



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Приближенный анализ быстрого бокового движения

В полученной приближенной системе уравнений (17.20), описывающей быстрое боковое возмущенное движение, первые два уравнения описывают движение рыскания, третье уравнение — движение крена.

В силу сделанного допущения о малости угла атаки, движение рыскания можно рассматривать независимо от движения крена.

Если боковое возмущенное движение вызвано начальными возмущениями по углу скольжения или угловой скорости рыскания, его можно рассчитать, определив сначала β и ω_y из двух первых уравнений, а затем ω_x из третьего уравнения.

Характеристический определитель изолированного движения рыскания будет иметь вид *

$$\lambda^2 + 2h_6\lambda + \omega_6^2 = 0,$$

$$\Delta = \begin{vmatrix} (\lambda - \bar{Z}^\beta) - 1 & \\ -\bar{M}_y^\beta & (\lambda - \bar{M}_y^{\omega_y}) \end{vmatrix}.$$

$$2h_6 = -(\bar{Z}^\beta + \bar{M}_y^{\omega_y});$$

$$\omega_B^2 \approx \frac{a_1}{a_3} > 0 \quad \text{и} \quad \left. \begin{matrix} h_6 > 0 \end{matrix} \right| \Rightarrow \text{всегда, когда } \bar{M}_y^{\omega_y} < 0$$

$$\omega_6^2 = -\bar{M}_y^\beta + \bar{Z}^\beta \bar{M}_y^{\omega_y}.$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Приближенный анализ быстрого бокового движения

В предыдущем разделе была рассмотрена структура бокового возмущенного движения и отмечено, что медленное спиральное движение не оказывает существенного влияния на устойчивость самолета, в то время как характеристики быстрого колебательного движения являются определяющими в оценке его возмущенного движения. Апериодическая составляющая быстрого движения на докритических углах атаки всегда носит быстро затухающий характер, и поэтому никаких специальных требований к ней не предъявляется.

невелики. Тогда считая $\cos \alpha = 1$, а $\sin \alpha = 0$, в первом уравнении системы (17.7) кроме слагаемого, содержащего угол крена, можно отбросить слагаемое, содержащее угловую скорость крена. Во втором уравнении можно пренебречь малой величиной $\tilde{M}_y^{\omega x}$, считая ее равной нулю.

Тогда собственное быстрое движение самолета можно описать системой уравнений следующего вида:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\beta} &= \bar{Z}^{\beta} \beta + \omega_y; & \dot{\omega}_y &= \tilde{M}_y^{\beta} \beta + \tilde{M}_y^{\omega y} \omega_y; \\ \dot{\omega}_x &= \tilde{M}_x^{\beta} \beta + \tilde{M}_x^{\omega x} \omega_x + \tilde{M}_x^{\omega y} \omega_y. \end{aligned} \right\} \quad (17.20)$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Приближенный анализ быстрого бокового движения

Корни уравнения

$$\lambda^2 + 2h_6\lambda + \omega_6^2 = 0, \quad \text{получаются комплексными}$$

$\Rightarrow$ движение носит колебательный характер.

$$\beta = Ae^{-h_6 t} \sin(\sqrt{\omega_6^2 - h_6^2} \cdot t + \varphi_1);$$

$$\omega_y = Be^{-h_6 t} \sin(\sqrt{\omega_6^2 - h_6^2} \cdot t + \varphi_2).$$

Подставив эти значения β и ω_y в третье уравнение системы

$$\dot{\beta} = \bar{Z}^\beta \beta + \omega_y; \quad \dot{\omega}_y = \tilde{M}_y^\beta \beta + \tilde{M}_y^{\omega_y} \omega_y;$$

$$\dot{\omega}_x = \tilde{M}_x^\beta \beta + \tilde{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \tilde{M}_x^{\omega_y} \omega_y.$$

получим неоднородное дифференциальное уравнение первого порядка, описывающее движение крена, вызванное возмущениями в канале рыскания. Характеристическое уравнение этого неоднородного уравнения будет иметь вид $\lambda - \bar{M}_x^{\omega_x} = 0$.

$$\lambda_1 = \bar{M}_x^{\omega_x}.$$

$$\omega_x = Ce^{+\lambda_1 t} + De^{-h_6 t} \sin(\sqrt{\omega_6^2 - h_6^2} \cdot t + \varphi_3).$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Приближенный анализ быстрого бокового движения

Большой корень определяет, таким образом, быстрое апериодическое движение крена.

Проанализируем подробнее составляющую быстрого бокового движения, определяемую движением рыскания. Если она имеет колебательный характер, то при малых углах атаки эти колебания всегда будут затухающими, так как $\bar{Z}^\beta < 0$, $\bar{M}_y^{\omega_y} < 0$. Неустойчивость движения может иметь только апериодический характер.

Устойчивость движения рыскания при малых углах атаки будет определяться неравенством $\omega_\sigma^2 > 0$ при

$$\omega_\sigma^2 = - \frac{S q l}{J_y} \sigma_\beta.$$

$$\sigma_\beta = m_y^\beta - \frac{c_z^\beta m_y^{\bar{\omega}_y}}{2\mu_\sigma}.$$

По аналогии с продольным движением σ_β можно назвать степенью статической устойчивости по каналу рыскания.



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Изолированное движение рыскания

В первом уравнении системы (17.20), слайд 34, отсутствует $\omega_x \Rightarrow$

$$(*) \quad \begin{cases} \dot{\beta} = \omega_y + \frac{C_z^\beta qS}{mV_0} \beta + \frac{C_z^{\delta_H} qS}{mV_0} \delta_H, \\ \dot{\omega}_y = \bar{M}_{\mathcal{Y}}^\beta \beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}^{\delta_H} \delta_H. \end{cases}$$

Структура уравнений такая же, как и в продольном короткопериодическом движении. В частности, угол скольжения соответствует углу атаки, угловая скорость рыскания соответствует угловой скорости тангажа, а руль направления соответствует рулю высоты. Как и в случае продольного коротко-периодического движения силой, возникающей при отклонении органа управления пренебрегаем, т.е. считаем $(dC_z/d\delta_H) \rightarrow 0$ и получаем:

$$\omega_y = \beta - \frac{C_z^\beta qS}{mV_0} \beta. \quad (1)$$

Продифференцировав это выражение по времени, получаем

$$\dot{\omega}_y = \dot{\beta} - \frac{C_z^\beta qS}{mV_0} \dot{\beta}. \quad (2)$$



Изолированное движение рыскания

Подставляем во второе уравнение системы (*) выражение для производной угловой скорости рыскания (2) и, учитывая (1), получаем:

$$\ddot{\beta} - \frac{C_z^\beta q S}{m V_0} \dot{\beta} = \bar{M}_y^\beta \beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \left(\dot{\beta} - \frac{C_z^\beta q S}{m V_0} \beta \right) + \bar{M}_y^{\delta_H} \delta_H \Rightarrow$$

$$\ddot{\beta} + \left(-\bar{M}_y^{\omega_y} - \frac{C_z^\beta q S}{m V_0} \right) \dot{\beta} + \left(-\bar{M}_y^\beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \frac{C_z^\beta q S}{m V_0} \right) \beta = \bar{M}_y^{\delta_H} \delta_H$$

Очевидно, что уравнение является уравнением колебательного звена:

$$\dot{x} + 2\xi\omega_\zeta \dot{x} + \omega_\zeta^2 x = u$$

$$\omega_\zeta = \sqrt{-\bar{M}_y^\beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \frac{C_z^\beta q S}{m V_0}}, \quad \xi_\zeta = \frac{1}{2\omega_\zeta} \left(-\bar{M}_y^{\omega_y} - \frac{C_z^\beta q S}{m V_0} \right)$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

В первом приближении, пренебрегая $\overline{M}_y^{\omega_y}$

$$\omega_{\bar{\sigma}} \approx \sqrt{-\frac{m_y^{\beta} SL}{2I_{yy}}} \sqrt{\rho(H)} V_0.$$

Собственная частота прямо пропорциональна квадратному корню из плотности воздуха и прямо пропорциональна скорости полета, качественно зависимость параметров от высоты и скорости полета такая же, как для продольного короткопериодического движения. Демпфирование (декремент затухания) прямо пропорциональна квадратному корню из плотности воздуха

$$\xi_{\bar{\sigma}} = -\frac{1}{4\omega_0} \frac{\rho V_0 SL^2}{I_{yy}} (m_y^{\bar{\omega}_y} + \frac{2C_z^{\beta} I_{yy}}{mL^2}) \sim \frac{\rho V_0}{\sqrt{\rho} V_0} \sim \sqrt{\rho(H)}, \Rightarrow$$

демпфирование не зависит от скорости и сильно падает с высотой

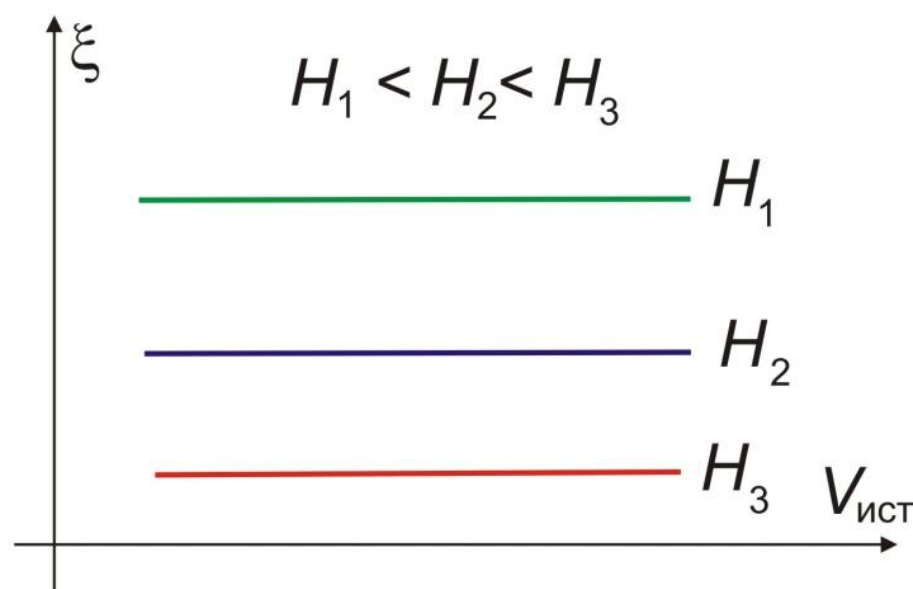
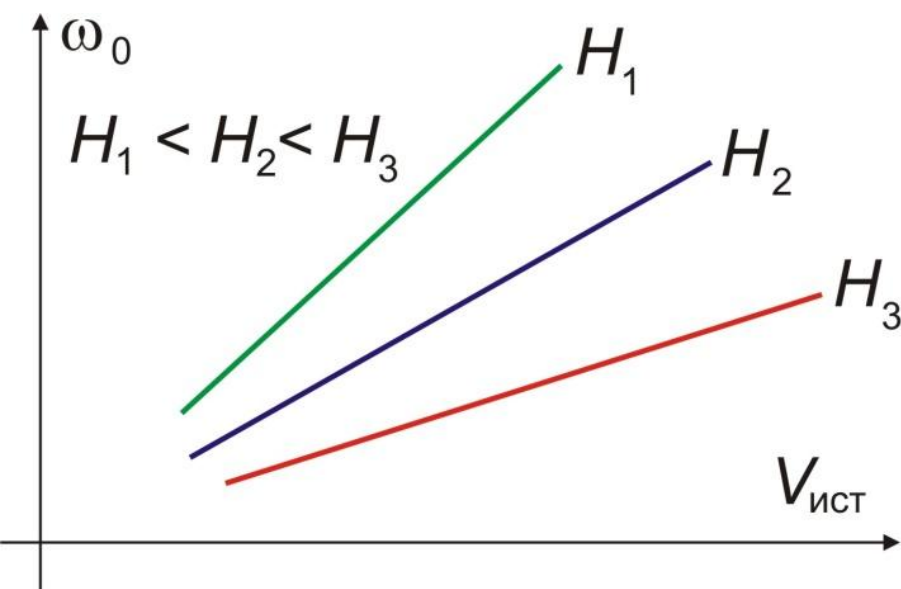


ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Зависимость собственной частоты от параметров самолета:
доминирующее влияние оказывает производная

$$\overline{M}_y^\beta$$

~~движение~~ устойчиво

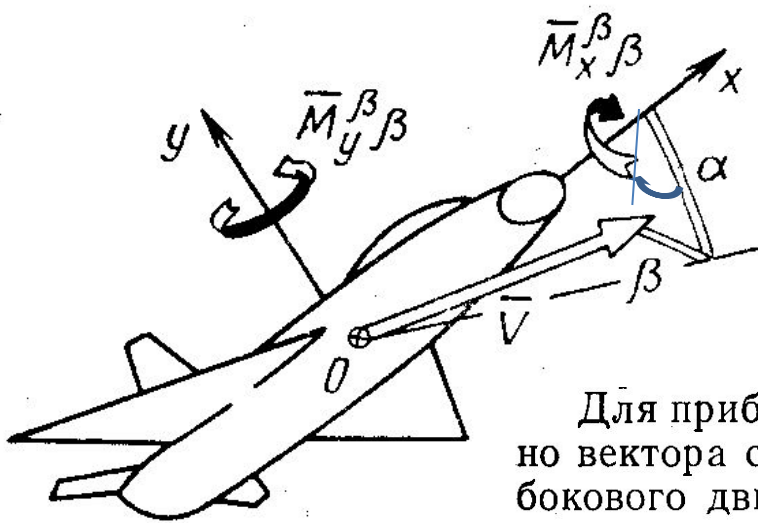


~~движение~~ β устойчиво ?

Всегда ли это справедливо?

– только при $\alpha \rightarrow 0$.

При полете на больших углах атаки, которые для современных самолетов могут достигать значений $\pi/6$ и более, существенное влияние на движение рыскания оказывает движение крена.



Боковая утойчивость $\Leftrightarrow$ обратная связь на $\downarrow |\beta|$.

Но устранения скольжения можно добиться:

- и при вращении отн –но оси OY ,
- и при вращении отн –но оси OX !!

Для приближенного определения движения самолета относительно вектора скорости полета V (изменения углов β и γ_c) уравнения бокового движения целесообразно преобразовать к полусвязанной системе координат.

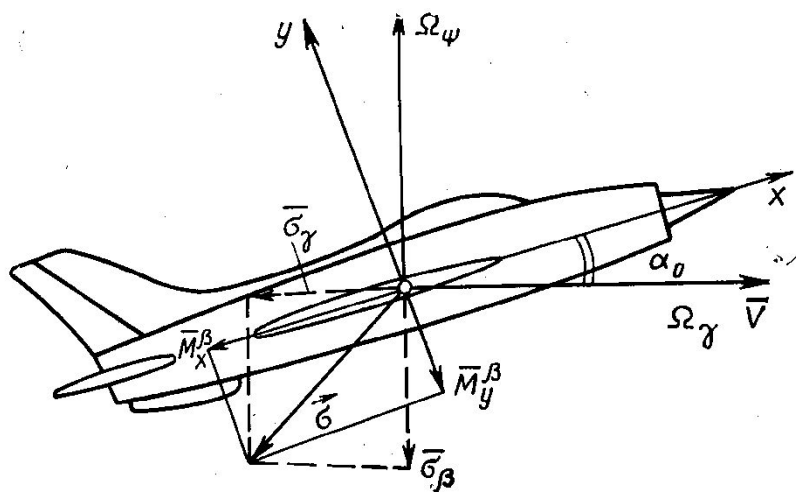


ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Угловые скорости крена и рыскания, а также угол крена связаны с ω_x , ω_y и γ следующим образом

$$\Omega_\psi = \omega_y \cos \alpha_0 + \omega_x \sin \alpha_0, \quad \Omega_\gamma = \omega_x \cos \alpha_0 - \omega_y \sin \alpha_0, \quad \gamma_a = \gamma \cos \alpha_0$$

Проводя преобразования системы уравнений



$$\dot{\beta} = \bar{Z}^\beta (\beta - \beta_\tau) + \omega_x \sin \alpha_0 + \omega_y \cos \alpha_0 + \frac{g}{V} \gamma \cos \vartheta_0 + \Delta \bar{Z}$$

$$\dot{\omega}_x = \bar{M}_x^\beta (\beta - \beta_\tau) + \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \Delta \bar{M}_x$$

$$\dot{\omega}_y = \bar{M}_y^\beta (\beta - \beta_\tau) + \bar{M}_y^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \Delta \bar{M}_y$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \omega_y \tan \vartheta_0$$

получим для случая исходного горизонтального полета при $\beta_\tau=0$ следующую систему уравнений:

$$\dot{\beta} = \bar{Z}^\beta \beta + \Omega_\psi + \frac{g}{V} \gamma_a + \Delta \bar{Z},$$

$$\dot{\Omega}_\psi = \bar{\sigma}_\beta \beta + \bar{M}_\psi^{\Omega_\psi} \Omega_\psi + \bar{M}_\psi^{\Omega_\gamma} \Omega_\gamma + \Delta \bar{M}_\psi,$$

$$\dot{\Omega}_\gamma = \bar{\sigma}_\gamma \beta + \bar{M}_\gamma^{\Omega_\psi} \Omega_\psi + \bar{M}_\gamma^{\Omega_\gamma} \Omega_\gamma + \Delta \bar{M}_\gamma,$$

$$\dot{\gamma}_a = \Omega_\gamma,$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

В системе

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \bar{Z}^{\beta} \beta + \Omega_{\psi} + \frac{g}{V} \gamma_a + \Delta \bar{Z}, \\ \dot{\Omega}_{\psi} = \bar{\sigma}_{\beta} \beta + \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\psi}} \Omega_{\psi} + \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\gamma}} \Omega_{\gamma} + \Delta \bar{M}_{\psi}, \\ \dot{\Omega}_{\gamma} = \bar{\sigma}_{\gamma} \beta + \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\psi}} \Omega_{\psi} + \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\gamma}} \Omega_{\gamma} + \Delta \bar{M}_{\gamma}, \\ \dot{\gamma}_a = \Omega_{\gamma}, \end{cases} \quad (15.6)$$

$$\bar{\sigma}_{\beta} = \bar{M}_y^{\beta} \cos \alpha_0 + \bar{M}_x^{\beta} \sin \alpha_0, \quad \bar{\sigma}_{\gamma} = \bar{M}_x^{\beta} \cos \alpha_0 - \bar{M}_y^{\beta} \sin \alpha_0,$$

$$\Delta \bar{M}_{\psi} = \Delta \bar{M}_y \cos \alpha_0 + \Delta \bar{M}_x \sin \alpha_0, \quad \Delta \bar{M}_{\gamma} = \Delta \bar{M}_x \cos \alpha_0 - \Delta \bar{M}_y \sin \alpha_0,$$

$\bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\psi}}, \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\gamma}}, \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\psi}}, \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\gamma}}$ - демпфирующие моменты в полусвязанной системе координат.

$$\bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\psi}} = \bar{M}_y^{\omega_y} \cos^2 \alpha_0 + (\bar{M}_y^{\omega_x} + \bar{M}_x^{\omega_y}) \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 + \bar{M}_x^{\omega_x} \sin^2 \alpha_0,$$

$$\bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\gamma}} = \bar{M}_y^{\omega_x} \cos^2 \alpha_0 + (\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_y^{\omega_y}) \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 - \bar{M}_x^{\omega_y} \sin^2 \alpha_0,$$

$$\bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\psi}} = \bar{M}_x^{\omega_y} \cos^2 \alpha_0 + (\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_y^{\omega_y}) \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 - \bar{M}_y^{\omega_x} \sin^2 \alpha_0,$$

$$\bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\gamma}} = \bar{M}_x^{\omega_x} \cos^2 \alpha_0 - (\bar{M}_x^{\omega_y} + \bar{M}_y^{\omega_x}) \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 + \bar{M}_y^{\omega_y} \sin^2 \alpha_0.$$

Выполняя преобразование Лапласа уравнений

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \bar{Z}^{\beta} \beta + \Omega_{\psi} + \frac{g}{V} \gamma_a + \Delta \bar{Z}, \\ \dot{\Omega}_{\psi} = \bar{\sigma}_{\beta} \beta + \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\psi}} \Omega_{\psi} + \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\gamma}} \Omega_{\gamma} + \Delta \bar{M}_{\psi}, \\ \dot{\Omega}_{\gamma} = \bar{\sigma}_{\gamma} \beta + \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\psi}} \Omega_{\psi} + \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\gamma}} \Omega_{\gamma} + \Delta \bar{M}_{\gamma}, \\ \dot{\gamma}_a = \Omega_{\gamma}, \end{cases}$$

при нулевых начальных условиях, получим:

$$\begin{bmatrix} p - \bar{Z}^{\beta} & -1 & 0 & -\frac{g}{V} \\ -\bar{\sigma}_{\beta} & p - \bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\psi}} & -\bar{M}_{\psi}^{\Omega_{\gamma}} & 0 \\ -\bar{\sigma}_{\gamma} & -\bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\psi}} & p - \bar{M}_{\gamma}^{\Omega_{\gamma}} & 0 \\ 0 & 0 & -1 & p \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta(p) \\ \Omega_{\psi}(p) \\ \Omega_{\gamma}(p) \\ \gamma(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Z}^{\delta_H} & 0 \\ \bar{M}_{\psi}^{\delta_H} & \bar{M}_{\psi}^{\delta_{\vartheta}} \\ \bar{M}_{\gamma}^{\delta_H} & \bar{M}_{\gamma}^{\delta_{\vartheta}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_H(p) \\ \delta_{\vartheta}(p) \end{bmatrix}.$$





ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Физическая
сущность

$$\bar{\sigma}_\beta = \bar{M}_y^\beta \cos \alpha_0 + \bar{M}_x^\beta \sin \alpha_0 ,$$

В системе

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\beta} = \omega_H + \frac{g}{V_0} \gamma + \frac{Z^\beta}{mV_0} \beta + \frac{1}{mV_0} (Z^{\delta_H} \delta + Z^{\delta_\Theta} \delta) , \\ \dot{\omega}_H = \bar{M}_y^\beta \beta + \bar{M}_y^{\omega_H} \omega_x + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^\delta \delta + \bar{M}_y^\delta \delta , \\ \dot{\omega}_H = \bar{M}_x^\beta \beta + \bar{M}_x^{\omega_H} \omega_x + \bar{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_x^\delta \delta + \bar{M}_x^\delta \delta \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \approx \omega_x , \end{array} \right.$$

отбросим из первого урав-

нения системы слагаемые, содержащие углы крена и скольжения. Эти слагаемые определяют поперечную силу. Их влияние на быстрое движение невелико, так как они определяют движение центра масс. Зато оставим в уравнении член, содержащий угловую скорость крена. Во втором и третьем уравнениях условно отбросим слагаемые, определяющие демпфирование.



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Тогда уравнения собственного быстрого движения будут иметь вид

$$\dot{\beta} \approx \cos \alpha \cdot \omega_y + \sin \alpha \cdot \omega_x; \quad \dot{\omega}_y \approx \overline{M}_y^{\beta} \beta; \quad \dot{\omega}_x \approx \overline{M}_x^{\beta} \beta.$$

Дифференцируя первое уравнение по времени и подставляя в него значение производных от угловых скоростей из двух последних

$$\ddot{\beta} - (\cos \alpha \overline{M}_y^{\beta} + \sin \alpha \overline{M}_x^{\beta}) \beta = 0.$$

Соответствующее характеристическое уравнение имеет вид

$$\lambda^2 - \left(\cos \alpha m_y^{\beta} + \sin \alpha m_x^{\beta} \frac{J_y}{J_x} \right) \frac{S q l}{J_y} = 0.$$

Оно не будет иметь положительных корней при условии

$$- \left(\cos \alpha m_y^{\beta} + \sin \alpha m_x^{\beta} \frac{J_y}{J_x} \right) > 0.$$

Но это и значит

$$\overline{\sigma}_{\beta} = \overline{M}_y^{\beta} \cos \alpha_0 + \overline{M}_x^{\beta} \sin \alpha_0 < 0$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Физическая сущность $\bar{\sigma}_\beta$

Рассмотрим систему уравнений в полусвязанной СК. С учетом демпфирования. Если демпфирование колебаний невелико, приближенно выполняется соотношение:

$$\Omega_\gamma / \Omega_\psi \approx \Omega_\gamma / \Omega_\psi \approx \bar{\sigma}_\gamma / \bar{\sigma}_\beta = k$$

Тогда, пренебрегая влиянием гравитационных сил, получим из первого и второго уравнений системы в ПСвСК приближенное уравнение для движения самолета по углу скольжения:

$$\ddot{\beta} - \left(\bar{M}_\psi^{\Omega_\psi} + k \bar{M}_\psi^{\Omega_\gamma} \right) \dot{\beta} - \bar{\sigma}_\beta \beta = 0.$$

Отсюда следует, что для колебательной устойчивости колебательного бокового движения необходимо выполнение (условия Гурвица) неравенств:

$$\bar{M}_\psi^{\Omega_\psi} + k \bar{M}_\psi^{\Omega_\gamma} < 0 \qquad \bar{\sigma}_\beta < 0$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Физическая сущность $\bar{\sigma}_\beta$

$$\bar{\sigma}_\beta = \frac{q S l}{J_y} \left(m_y^\beta \cos \alpha_0 + \frac{J_y}{J_x} m_x^\beta \sin \alpha_0 \right) = \frac{q S l}{J_y} \sigma_\beta < 0.$$

Т.к.
$$\ddot{\beta} - \left(\bar{M}_\psi^{\Omega_\psi} + k \bar{M}_\psi^{\Omega_\gamma} \right) \dot{\beta} - \bar{\sigma}_\beta \beta = 0,$$

частота колебательного движения по углу скольжения

определяется величиной $\bar{\sigma}_\beta$

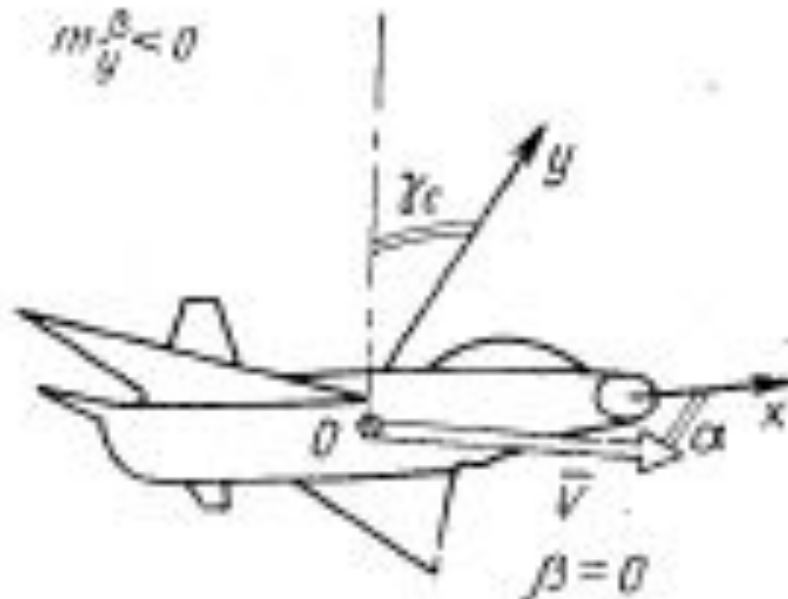
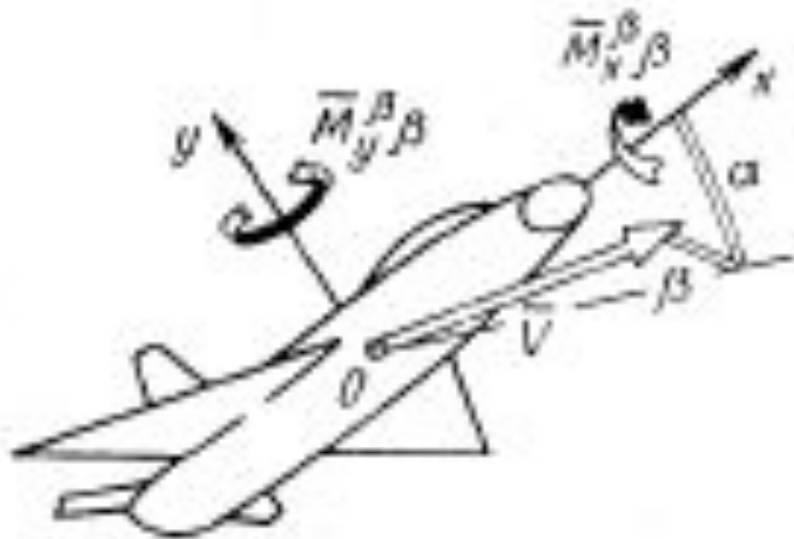
Она зависит от соотношения моментов инерции J_x и J_y и запасов путевой и поперечной статической устойчивости.

$\bar{\sigma}_\beta$ - коэффициент динамической устойчивости самолета по рысканию



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Физическая картина движения при возмущении по углу скольжения

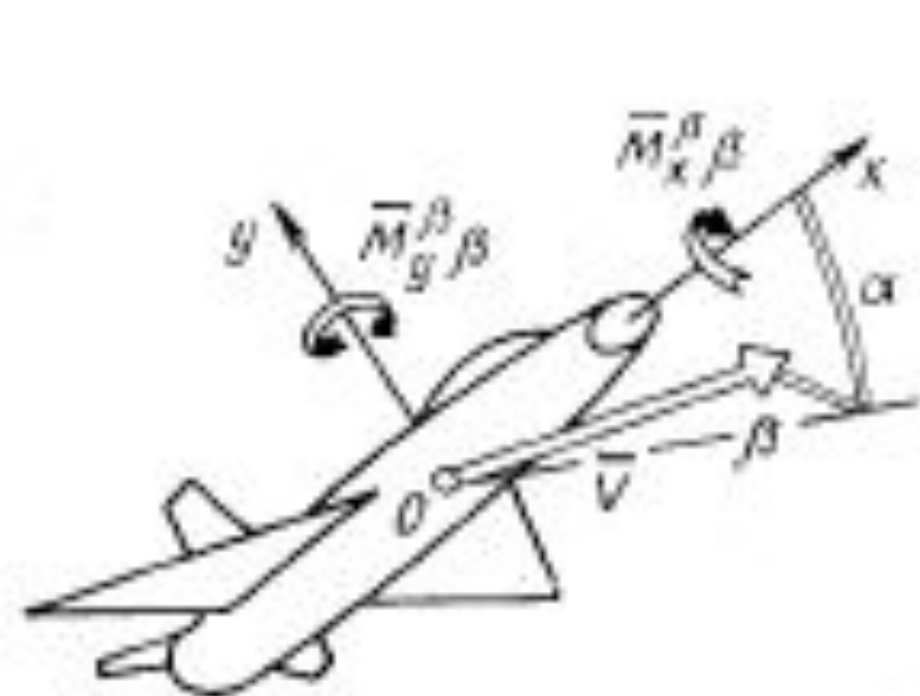


α

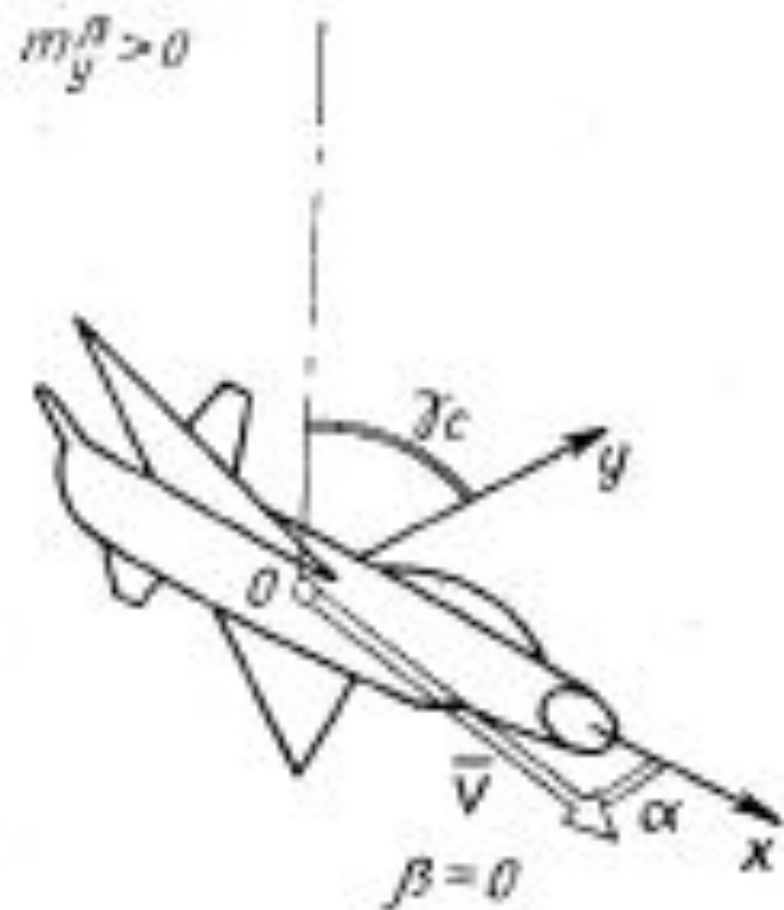


ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Физическая картина движения при возмущении по углу скольжения



δ



$$\vec{\sigma} = i\vec{m}_x^{\beta} + j\vec{m}_y^{\beta},$$

и изолированного
лежать под векто-

Неустойчиво

Устойчиво

β

$\dot{\beta}(0)$

$\sigma_{\beta} \cdot \beta(t)$

σ_{β}

α_0

x

y

$V_{пот}$

a





Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Управление боковым движением самолета осуществляется, как правило, органами путевого и поперечного управления. Органом путевого управления является руль направления, органами поперечного управления являются элероны, дифференциально отклоняемые рули высоты, интерцепторы. Чаще на самолете используют один из способов поперечного управления, иногда для увеличения эффективности управления самолеты снабжают несколькими видами органов поперечного управления (элероны и интерцепторы, элероны и дифференциальные рули и т. д.). Отклонение органов путевого и поперечного управления позволяет изменять направление полета, ориентацию самолета относительно Земли и вектора скорости, а также сохранять прямолинейную траекторию при полете с боковым ветром и несимметричной тягой. Изменение направления полета осуществляется, как правило, отклонением органов поперечного управления и кренением самолета, реже отклонением руля направления и созданием скольжения.



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Из всех органов управления боковым движением основными являются органы поперечного управления. Ими снабжены все самолеты, и используются эти органы при самых разнообразных маневрах. Руль направления играет вспомогательную роль или для ликвидации скольжения при правильном вираже, или для компенсации момента при несимметричной тяге и боковом ветре. Несмотря на то, что органы поперечного или путевого управления предназначены для изменения момента относительно продольной или нормальной связанных осей самолета, в действительности отклонение каждого органа приводит к изменению моментов относительно и той и другой оси. Так при отклонении элеронов наряду с моментом крена возникает момент рыскания. Это усложняет реакцию самолета на отклонение каждого органа управления боковым движением. Управляемое движение при этом сопровождается одновременно и креном и рысканием. Летчиком такая реакция самолета воспринимается, как удовлетворительная, в зависимости от величины, направления отдельных компонентов бокового движения и соотношения между ними.

Полагая, что за связанные оси координат приняты главные оси инерции самолета, будем анализировать реакцию самолета на отклонение органов поперечного управления δ_a и руля направления δ_n .



Передаточные функции самолета в боковом движении

$$\dot{\beta} = \bar{Z}^{\beta} \beta + \cos \alpha \omega_y + \sin \alpha \omega_x + \frac{g}{V} \cos \vartheta \gamma + \bar{Z}^{\delta_H} \delta_H + \bar{Z}^{\delta_z} \delta_z;$$

$$\dot{\omega}_y = \tilde{M}_y^{\beta} \beta + \tilde{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \tilde{M}_y^{\omega_x} \omega_x + \tilde{M}_y^{\delta_H} \delta_H + \tilde{M}_y^{\delta_z} \delta_z; \quad (17.7)$$

$$\dot{\omega}_x = \tilde{M}_x^{\beta} \beta + \tilde{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \tilde{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \tilde{M}_x^{\delta_H} \delta_H + \tilde{M}_x^{\delta_z} \delta_z;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta \omega_y.$$

После преобразования по Лапласу системы дифференциальных уравнений бокового управляемого движения самолета (17.7) получим систему неоднородных алгебраических уравнений первого порядка. Неизвестными в этой системе будут изображения параметров бокового возмущенного движения, вызванного отклонением органов управления боковым движением $\beta(p)$, $\omega_y(p)$, $\omega_x(p)$, $\gamma(p)$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

$$\begin{aligned} (p - \bar{Z}^\beta) \beta(p) - \cos \alpha \omega_y(p) - \sin \alpha \omega_x(p) - \\ - \frac{g}{V} \cos \vartheta \gamma(p) = \bar{Z}^{\delta_H} \delta_H(p); \\ - \bar{M}_y^\beta \beta(p) - (p - \bar{M}_y^{\omega_y}) \omega_y(p) - \\ - \bar{M}_y^{\omega_x} \omega_x(p) = \bar{M}_y^{\delta_H} \delta_H(p) + \bar{M}_y^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta(p); \\ - \bar{M}_x^\beta \beta(p) - \bar{M}_x^{\omega_y} \omega_y(p) + (p - \bar{M}_x^{\omega_x}) \times \\ \times \omega_x(p) = \bar{M}_x^{\delta_H} \delta_H(p) + \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta(p); \\ \operatorname{tg} \vartheta \omega_y(p) - \omega_x(p) + p \gamma(p) = 0. \end{aligned} \quad (17.34)$$

Задавшись одним из управляющих воздействий δ_i и полагая остальные воздействия равными нулю, приведем правые части уравнений к виду

$$\bar{Z}^{\delta_i} \delta_i(p), \bar{M}_y^{\delta_i} \delta_i(p), \bar{M}_x^{\delta_i} \delta_i(p).$$



Решение системы (17.34) будет иметь следующий вид:

$$\beta(p) = \frac{\Delta_\beta}{\Delta}; \quad \omega_y(p) = \frac{\Delta_{\omega y}}{\Delta}; \quad \omega_x(p) = \frac{\Delta_{\omega x}}{\Delta}; \quad \gamma(p) = \frac{\Delta_\gamma}{\Delta}.$$

Здесь Δ — определитель системы. Он представляет собой полином четвертой степени, подобный левой части характеристического уравнения (17.10); Δ_β , $\Delta_{\omega x}$, $\Delta_{\omega y}$, Δ_γ — определители, в которых соответствующие столбцы заменены правыми частями уравнений (17.34). Раскрыв эти определители, получим полиномы второй степени вида $(b_{2i}p^2 + b_{1i}p + b_{0i}) \delta_i(p)$.

$$b_2 = a_3; \quad b_1 = a_2; \quad b_0 = a_1.$$

Передаточные функции, характеризующие реакцию самолета на управляющие воздействия, будут выражаться следующим образом:

$$W_{y_i/\delta_i} = \frac{y_i(p)}{\delta_i(p)} = \frac{b_{2i}p^2 + b_{1i}p + b_{0i}}{p^4 + a_3p^3 + a_2p^2 + a_1p + a_0}. \quad (17.35)$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

$$W_{y_i/\delta_i} = \frac{y_i(p)}{\delta_i(p)} = \frac{b_{2i}p^2 + b_{1i}p + b_{0i}}{p^4 + a_3p^3 + a_2p^2 + a_1p + a_0}.$$

$$a_3 = -\bar{Z}^\beta - \tilde{M}_y^{\omega y} - \tilde{M}_x^{\omega x} = -\frac{g}{V} n_z^\beta - \tilde{M}_y^{\omega y} - \tilde{M}_x^{\omega x};$$

$$a_2 = -\tilde{M}_y^\beta \cos \alpha - \tilde{M}_x^\beta \sin \alpha + \bar{Z}^\beta \tilde{M}_y^{\omega y} + \tilde{M}_x^{\omega x} (\bar{Z}^\beta + \tilde{M}_y^{\omega y}) - \tilde{M}_x^{\omega y} \tilde{M}_y^{\omega x};$$

$$a_1 = \tilde{M}_y^\beta \tilde{M}_x^{\omega x} \cos \alpha - \bar{Z}^\beta (\tilde{M}_y^{\omega y} \tilde{M}_x^{\omega x} - \tilde{M}_y^{\omega x} \tilde{M}_x^{\omega y}) -$$

$$- \tilde{M}_x^\beta \cos \alpha \left(\tilde{M}_y^{\omega x} + \frac{g}{V} \right) - \sin \alpha \left(\tilde{M}_y^\beta \tilde{M}_x^{\omega y} + \frac{g}{V} \tilde{M}_x^\beta - \frac{g}{V} \tilde{M}_y^\beta \right);$$

$$a_0 = -\frac{g}{V} \left[\tilde{M}_y^\beta (\cos \alpha \tilde{M}_x^{\omega y} + \sin \alpha \tilde{M}_x^{\omega x}) - \tilde{M}_x^\beta (\sin \alpha \tilde{M}_y^{\omega x} + \cos \alpha \tilde{M}_y^{\omega y}) \right].$$

Передаточные функции в форме (17.35) позволяют определить реакцию самолета на управляющие воздействия в виде отклонения элеронов, руля направления, органов НУБС с большой точностью, но при этом из-за сложности этих функций качественный анализ характеристик управляемости невозможен. Поэтому в дальнейшем будем пользоваться упрощенными передаточными функциями, полученными путем упрощения системы уравнений (17.34),⁶



В качестве первого шага на пути упрощения математической модели бокового движения отбросим из первого уравнения слагаемое, содержащее силу тяжести. Далее будем считать $\bar{Z}^{\delta_H} = 0$, т. е. будем пренебрегать поперечной аэродинамической силой, возникающей при отклонении руля направления. Эти силы влияют на медленное траекторное движение. Поэтому при исследовании управляемости, характеристики которой определяются, главным образом, быстрым движением, ими можно пренебречь. При сделанных допущениях первые три уравнения системы (17.34) могут решаться независимо от последнего, т. е. порядок полинома в знаменателях передаточных функций понизится на единицу и знаменатель может быть представлен в виде

$$\Delta = (p - p_{кр}) (p^2 + 2h_{\delta} p + \omega_{\delta}^2), \quad (17.36)$$

где $p_{кр} = \lambda_1 = \bar{M}_x^{\omega_x}$ — большой действительный корень, определяющий апериодическое движение крена; h_{δ} , ω_{δ} — коэффициенты, определяющие затухание и частоту боковых колебаний.



Реакция самолета на отклонение органов поперечного управления

Органы поперечного управления служат для создания момента относительно продольной оси самолета OX ($M_x^{\delta} \delta$), но, в общем случае, они создают не только этот момент, но и момент $M_y^{\delta} \delta$.

Направление этого момента и его величина могут существенно меняться, оказывая влияние различного характера на поперечную управляемость самолета, т. е. на то, как самолет реагирует на отклонение органов поперечного управления.

Чтобы проанализировать это влияние, опишем движение самолета при отклонении элеронов (или других органов поперечного управления) на угол δ_ϵ с помощью следующей упрощенной системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= \bar{Z}^{\beta} \beta + \omega_y; \\ \dot{\omega}_y &= \bar{M}_y^{\beta} \beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon; \\ \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^{\beta} \beta + \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon.\end{aligned}\tag{17.37}$$

управляемость самолета, т. е. на то, как самолет реагирует на отклонение органов поперечного управления.

Чтобы проанализировать это влияние, опишем движение самолета при отклонении элеронов (или других органов поперечного управления) на угол δ_α с помощью следующей упрощенной системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= \bar{Z}^\beta \beta + \omega_y; \\ \dot{\omega}_y &= \bar{M}_y^\beta \beta + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^{\delta_\alpha} \delta_\alpha; \\ \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^\beta \beta + \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_\alpha} \delta_\alpha.\end{aligned}\tag{17.37}$$

При сделанных допущениях связь движения рыскания и крена определяется только за счет моментов от отклонения органов поперечного управления.

После преобразования уравнений (17.37) получим

$$\begin{aligned}(p - \bar{Z}^\beta) \beta(p) - \omega_y(p) &= 0; \\ -\bar{M}_y^\beta \beta(p) + (p - \bar{M}_y^{\omega_y}) \omega_y(p) &= \bar{M}_y^{\delta_\alpha} \delta_\alpha(p); \\ -\bar{M}_x^\beta \beta(p) + (p - \bar{M}_x^{\omega_x}) \omega_x(p) &= \bar{M}_x^{\delta_\alpha} \delta_\alpha(p).\end{aligned}\tag{17.38}$$



$$\begin{aligned}(p - \bar{Z}^\beta) \beta(p) - \omega_y(p) &= 0; \\ -\bar{M}_y^\beta \beta(p) + (p - \bar{M}_y^{\omega_y}) \omega_y(p) &= \bar{M}_y^{\delta_\beta} \delta_\beta(p); \\ -\bar{M}_x^\beta \beta(p) + (p - \bar{M}_x^{\omega_x}) \omega_x(p) &= \bar{M}_x^{\delta_\beta} \delta_\beta(p).\end{aligned}\tag{17.38}$$

Составим и раскроем определитель системы Δ

$$\begin{aligned}\Delta &= \begin{vmatrix} (p - \bar{Z}^\beta) & -1 & 0 \\ -\bar{M}_y^\beta & (p - \bar{M}_y^{\omega_y}) & 0 \\ -\bar{M}_x^\beta & 0 & (p - \bar{M}_x^{\omega_x}) \end{vmatrix} = \\ &= (p - p_{кр}) (p^2 + 2h_6 p + \omega_6^2).\end{aligned}\tag{17.39}$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

$$\Delta = \begin{vmatrix} (p - \bar{Z}^\beta) & -1 & 0 \\ -\bar{M}_y^\beta & (p - \bar{M}_y^{\omega y}) & 0 \\ -\bar{M}_x^\beta & 0 & (p - \bar{M}_x^{\omega x}) \end{vmatrix} =$$
$$= (p - p_{кр}) (p^2 + 2h_6 p + \omega_6^2).$$

$$p_{кр} = \bar{M}_x^{\omega x};$$

$$2h_6 = -(\bar{Z}^\beta + \bar{M}_y^{\omega y}) = -\left(\frac{g}{V} n_Z^\beta + \bar{M}_y^{\omega y}\right);$$

$$\omega_6^2 = -\bar{M}_y^\beta + \bar{Z}^\beta \bar{M}_y^{\omega y} = -\bar{M}_y^\beta + \frac{g}{V} n_Z^\beta \bar{M}_y^{\omega y}.$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Поперечная управляемость самолета оценивается как удовлетворительная только в том случае, если знак ω_x противоположен знаку δ_ϑ и максимальная величина угловой скорости крена не менее $0,25 \dots 0,3$ 1/с.

Для определения передаточной функции $W_{\omega_x \delta_\vartheta} = \frac{\omega_x(p)}{\delta_\vartheta(p)} = \frac{\Delta_{\omega_x}}{\Delta}$ составим определитель Δ_{ω_x} , заменив последний столбец определителя Δ правыми частями уравнений (17.38)

$$\Delta_{\omega_x} = \begin{vmatrix} (p - \bar{Z}^\beta) & -1 & 0 \\ -\bar{M}_y^\beta & (p - \bar{M}_y^{\omega_y}) & \bar{M}_y^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta(p) \\ -\bar{M}_x^\beta & 0 & \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta(p) \end{vmatrix} =$$
$$= \delta_\vartheta \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} (p^2 + 2h_\beta p + \omega_1^2), \quad (17.40)$$

$$\text{где } \omega_1^2 = \omega_\beta^2 + \bar{M}_x^\beta \frac{\bar{M}_y^{\delta_\vartheta}}{\bar{M}_x^{\delta_\vartheta}}$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Следовательно, искомая передаточная функция будет иметь следующий вид:

$$W_{\omega_x \delta_{\vartheta}} = \frac{\overline{M}_x^{\delta_{\vartheta}} (p^2 + 2h_{\delta} p + \omega_1^2)}{(p - \overline{M}_x^{\omega_x}) (p^2 + 2h_{\delta} p + \omega_{\delta}^2)}. \quad (17.41)$$

С помощью выражения (17.41) легко установить характер реакции самолета по угловой скорости крена на отклонение органов поперечного управления.

Как видим, решающее значение здесь имеет отношение квадратов частот ω_1^2 и ω_{δ}^2 . Если эти частоты равны, а это возможно, когда отклонение элеронов не вызывает изменения угла рыскания ($M_y^{\delta_{\vartheta}} = 0$) или когда самолет нейтрален в отношении поперечной статической устойчивости ($M_x^{\beta} = 0$), при отклонении элеронов или иных органов поперечного управления в соответствии с принятыми допущениями ($\sin \alpha = 0$, $m_y^{\omega_x} = 0$, $m_r^{\omega_y} = 0$) будет иметь место изолированное движение крена.



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Передаточная функция по угловой скорости крена будет иметь характер устойчивого апериодического звена с постоянной времени $T_{\vartheta} = -J_x / \bar{M}_x^{\omega x}$ и коэффициентом усиления $K_{\vartheta} = -\bar{M}_x^{\delta \vartheta} / \bar{M}_x^{\omega x}$

$$W_{\omega_x \delta_{\vartheta}} = \frac{K_{\vartheta}}{T_{\vartheta} p + 1}. \quad (17.42)$$

Переходный процесс после мгновенного отклонения элерона на один градус будет определяться формулой

$$\omega_x = \frac{K_{\vartheta}}{57,3} \left(1 - e^{-\frac{t}{T_{\vartheta}}} \right).$$

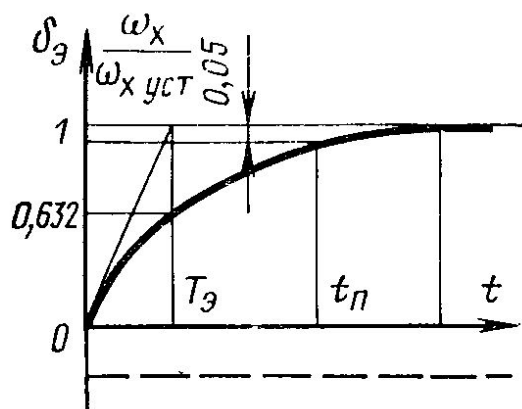


Рис. 17.2. Реакция на отклонение элеронов в изолированном движении крена:

— $\omega_x / \omega_{x \text{уст}}$; - - - δ_{ϑ}

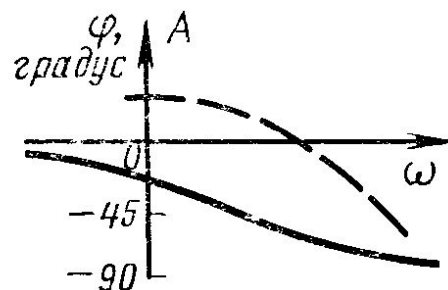


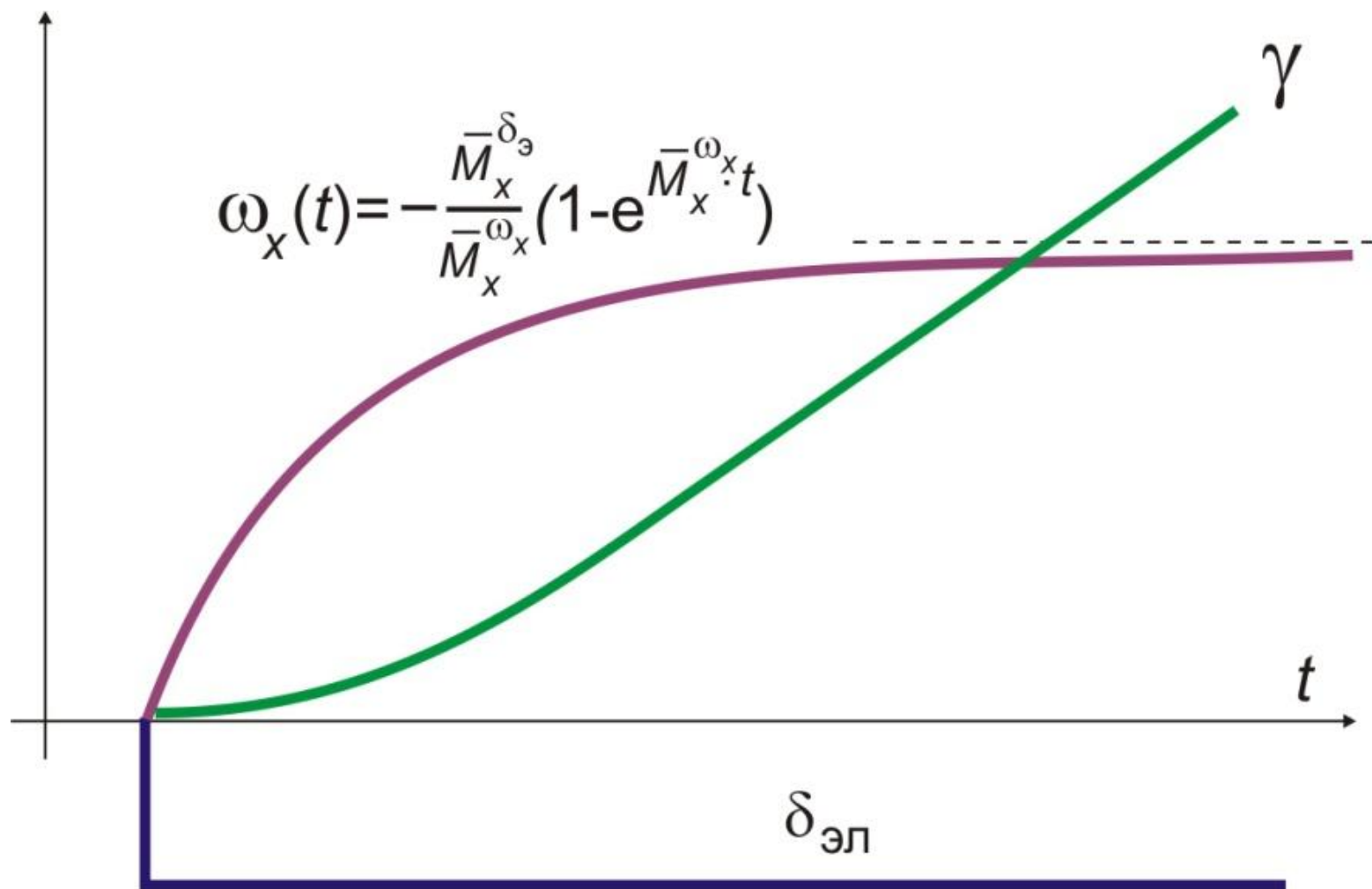
Рис. 17.3. Частотная характеристика самолета (канал крена):

- - - - - A; — φ



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением





Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Время этого переходного процесса t_{Π} , по истечении которого отличие угловой скорости крена от установившегося значения будет равно

5 %, определится из условия $e^{-\frac{t_{\Pi}}{T_{\vartheta}}} = 0,05$, откуда $t_{\Pi} = -\ln 0,05 \times T_{\vartheta} = 3T_{\vartheta}$.

Установившееся значение угловой скорости крена при отклонении элеронов на один радиан можно определить из передаточной функции (17.42). Подставляя в передаточную функцию $p = 0$, получим значение $\omega_x_{уст}$ при мгновенном отклонении элеронов на угол, равный единице (1 рад.):

$$\omega_x_{уст} = K_{\vartheta} = -\frac{\bar{M}_x^{\delta_{\vartheta}}}{\bar{M}_x^{\omega_x}}.$$

Определим как меняется постоянная времени крена и установившееся значение угловой скорости от высоты и скорости полета.

$$-1/T_{кр} = \lambda_{кр} = \bar{M}_x^{\omega_x} = -\frac{m_x^{\omega_x} q S L}{I_{xx}} = -\frac{m_x^{\bar{\omega}_x} q S L^2}{2V_0 I_{xx}} \sim \rho V_0.$$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Для горизонтального полета $mg = C_{ya \text{ гп}} q S$

скоростной напор оптимального режима горизонтального полета:

$$qS = mg / C_{ya \text{ max}} \Rightarrow T_{кр} = - \frac{2I_{xx}}{m_x^{\bar{\omega}_x} mg L^2} C_{ya K \text{ max}} V_0$$

При $\uparrow H \rightarrow V \uparrow \rightarrow T_{кр} \uparrow$



Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Так как угол крена равен интегралу от угловой скорости крена, реакция самолета по крену на ступенчатое (скачкообразное) отклонение органов поперечного управления при $\omega_1^2/\omega_\delta^2 = 1$ будет иметь вид, изображенный на рис. 17.4, а. В общем случае ω_1 и ω_δ в числителе и знаменателе передаточной функции (17.41) не равны, следовательно, реакция самолета по крену и угловой скорости крена на отклонение органов поперечного управления будет иной.

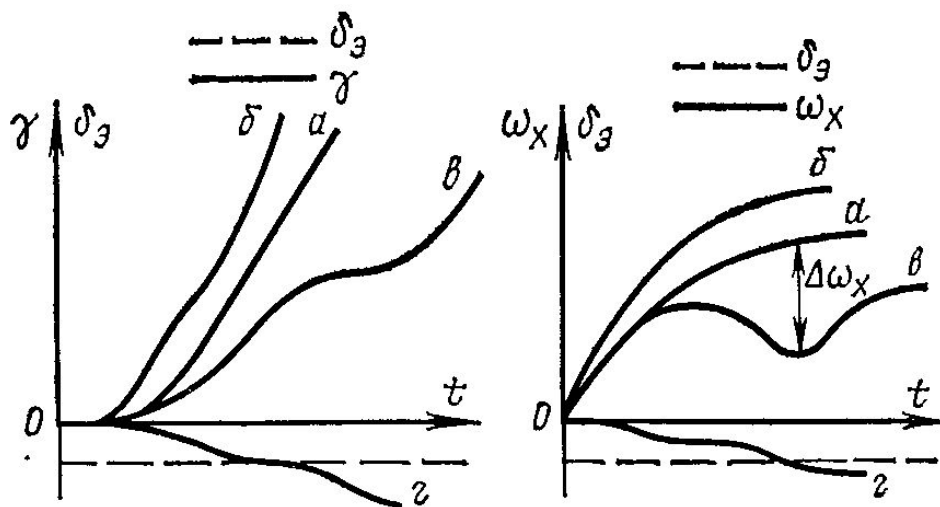


Рис. 17.4. Влияние взаимодействия крена и рыскания на поперечную управляемость:

$$a) \frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} = 1; \quad б) \frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} > 1; \quad в) \frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} < 1; \quad г) \frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} < 0$$

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

Пусть самолет обладает поперечной статической устойчивостью и при отклонении элеронов на положительный угол момент рыскания от элеронов тоже положителен ($\overline{M}_y^{\delta_a} > 0$). Тогда, имея в виду, что $\overline{M}_x^{\delta_a} < 0$, получим

$$\omega_1^2 = \omega_\delta^2 + \overline{M}_x^\beta \frac{\overline{M}_y^{\delta_a}}{\overline{M}_x^{\delta_a}} > \omega_\delta^2; \quad \frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} > 1. \quad (17.43)$$

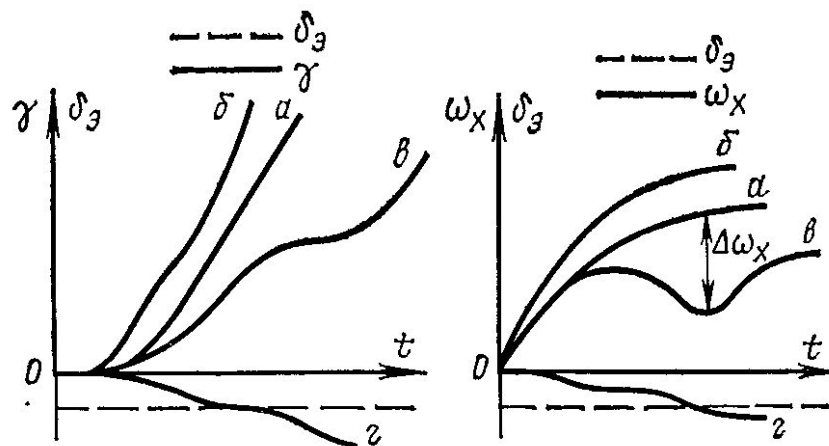


Рис. 17.4. Влияние взаимодействия крена и рыскания на поперечную управляемость:

а) $\frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} = 1$; б) $\frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} > 1$; в) $\frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} < 1$; г) $\frac{\omega_1^2}{\omega_\delta^2} < 0$



ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением

$$W_{\omega_x \delta_a} = \frac{\overline{M}_x^{\delta_a} (p^2 + 2h_6 p + \omega_1^2)}{(p - \overline{M}_x^{\omega_x}) (p^2 + 2h_6 p + \omega_6^2)}. \quad \omega_1^2 = \omega_6^2 + \overline{M}_x^{\beta} \frac{\overline{M}_y^{\delta_a}}{\overline{M}_x^{\delta_a}} > \omega_6^2; \quad \frac{\omega_1^2}{\omega_6^2} > 1.$$

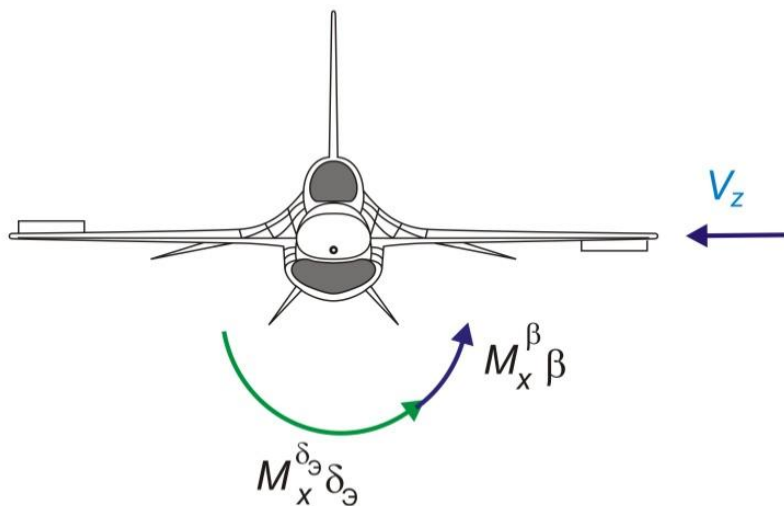
Из формул (17.41) и (17.43) следует, что установившаяся скорость крена возрастет по сравнению с предыдущим случаем из-за взаимодействия движений крена и рыскания. Произойдет как бы «подкрутка» самолета. На первый взгляд может показаться, что здесь возрастает эффективность управления и увеличение частоты ω_1 играет положительную роль, но это не так. При более или менее значительном увеличении отношения ω_1^2/ω_6^2 возникает раскачка самолета летчиком, управляемость самолета ухудшается.

Если производная $\overline{M}_y^{\delta_a}$ будет отрицательной, то при наличии у самолета поперечной статической устойчивости отношение ω_1^2/ω_6^2 будет меньше единицы. Угловая скорость крена при отклонении элеронов будет в этом случае меньше, и по мере уменьшения отношения частот наступает так называемое зависание самолета по крену, угловая скорость начинает падать, нарастание угла крена или замедляется, или прекращается совсем. Это ощущается летчиком, как падение эффективности поперечного управления.

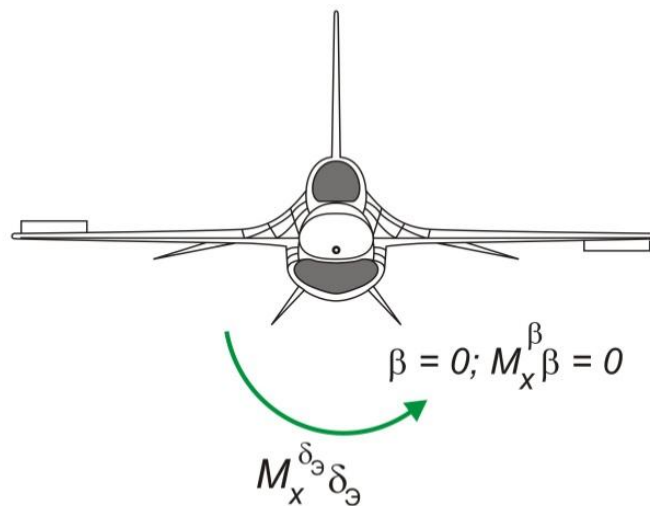


Если отношение частоты ω_1^2/ω_0^2 станет отрицательным, возникнет обратная реакция самолета на отклонение δ_z , что, безусловно, недопустимо. Объяснить влияние взаимодействия между движениями крена и рыскания на поперечную управляемость можно из простых физических соображений. Пусть у самолета, обладающего поперечной статической устойчивостью ($M_x^B < 0$), производная от момента рыскания по углу отклонения элеронов положительна. Тогда положительный угол δ_z приведет к возникновению положительного момента рыскания $M_y^{\delta_z} \delta_z$. Под действием этого момента самолет приобретает положительную скорость ω_y и, как следствие, положительное скольжение [см. уравнения (17.37)]. Из-за положительного скольжения возникает отрицательный момент крена $M_x^B \beta$, который, складываясь с отрицательным моментом $M_x^{\delta_z} \delta_z$, будет «подкручивать» самолет. При $M_y^{\delta_z} < 0$ и прочих равных условиях картина будет обратной. Момент $M_y^{\delta_z} \delta_z$ будет вызывать отрицательную скорость рыскания и отрицательное скольжение (на левое полукрыло). Вследствие этого скольжения возникает положительный момент крена $M_x^B \beta$, который будет тормозить движение крена или даже изменит его направление.

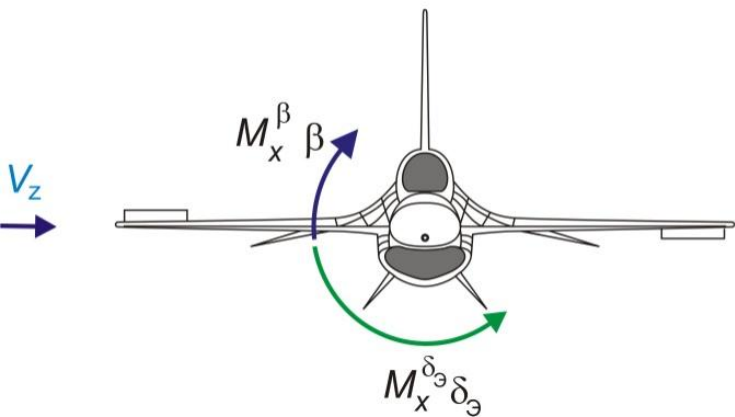
a) $\lambda^2 > 1$



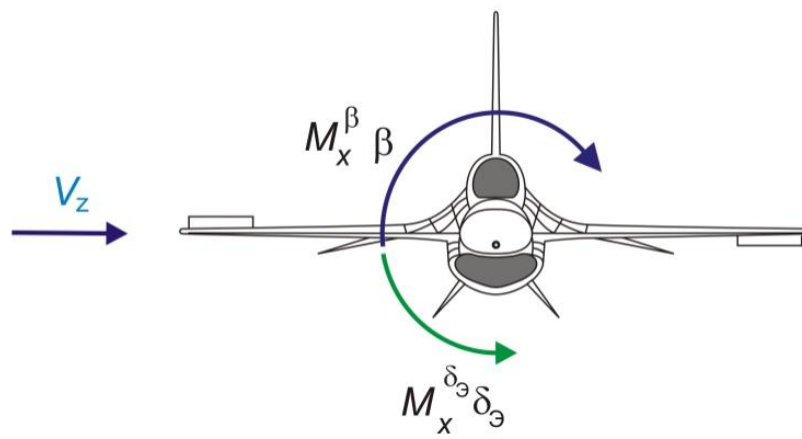
b) $\lambda^2 = 1$



c) $0 < \lambda^2 < 1$



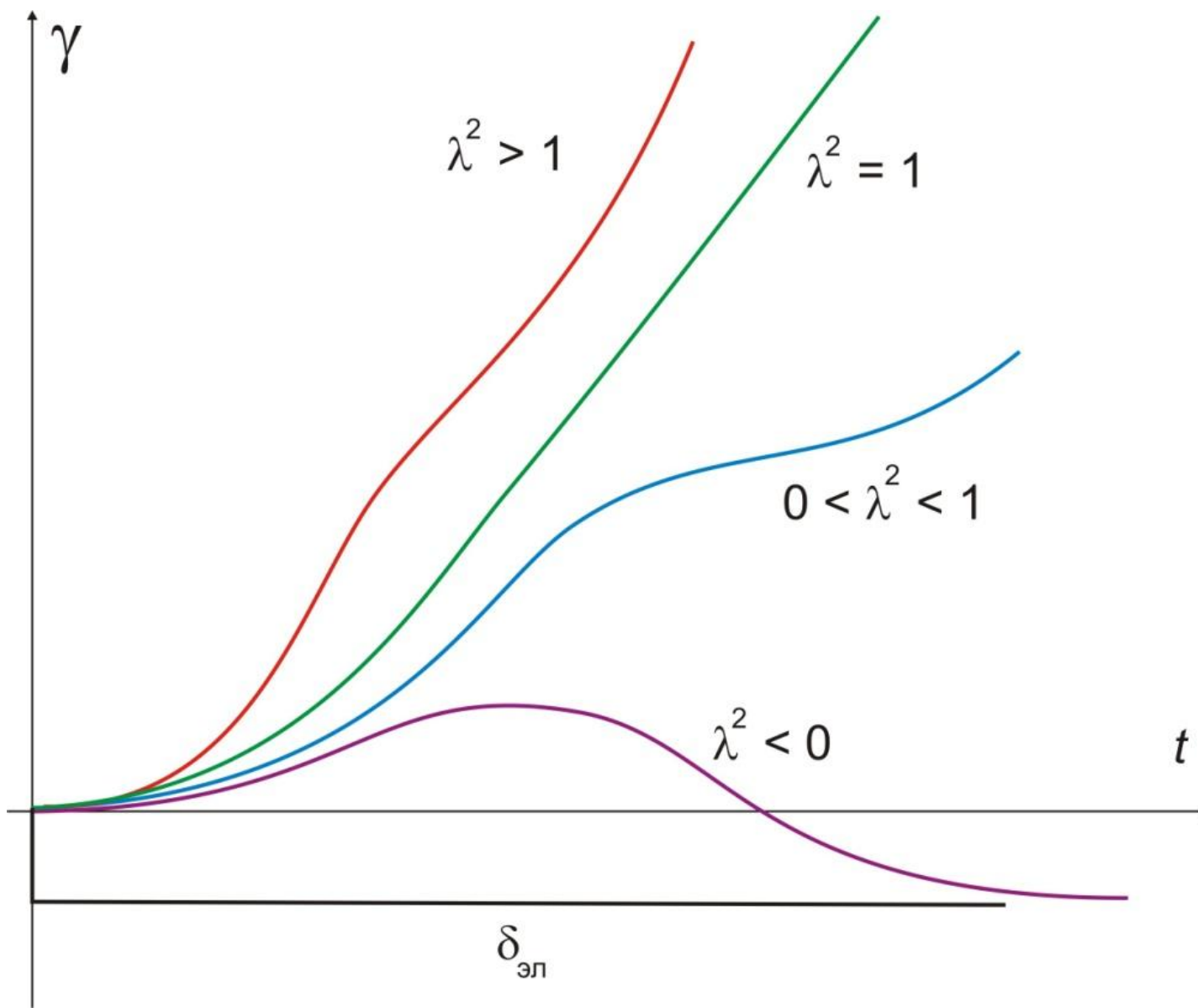
d) $\lambda^2 < 0$





ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

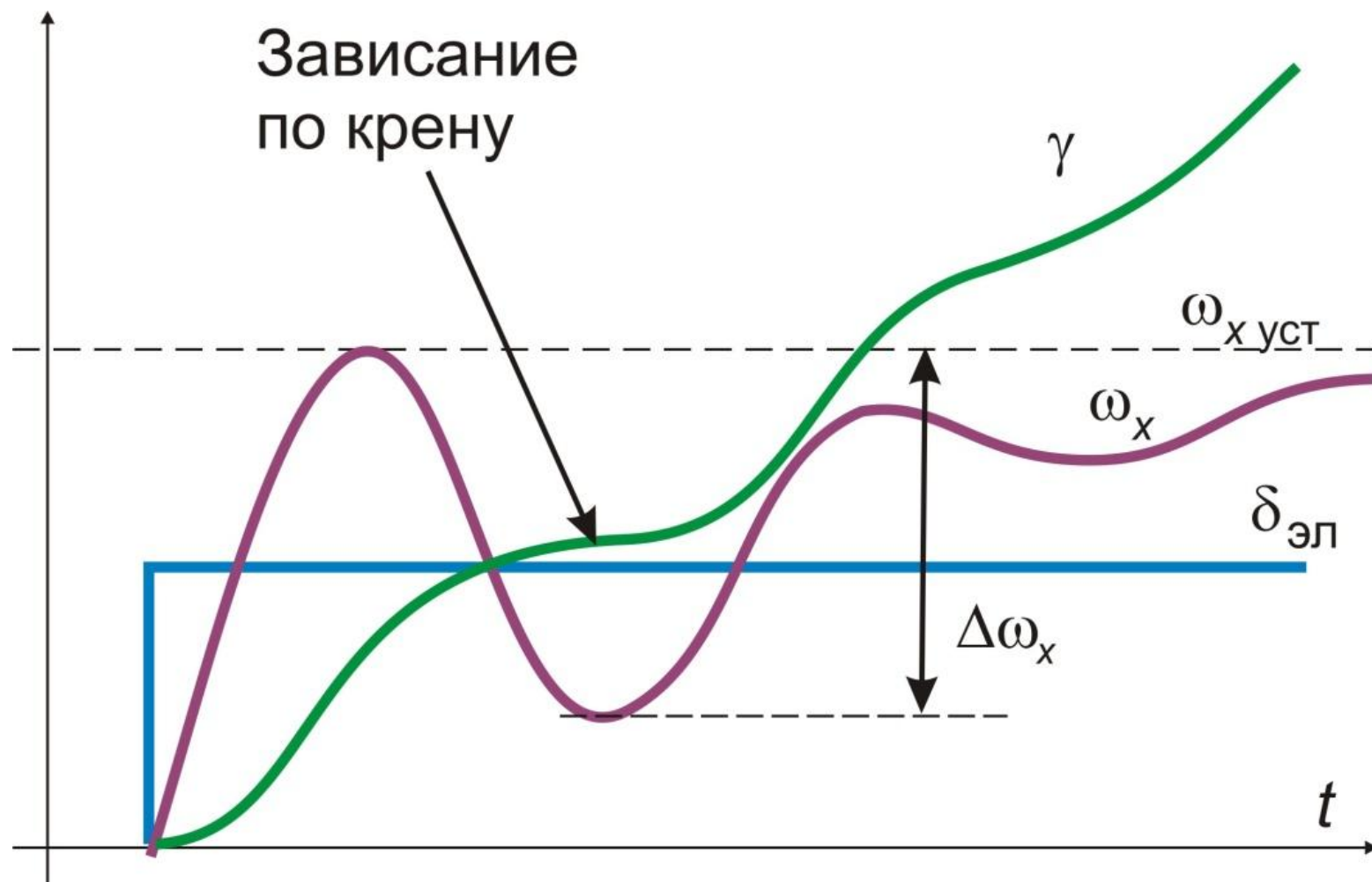
Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением





ДИНАМИКА БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Реакция самолета на отклонение органов управления боковым движением



$$\frac{\Delta\omega_x}{\omega_{x \text{ уст}}} < 0.5 - \text{нет зависания по крену}$$



влияет также кинематическая связь между движением крена и рыскания. Эта связь обусловлена наличием в уравнении сил для бокового движения самолета слагаемого $\sin \alpha \cdot \omega_x$. Чем больше угол атаки самолета, тем больше будет влияние движения крена на движение рыскания, больше угол скольжения и сильнее обратное влияние движения рыскания на движение крена. В отличие от предыдущего случая, кинематическая связь всегда оказывает тормозящее воздействие на движение крена, способствуя зависанию самолета по крену.

В итоге реакция самолета по крену на отклонение органов поперечного управления будет иметь вид, изображенный на рис. 17.4. Типичным для современных самолетов со стреловидными крыльями является наличие зависания по крену (см. рис. 17.4, в). Особенно значительно оно на больших углах атаки, когда поперечная статическая устойчивость возрастает, а путевая уменьшается. Производная от момента рыскания по углу отклонения элеронов на больших углах атаки отрицательна. При этом отношение квадратов частот ω_1^2/ω_0^2 будет меньше единицы. Летная практика показывает, что если уменьшение угловой скорости крена вследствие зависания будет значительным, то поперечная управляемость самолета оценивается, как неудовлетворительная. Так как повышение поперечной



статической устойчивости на больших углах атаки у современных самолетов со стреловидными крыльями неизбежно, уменьшать величину $\Delta\omega_x$ приходится путем увеличения поперечного демпфирования, которое уменьшает колебательность переходного процесса по угловой скорости крена.

Как видно из выражения (17.42), с увеличением демпфирующего момента крена, при прочих равных условиях, падает установившееся значение угловой скорости крена, а это ухудшает поперечную управляемость. В соответствии с Нормами летной годности установившаяся угловая скорость крена при полном отклонении органов поперечного управления пассажирского самолета не должна быть меньше 0,25 1/с. Для маневренных самолетов эта величина должна быть в несколько раз больше. Поэтому, увеличение поперечного демпфирования на больших углах атаки должно сопровождаться повышением эффективности поперечного управления, увеличением модуля величины $\overline{M}_x^{\delta_a}$. С этой целью иногда снабжают самолет несколькими органами поперечного управления. Например, наряду с основными органами управления — элеронами, на больших углах атаки могут подключаться интерцепторы или дифференциальные рули.