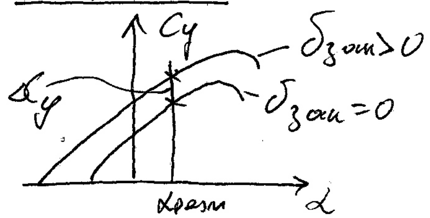
$C_{m2} = C_{m1} + \Delta C_m$

$\Delta C_m = -\bar{x}_F\, \Delta C_y$

$\Delta C_m = -\bar{x}_F \dfrac{C_y \Delta\alpha}{\Delta C_y}$

Фокус – такая точка на аэродин. хорде крыла в которой приложено приращение подъемной силы при изменении угла атаки

Закрылки



$$\Delta \bar{X}_F \le 0{,}04 \ (закр)$$

$$m_{z\,БГО} = m_{z\,кр} + m_{z\,закр} + m_{z\,ф} + m_{z\,мгд}$$

без горизонтального оперения; мото-гондолы двигателя

$$\delta_{зак} = 0$$

Горизонтальный прямолинейный полет:

$$M_{Rz} = 0$$

$$M_{Rz\,БГО} = m_{z\,БГО} \frac{\rho v^2}{2} S b_a$$

$$m_{z\,БГО} = 0$$

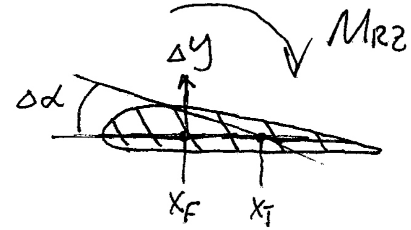
$$m_{z\,БГО} = m_{z0\,БГО} + \left(\frac{C_{m\,БГО}}{C_{y\,БГО}} + \bar{X}_T\right) C_{y\,БГО}$$

$$\bar{X}_F = -\frac{C_m}{C_y}$$

$$m_{z\,БГО} = m_{z0\,БГО}(\bar{X}_{F\,БГО} - \bar{X}_T)\, C_{y\,БГО}$$

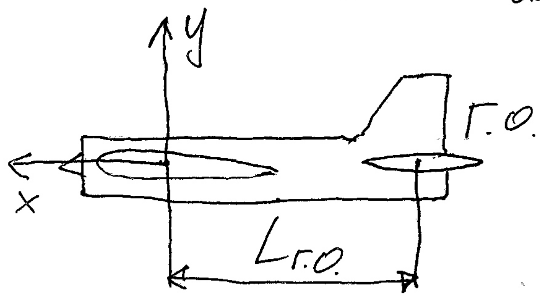
$$\bar{X}_T = -\frac{m_{z\,БГО}}{C_{y\,БГО}} + \bar{X}_{F\,БГО}$$

$m_{z\,БГО} < 0 \rightarrow \underline{\bar{X}_T > \bar{X}_F}$ – недопустимо!!!



$$m_z = m_{z\,БГО} + m_{z\,ГО}$$

$$m_z = 0 \Rightarrow m_{z\,ГО} = -m_{z\,БГО}$$



$$m_{z\,Г.О.} = \frac{Y_{Г.О.} L_{Г.О.}}{q S b_a}$$

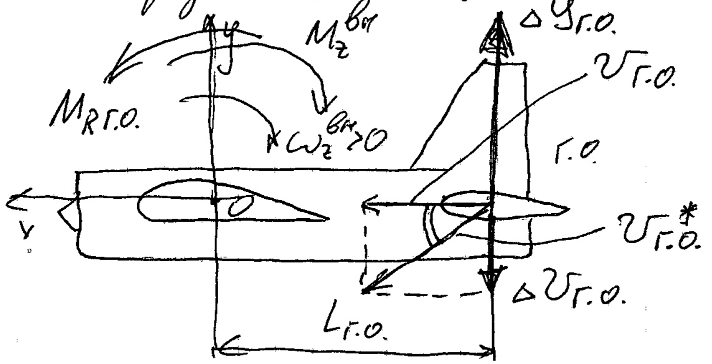
$$m_{z\,Г.О.} = K_{Г.О.} \cdot \frac{S_{Г.О.} L_{Г.О.}}{S b_a} \cdot \alpha_{Г.О.} \cdot a_{Г.О.}$$

$$m_{z\,Г.О.} = K_{Г.О.} \underbrace{\frac{S_{Г.О.} L_{Г.О.}}{S b_a}}_{A_{Г.О.}} (\alpha + \varphi - \varepsilon \pm n_B \delta_B) \cdot a_{Г.О.}$$

$$a_{г.о.} = \frac{\partial C_{y\,г.о.}}{\partial \alpha_{г.о.}}$$

$$M^*_{Rz} = f^*_6 [C_y(\alpha, M, \delta_{закр.}\ldots), \varphi, \varepsilon, \delta_в, H, v]$$

г) Аэр M_{Rz} возник при вращении ЛА вокруг Oz с $\omega_z^{вн} = const$



$$\Delta v_{г.о.} = \omega_z^{вн} \cdot L_{г.о.}$$

$$\Delta v_{г.о.} << v_{г.о.} \Rightarrow v^*_{г.о.} \approx v_{г.о.}$$

$$\Delta \alpha_{г.о.} = arctg \frac{\Delta v_{г.о.}}{v_{г.о.}} \approx \frac{\Delta v_{г.о.}}{v_{г.о.}} = \frac{\omega_z L_{г.о.}}{v_{г.о.}}$$

$$\Delta Y_{г.о.} = a_{г.о.} \frac{\rho v^2_{г.о.}}{2} \cdot S_{г.о.} + \Delta \alpha_{г.о}$$

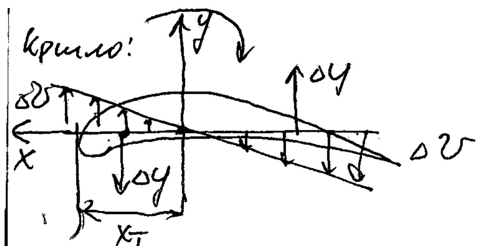
$$a_{г.о.} = \frac{\partial C_{г.о.}}{\partial \alpha_{г.о.}}$$

$$(\Delta M_{Rz})_{\omega_z} = -\Delta Y_{г.о} L_{г.о.}$$

$$(\Delta M_{Rz})_{\omega_z} = -a_{г.о.} \frac{\rho v^2_{г.о.}}{2} \cdot S_{г.о.} L_{г.о.} \cdot \frac{L_{г.о.}}{\cancel{v_{г.о}}} \cdot \omega_z$$

Г.О. создает демпфирующий момент при вращении вокруг Oz.

Крыло:



– крыло тоже создает демпфирующий момент, но меньший чем Г.О.

$$(M_{Rz})_{\omega_z} = -a_{г.о.} \sqrt{K_{г.о.}} \frac{\rho v}{2} S_{г.о.} L^2_{г.о} \omega_z$$

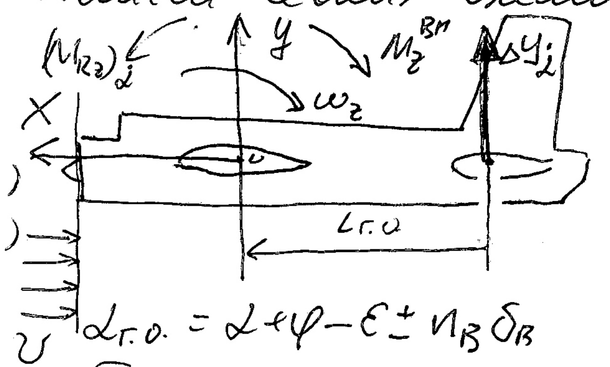
$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z \cdot b_a}{v}$$

$$(M_{Rz})_{\omega_z} = m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\rho v}{2} S b_a^2 \cdot \omega_z$$

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = -a_{г.о.} \sqrt{K_{г.о.}} \frac{S_{г.о.} L^2_{г.о}}{S \cdot b_a^2}$$

Дополнительный момент демпфирования возникающий за счет запаздывания скоса потока Г.О.

Классическая схема



$$\alpha_{г.о.} = \alpha + \varphi - \varepsilon \pm n_в \delta_в$$

$$\delta_в = \delta_{в\,бал}, \quad \varphi = const$$

$$\omega_z > 0 \Rightarrow \alpha \uparrow$$

$$\tau = \frac{L_{г.о.}}{v_{г.о}} = \frac{L_{г.о.}}{v\sqrt{K_{г.о.}}}$$

$t_1 \to \alpha_{кр1} \to \varepsilon_{t_1-\tau}$

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \underbrace{\frac{\partial \varepsilon}{\partial c_y}}_{D} c_y = \varepsilon_0 + D \cdot c_y^{\alpha} \cdot \Delta\alpha$$

$$\Delta\alpha = \alpha_{кр t_1} - \alpha_{кр(t_1-\tau)}$$

$$\Delta\alpha = \tau \cdot \dot{\alpha}$$

$\varepsilon_1 < \varepsilon$ должн. быть

т.о. изменяется мгновенное, чем $\alpha_{кр}$, возникает $\Delta y_{\dot{\alpha}} \Rightarrow$ возникает $(M_{Rz})_{\dot{\alpha}}$

$$\boxed{\Delta\varepsilon = D c_y^{\alpha} \tau \dot{\alpha}}$$

$$(M_{Rz})_{\dot{\alpha}} = -\alpha_{г.о.} \sqrt{k_{г.о.}} \cdot \frac{\rho v}{2} S_{г.о.} L_{г.о.}^{2} D c_y^{\alpha} \dot{\alpha}$$

$$\bar{\dot{\alpha}} = \frac{\dot{\alpha} \cdot b_a}{v}$$

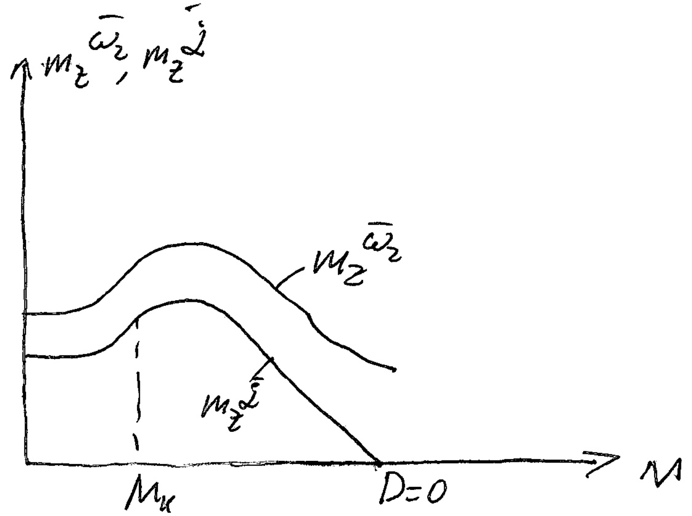
$$(M_{Rz})_{\dot{\alpha}} = m_z^{\bar{\dot{\alpha}}} \frac{\rho v}{2} S b_a^2 \cdot \dot{\alpha}$$

$$m_z^{\bar{\dot{\alpha}}} = -\alpha_{г.о.} \sqrt{k_{г.о.}} \cdot \frac{S_{г.о.} L_{г.о.}^{2}}{S b_a} \cdot D \cdot c_y^{\alpha}$$

$$m_z^{\bar{\dot{\alpha}}} = D c_y^{\alpha} m_z^{\bar{\omega}_z}$$

$D \cong 5 \div 7$

$c_y^{\alpha} = 0{,}06 \div 0{,}08$



$$M_{Rz} = f_0 [m_z (c_y, \alpha, M, \delta_{зак}, \chi, \varphi, \delta_в, \omega_z, \dot{\alpha}), H, v]$$

Аэродинамические моменты M_{Rx} и M_{Ry}.

$M_{Rx} = m_x \frac{\rho v^2}{2} S l$ — момент крена

$M_{Ry} = m_y \frac{\rho v^2}{2} S l$ — момент рыскания

$M_{Rx} = f_7 (m_x, H, v)$

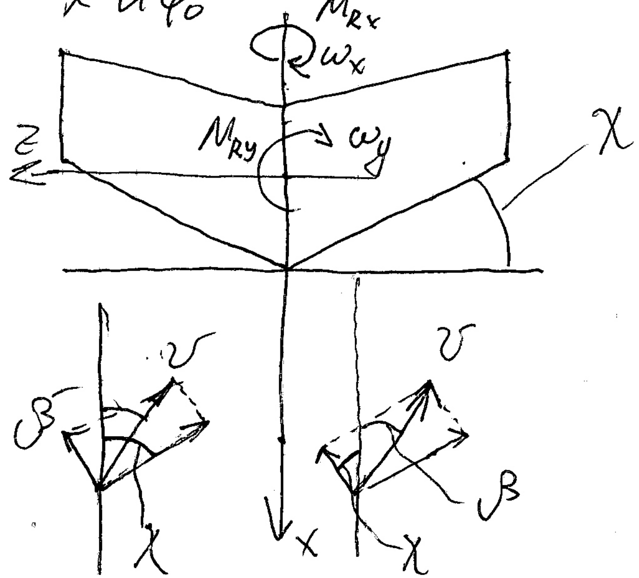
$M_{Ry} = f_8 (m_y, H, v)$

1) Установившийся прямолинейный полёт

$\beta \neq 0$ и $\delta_н \neq 0$

Крыло

χ и φ_0

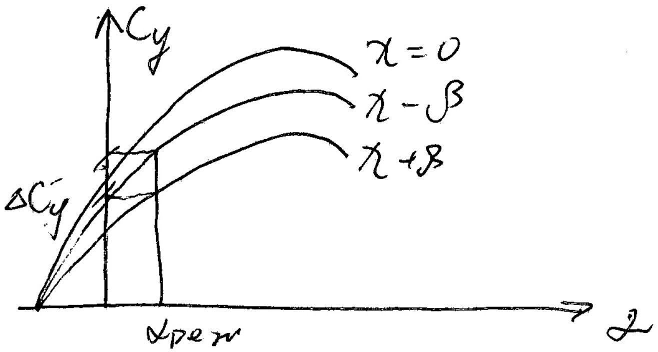


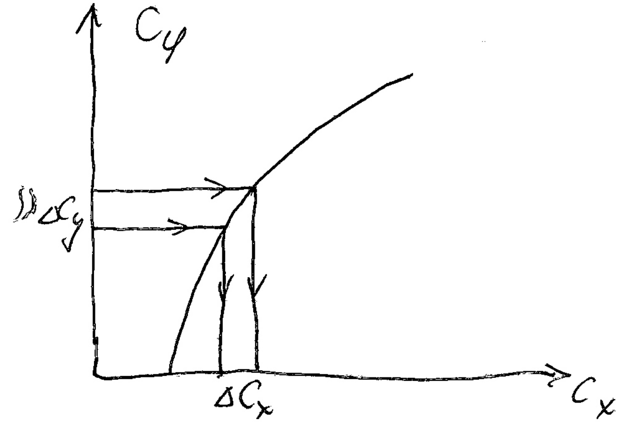
$v_{эф.пр} = v \cdot \cos(\chi - \beta)$

$v_{эф.л} = v \cdot \cos(\chi + \beta)$

$Y_л > Y_{пр}$

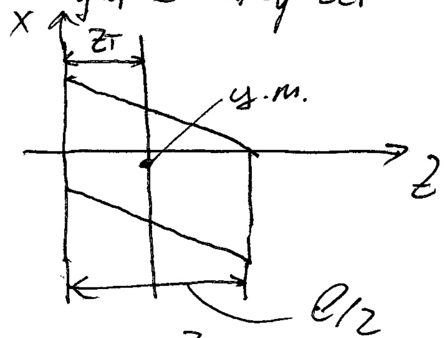
$X_л > X_{пр}$





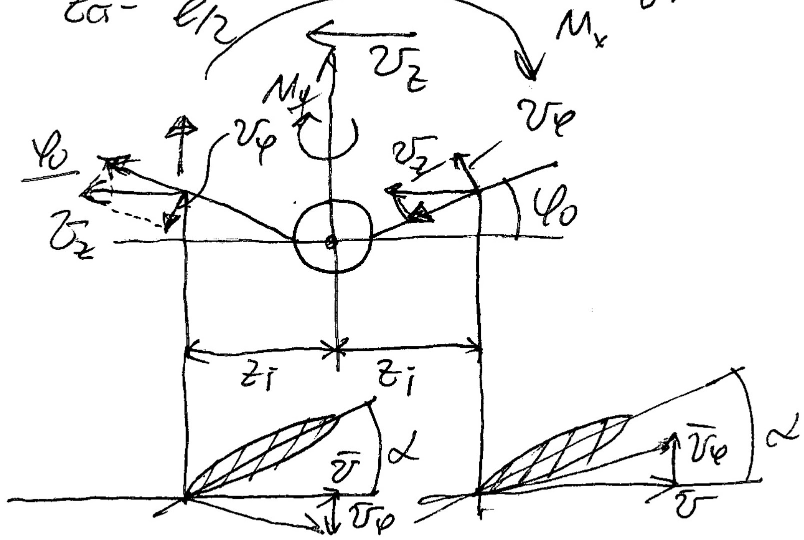
$m^{\beta}_{x\,кр} \cong -\frac{1}{2} C_y \bar{z}_{ст} \cdot \cos\chi$

$m^{\beta}_{y\,кр} \cong -k_1 C_y^2 \bar{z}_{ст} \cdot \cos\chi$



$\bar{z}_{ст} = \frac{z_т}{l/2}$

$\beta \neq 0 \Rightarrow v_z = v \cdot \sin\beta$



$v_\varphi = v \cdot \sin\beta \cdot \sin\varphi_0 \quad \{ \varphi_0 = -40° \div 30°$

$v_\varphi \cong v \cdot \beta \cdot \varphi_0$

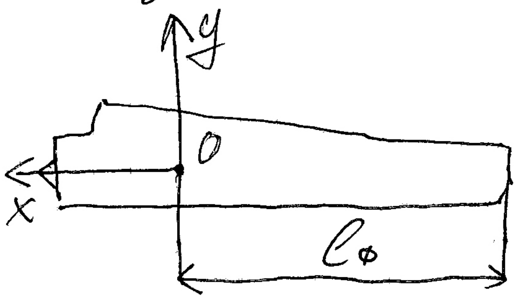
$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \dfrac{v_\varphi}{v}$

$\Delta\alpha \cong \dfrac{v \cdot \beta \cdot \varphi_0}{v} = \beta \cdot \varphi_0$

$m_x^\beta \cong -k_1 C_y^\alpha \bar{z}_{ст} \cdot \varphi_0 \cos^2\chi$

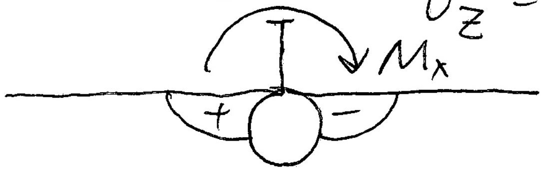
$m_y \cong -k_2 C_x^\alpha \bar{z}_{ст} \cdot \varphi_0 \cos^2\chi$

Фюзеляж

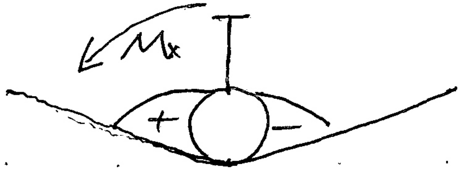


$m_{yф} \cong K_ф \dfrac{h_ф l_ф^2}{Sl}$

Фюзеляж-крыло



$v_z = v \cdot \sin\beta, \ \beta \neq 0$

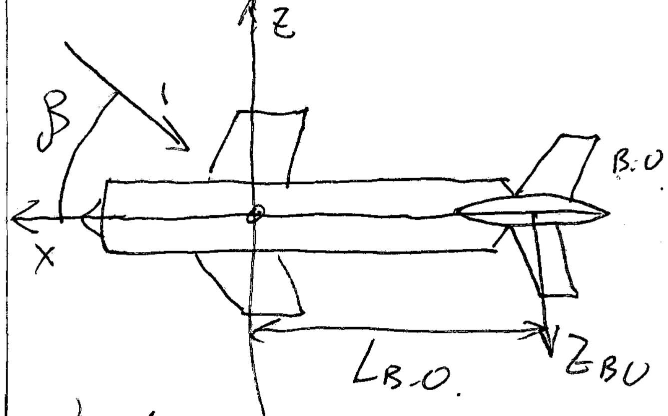


M_x - момент интерференции

$m_{x\,инт}^\beta \cong K_{инт} \dfrac{h_ф^2 b_{кор}}{SD}$

$K_{инт} = \begin{cases} -1,2 - \text{верхнеплан} \\ \sim 0 - \text{среднеплан} \\ 1,4 - \text{низкоплан} \end{cases}$

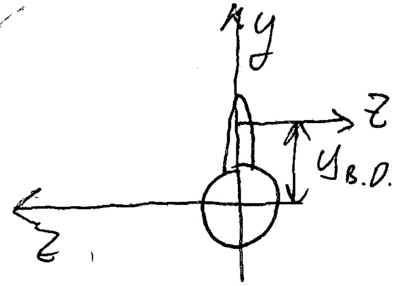
Вертикальное оперение



$(M_y)_{ВО}$ - флюгерный момент

$(m_y^\beta)_{В.О} = -a_{В.О.} K_{Г.О} \underbrace{\dfrac{S_{В.О.} \cdot L_{В.О}}{S\,l}}_{A_{В.О.}}$

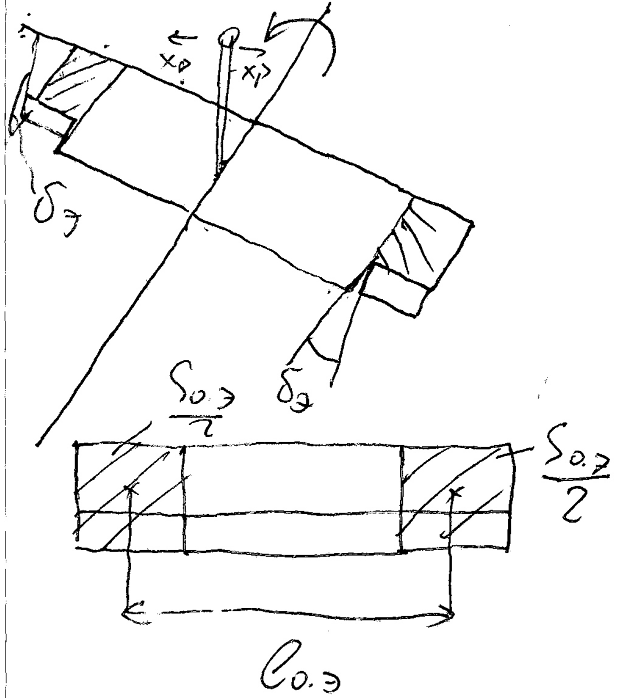
$(m_y^\beta)_{В.О} = -a_{В.О.} K_{Г.О} A_{В.О.}$



$$(m_x^{\beta}) = -\sigma_{в.о} K_{г.о.} \frac{S_{во} y_{во}}{S\ell}$$

Влияние отклонения элеронов

$\underline{\delta_э}$

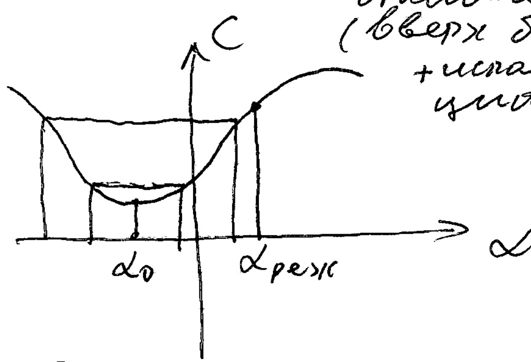


$$m_x^{\delta_э} = -K_з C_y^{\alpha} \frac{S_{об.э} \ell_{о.э}}{S\ell} n_э$$

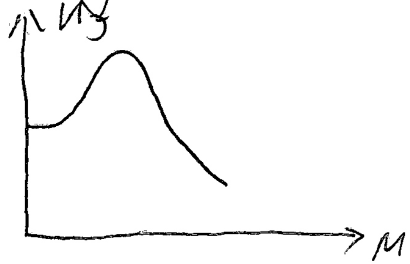
$S_{о.э}$ - площадь обслуживаемая элероном

$n_э$ - эффективность элеронов

$\delta_э\uparrow > \delta_э\downarrow$ - дифференциальное отклонение элеронов (вверх больше, чем вниз + используют дифференциальный стабилизатор)

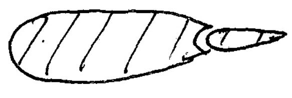


Все считается по правому элерону

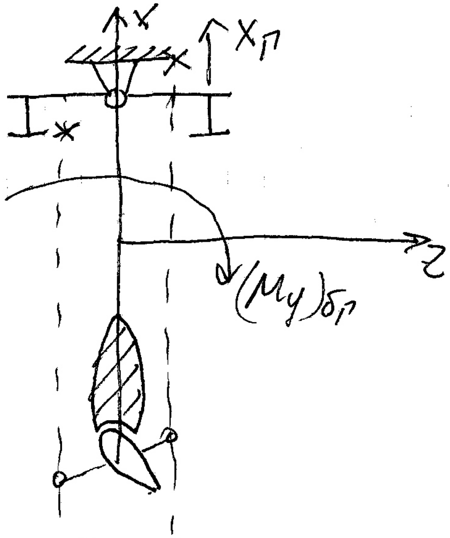


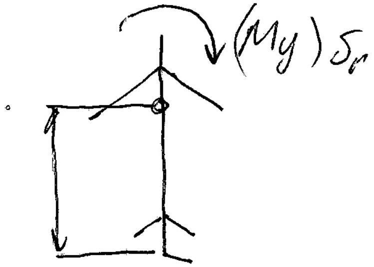
$\underline{\delta_н}$

В.О.

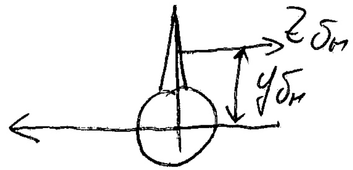


Вид сверху





$$m_y^{\delta н} = -K_{г.о.}\, a_{в.о.} \frac{S_{во} \cdot l_{во}}{S l}$$

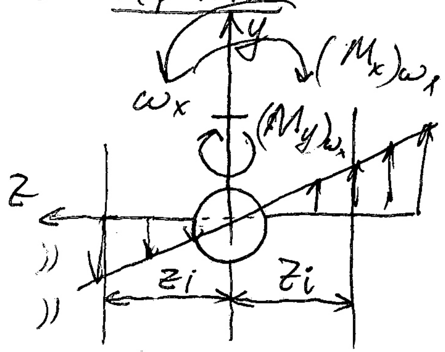


$$m_x^{\delta н} = K_{г.о.}\, a_{в.о.} \frac{S_{во}\, y_{\delta н}}{S l}$$

Аэродинамические моменты M_{R_x} и R_{R_y} при вращении ЛА с угловой скоростью ω_x.

» **Крыло**

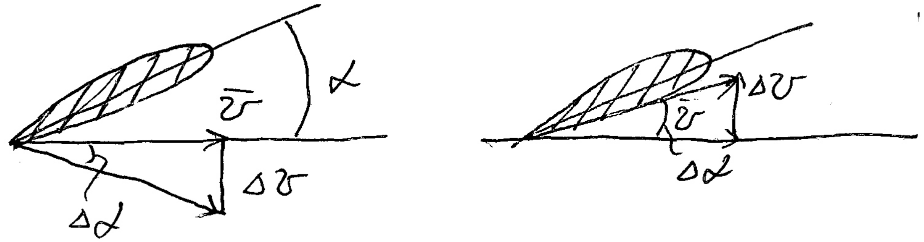
$\omega_x = const$



»

»

Правое крыло



$$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x \cdot l}{2 v}$$

»

» $(M_{Rx})_{\omega x} = m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{\rho v}{4} S l^2 \cdot \omega_x$

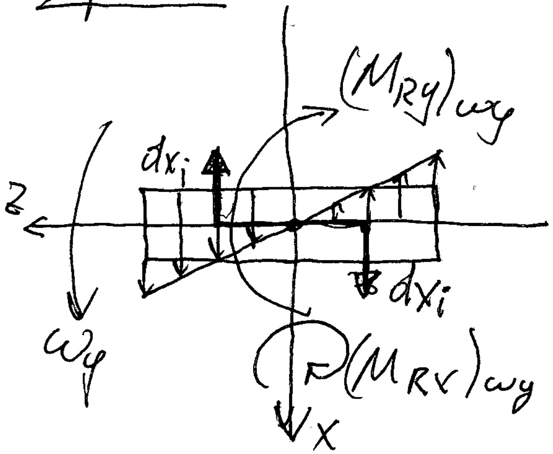
$(M_{Ry})_{\omega x} = m_y^{\bar{\omega}_x} \cdot \frac{\rho v}{4} \cdot S l^2 \cdot \omega_x$

$m_x^{\bar{\omega}_x} \to k_1 \cdot C_y^{\alpha}$

$m_y^{\bar{\omega}_x} \to k_2 \cdot C_x^{\alpha}$

» M_{R_x} и M_{R_y}, возник. при вращении ЛА крылатой схемы с $\omega_y = const$

Крыло



$$\Delta v_i = \omega_y \cdot z_i$$

$$v_{пр_i} = (v + \Delta v_i)$$

$$v_{лi} = (v - \Delta v_i)$$

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

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

$$\Delta dx = dx_{пр} - dx_л$$

$$dx_{пр} = C_x \frac{\rho(v+\omega_y z_i)^2}{2} \underbrace{b_A dz}_{dS}$$

$$dx_л = C_x \frac{\rho(v-\omega_y z_i)^2}{2} b_A dz$$

$$(dM_{Ry_i})_{\omega_{y\,кр}} = -4C_x \rho v b_A \cdot z^2 dz$$

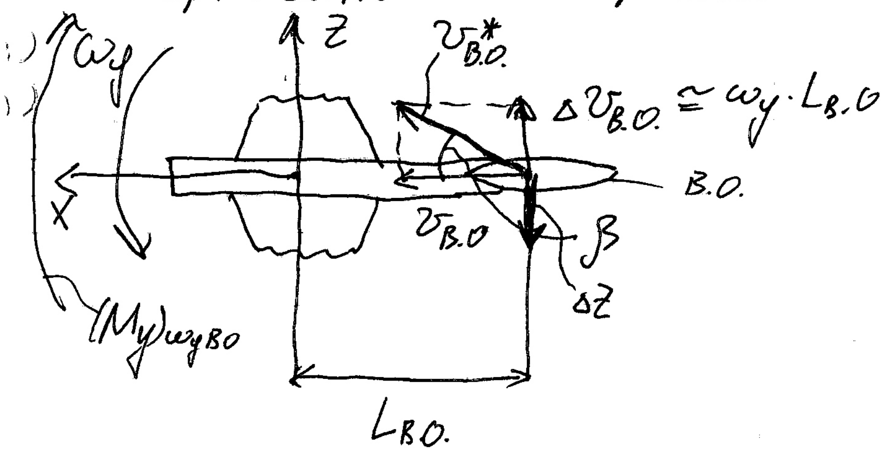
$$(M_{Ry})_{\omega_y кр} = m_{y\,кр}^{\bar{\omega}_y} \cdot \frac{\rho v}{2} \cdot S l^2 \cdot \omega_y$$

$$\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot l}{2 \cdot v}$$

$$m_{y\,кр}^{\bar{\omega}_y} \to k_3 \cdot C_x$$

$$(M_{Rx})_{\omega_y кр} = m_{x\,кр}^{\bar{\omega}_y} \frac{\rho v}{2} S l^2 \cdot \omega_y$$

Вертикальное оперение



$$|v^*_{ВО}| \approx |v_{В.О.}|$$

$$\beta = arctg \frac{\Delta v_{В.О.}}{v_{В.О.}}$$

$$|\Delta v_{В.О}| << |v_{В.О.}|$$

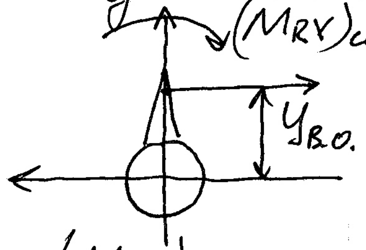
$$\beta \simeq \frac{\Delta v_{ВО}}{v_{В.О.}} = \frac{\omega_y L_{В.О.}}{\sqrt{K_{г.о.}} \cdot v}$$

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

$$(M_{Ry})_{\omega_y}^{ВО} = -C_z^{\beta} \frac{\rho v}{2} \sqrt{K_{г.о.}} \cdot S_{В.О.} L_{В.О.}^2 \omega_y$$

$$(M_{Ry})_{\omega_y ВО} = m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{\rho v}{2} S l^2 \omega_y$$

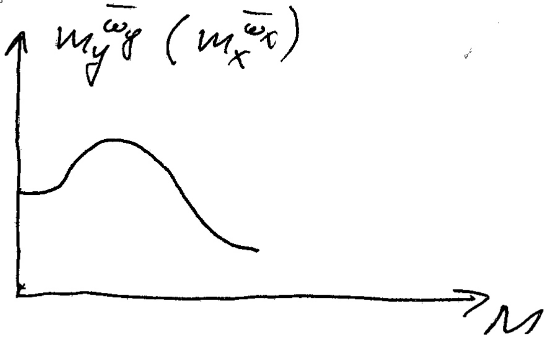
$$m_y^{\bar{\omega}_y} = -4\sqrt{K_{Г.О.}} \cdot C_z \frac{S_{B.O.} L_{B.O.}^2}{S\ell}$$



$$(M_{RX})_{\omega_y B.O.} = m_x^{\bar{\omega}_y} \frac{\rho v^2}{2} S\ell^2 \cdot \bar{\omega}_y$$

$$m_x^{\bar{\omega}_y} = -4 C_z \sqrt{K_{Г.О.}} \frac{S_{B.O.} \cdot y_{B.O.}^2}{S\ell}$$

$$M_{RX} = f_7 [m_x(M, \beta, \gamma, \delta_э, \delta_н, \omega_x, \omega_y), H, v]$$



$$M_{RY} = f_8 [m_y(M, \beta, \gamma, \delta_э, \delta_н, \omega_x, \omega_y), H, v]$$

$$\left.\begin{matrix} m_x^{\bar{\omega}_x} \\ m_y^{\bar{\omega}_x} \\ m_x^{\bar{\omega}_y} \\ m_y^{\bar{\omega}_y} \end{matrix}\right\} \text{вращательные производные}$$

$m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_y}$ – коэф. демпфирования

$$\left.\begin{matrix} m_x^{\bar{\omega}_x} \\ m_y^{\bar{\omega}_x} \\ m_x^{\bar{\omega}_y} \end{matrix}\right\} \text{определяется в основном крылом}$$

$m_y^{\bar{\omega}_y}$ – определяется В.О.

Уточненная исходная математическая модель движения ЛА крылатой схемы

1) Уточн. модель (OXYZ – связан. СК)

$$I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z - I_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_x\omega_z) = M_{RX}$$

$$I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_x\omega_z - I_{xy}(\dot{\omega}_x - \omega_y\omega_z) = M_{RY}$$

$$I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \cdot \omega_y - I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_{RZ} \pm$$

$$\pm P \cdot y_p \cdot \cos\varphi_p$$

Допущения:

- конструкция ЛА абсолютно жестка. (ЛА – твердое тело);
- $m_{ЛА} = const$.
- справедлива гипотеза стационарности;
- атмосфера спокойная;
- $\vartheta \neq \pm 90^0$

$$\begin{cases} m(\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y) = P\cdot\cos\varphi_P - X\cdot\cos\alpha\cos\beta + \\ \qquad + Y\sin\alpha - Z\cos\alpha\sin\beta - G\sin\vartheta \\ m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) = P\sin\varphi_P + X\sin\alpha\cos\beta + \\ \qquad + Y\cos\alpha + Z\sin\alpha\sin\beta - G\cos\vartheta\cdot\cos\gamma - \\ \qquad - \text{нормальные силы} \\ m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_z) = -X\sin\beta + Z\cos\beta + \\ \qquad + G\cos\vartheta\cdot\sin\gamma \end{cases}$$

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

$$\begin{cases} \dot{x}_c = v_x\cos\widehat{x x_g} + v_y\cos\widehat{x y_g} + v_z\cos\widehat{x z_g} \\ \dot{y}_c = v_x\cos\widehat{x y_g} + v_y\cos\widehat{y y_g} + v_z\cos\widehat{z y_g} \\ \dot{z}_c = v_x\cos\widehat{x z_g} + v_y\cos\widehat{y z_g} + v_z\cos\widehat{z z_g} \end{cases}$$

$$\begin{cases} v_x = v\cos\alpha\cos\beta \\ v_y = -v\sin\alpha\cos\beta \\ v_z = v\sin\beta \end{cases}$$

$$\dot{v}_x = \dot{v}\cos\alpha\cos\beta - \dot{\alpha}v\sin\alpha\cos\beta - \dot{\beta}v\cos\alpha\sin\beta$$

$$M_{Rx} = f_7[m_x(\ldots)\ldots]$$

$$M_{Ry} = f_8[m_y(\ldots)\ldots]$$

$$M_{Rz} = f_6[m_z(\ldots)\ldots]$$

$$X = f_4[C_x(\ldots)\ldots]$$

$$Y = f_3[C_y(\ldots)\ldots]$$

$$Z = f_5[C_z(\ldots)\ldots]$$

2) Ограничение параметров движения ЛА крылатой схемы 5 групп:

1) прочностные ограничения;
2) аэродинамические огр.;
3) геометрические огр.;
4) акустические огр.;
5) физиологические огр.

Перегрузка – назыв. отношение результирующей силы действующей на объект к произведению массы объекта и ускорения свободного падения.

Результ. сила – это главный вектор системы сил действ. на объект без учета инерционных, гравитационных сил и сил возник. при столкновении объекта с земными препятствиями.

$$\bar{n} = \frac{\bar{P} + \bar{R}}{m\cdot g}$$

$$\bar{n} = \bar{x}^0\cdot n_x + \bar{y}^0\cdot n_y + \bar{z}^0\cdot n_z$$

n_x – продольная перегрузка

n_y – нормальная перегрузка

n_z – поперечная перегрузка

Прямолинейный горизонтальный полет (ПГП) с $v = const$

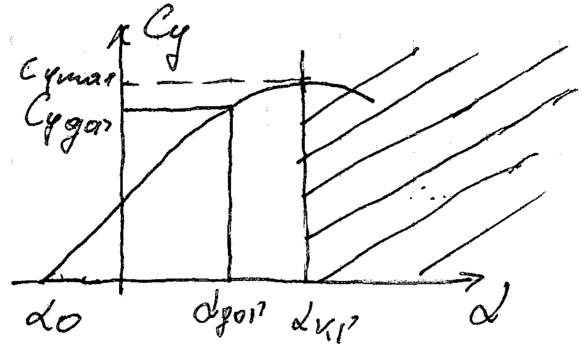
$n_x = 0$
$n_y = 1$
$n_z = 0$

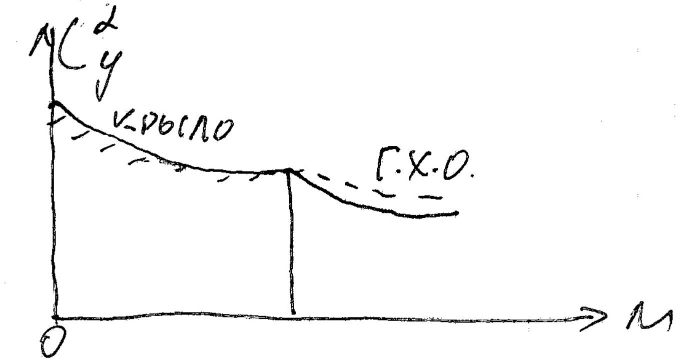
$\Delta n_y = n_y - 1$

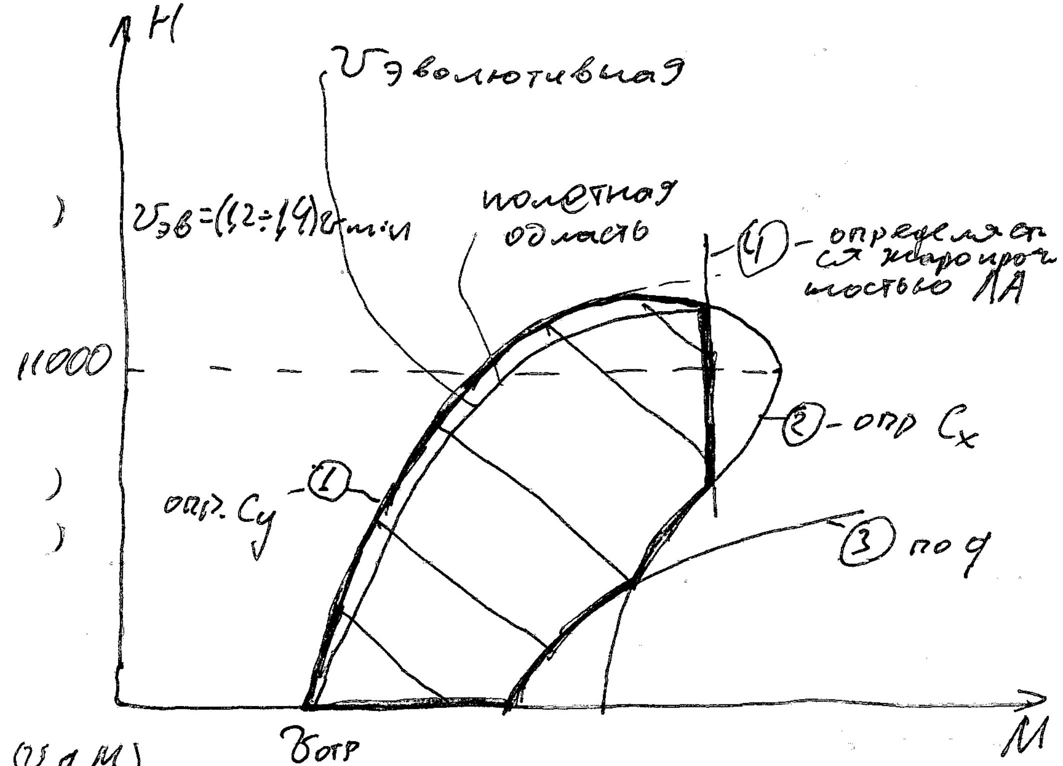
а) Ограничение по прочности конструкции ЛА

$$n_{экс.доп} = \frac{n_{раз}}{1{,}5 \div 2{,}0}$$

б) Огр. по аэродин. силам







(v, q, M)

$Y \cong G$ $Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S$

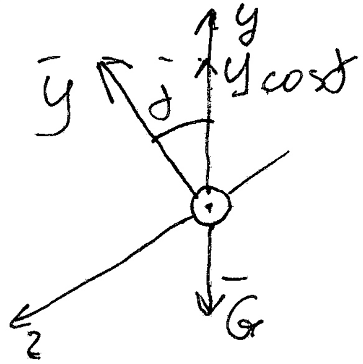
$$v_{min} = \sqrt{\frac{2G_{max}}{\rho S C_{y\,max\,доп}}}$$

3 – огранич. по q

$v = const$ $P \cong X$

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2P_{max}}{C_x \rho S}}$$

$$q = \frac{\rho v^2}{2}$$

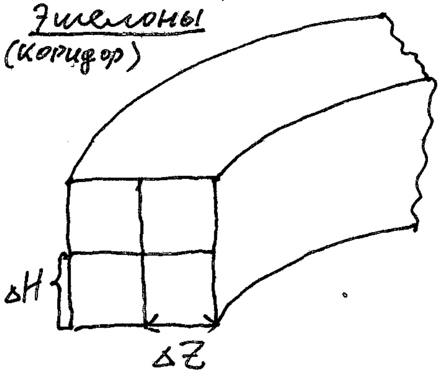


$$Y\cos\gamma = G$$

$$n_{y\,\text{гор}} = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos\gamma}$$

Геометрические ограничения

Эшелоны
(коридор)



$0 \le H \le 6000$ м $\Rightarrow$

$\Delta H = \pm 150$ м

$\Delta Z = \pm 300$ м

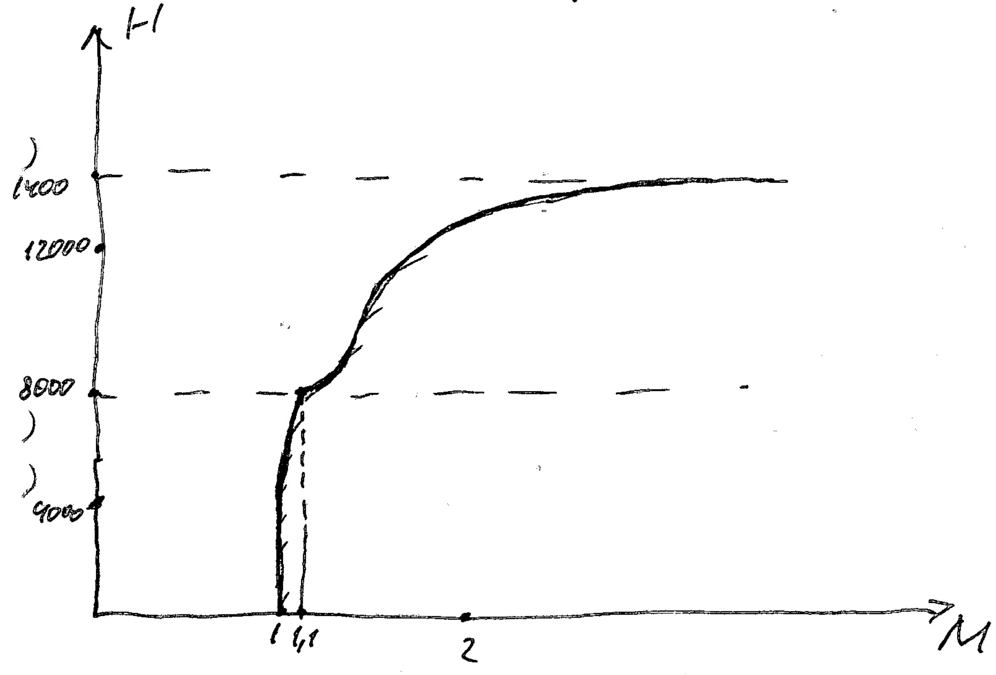
6000 м $< H \le 9000$ м $\Rightarrow$

$\Delta H = \pm 300$ м

$\Delta Z = \pm 500$ м

$H > 9000$ м $\Rightarrow$ $\Delta H = \pm 500$ м, $\Delta Z = \pm 1000$ м

Оптические ограничения



Физиологические ограничения

n - длительно

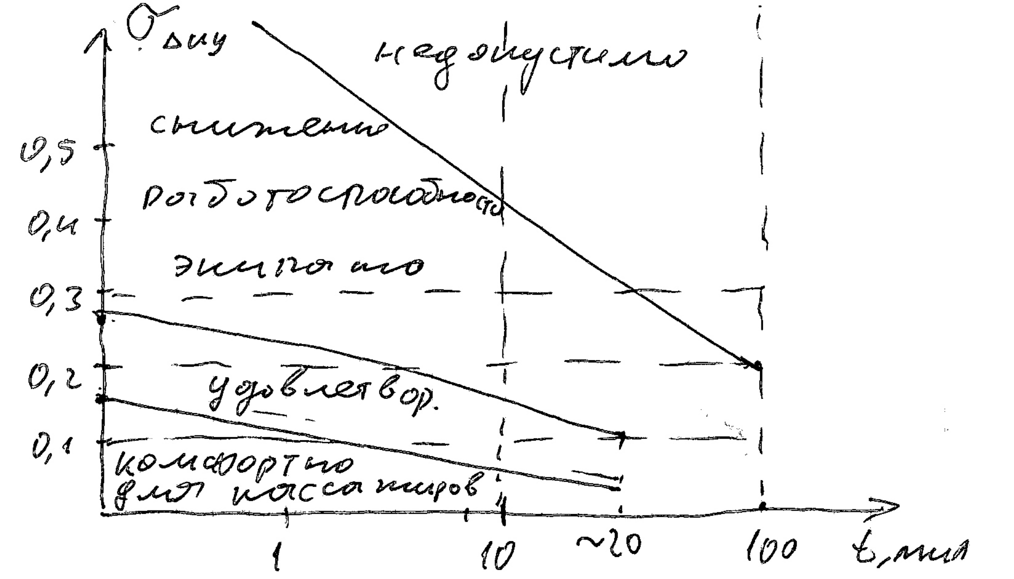
n_x – +2
– +3

n_y – +2 -2
– +3 -3
– +4

$n_y = 5$ $t \le 20$ с

$n_y = -5$ $t \le 0{,}5$ с

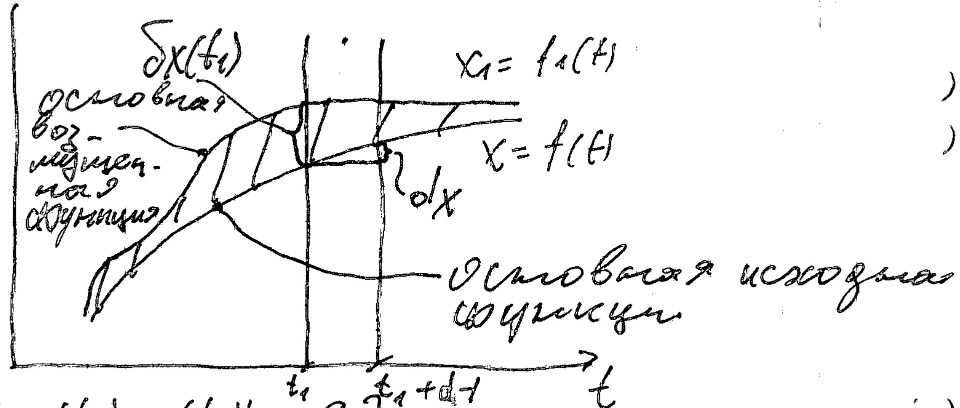
Полет в турбулентной атмосфере
(„болтанка")



Линейные модели движения ЛА

1) Предварительные замечания

а) Понятие вариации



$$\left.\begin{aligned} &|x_1(t_1) - x(t_1)| \le \varepsilon \\ &|\dot{x}_1(t_1) - \dot{x}(t_1)| \le \varepsilon_1 \end{aligned}\right\} \text{условия "близости" первого порядка}$$

$$dx = f'(t_1) \cdot dt$$

$$f_1(t_1) - f(t_1) = \delta x(t_1)$$

$$\delta x(t) = f_1(t) - f(t)$$

<u>вариация</u> – изменение ф-и (близкой функции) за счет изменения самой близкой функции, а не за счет изменения аргумента.

$$\delta dx = d\delta x$$

$$\delta \frac{dx}{dt} = \delta \dot{x}$$

б) Метод малых возмущений

$F(x, \dot{x}, \ddot{x}, t) = 0$ – ОИДЛА (осн. исх. движ. ЛА) (движение ЛА в большом – $OX\, Y_c Z_c$)

$F_1(x, \dot{x}, \ddot{x}, t) = 0$ – ОВДЛА (основное возмущ. движение)

$$\left.\begin{aligned} x_1 - x &= \Delta x \\ \dot{x}_1 - \dot{x} &= \Delta \dot{x} \\ \ddot{x}_1 - \ddot{x} &= \Delta \ddot{x} \end{aligned}\right\} \text{малые величины}$$

Сущность мал. возмущ. – в каждый мом. врем. соотв. парам ОВДЛА отлич. от ОИДЛА на малые величины.

$t \to \infty$ $\quad \Delta x \to 0$, $\Delta \dot{x} \to 0$, $\Delta \ddot{x} \to 0$

$F(\Delta x, \Delta \dot{x}, \Delta \ddot{x}, t) = 0$ – движение ЛА в малом (отклонение от траектории) — линейная мат. модель ЛА

в) Процедура варьирования ур-й движения ЛА

ОИВ: $F(x,\dot{x},\ddot{x},t)=0$

ОВВ: $F_1(x,\dot{x},\ddot{x},t)=0$

$F(x+\Delta x, \dot{x}+\Delta\dot{x}, \ddot{x}+\Delta\ddot{x}, t)=0$

$$F(x,\dot{x},\ddot{x},t)+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta x}\Delta x+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta\dot{x}}\Delta\dot{x}+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta\ddot{x}}\Delta\ddot{x}+$$
$$+\cancel{\frac{\partial^2 F}{\partial(\Delta x)^2}\Delta x^2}+\cancel{\frac{\partial^2 F}{2\partial\Delta x\partial\Delta\dot{x}}\Delta x\Delta\dot{x}}+\ldots=0$$

$\left.\begin{matrix}\Delta x^2\\ \Delta x\cdot\Delta\dot{x}\\ \ldots\end{matrix}\right\}$ малые более высоких порядков

$$\cancel{F(x,\dot{x},\ddot{x},t)}+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta x}\Delta x+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta\dot{x}}\Delta\dot{x}+\frac{\partial F(\ldots)}{\partial\Delta\ddot{x}}\Delta\ddot{x}-$$
$$-\cancel{F(\Delta x,\Delta\dot{x},\Delta\ddot{x},t)}=0$$

г) Варьирование уравнений движения ЛА

а) Осуществим преобразование уравнений сил

ЛА обладает симметрией:
- геометрической (OXYZ);
- силовой;
- массовой.

$OX_eY_eZ_e$ — полусвязанная СК

OX_e — по проекции $\vec{v}$ на плоскость OXY

OY_e — совпадает с OX_0

OZ_e — совпадает с OZ

	OX_e	OY_e	OZ_e
OX	$\cos\alpha$	$-\sin\alpha$	0
OY	$\sin\alpha$	$\cos\alpha$	0
OZ	0	0	1

$$OX:\ m(\dot{v}_x+\omega_y v_z-\omega_z v_y)=P\cos\varphi_p-X\cos\alpha\cos\beta-Z\cos\alpha\sin\beta-G\sin\vartheta+Y\sin\alpha$$

$$OY:\ m(\dot{v}_y+\omega_z v_x-\omega_x v_z)=P\sin\varphi_p+X\sin\alpha\cos\beta+Z\sin\alpha\sin\beta-G\cos\vartheta\cos\gamma+Y\cos\alpha$$

$v_x=v\cos\alpha\cos\beta$

$v_y=-v\sin\alpha\cos\beta$

$\dot{v}_x=\dot{v}\cos\alpha\cos\beta-\dot{\alpha}v\sin\alpha\cos\beta-\dot{\beta}v\cos\alpha\sin\beta$

$\dot{v}_y=-\dot{v}\sin\alpha\cos\beta-\dot{\alpha}v\cos\alpha\cos\beta+\dot{\beta}v\sin\alpha\sin\beta$

$$OX_e:\ m(\dot{v}\cos\beta-\dot{\beta}\cdot v\sin\beta+\omega_x v\cdot\sin\alpha\cdot\sin\beta+\omega_y v\cos\alpha\sin\beta)=P\cos(\alpha+\varphi_p)-X\cos\beta-Z\sin\beta-G(\sin\vartheta\cos\alpha-\cos\vartheta\sin\alpha\cos\gamma)$$

$OY_e: mv[(\omega_z-\dot\alpha)\cos\beta+\omega_y\sin\alpha\sin\beta-$
$-\omega_x\cos\alpha\cos\beta] = P\sin(\alpha+\varphi_p)+Y-G(\sin\vartheta\sin\alpha+$
$+\cos\vartheta\cos\alpha\cos\gamma)$

ИОВ ЛА

ПГП $\quad v_0=const$

$\gamma_0=\psi_0=0\ ,\ \omega_{x_0}=\omega_{y_0}=\omega_z=0$

$\beta_0=0,\ \alpha_0, \vartheta_0, \theta_0=0\ ,\ \psi_0=0,\ x_0\neq0$
$y_0\neq0$
$z_0=0$

$m_{ЛА}=const$

$P_0\cos(\alpha_0+\varphi_p)-X_0-\cancel{Z_0\cos\alpha_0\sin\beta_0}-($
$-G(\sin\vartheta_0\cos\alpha_0+\cos\vartheta_0\sin\alpha_0\cos\gamma_0)=0\ (*)$

$P_0\sin(\alpha_0+\varphi_p)+Y_0-G_0\cos\theta_0=0\,(**)$

$M_{Rz0}-P_0y_p\cos\varphi_p=0$

$\omega_{z0}=\dot\vartheta_0=0$

$\dot y_{c0}=\dot H_0=v_0\sin\theta_0=0$

$\dot x_{c0}=v_0\cos\theta_0$

$z_0=0$

$M_{Rx0}=0$

$M_{Ry0}=0$

$\omega_{x0}=\dot\gamma_0=0$

$\omega_{y0}=\dot\psi_0=0$

$\dot z_{c0}=v_0$

*) $G\sin\theta_0=P\cdot\cos(\alpha_0+\varphi_p)-X_0$
$G\cos\theta_0=P\sin(\alpha_0+\varphi)+Y_0$

ИВВ ЛА

$m(\dot v_1\cos\beta_1-\dot\beta_1 v_1\sin\beta_1+\omega_{x1}v_1\sin\alpha_1\sin\beta_1+$
$+\omega_{y1}v_1\cos\alpha_1\sin\beta_1)=P_1\cos(\alpha_1+\varphi_p)-X_1-$
$-Z_1\sin\beta-G(\sin\vartheta_1\cos\alpha_1-\cos\vartheta_1\sin\alpha_1\cdot$
$\cdot\cos\gamma_1)$

$mv_1[(\omega_{z1}-\dot\alpha_1)-\omega_{x1}\cos\alpha_1\sin\beta_1+\omega_{y1}\cdot\sin\alpha_1\sin\beta_1]=$
$=P_1\sin(\alpha_1+\varphi_p)+Y_1-G(\sin\vartheta_1\sin\alpha_1+\cos\vartheta_1\cos\alpha_1\cos\gamma_1),$

$I_{xx}\cdot\dot\omega_{x1}-(I_{yy}-I_{zz})\omega_{y1}\omega_{z1}-I_{xy}(\dot\omega_{y1}-\omega_{x1}\omega_{z1})=$
$=M_{Rz1}-P_1y_p\cdot\cos\varphi_p$

$\omega_{z1}=\dot\vartheta\cos\gamma_1+\dot\psi\cos\vartheta_1\sin\gamma_1$

$\dot H_1=v_1\sin\theta_1$

$\dot X_{c1}=v_1\cos\theta_1\cos\psi_1$

$m[\dot v_1\sin\beta_1+v_1\cos\beta_1(\dot\beta_1-\omega_{y1}\cos\alpha_1)-$
$-\omega_{x1}v_1\sin\alpha_1\cos\beta]=-Y_1\sin\beta_1+Z_1\cos\beta_1+$
$+G\cos\vartheta_1\sin\gamma_1$

$I_{xx}\dot\omega_{x1}-(I_{yy}-I_{zz})\omega_{y1}\omega_{x1}-I_{xy}(\dot\omega_{y1}-$
$-\omega_{x1}\omega_{z1})=M_{Rx1}$

$$I_{yy}\dot{\omega}_{y_1} - (I_{zz} - I_{xx})\omega_{x1}\omega_{z0}(\dot{\omega}_{x0} - \omega_{y0}\omega_{z0}) = M_{Ry_1}$$

$$v_1 = v_0 + \Delta v$$

$$\dot{v}_1 = \Delta\dot{v}$$

$$\beta_1 = \Delta\beta$$

$$\omega_{x1} = \Delta\omega_x.$$

$$\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha$$

$$\omega_{z1} = \Delta\omega_z$$

$$\omega_{y1} = \Delta\omega_y$$

$$P_1 = P_0 + \Delta P$$

$$\cos(\alpha_1 + \varphi_p) = \cos[(\alpha_1 + \varphi_p) + \Delta\alpha]$$

$$X_1 = X_0 + \Delta X$$

$$Z_1 = \Delta Z$$

$$Y_1 = Y_0 + \Delta Y$$

$$H_1 = H_0 + \Delta H$$

$$\dot{H}_1 = \Delta\dot{H}$$

$$\Theta_1 = \Theta_0 + \Delta\Theta$$

$$m\Delta\dot{v} = P_1\cos[(\alpha_0 + \varphi_p) + \Delta\alpha] - X_1 - G\sin\Theta_1$$

$$m(v_0 + \Delta v)(\Delta\omega_z - \Delta\dot{\alpha}) = P_1\sin[(\alpha_0 + \varphi_p) + \Delta\alpha] + Y_1 - G\cos\Theta_1$$

$$I_{zz}\Delta\dot{\omega}_z = M_{Rz1} - P_1 \cdot y_p\cos\varphi_p$$

$$\Delta\omega_z = \Delta\dot{\vartheta}$$

$$\Delta\dot{H} = (v_0 + \Delta v)\sin(\Theta_0 + \Delta\Theta)$$

$$\dot{X}_c = (v_0 + \Delta v)\cos(\Theta_0 + \Delta\Theta)$$

$$m(v_0 + \Delta v)(\Delta\dot{\beta} - \Delta\omega_y) = Z + G\sin\gamma$$

$$I_{xx}\Delta\dot{\omega}_x - I_{xy}\cdot\Delta\dot{\omega}_y = M_{Rx1}$$

$$I_{yy}\Delta\dot{\omega}_y - I_{xy}\Delta\dot{\omega}_x = M_{Ry1}$$

$$\Delta\omega_x = \Delta\dot{\gamma}$$

$$\Delta\dot{\gamma}_y = \Delta\dot{\psi}$$

$$\dot{z}_{c1} = v_1\sin\beta_1$$

$$m\cdot\Delta\dot{v} = (P_0 + \Delta P)[\cos(\alpha_0 + \varphi_p) - \Delta\alpha\cdot\sin(\alpha_0 + \varphi_p)] - X_0 - X^{\alpha}\cdot\Delta\alpha - X^{M}\cdot\Delta M - X^{\chi}\cdot\Delta\chi - X^{\delta_{зак}}\Delta\delta_{зак} - X^{v}\Delta v - X^{H}\Delta H - G(\sin\Theta_0 + \Delta\Theta\cdot\cos\Theta_0) - P_0\cos(\alpha_0 + \varphi_p) + X_0 + G\sin\Theta_0$$

$$m\Delta\dot{v} = P_0\cos(\alpha_0 + \varphi_p) - P_0\sin(\alpha_0 + \varphi_p)\cdot\Delta\alpha + \underbrace{\Delta P\cos(\alpha_0 + \varphi_p)}_{}$$

$$P^{\delta_{ct}}\cos(\alpha_0 + \varphi_p)\cdot\Delta\delta_{ct} + P^{v}\cos(\alpha_0 + \varphi_p)\Delta v + P^{H}\cos(\alpha_0 + \varphi_p)\Delta H$$

$$m\Delta\dot{V} = -P_0 \sin(\alpha_0+\varphi_p)\Delta\alpha + \underbrace{P^{\delta_{cr}}\cos(\alpha_0+\varphi_p)\delta_{cr}}_{H=const} +$$
$$+P^{V}\cos(\alpha_0+\varphi_p)\Delta V + \cancel{P^{H}\cos(\alpha_0+\varphi_p)\Delta H} -$$
$$-X^{\alpha}\Delta\alpha - X^{M}\Delta M - \underbrace{X^{\gamma}\Delta\gamma}_{\text{только по одним сам.}} - X^{\delta_{зак}}\Delta\delta_{зак} -$$
$$-X^{V}\Delta V - \underbrace{\cancel{X^{H}\Delta H}}_{H=const} - G\cos\Theta_0(\Delta\vartheta - \Delta\alpha)$$

$$-P_0\sin(\alpha_0+\varphi_p)(\Delta\vartheta-\Delta\alpha) -$$
$$-Y_0\Delta\vartheta + Y_0\Delta\alpha$$

ПГП $H_0 = const$

$\Delta H \leq 100$ м

$\Delta\rho \approx 1\%$

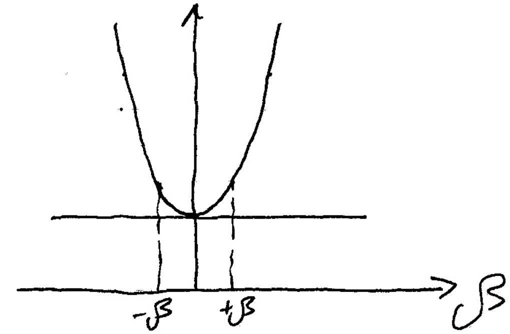
$\Delta a_H \approx 0{,}5\%$ ($H < 11000$ м)

$M = \frac{V}{a_H}$

$\Delta M = \frac{\Delta V}{a_H} = \frac{1}{a_H}\cdot\Delta V$

$$\Delta\dot{V} + \overbrace{\frac{X^{V} + \frac{1}{a_H}X^{M} - P^{V}\cos(\alpha_0+\varphi_p)}{m}}^{c_1}\Delta V + \overbrace{\frac{X^{\alpha}-Y_0}{m}}^{c_8}\Delta\alpha +$$
$$+\underbrace{\frac{G\cos\Theta_0}{m}}_{c_7}\Delta\vartheta + \underbrace{\frac{m - P^{\delta_{cr}}\cos(\alpha_0+\varphi_p)}{m}}_{c_1}\Delta\delta_{cr} = 0$$

X, Y, M_{Rz} явл. четными функциями угла скольжения



3) Линеин. матем. модели движ. ЛА

! знак вариации опущен.

знак сохранен только для ΔV и ΔH

Во временном пространстве:

Продольное движение ЛА

$$\ddot{\omega}_z + c_1\omega_z + c_5\dot{\alpha} + c_2\alpha + e_3\Delta V + c_3\delta_B + c_3\delta_{cr} +$$
$$+ c_{12}\delta_{зак} = 0 \text{ — ур-е момента относ. продольной оси}$$

c_1 — опр. собств. демпфир. ЛА

c_5 — доп демпф. за счет запаздыв. скоса потока

$c_3\delta_B$ — из-за откл. руля высоты

эф. руля высоты

Ур-е нормальных сил:

$$-\omega_z + \dot{\alpha} + c_4\alpha + e_2\Delta V + c_9\delta_B + c_2\delta_{cr} + c_{13}\delta_{зак} = 0$$

инерц. силы

как правило пренебрегают

$$\Delta\dot{V} + e_1 \Delta V + c_8 \alpha + c_7 \vartheta + c_{14} \delta_{зак} + \tau_1 \delta_{cr} = 0$$

Кинематические уравнения:

$$c_6 \alpha - c_6 \vartheta - c_{11} \Delta V + \Delta \dot{H} = 0$$

$$\omega_z - \dot{\vartheta} = 0$$

$$\Delta \dot{X}_c = \Delta \dot{L} - \Delta V = 0$$

$$\dot{X}_П(t) = A_П \cdot X_П(t) + B_П \cdot U_П(t)$$

$$X_П^T(t) = \| \omega_z(t), \alpha(t), \Delta V(t), \Delta\vartheta(t), \Delta H(t), \Delta L(t) \|$$

$$A_П = \begin{Vmatrix} -c_1' & -c_2' & -e_3' & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -c_4 & -e_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -c_8 & -e_1 & -c_7 & 0 & 0 \\ 0 & -c_6 & c_{11} & c_6 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{Vmatrix}$$

управлени по курсу (искривление)

$$B_П^T = \begin{Vmatrix} -c_3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\tau_3' & -\tau_2 & -\tau_1 & 0 & 0 \end{Vmatrix}$$

$$U_П^T(t) = \| \delta_B(t), \delta_{cr}(t) \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \|$$

<u>Боковое движение ЛА</u>

$$\dot{\omega}_x + b_1 \omega_x + a_6 \omega_y + b_2 \beta + b_3 \delta_э + a_5 \delta_н = 0$$

демпф. мом.

$$b_6 \omega_x + \dot{\omega}_y + a_1 \omega_y + a_2 \beta + b_5 \dot{\delta}_э + a_3 \delta_н = 0$$

связ. с дифф. элеронами

Ур-е боковых сил:

$$-b_7 \omega_x - \omega_y + \dot{\beta} + a_4 \beta + a_7 \delta_н - b_4 \gamma = 0$$

$$\omega_x - \dot{\gamma} = 0$$

$$\omega_y - \dot{\psi} = 0$$

$$\dot{X}_Б(t) = A_Б X_Б(t) + B_Б U_Б(t)$$

$$X_Б^T(t) = \| \omega_x(t), \omega_y(t), \beta(t), \gamma(t), \psi(t) \|$$

$$A_Б = \begin{Vmatrix} -b_1 & -a_6 & -b_2 & 0 & 0 \\ -b_6 & -a_1 & -a_2 & 0 & 0 \\ b_7 & 1 & a_4 & b_4 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{Vmatrix}$$

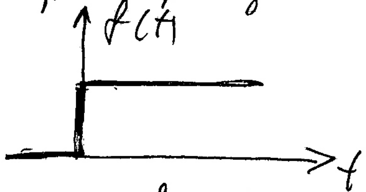
$$B_Б^T = \begin{Vmatrix} -b_3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -a_3 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{Vmatrix}$$

$$U^T(t) = \| \delta_э(t), \delta_н(t), 0 \; 0 \; 0 \|$$

<u>Линейные матем. модели движ. ЛА в комплексном пр-ве</u>

$F(s) = \int_0^\infty f(t) e^{-st} dt$ – преобр. Лапласа

Преобразование Лапласо-Карсона



$F(s) = \int_0^\infty 1 \cdot e^{-st} dt = -\left.\frac{e^{-st}}{s}\right|_0^\infty = \frac{1}{s}$ – пр. Лапласа

$f(t) = \begin{cases} 1, & t \geq 0 \\ 0, & t < 0 \end{cases}$

$F(p) = p \int_0^\infty f(t) e^{-pt} dt$ – преобр. Лапласа-Карсона

$F(p) = p \int_0^\infty 1 \cdot e^{-pt} dt = 1$ – "ступенька" имеет и во временной области и в комплексной один и тот же вид.

$f'(t) \Leftarrow\!\!\div\ p \cdot F(p) - F(+0)$

$f''(t) \Leftarrow\!\!\div\ p^2 F(p) - p^2 F(+0) - pF(+0)$

Продольное движение

$(p + c_1)\omega_z + (c_5 p + c_2)\alpha + e_3 \Delta\vartheta + c_3 \delta_B + \tau_3 \delta_{c.г.} =$

$=$

$-\omega_z + (p + c_{4})\alpha + e_2 \Delta\sigma + \tau_2 \delta_{c.г.} =$

$(p + e_1)\Delta\sigma + c_7 \vartheta + c_8 \alpha + \tau_1 \delta_{cг} =$

$\omega_z - p\vartheta = 0$

$-b_7 \omega_z + c_8 \alpha - c_6 \vartheta - c_{11} \Delta\sigma + p \Delta H =$

Боковое движение:

$(p + b_1)\omega_x + a_6 \omega_y + b_2 \beta + b_3 \delta_э + a_5 \delta_н =$

$b_6 \omega_x + (p + a_1)\omega_y + a_2 \beta + b_5 \delta_э + a_3 \delta_н =$

$-b_7 \omega_x - \omega_y + (p + a_4)\beta + a_x \delta_н =$

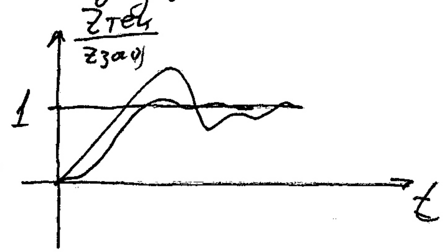
$\omega_x - p\gamma = 0$

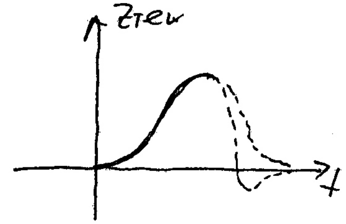
$\omega_y - p\psi = 0$

Типовые возмущения, действующие на ЛА в полете

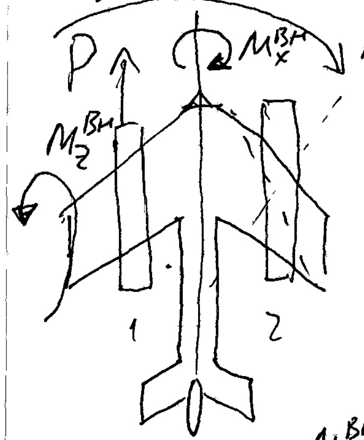
1) Управляющее возмущение

$z_{зад}(t)$





2) Моментное возмущения



$M_x^{вн}$: $m_x^{вн} = \dfrac{M_x^{вн}}{J_{xx} - J_{xy}/I_{yy}}$ → в 1-е ур-е бок. движ

$M_y^{вн}$: $m_y^{вн} = M_y^{вн} / (J_{yy} - J_{xy}/I_{xx})$ → во 2-е ур-е бок. движ

$M_z^{вн}$: $m_z^{вн} = M_z^{вн} / J_{zz}$ → в 1-е ур-е прод. движ

3) Возмущения "по силе"

$F_x^{вн}$: $f_x^{вн} = F_x^{вн}/mv$ → в 3-е ур-е продол. движ

$F_y^{вн}$: $f_y^{вн} = F_y^{вн}/mv$ → во 2-е ур-е продол. движ.

$F_z^{вн}$: $f_z^{вн} = F_z^{вн}/mv$ → в 3-е ур-е бокового движения

При выпуске закрылок б зак. возникают $f_x^{вн}$, $f_y^{вн}$, $m_z^{вн}$

4) Возмущения от неспокойной атмосферы
(крупные возмущения (фронт ветра) и мелкомасштабные возмущения — турбулентность атмосферы (облака))

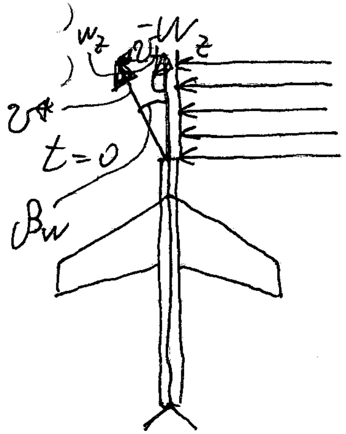
Возмущения "по ветру"

$W_{инд} = 15$ м/с

$\left(v_{инд} = v_{истин} \sqrt{\dfrac{\rho_H}{\rho_0}} \right)$
(приборная)

W_x

W_y

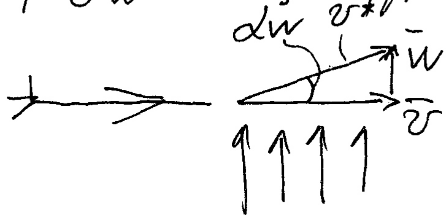


$|W_z| << |v|$

$\beta_W^0 \approx 57{,}3 \dfrac{W_z}{v} \sqrt{\dfrac{\rho_0}{\rho_H}} \left(\alpha_W^0 \approx 57{,}3 \dfrac{W_y}{v} \sqrt{\dfrac{\rho_0}{\rho_H}} \right)$

Крупномасштабные возмущения соответствуют нешумевым начальным условиям по углу скольжения

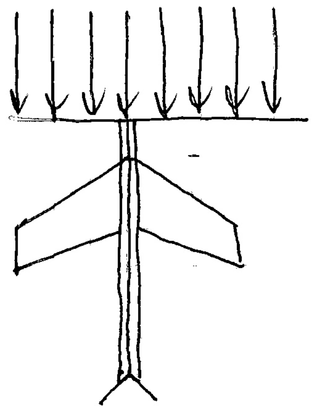
$P \cdot \beta_W^0$ — в 3-е ур-е бок. движ



$C_5 \rho \alpha_w^{\circ}$ – в 1-е ур-е продол. движ.

$\rho \alpha_w$ – во 2-е ур-е продол. движ.

α_w – в 4-е ур-е продол. движ.



ρW_x – в 3-е ур-е продол. движ.

Турбулентные возмущения (стационарный случайный процесс, опис. корреляционной ф-ей, кот. связыва[ет] моменты времени t_1 и t_2)

$$R_{пр} = \sigma_w^2 e^{-\frac{|\tau|}{L}}$$

$$R_{поперечн.} = \sigma_w^2 \left(1 - \frac{|\tau|}{2L}\right) \cdot e^{-\frac{|\tau|}{L}}$$

$30м < H < 300м \Rightarrow L \cong H$

$v = const$

$\tau = vT$

$$R_{пр} = \sigma_w^2 e^{-\frac{|\tau|}{T}}$$

$$R_{поперечн.} = \sigma_w^2 \left(1 - \frac{\tau}{2T}\right) e^{-|\tau|/T}$$

σ_w – средняя квадратичная погрешность

σ_w^2 – дисперсия

$$S_{пр}(\omega) = \frac{\sigma_w^2}{\pi} \cdot \frac{T}{1+T^2\omega^2}$$ – спектральная плотность

$$S_{поперечн}(\omega) = \frac{1+3T^2\omega^2}{1+T^2\omega^2} \cdot \frac{\sigma_w^2 T}{\pi}$$

Анализ пилотажных характеристик ЛА.

Пилотажн. хар. – совокупн. технико-техн. св-в ЛА опред. его как изделие соотв. определенному назначению

Маневренность.

Устойчивость "свободного" ЛА.

Управляемость ЛА.

Маневренность – способность ЛА изменять скорость, высоту и направление полета в единицу времени. (v, H, ψ, θ)

Свободный ЛА – ЛА у кот. органы управл. жестко закреплены в балансировочных положениях.

Устойчивость – способность ЛА сохра[нять] исходный режим полета после прекращ. действ. внешн. возмущ.

Управляемость ЛА – способность ЛА изменять парам. своего движения в ответ на отклонение органов управления.

1) Анализ устойчивости движения свободного ЛА в продольном движении

$\dot{x}_П(t) = A_П \cdot x_П(t)$ $\quad \delta_Г = \delta_В = 0$

$\det|E\lambda - A| = 0$

$\alpha(p) = \dfrac{\Delta_\alpha(p)}{\Delta(p)}$

$\Delta(p) = 0$

$\downarrow$

$A_0\lambda^4 + A_1\lambda^3 + A_2\lambda^2 + A_3\lambda + A_4 = 0$

$A_0 = 1$

$A_1 = c_1 + c_4 + c_5 + e_1$

$A_2 = e_1(c_1 + c_4 + c_5) + c_2 + c_1c_4 - e_2c_8$

$A_3 = e_1(c_2 + c_1c_4) - e_2(c_1c_8 - c_5c_8) - e_3(c_7 + c_8)$

$A_4 = c_7(c_2e_2 - c_4e_3)$

1) Все корни действительные:

$\alpha(t) = B_1 \cdot e^{\lambda_1 t} + B_2 e^{\lambda_2 t} + B_3 e^{\lambda_3 t} + B_4 e^{\lambda_4 t}$

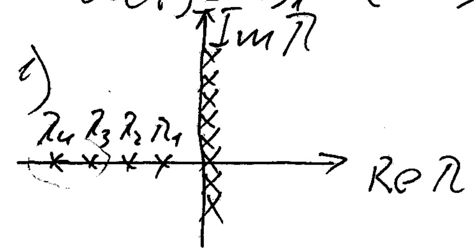
2) 2 действительных и 2 комплексно-сопряженных корня:

$\alpha(t) = B_1^* e^{\lambda_1^* t} + B_2^* e^{\lambda_2^* t} + B_3^* e^{at}\sin(\Omega t + \varphi)$

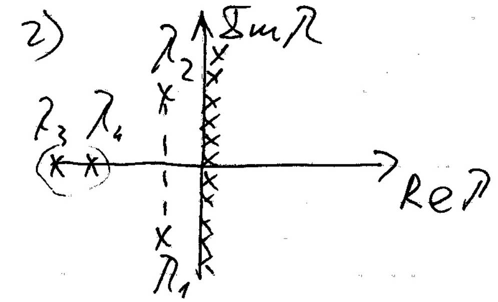
3) 2 пары комплексно-сопряженных корня

$\alpha(t) = B_1^{**} e^{a_2 t}\cdot\sin(\Omega_2 t + \varphi_2) + B_2^{**} e^{a_3 t}\sin(\Omega_3 t + \varphi_3)$

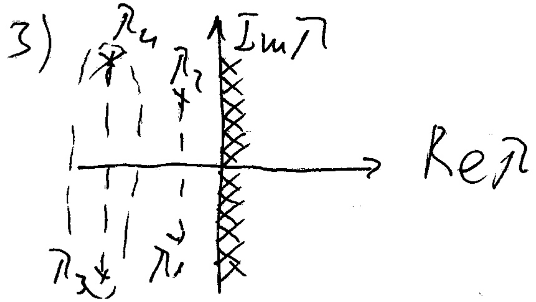
1)



2)



3)



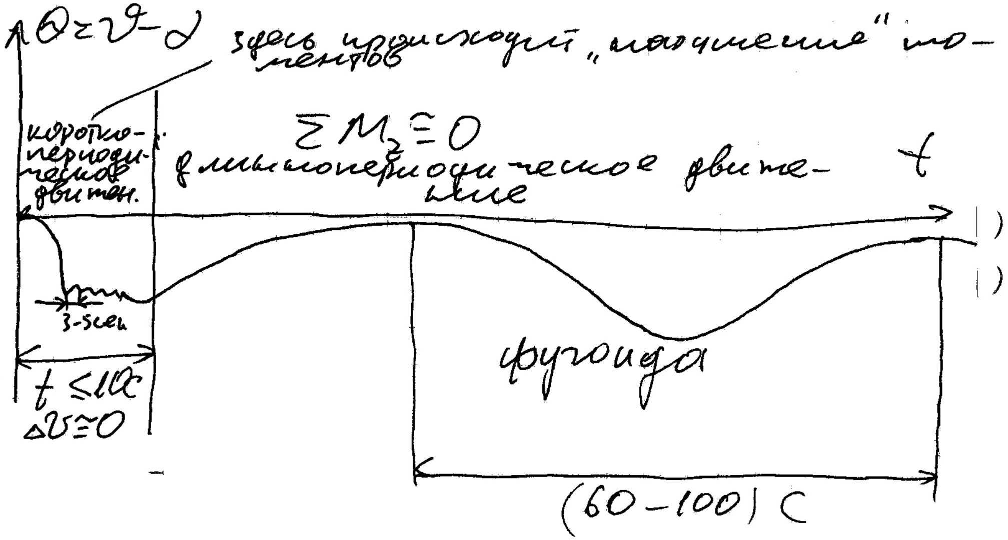
$\lambda = a \pm jb$

$\Omega = \sqrt{a^2 + b^2}$

B_i и φ_i опред. нач. усл.

Разделения прод. движения свободного ЛА на короткопериодическую и длиннопериодическую составляющую

Устойчиво:



Устойчивость короткопериодическог движения (КПД) свободного ЛА:

$\Delta V \triangleq 0$

$$\begin{cases} (p + c_1)\omega_z + (c_5 p + c_2)\alpha = 0 \\ -\omega_z + (p + c_4)\alpha = 0 \end{cases}$$

$c_8 \alpha - c_7 \vartheta = 0$

П.Г.П.: $\alpha^0_{г.п} = \vartheta^0_{г.о.}$ $(\Theta_{г.п.} = 0)$

$$c_7 = \frac{g}{57{,}3} = \frac{g \cdot m_{ЛА}}{57{,}3 \cdot m_{ЛА}} = \frac{G_{ЛА}}{57{,}3 m_{ЛА}} = \frac{Y_{г.п.}}{57{,}3 m_{ЛА}}$$

$$c_8 = \frac{c_x^\alpha - c_y}{57{,}3 m_{ЛА}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S$$

$c_x^\alpha \ll c_y$ "$\frac{\rho V^2}{2} S$" $= Y_{г.п.}$

$$c_8 \approx \frac{c_y \frac{\rho V^2}{2} S}{57{,}3 m_{ЛА}}$$

$c_7 = c_8$

$$\Delta(p) = \begin{vmatrix} p + c_1 & c_5 p + c_2 \\ -1 & p + c_4 \end{vmatrix}$$

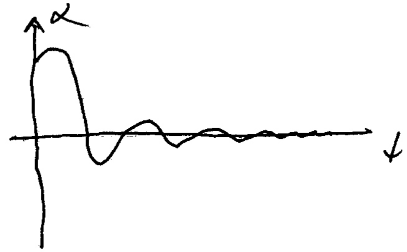
$$\lambda^2 + (c_1 + c_4 + c_5)\lambda + (c_1 c_4 + c_2) = 0$$

$$\lambda_{3,4} = -\frac{c_1 + c_4 + c_5}{2} \pm \sqrt{\frac{(c_1 + c_4 + c_5)^2}{4} - (c_1 c_4 + c_2)}$$

Комплексно-сопряженные корни:

$\lambda_{3,4} = a_{3,4} \pm j b_{3,4}$

КПД свод. ЛА носит колеб. хар-р



$(c_1 c_4 + c_2) > 0$

$$|c_1 c_4 + c_2| > \frac{(c_1 + c_4 + c_5)^2}{4}$$

КПД св. ЛА – устойчиво при $c_1 > 0$, $c_4 > 0$, $c_5 > 0$

$$C_1 = -\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{I_{zz}} \cdot \frac{\rho v}{2} S b_a^2$$

$m_z^{\bar{\omega}_z} < 0$ всегда $\Rightarrow C_1 > 0$

$$C_4 = \frac{C_y^\alpha + C_x}{m} \cdot \frac{\rho v}{2} \cdot S$$

$\mathrm{sign}(C_4) = \mathrm{sign}(C_y^\alpha)$

$C_y^\alpha > 0$, если $\alpha_{реж} < \alpha_{кр}$

$C_4 > 0$ при $\alpha_{реж} < \alpha_{кр}$

$$C_5 = -\frac{m_z^{\dot\alpha}}{I_{zz}} \frac{\rho v_0}{2} S b_a$$

$m_z^{\dot\alpha} < 0 \Rightarrow C_5 > 0$

Если КПД св. ЛА носит колебательный характер оно всегда устойчиво ($\alpha_{реж} > \alpha_{кр}$ не допуст.)

г) Вещественные корни: λ_3 и λ_4

$\lambda_3 < 0$

$$\underline{\lambda_4 > 0} \Leftarrow \begin{cases} |C_2| > C_1 C_4 \\ C_2 < 0 \end{cases}$$

$$C_2 = -\frac{m_z^\alpha}{I_{zz}} \cdot \frac{\rho v^2}{2} S b_a$$

$$m_z^\alpha = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_y}{\partial C_y}$$

$m_z^\alpha = m_z^{C_y} \cdot C_y^\alpha$

$C_y^\alpha > 0$ при $\alpha_{реж} < \alpha_{кр}$

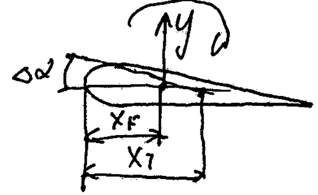
$m_z^{C_y} > 0$

$m_z^{C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_a}$, $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_a}$

$-x_F + x_T > 0$

$x_T > x_F$



$m_z^{C_y} < 0$, $C_2 > 0$ — КПД "св." ЛА — устойч.

$m_z^{C_y} > 0$, $C_2 < 0$ — КПД "св." ЛА — неустойчив.

Устойч. КПД "своб." ЛА — называется устойчивостью ЛА по перегрузке n_y.

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G}$$

$v = \mathrm{const}$ $(\Delta v = 0)$

$$\Delta n_y = -\frac{C_y^\alpha \cdot \frac{\rho v^2}{2} S}{mg} \Delta\alpha$$

$mg \to Y_{г.п.} = C_{y\,г.п.} \frac{\rho v^2}{2} S$

$$\boxed{\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha}{C_{y\,г.п.}} \Delta\alpha}$$

$$\Delta n_y = \underbrace{\frac{C_y^\alpha \frac{\rho v^2}{2} S}{m}}_{C_4} \cdot \underbrace{\frac{v}{57{,}3}}_{C_6} \cdot \frac{1}{g}\Delta\alpha$$

$$\boxed{\Delta n_y = \frac{C_4 C_6}{g}\Delta\alpha^\circ}$$

<u>Устойчивость длиннопериодического движения свободного (изолированного) ЛА</u>

Уст. ДПД "своб." ЛА допустимо исследовать только в случае устойчивости КПД.

<u>КПД "св" ЛА - устойчиво.</u>

$(\Sigma M_z \approx 0)$

$$\begin{cases} C_2\alpha + e_3\Delta v = 0 \\ -\omega_z + (p + C_4)\alpha + e_2\Delta v = 0 \\ C_8\alpha + (p + e_1)\Delta v + C_7\vartheta = 0 \end{cases}$$

– мат. модель изолированного ДПД ЛА.

$p\vartheta - \omega_z = 0$

$$C_2\lambda^2 + \overbrace{\frac{1}{C_2}[C_2 e_1 - e_3(C_7 + C_8)]}^{d_1}\lambda + \overbrace{\frac{1}{C_2}[C_2 C_7 e_2 - C_4 C_7 e_3]}^{d_2} = 0$$

$$\lambda_{1,2} = -\frac{d_1}{2} \pm \sqrt{\frac{d_1^2}{4} - d_2}$$

$\lambda_{1,2}$ – комплексно сопряженные

$\alpha(t) = Ae\sin(\Omega t + \varphi)$

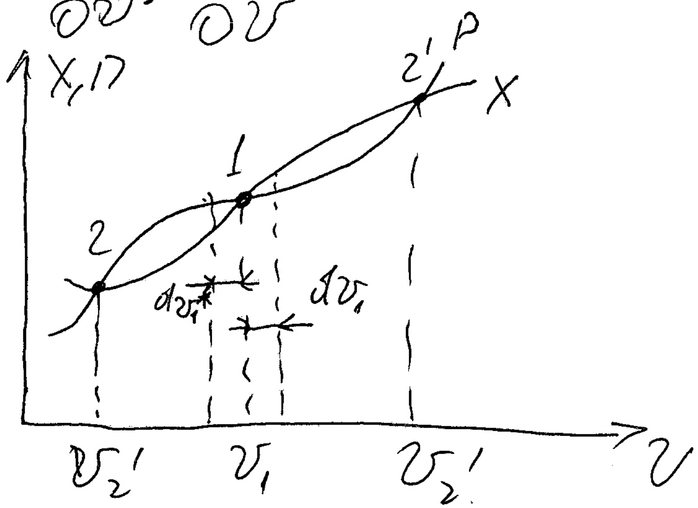
$M_{рет} < M_{"кк"}$

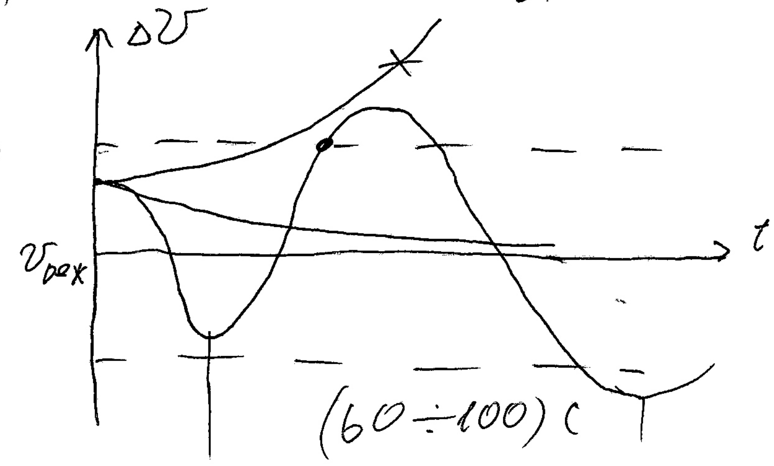
$$d_1 = e_1 - \frac{e_3}{C_2}(C_7 + C_8)$$

$$d_1 \approx \frac{1}{m}(X^v - P^v) - \underbrace{\frac{m_z^M C_x^\alpha}{a_A m_z^\alpha} \cdot \frac{qS}{m}}_{\sim 1}$$

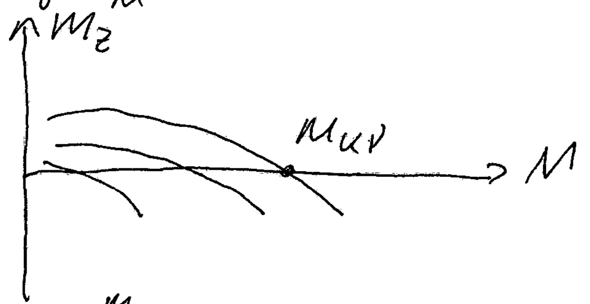
$X^v > P^v$

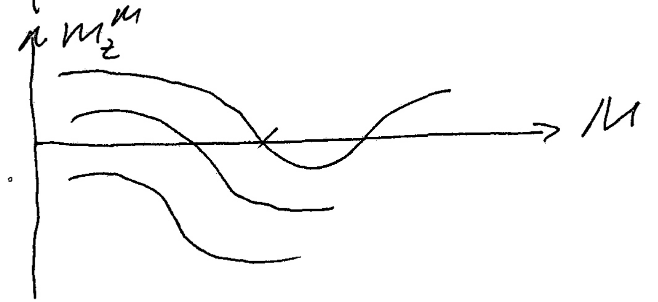
$$\frac{\partial X}{\partial V} > \frac{\partial P}{\partial V}$$





Апериодическая неустойчивость ДПД ЛА не допустима с психологической точки зрения.





Устойчивость бокового движения свободного ЛА

$$\begin{cases} (p+b_1)\omega_x + a_6\omega_y + b_7\beta = 0 \\ b_6\omega_x + (p+a_1)\omega_y + a_2\beta = 0 \\ -b_7\omega_x + (p+a_4)\beta - b_4\gamma = 0 \\ p\gamma - \omega_x = 0 \end{cases}$$

$$A_{0Б}\lambda^4 + A_{1Б}\lambda^3 + A_{2Б}\lambda^2 + A_{3Б}\lambda + A_{4Б} = 0$$

$A_{0Б} = 1$

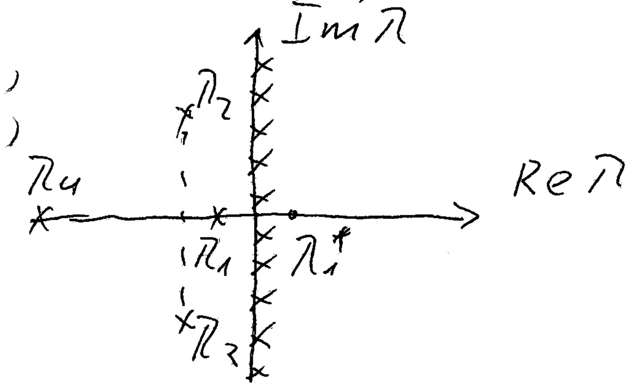
$A_{1Б} = a_1 + a_4 + \underline{b_1}$

$A_{2Б} = a_1 a_4 + \underline{a_2 + b_1(a_1 + a_4)} + b_2 b_7 - a_6 b_6$

$A_{3Б} = b_1 a_2 + b_2 b_4 + b_1 a_1 a_4 + b_2 a_1 b_7 - b_2 b_6 - a_6(a_4 b_6 + a_2 b_7)$

$A_{4Б} = \underline{b_4(a_1 b_2 - a_2 a_6)}$

$v_0 = const,\ H_0 = const$



$\lambda_4 \to A_{1Б} \to b_1$

$b_1 \cong \dfrac{m_x^{\omega_x}}{I_{xx}} \cdot \dfrac{\rho\gamma}{4} \cdot S l^2 \ (I_{xy} \approx 0)$

$m_x^{\bar\omega_x} < 0$ $\quad t_{pex} < \alpha_{кр}$

1 апериодическая составляющая устойчива

$\lambda_1 = -\dfrac{A_{4Б}}{A_{3Б}}$

$A_{3Б} > 0$ как правило

$\lambda_1 < 0 \to A_{4Б} > 0$

$A_{4Б} = b_4(a_1 b_2 - a_2 a_6) > 0$

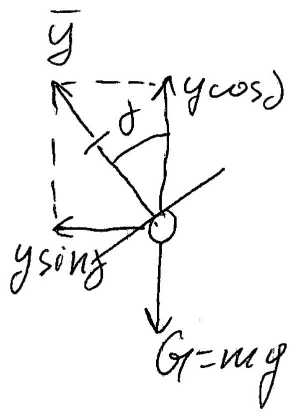
$b_4 \cong \frac{g}{V} > 0$

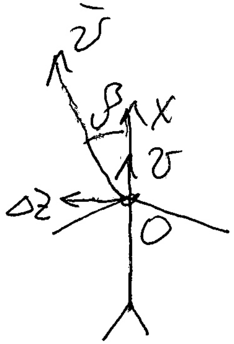
$\left(\frac{b_2}{a_2} - \frac{a_6}{a_1}\right) > 0$ - устойч.

$\frac{m_x^\beta}{m_y^\beta} - \frac{m_x^{\bar{\omega}_y}}{m_y^{\bar{\omega}_y}} \begin{matrix} > 0 \\ < 0 \end{matrix}$ $\quad e^{\lambda_1 t} \to 0 \quad t \to 0$

$\lambda_1 < 0$

2-оя сост. бок движ. неустойчиво





$\gamma_{ост} \to \Delta Z = Y_{гп}\sin\gamma_{ост} \to \beta \to M_x^\beta \beta \to \gamma_{ост}\downarrow$

$M_y^\beta \cdot \beta \to \omega_y \to M_y^{\omega_y} \cdot \omega_y \to$ демпфир. момент

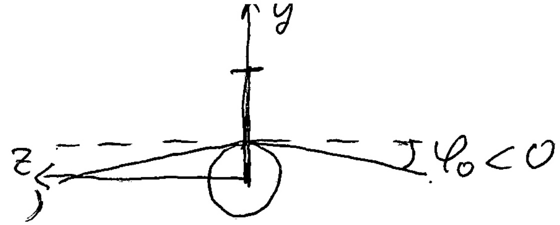
$\to M_x^{\omega_y} \cdot \omega_y \to \gamma_{ост}\uparrow$

$A_{i5} > 0 \quad (A_{05} = 1)$

$A_{15} A_{25} \cdot A_{35} - \underset{\sim m_x^{\bar{\omega}_x}}{A_{05} A_{35}^2} - \underset{\sim C_2^\beta}{A_{15}^2} \cdot A_{45} > 0 \quad \sim m_x^\beta(\alpha, \varphi_0)$

$A_{45} \triangleq 0$

$\boxed{A_{15} A_{25} > A_{35}} \to \underset{m_y^{\bar{\omega}_y}}{b_1}(a_1 a_4 + a_2) > \underset{m_y^\beta}{b_2} \underset{g/v}{b_4}$



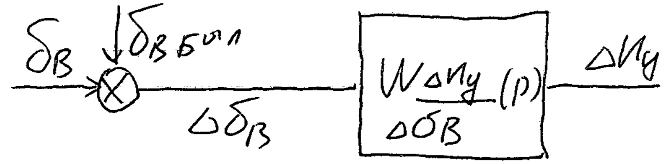
Характеристики управляемости ЛА:

1) Параметрические показатели управляемости

Продольное движение ЛА

КПД, ЛА - устойч.

Динамические показатели



$\delta_B = \delta_{B\,бал} + \Delta\delta_B$

$$\begin{cases} (p + C_1)\omega_z + (C_5 p + C_2)\alpha = -C_3 \delta_B \\ -\omega_z + (p + C_4)\alpha = 0 \end{cases}$$

$\Delta n_y = \frac{C_4 C_6}{g} \Delta\alpha$

$W_{\frac{\alpha}{\Delta\delta_B}}(p) = -\frac{C_3}{p^2 + (C_1 + C_4 + C_5)p + C_1 C_4 + C_2}$

$W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta\delta_B}}(p) = -\frac{\frac{C_3 C_4 C_6}{g}}{p^2 + (C_1 + C_4 + C_5)p + C_1 C_4 + C_2}$

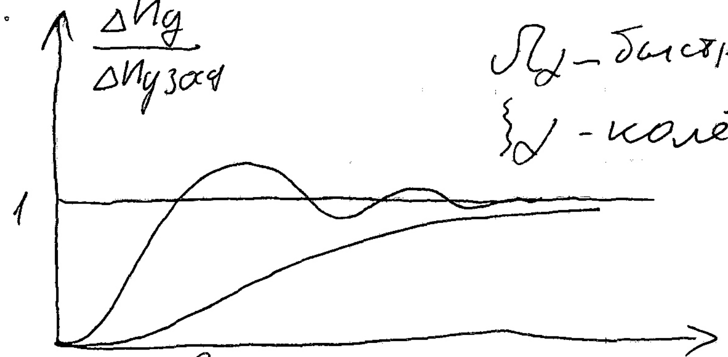
$$W_{\frac{\text{опу}}{\Delta\delta_B}}(p) = -\frac{K_{ну}}{T_\alpha^2 p^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha p + 1}$$

$$K_{ny} = \frac{c_3 c_4 c_6}{g(c_1 c_4 + c_2)} = K_c \frac{c_6}{g}$$

$$T_\alpha = \frac{1}{\Omega_\alpha}$$

$$\Omega_\alpha = \sqrt{c_1 c_4 + c_2}$$

$$\xi_\alpha = \frac{c_1 + c_4 + c_5}{2\sqrt{\Omega_\alpha}}$$



Ω_α – быстродействие

ξ_α – колебательность

Чем выше собственная частота тем больше быстродействие

$\boxed{\Omega_\alpha}$

$$\Omega_\alpha = \sqrt{c_1 c_4 + c_2}$$

$M_{реж} < M_{кр}$

$c_1 \approx 0{,}2$ рад/с

$c_4 \approx 0{,}15$ рад/с

$c_2 = (3 \div 5)$ рад/с²

$M_{реж} > M_{кр}$ $\quad c_1 = 0{,}09 \div 0{,}1$

$c_2 = 3{,}5 \div 10$

$c_4 = 0{,}1$

$$\Omega_\alpha \cong \sqrt{c_2}$$

$$\Omega_\alpha \cong \sqrt{-\frac{m_z^{c_y} c_y^\alpha}{I_{zz}} \frac{\rho v^2}{2} S b_a}$$

$M\uparrow \;\to m_z^{c_y}\uparrow \;\to \Omega_\alpha\uparrow$

$H\uparrow \;\to \sqrt{\rho}\downarrow \;\to \Omega_\alpha\downarrow$

$v\uparrow \;\to \qquad \Omega_\alpha\uparrow$

$\frac{G}{S}\left(\frac{I_{zz}}{S}\right)\uparrow \qquad \Omega_\alpha\downarrow$

$$\Omega_\alpha = (0{,}3 \div 10) \text{ рад/с}$$

$$f_\alpha = (0{,}05 \div 1{,}6) \text{ Гц}$$

$$\xi_\alpha = \frac{c_1 + c_4 + c_5}{2\sqrt{c_1 c_4 + c_2}} \approx \frac{c_1 + c_4 + c_5}{2\sqrt{c_2}}$$

$$\xi_\alpha = \frac{\left(-\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{I_{zz}} - b_A + \frac{c_y^\alpha}{m} - \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{I_{zz}} - b_A\right)\sqrt{\rho}\sqrt{S}}{2\sqrt{-\frac{m_z^{c_y} c_y^\alpha}{I_{zz}} - b_A}}$$

$M \uparrow \quad m_z^{\bar{\omega}_z} \downarrow \quad C_y^{\alpha} \downarrow \quad m_z^{\dot{\alpha}} \downarrow \quad m_z^{c_y} \uparrow \quad \bar{\xi}_\alpha \downarrow$

$H \uparrow \quad \rho \downarrow \quad \xi_\alpha \downarrow$

$\frac{G}{S} \quad \xi_\alpha \downarrow$

$\xi_\alpha = (0{,}03 \div 0{,}8)$

Статические показатели управляемости продольного движения ЛА

Балансировочные кривые δ_B.

$\delta_{B\,БАЛ} = f(q, v, \ldots)$ при $n_y = const$

ПГП: $n_y = 1$, $\Delta n_y = 0$

$M_{Rz} - P_{y_p} \cos\varphi_p = 0$

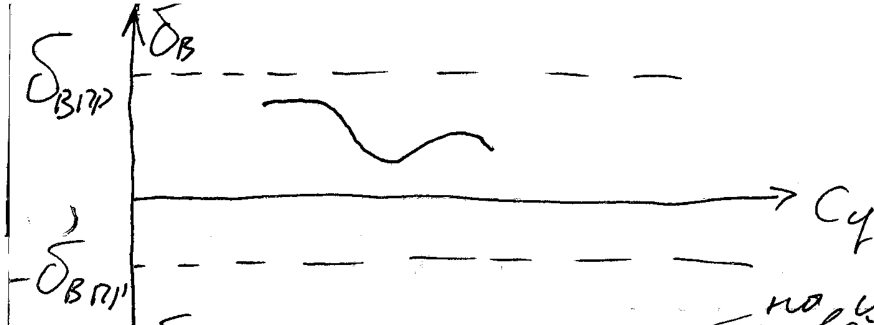
$M_{Rz} = m_z \frac{\rho v^2}{2} S b_a$

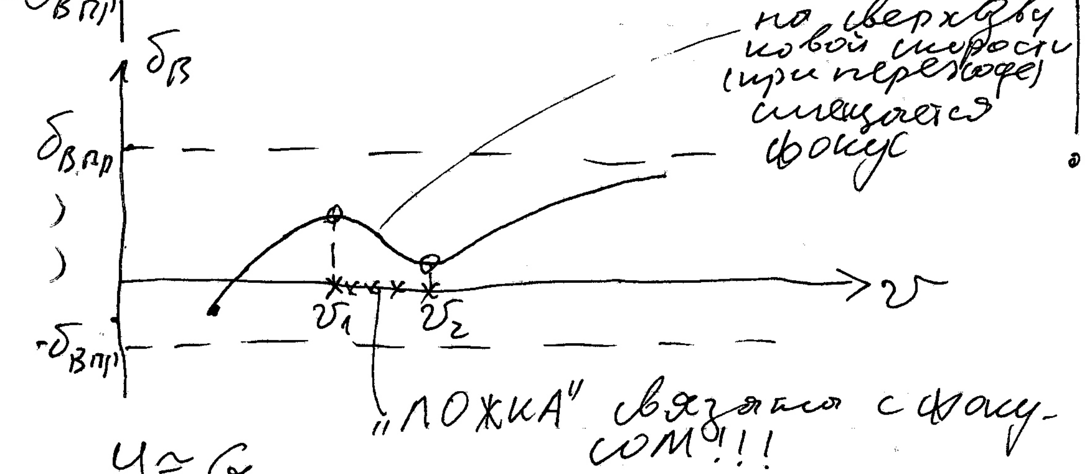
$m_z = f_1(\alpha, C_y, M, \varphi_0, \ldots, \delta_B)$

$m_z = m_{z\,реж} + m_z^{\delta_B} \delta_B$

$\delta_{B\,БАЛ} = -\frac{m_{z\,реж} + m_p}{m_z^{\delta_B}}$

$m_p = \frac{P y_p \cos\varphi_p}{q S b_a}$





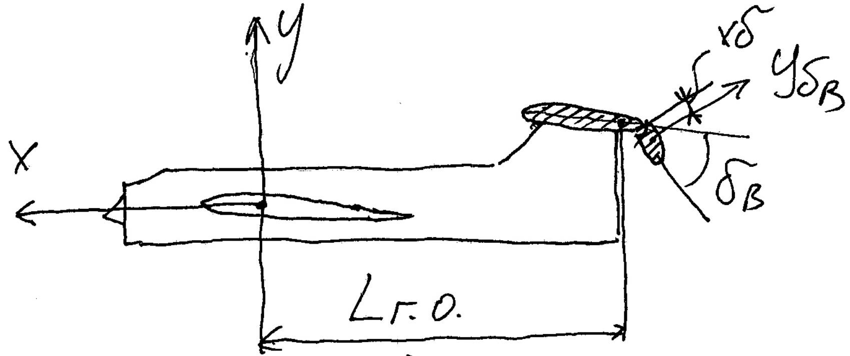
$Y \cong G$

$C_y \frac{\rho v^2}{2} S \cong G$

$|\delta_{B\,БАЛ\,max}| < |\delta_{B\,пр}|$

$\frac{\partial \delta_{B\,бал}}{\partial v} > 0 \qquad \frac{\partial \delta_{B\,БАЛ}}{\partial C_y} < 0$

Градиенты усилия и перемещения



$$M_z = m_z^{\delta_B}\frac{\rho v^2}{2} S b_A$$

$$M_z = -Y_{г.о.} L_{г.о.}$$

$$M_ш = -Y_{\delta_B} \cdot x_\delta$$

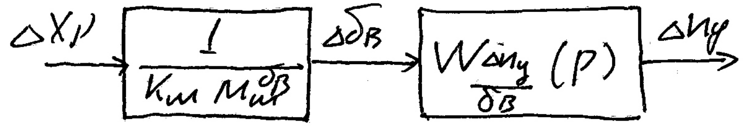
$$M_ш = m_ш^{\delta_B} \cdot \frac{\rho v^2}{2} S_\delta \cdot b_{A\delta}$$

$$P_p \cdot X_p = M_ш \delta_B = M_ш^{\delta_B} \cdot \delta_B \cdot \delta_B$$

$$K_ш = \frac{P_p}{M_ш}$$

$$K_ш = \frac{\delta_B^0 \cdot 1000}{X_p \cdot 57{,}3} \quad \left[\frac{рад}{м}\right]$$

$$X_p = \frac{1}{K_ш M_ш^{\delta_B}} \Delta\delta_B$$



$$W_{\frac{\Delta n_y}{\delta_B}}(p) = -\frac{K\, n_y}{T_d^2 p^2 + 2\xi T_d p + 1}$$

$t \to \infty,\ p \to 0$

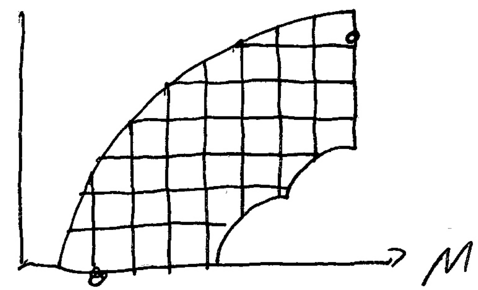
$$\frac{K_{n_y}}{K_ш M_ш^{\delta_B}} \Delta X_p = -\Delta n_y$$

$$P_p^{n_y} = \frac{\partial P_p}{\partial n_y} = -\frac{K_ш M_ш^{\delta_B}}{K_{n_y}}$$

$$P_p^{n_y} = -\frac{K_ш M_ш^{\delta_B} g (C_1 C_4 + C_2)}{C_3 C_4 C_5}$$

$$P_p^{n_y} \cong -\frac{\frac{G}{S} m_ш^{\delta_B} m_z^{c_y} \cdot K_ш \cdot K_{г.о.} S_{\delta_B} b_{A\delta_B}}{m_z^{\delta_B}}$$

– показ. какое усилие необх. приложить к ручке упр. чтобы изменить норм. перегрузку на 1 при постоянной скорости



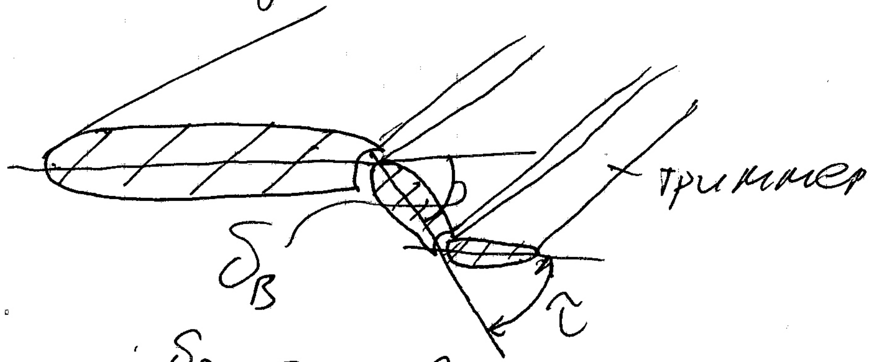
$M\uparrow \quad m_ш^{\delta_B}\uparrow \quad m_z^{c_y}\uparrow \quad m_z^{\delta_B}\downarrow \quad P_p^{n_y}\uparrow\uparrow$

$$\frac{G}{S} \left(\frac{I_{zz}}{S}\right)$$

$\Delta X_p = K_1 \Delta \delta_B$

$\Delta X_{p\,уст} = -K_1 K_{ny} \Delta n_{y\,уст}$

$X_p^{n_y} = \dfrac{\partial X_p}{\partial \Delta n_y} = -K_1 K_{ny}$



$M_{ш}^{\delta_B} \Delta\delta_B = M_{ш}^{\tau} \Delta\tau$

<u>Управляемость по углу наклона траектории Θ</u>

$sign\,\Delta\Theta \neq sign\,\Delta\delta_B$ – прямая упр.

КПД ЛА:

$$W_{\frac{\Theta}{\delta_B}}(p) = -\frac{K_c}{p(T_\alpha^2 p^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha p + 1)}$$

$$\Theta_{уст} = -\frac{K_c}{p}\Delta\delta_{B\,уст}$$

$$\dot{\Theta}_{уст} = -K_c \Delta\delta_{B\,уст} \qquad K_c = \frac{c_3 c_4}{c_1 c_4 + c_2} > 0$$

управляемость по Θ – всегда прямая!

ВПД ЛА:

$$W_{\frac{\Theta}{\delta_B}}(p) = -\frac{c_4 p + [c_4 e_1 - e_2(c_7 + c_8)]}{p^2 + d_1 p + d_2}$$

$t \to \infty,\ p \to 0$

$$\Theta_{уст} = -\frac{c_4 e_1 - e_2(c_7 + c_8)}{d_2}\delta_{B\,уст}$$

$d_2 > 0$ (всегда!)

$c_4 e_1 - e_2(c_7 + c_8) > 0$ – управляемость прямая

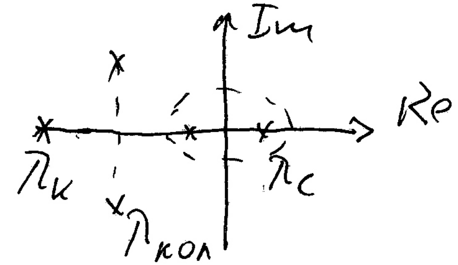
< 0 – обратная

Параметры управляемости бокового движения ЛА

ББДЛА: $\lambda_c \triangleq 0$

$$\lambda_c = -\frac{b_4(a_1 b_2 - a_2 a_6)}{A_{3Б}}$$

$A_{3Б} > 0$



$b_4 \triangleq 0, \; \lambda_c \triangleq 0$

БПЛА $\rightarrow b_4 \triangleq 0$

$\delta_н \rightarrow \omega_y \rightarrow \beta \rightarrow \omega_x \rightarrow \gamma$

$\delta_э \rightarrow \omega_x \rightarrow \gamma \rightarrow \beta \rightarrow \omega_y$

$\hookrightarrow$ стандартный способ управления БПЛА

$\left.\begin{matrix}\delta_н \\ \delta_э\end{matrix}\right\} \omega_y, \beta, \omega_x, \gamma$

$\omega_y - \beta$ - рыск-скольж.

$\omega_x - \gamma$ - крен

$$\frac{b_1(a_1 a_4 + a_2)}{A_{35} - b_2 b_4} \geq 0{,}9 \quad \left(\begin{matrix} n_{y\,рем} \leq 2{,}5 \\ \Delta n_y \leq 1{,}5 \end{matrix} \right)$$

Показатели управляемости изолированного движения ЛА по "ψ-β"

$\delta_э(t) \Rightarrow \gamma(t) \triangleq 0, \; \forall t \geq 0 \; (b_i \triangleq 0)$

$$\begin{cases} (p + a_1)\omega_y + a_2\beta = -a_3\delta_н \\ -\omega_y + (p + a_4)\beta = -a_7\delta_н \end{cases}$$

$$W_{\frac{\beta}{\delta_н}}(p) = -\frac{a_7 p + a_3 + a_1 a_7}{p^2 + (a_1 + a_4)p + a_1 a_4 + a_2}$$

$$W_{\frac{\omega_y}{\delta_н}}(p) = -\frac{a_3 p + a_3 a_4 - a_2 a_7}{p^2 + (a_1 + a_4)p + a_1 a_4 + a_2}$$

$$W_{\frac{\beta}{\delta_н}}(p) = -\frac{K_\beta (T_1 p + 1)}{T_\beta^2 p^2 + 2\xi_\beta T_\beta p + 1}$$

$$W_{\frac{\omega_y}{\delta_н}}(p) = -\frac{K_{\omega y}(T_{\omega y} + 1)}{T_\beta^2 p^2 + 2\xi_\beta T_\beta p + 1}$$

$$K_\beta = \frac{a_3 + \cancel{a_1 a_7}}{a_1 a_4 + a_2}$$

$$T_1 = \frac{a_7}{a_3 + a_1 a_7} \approx 0$$

$$T_\beta = \frac{1}{\Omega_\beta}, \quad \Omega_\beta = \sqrt{a_1 a_4 + a_2}$$

$$\xi_\beta = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_1 a_4 + a_2}}$$

$$K_{\omega y} = \frac{a_3 a_4 - a_2 a_7}{a_1 a_4 + a_2}$$

$$T_{\omega y} = \frac{a_3}{a_3 a_4 - a_2 a_7}$$

$a_7 \approx 0$

$\frac{a_7}{a_3} < 0{,}01$

$\Omega_\beta \cong \sqrt{a_2}$

$a_1 a_4 < a_2$

$$\Omega_\beta \cong \sqrt{-\frac{m_y^\beta}{I_{y}}\frac{\rho v^2}{2}Sl}$$

$M\uparrow$ $\quad m_y^\beta\downarrow$ $\quad \Omega_\beta\downarrow$

$v\uparrow$ $\quad \Omega_\beta\uparrow$

$H\uparrow$ $\quad \rho\downarrow$ $\quad \Omega_\beta\downarrow$

$\frac{G}{S}\left(\frac{I}{S}\right)\uparrow$ $\quad \Omega_\beta\downarrow$

$$\Omega_\beta = (0{,}5 \div 10)\frac{p\,\omega_y}{c_\beta}$$

$$\xi_\beta \cong \frac{\left(\frac{m_y^{\bar{\omega}_y}}{2I_{y}}l + \frac{C_z^\beta}{m}\right)\sqrt{\rho S}}{4\sqrt{\frac{m_y^\beta}{I_{y}}}\,l}$$

$M\uparrow,\ H\uparrow,\ \frac{G}{S}\uparrow \Rightarrow \xi_\beta\downarrow$

Показ упр. изол. крен дв. ЛА

$\delta_н(t) \to \beta(t) \triangleq 0,\ \forall t \geq 0$

$$\begin{cases}(p+a_1)\omega_y + b_6\omega_x = -b_5\delta_э \\ a_6\omega_y + (p+b_1)\omega_x = -b_3\delta_э\end{cases}$$

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_э}}(p) = -\frac{b_3p + b_3a_1 - \cancel{a_6b_5}^{\,0}}{p^2 + (b_1+a_1)p + a_1b_1 - \cancel{a_6b_6}_{\,0}}$$

$a_1 \to m_y^{\bar{\omega}_y}$, $a_6 \to m_x^{\bar{\omega}_y}$

$b_1 \to m_x^{\bar{\omega}_x}$, $b_6 \to m_y^{\bar{\omega}_x}$

$a_1b_1 \gg a_6b_6$

$b_3 \to m_x^{\delta_э}$, $b_5 \to m_y^{\delta_э}$

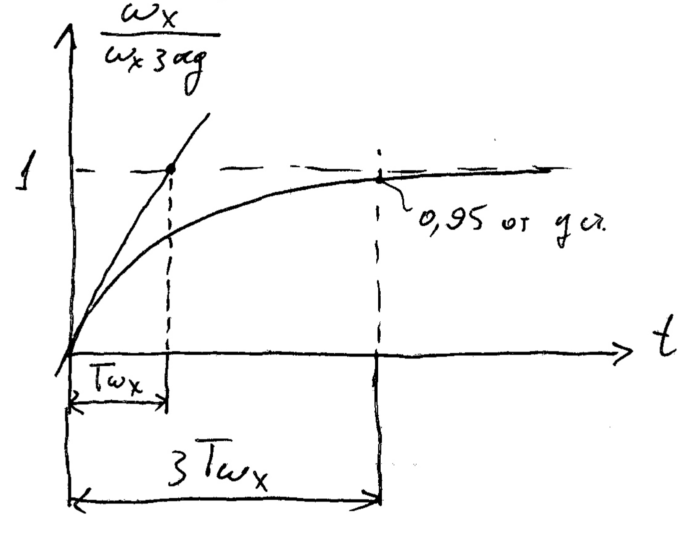
$a_1b_3 \gg a_6b_5$

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_э}}(p) \cong -\frac{b_3(p+a_1)}{(p+b_1)(p+a_1)} = -\frac{b_3}{p+b_1}$$

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_э}}(p) \cong -\frac{K_{\omega_x}}{T_{\omega_x}p+1}$$

$$K_{\omega_x} = \frac{b_3}{b_1}$$

$$T_{\omega_x} = \frac{1}{b_1}$$



$$T_{\omega_x} = -\frac{4 I_{xx}}{m_x^{\bar\omega_x} \rho v S l^2}$$

$M\uparrow$ $m_x^{\bar\omega_x}\downarrow$ $T_{\omega_x}\uparrow$

$H\uparrow$ $\rho\downarrow$ $T_{\omega_x}\uparrow$

$v\uparrow$ $T_{\omega_x}\downarrow$

$\frac{G}{S}\left(\frac{I_{xx}}{S}\right)\uparrow$ $T_{\omega_x}\uparrow$

$T_{\omega_x} = (0{,}8-20)$ с

$\left.\begin{matrix}\Omega_\beta \\ \xi_\beta\end{matrix}\right\}$ из дв. в "$\psi-\beta$"

$T_{\omega_x}\}$ из дв. "γ"

æ - показатель $\psi-\beta-\gamma$ (быстрое боковое движение ЛА)

$$\text{æ} = \frac{\omega_{x\,max}}{\omega_{y\,max}}$$

$$\text{æ} \cong \underbrace{\frac{b_2}{a_2}\cdot\sqrt{\frac{1}{1+\frac{b_1^2}{a_2}}}}_{\text{при } M<M_{кр}}$$

~ 1

$$\text{æ} = \frac{m_x^\beta}{m_y^\beta}\cdot\frac{I_{yy}}{I_{xx}}\sqrt{\frac{1}{1+\frac{b_1^2}{a_2}}}$$

$\frac{I_{yy}}{I_{xx}} =$ $(1\div3)$ - старые самолеты (40-е годы)
$(7\div15)$ - соврем. самолеты

$\text{æ} = (0{,}8\div40)$

Статические показатели:

$\delta_{н\,бал}$ $\delta_{э\,бал}$

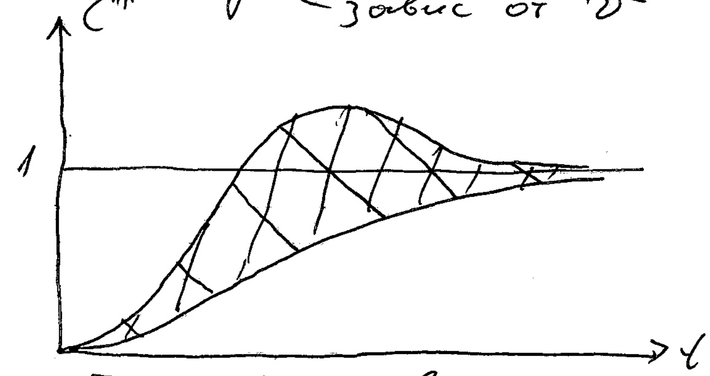
$P_П^\beta$ $P_П^{\omega_y}$ и т.д.
градиенты

Показатели упр. ЛА во временном пространстве:

1) Продольное движение

$C^* = \Delta n_y + K_1\omega_z$

C^* - завис от v

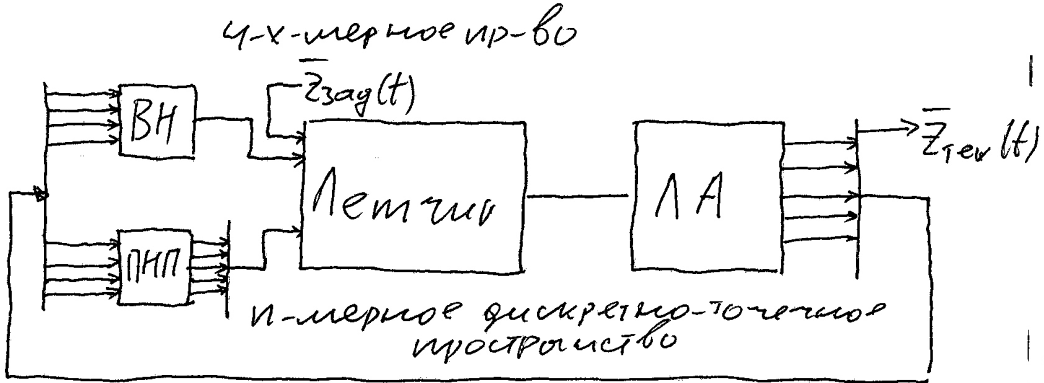


2) Боковое движение

$D^* = \beta + K_2 n_z$

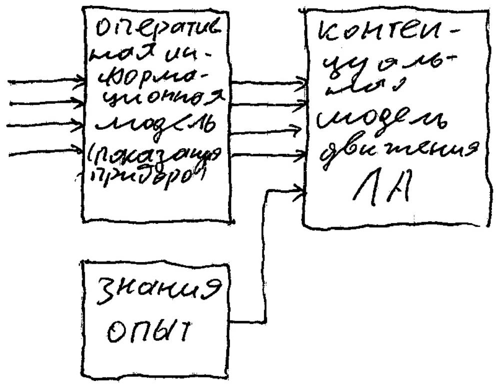
$$n_z = \frac{1}{57{,}3 b_{н}}(a_4\beta + a_7\delta_н)$$

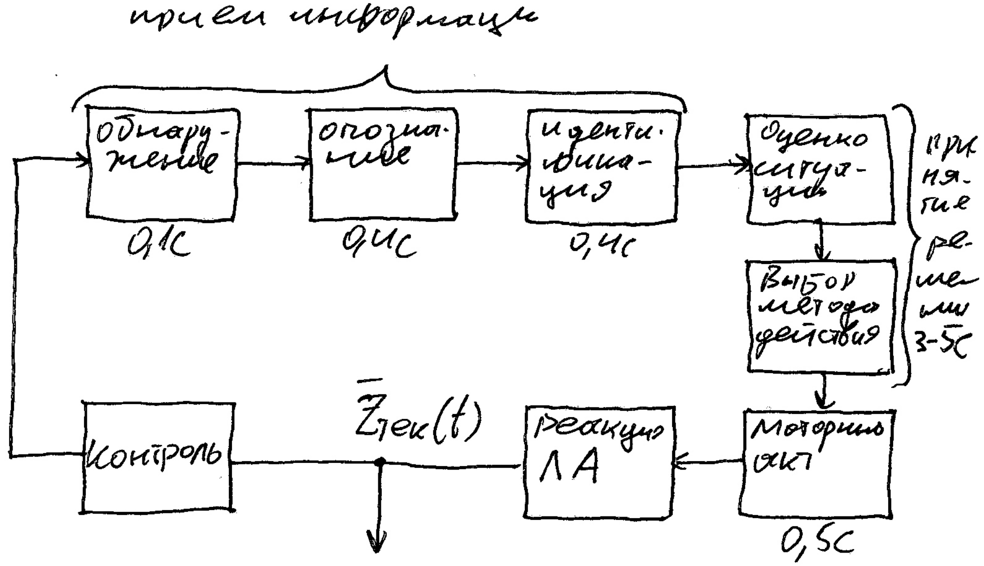
Необходимость автоматизации управления пилотируемого ЛА.



Некоторые психофизиологические аспекты деятельности летчика в полете.

- прием информации;
- принятие решения;
- перемещение рычагов управления (моторный акт)





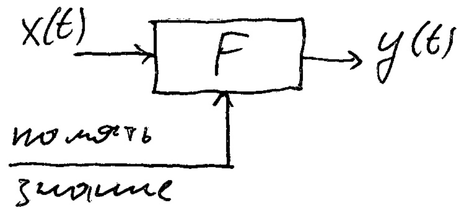
Принятие решения

Самый низкий ранг сложности задачи: дедуктивные решения

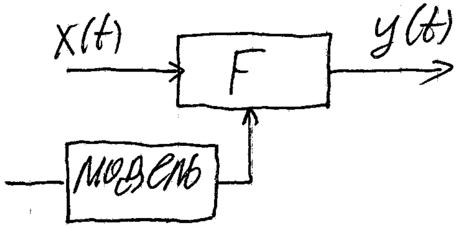
$y_i(t) = F x(t)$ ↓вх. инф.

F – руководящее правило

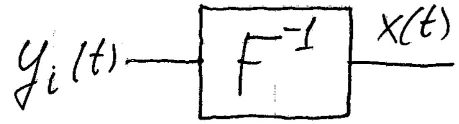
- логическая дедукция (примитивная);
- оптимизирующая дедукция



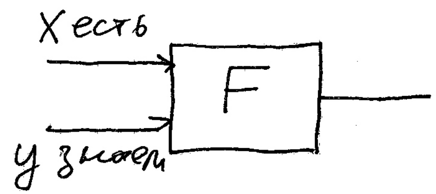
- адаптивная дедукция



Второй ранг сложности решения задач – абдуктивные решения



Третий ранг: индуктивные решения



(определить F)

Четвертый ранг: прогнозические решения

$$t_{пр} = \sum_{1}^{3} t_i + \sum_{1}^{2} \Delta t_j$$

t_1 – вхождение в данную ситуацию

t_2 – оценка ситуации

t_3 – принятие решения

Δt_1 – время треб. на перемещение ручного управлени.

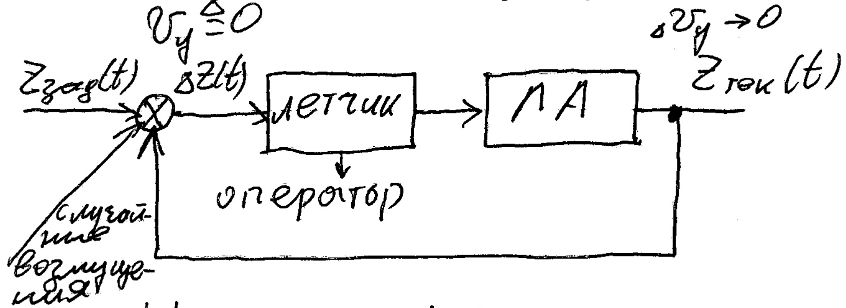
Δt_2 – реакция ЛА.

Моторный акт:

Усилия

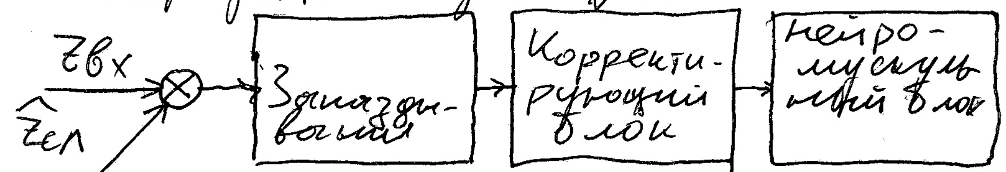
педали		1893Н	(193кгс)
ручка	толк.	338Н	(34,5кгс)
	тян.	405Н	(41,3кгс)
	влево	196Н	(20кгс)
	вправо	116Н	(11,8кгс)

Передаточная функция модели "летчика" при стабилизации ЛА.



$$H_{зад} \to \vartheta_y \triangleq 0$$

Когда летчик работает как оператор, то можно построить передаточную ф-ю



$f_{с.в.} \leq 1{,}5$ Гц

Визуальный вход $\xrightarrow{t_{вх} \le 1{,}5 T_y}$ $\boxed{e^{-\tau_л p}}$ $\rightarrow$ $\boxed{K_л \dfrac{(T_{л1} p + 1)}{T_{л2} p + 1}}$ $\rightarrow$ $\boxed{\dfrac{1}{T_{л3} p + 1}}$ $\rightarrow$ кинестетический выход

$\dfrac{1}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}$

звено чистого запаздывания (латентный период реакции человека)

$\tau_{тактильн.} \cong 90$ мс

$\tau_{ак} = (125 \div 250)$ мс

$\tau_{топь} = (0{,}4 \div 0{,}8)$ с

$K_л = (3 \div 10)$

$T_{л1}$ - способность летчика к дифференцированию

$T_{л1} \le 1{,}0$ с

$T_{л2}$ - способность к интегрированию (управление запаздыванием)

$T_{л2} \le 20$ с

$T_{л3} \le (0{,}12 \div 0{,}2)$ с

Модель не учитывает наличие шумов, летчик не плавно управляет рычагом управления.

Пилотажные характеристики ЛА необходимые для управления летчиком.

1) Устойчивость движения свободного ЛА.

Неустойчивость КПДЛА не допустима;

Неустойчивость апериодической БПДЛА не допустима;

Неустойчивость колебательной составляющей бокового движения не допустимо