

1. КОНТРОЛЬНАЯ РАБОТА

Контрольная работа по дисциплине “Системы автоматического управления полетом” выполняется студентами 5 курса заочного отделения специальности 160903 в и студентами 4 курса заочного отделения направления 162500, и посвящена разработке и анализу математической модели движения самолета как объекта управления и расчету параметров автоматического устройства обеспечивающего коррекцию характеристик устойчивости и управляемости самолета.

Вариант задания определяется по первой букве фамилии студента и последней цифре номера студенческого билета.

Студенты, фамилии которых начинаются с букв от А до О, рассматривают продольное движение самолета, а студенты, фамилии которых от П до Я - боковое движение самолета.

Исходные данные для выполнения контрольного задания выбираются по последней цифре номера студенческого билета из табл.1 (продольное движение самолета) и табл.2. (боковое движение самолета) и дополнительных материалов представленных в приложении.

Например, студент Иванов Ю.И., шифр АК-010085, рассматривает продольное движение самолета, исходные данные для выполнения задания выбираются из табл.1 строка 5.

1.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Исходными данными к контрольной работе являются:

1. Аэродинамические, весовые и геометрические характеристики самолета, представленные в приложении, табл.1 и табл.2;

2. Системы линейных дифференциальных уравнений, записанные в символической форме при нулевых начальных условиях и описывающие продольное и боковое возмущенное движение самолета в связанной системе координат *):

$$\left\{ \begin{array}{l} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha + a_{m_z}^v v = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha + a_y^v v = p \alpha_B \\ a_x^v \vartheta + a_x^{\alpha} \alpha + (p + a_x^v) v = a_x^p k_{сг} \delta_{сг} + p v_B \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_y}^{\omega_y} p) \psi + a_{m_y}^{\beta} \beta + a_{m_y}^{\omega_x} p \gamma = -a_{m_y}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_y}^{M_y} M_y \\ a_{m_x}^{\omega_y} p \psi + a_{m_x}^{\beta} \beta + (p^2 + a_{m_x}^{\omega_x} p) \gamma = -a_{m_x}^{\delta_{\vartheta}} \delta_{\vartheta} + a_{m_x}^{M_x} M_x \\ -p \psi + (p + a_z^{\beta}) \beta - a_z^{\gamma} \gamma = p \beta_B \end{cases} \quad (2)$$

*) - здесь и в дальнейшем знак вариации “ Δ ” опущен

В системах уравнений (1) и (2) приняты следующие обозначения:

p - символ дифференцирования;

V - приращение воздушной скорости - м/с;

α - приращение угла атаки - град;

ϑ - приращение угла тангажа - град;

δ_B - приращение угла отклонения руля высоты - град;

φ - приращение угла рыскания - град;

γ - приращение угла крена - град;

β - приращение угла скольжения - град;

δ_H - приращение угла отклонения руля направления - град;

δ_{ϑ} - приращение угла отклонения элеронов - град;

$\delta_{с.г.}$ - приращение угла отклонения рукоятки управления двигателем - град;

α_B - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием вертикальной составляющей ветра - град;

β_B - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием боковой составляющей ветра - град;

V_B - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием горизонтальной составляющей ветра - град;

M_x, M_y, M_z - приращение возмущающих моментов соответственно относительно осей Ox, Oy, Oz связанной системы координат - кГ м;

$a_{m_z}^{\omega_z}, a_{m_z}^{\alpha}, \dots$ - коэффициенты линеаризованных уравнений систем (1) и (2), которые определяются по выражениям:

$$a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{m_z^{\omega_z}}{J_z} \frac{\rho V}{2} S b_a^2, \frac{1}{c};$$

$$a_{m_z}^{\dot{\alpha}} = -\frac{m_z^{\bar{\alpha}}}{J_z} \frac{\rho V}{2} S b_a^2, \frac{1}{c};$$

$$a_{m_z}^{\alpha} = -\frac{m_z^{\alpha}}{J_z} \frac{\rho V^2}{2} S b_a, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_z}^{\nu} = -\frac{57,3}{J_z} \left\{ \left[\frac{m_z^M}{a} + \frac{2(C_x + C_y \sin \Theta_0) y_p}{V b_a} \right] \frac{\rho V^2}{2} S b_a - p^{\nu} y_p \right\}, \frac{\text{град}}{\text{с} \cdot \text{м}};$$

$$a_{m_z}^{\delta_B} = -\frac{m_z^{\delta_B}}{J_z} \frac{\rho V^2}{2} S b_a, \frac{1}{c^2}$$

$$a_{m_z}^{M_z} = \frac{57,3}{J_z}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_y^{\alpha} = \frac{C_y^{\alpha} + C_x}{m} \frac{\rho V}{2} S, \frac{1}{c};$$

$$a_y^{\nu} = \frac{57,3 \rho S}{m} C_y \left(1 + \frac{C_x^M M}{2 C_y} \right), \frac{\text{град}}{\text{м}};$$

$$a_x^{\vartheta} = \frac{g}{57,3} \cos \Theta_0, \frac{\text{м}}{\text{с}^2 \text{ град}};$$

$$a_x^{\alpha} = \frac{C_x^{\alpha} - C_y}{57,3 m} \frac{\rho V^2}{2} S, \frac{\text{м}}{\text{с}^2 \text{ град}};$$

$$a_x^{\nu} = \frac{\rho S V}{m} C_x \left(1 + \frac{C_x^M M}{2 C_x} - \frac{p^{\nu}}{\rho V S C_x} \right), \frac{1}{c};$$

$$a_x^{p_{кр}} = 1,5, \frac{\text{м}}{\text{с}^2 \text{ град}};$$

$$a_{m_y}^{\omega_y} = -\frac{m_y^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_y}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V}{4} \text{Sl}^2, \frac{1}{c};$$

$$a_{m_y}^{\beta} = -\frac{m_y^{\beta} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\beta}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V^2}{2} \text{Sl}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_y}^{\omega_x} = -\frac{m_y^{\bar{\omega}_x} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_x}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V}{4} \text{Sl}^2, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_y}^{\delta_H} = -\frac{m_y^{\delta_H} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\delta_H}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V^2}{2} \text{Sl}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_y}^{M_y} = \frac{57,3}{J_y}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_x}^{\omega_y} = -\frac{m_x^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\bar{\omega}_y}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \frac{\rho V}{4} \text{Sl}^2, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_x}^{\beta} = -\frac{m_x^{\beta} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\beta}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \frac{\rho V^2}{2} \text{Sl}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_x}^{\omega_x} = - \frac{m_{\bar{x}}^{\omega_x} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_{y^{\omega_x}}^{\bar{x}}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \frac{\rho V}{4} \text{Sl}^2, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_x}^{\delta_\vartheta} = - \frac{m_{\bar{x}}^{\delta_\vartheta} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_{y^{\delta_\vartheta}}^{\bar{x}}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \frac{\rho V^2}{2} \text{Sl}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_{m_x}^{M_x} = \frac{57,3}{J_x}, \frac{1}{c^2};$$

$$a_z^\beta = - \frac{C_Z^\beta}{m} \frac{\rho V}{2} S, \frac{1}{c};$$

$$a_z^\gamma = \frac{g}{V} \cos \alpha, \frac{1}{c};$$

1.2. ЗАДАНИЕ К КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЕ

1. Рассчитать коэффициенты линеаризованных уравнений системы (1) или (2) в соответствии с вариантом задания.

2. В зависимости от варианта задания провести анализ характеристик устойчивости продольного или бокового движений самолета.

3. В зависимости от варианта задания провести анализ характеристик продольной или боковой управляемости самолета.

4. В зависимости от варианта задания определить передаточные функции свободного самолета по управляющим и возмущающим воздействиям для упрощенных моделей, описываемых системами (5) или (15) и (16).

Студенты, варианты задания которых, предусматривают исследование продольного движения самолета, определяют передаточные функции

$$W_{\frac{\vartheta}{\delta_B}}(p); W_{\frac{\alpha}{\delta_B}}(p); W_{\frac{\omega_Z}{\delta_B}}(p);$$

$$W_{\frac{\vartheta}{M_Z}}(p); W_{\frac{\alpha}{M_Z}}(p); W_{\frac{\omega_Z}{M_Z}}(p);$$

$$W_{\frac{\vartheta}{\alpha_B}}(p); W_{\frac{\alpha}{\alpha_B}}(p); W_{\frac{\omega_Z}{\alpha_B}}(p);$$

для модели короткопериодического движения самолета, используя при этом систему (5).

Студенты, варианты задания которых, предусматривают исследование бокового движения самолета, определяют передаточные функции

$$W_{\frac{\varphi}{\delta_H}}(p); W_{\frac{\beta}{\delta_H}}(p); W_{\frac{\omega_y}{\delta_H}}(p);$$

$$W_{\frac{\varphi}{M_y}}(p); W_{\frac{\beta}{M_y}}(p); W_{\frac{\omega_y}{M_y}}(p);$$

$$W_{\frac{\varphi}{\beta_B}}(p); W_{\frac{\beta}{\beta_B}}(p); W_{\frac{\omega_y}{\beta_B}}(p);$$

для моделей “рыскания-скольжения” используя при этом систему (15), а также передаточные функции

$$W_{\frac{\gamma}{\delta_\vartheta}}(p); W_{\frac{\omega_x}{\delta_\vartheta}}(p);$$

$$W_{\frac{\gamma}{M_X}}(p); W_{\frac{\omega_x}{M_X}}(p)$$

для модели “чистого крена” используя при этом систему (16).

5. В зависимости от варианта задания, выполнить расчет передаточных чисел в законах управления средств автоматике обеспечивающих коррекцию характеристик устойчивости и управляемости самолета до потребных для ручного управления величин.

2. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ

Свойства самолета, как объекта управления, определяют три типа взаимосвязанных характеристик:

- характеристики устойчивости;

- характеристики управляемости;
- характеристики маневренности.

2.1. УСТОЙЧИВОСТЬ СВОБОДНОГО САМОЛЕТА

Под устойчивостью движения свободного самолета понимается его способность сохранять исходный режим полета по окончании действия внешних возмущений.

Устойчивость возмущенного движения свободного самолета представляет собой одну из важнейших характеристик самолета, т.к. она во многом определяет условия работы летчика на самолете, а также сложность устанавливаемых на самолете систем автоматического управления.

2.1.1. УСТОЙЧИВОСТЬ ПРОДОЛЬНОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Характеристическое уравнение полной модели продольного движения самолета представленной системой (1) имеет вид:

$$A_0 p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4 = 0, \quad (3)$$

где:

$$A_0 = 1,$$

$$A_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^\alpha + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} + a_x^v,$$

$$A_2 = a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha + a_x^v (a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^\alpha + a_{m_z}^{\dot{\alpha}}) - a_y^v a_x^\alpha,$$

$$A_3 = (a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha) a_x^v + a_x^g (a_y^v a_{m_z}^{\dot{\alpha}} - a_{m_z}^v) - a_x^\alpha (a_y^v a_{m_z}^{\omega_z} + a_{m_z}^v),$$

$$A_4 = a_x^g (a_{m_z}^\alpha a_y^v - a_{m_z}^v a_y^\alpha).$$

Коэффициенты A_i характеристического уравнения действительные, поэтому его корни будут либо действительные, либо попарно комплексно-сопряженные. Исследования показывают что, как правило, для самолетов характеристическое уравнение (3) имеет две пары комплексно-сопряженных корней, существенно отличающихся по модулю. Такое свойство распределения корней дает возможность раздельного исследования возмущенного движения самолета, соответствующего паре больших по модулю корней (короткопериодическое движение самолета) и паре малых по модулю корней (длиннопериодическое движению самолета).

Для устойчивого в продольном движении самолета необходимо и достаточно одновременное выполнение условий.

$$A_1 > 0; A_2 > 0; A_3 > 0; A_4 > 0. \quad (4)$$

$$R = A_1 A_2 A_3 - A_3^2 - A_1^2 A_4 > 0 .$$

2.1.2 УСЛОВИЯ УСТОЙЧИВОСТИ КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Система уравнений, описывающая короткопериодическое движение самолета, полученная из системы (1) имеет вид:

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\alpha} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\alpha} p \alpha_B \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha = p \alpha_B \end{cases} \quad (5)$$

Характеристическое уравнение системы (4) имеет вид:

$$S_0 p^3 + S_1 p^2 + S_2 p = 0 , \quad (6)$$

где:

$$S_0 = 1 ,$$

$$S_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\alpha} ,$$

$$S_2 = a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha} .$$

Нулевой корень характеристического уравнения указывает на нейтральность самолета по углу тангажа в короткопериодическом движении самолета и не оказывает влияния на устойчивость этого движения.

Условием устойчивости короткопериодического движения самолета является выполнение требований

$$S_1 > 0 , \quad S_2 > 0 . \quad (7)$$

Анализ выражений, определяющих S_1 и S_2 , указывает, что условие $S_1 > 0$ выполняется всегда. Условие $S_2 > 0$ выполнимо только в случае $m_z^{C_y} < 0$.

Устойчивость короткопериодического возмущенного движения рассматривается обычно как устойчивость по перегрузке. Вариация угла атаки и нормальной перегрузки связаны соотношением

$$n_y = \frac{C_y^{\alpha}}{C_{y_{гр}}} \alpha \quad (8)$$

Количественной оценкой степени устойчивости по перегрузке является величина

$$\sigma_{n_y} = m_z^{C_y} + m_z^{\omega_z} \frac{\rho}{0,1 \cdot 2m} S b_a , \quad (9)$$

называемая коэффициентом или запасом устойчивости по перегрузке. Для устойчивого по перегрузке самолета $\sigma_{n_y} < 0$. Величина σ_{n_y} зависит от центровки самолета, режима полета, весовых и геометрических характеристик самолета.

2.1.3 УСЛОВИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Система уравнений, описывающая длиннопериодическое движение свободного самолета, полученная из системы (1) имеет вид:

$$\begin{cases} a_{m_z}^{\alpha} \alpha + a_{m_z}^v V = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B a_{m_z}^{M_z} + a_{m_z}^{\alpha} p \alpha_B \\ -p \vartheta + a_{m_z}^{\alpha} \dot{\alpha} + a_{m_z}^v V = p \alpha_B \\ a_x^{\vartheta} \vartheta + a_x^{\alpha} \alpha + a_x^v \dot{y} = a_x^p k_{cr} \delta_{cr} + p V_B \end{cases} \quad (10)$$

Характеристическое уравнение системы (9) имеет вид:

$$D_0 p^2 + D_1 p + D_2 = 0, \quad (11)$$

где:

$$D_0 = 1,$$

$$D_1 = \frac{a_{m_z}^{\alpha} a_x^v - a_{m_z}^v (a_x^{\vartheta} + a_x^{\alpha})}{a_{m_z}^{\alpha}},$$

$$D_2 = \frac{a_x^{\vartheta} a_y^v a_{m_z}^{\alpha} - a_y^{\alpha} a_{m_z}^v a_x^{\vartheta}}{a_{m_z}^{\alpha}}.$$

Необходимым и достаточным условием устойчивости системы (10) является выполнение неравенств

$$D_1 > 0, D_2 > 0. \quad (12)$$

Устойчивость длиннопериодического возмущенного движения нередко рассматривают как устойчивость по скорости, являющейся определяющим параметром в длиннопериодическом движении самолета.

Порядок анализа характеристик устойчивости продольного движения самолета

1. Рассчитать для (3) коэффициенты характеристического уравнения и используя (4) оценить устойчивость полной модели продольного движения самолета.

2. Рассчитать для (6) значения S_1 и S_2 и оценить устойчивость короткопериодического движения самолета. Рассчитать по (9) запас устойчивости самолета по перегрузке.

3. Рассчитать для (11) значения D_1 и D_2 и оценить устойчивость самолета по скорости.

4. По результатам анализа сделать выводы.

2.1.4. УСТОЙЧИВОСТЬ БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Характеристическое уравнение системы (2) имеет вид:

$$B_0 p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p = 0, \quad (13)$$

где:

$$B_0 = 1,$$

$$B_1 = a_{m_x}^{\omega_x} + a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^{\beta};$$

$$B_2 = a_{m_x}^{\omega_x} a_z^{\beta} + a_{m_y}^{\omega_y} \left(a_{m_x}^{\omega_x} + a_z^{\beta} \right) + a_{m_y}^{\beta} - a_{m_x}^{\omega_y} a_{m_y}^{\omega_x};$$

$$B_3 = a_{m_x}^{\omega_x} a_{m_y}^{\omega_y} a_z^{\beta} + a_{m_y}^{\beta} a_{m_x}^{\omega_x} + a_{m_x}^{\beta} a_z^{\gamma} + a_{m_x}^{\beta} a_{m_y}^{\omega_x} - a_{m_x}^{\omega_y} a_{m_y}^{\omega_x} a_z^{\gamma};$$

$$B_4 = a_z^{\gamma} \left(a_{m_y}^{\omega_y} a_{m_x}^{\beta} - a_{m_y}^{\beta} a_{m_x}^{\omega_y} \right);$$

Для устойчивого в боковом движении самолета необходимо и достаточно выполнение условий:

$$B_1 > 0; B_2 > 0; B_3 > 0; B_4 > 0. \quad (14)$$

$$R = B_1 B_2 B_3 - B_3^2 - B_1^2 B_4 > 0.$$

При определенных допущениях полную модель бокового движения самолета можно представить более простыми моделями:

-Модель движения “рыскания - скольжения”

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} + a_{m_y}^{\omega_y} p \dot{\varphi} + a_{m_y}^{\beta} \beta = -a_{m_y}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_y}^{M_y} M_y \\ -p\varphi + \dot{\beta} + a_z^{\beta} \beta = p\beta_b \end{cases} \quad (15)$$

-модель движения “чистый крен”

$$\left(p^2 + a_{m_x}^{\omega_x} p \right) \gamma = -a_{m_x}^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + a_{m_x}^{M_x} M_x . \quad (16)$$

Характеристическое уравнение системы (17) имеет вид:

$$F_0 p^2 + F_1 p + F_2 = 0 , \quad (17)$$

где:

$$F_0 = 1,$$

$$F_1 = a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^\beta,$$

$$F_2 = a_{m_y}^\beta + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^\beta.$$

Условия устойчивости движения “рыскания - скольжения” сводится к выполнению неравенства

$$F_1 > 0 \text{ и } F_2 > 0 \quad (18)$$

Проведя анализ выражения, определяющего F_1 , можно сделать вывод, что в силу того, что $m_y^{\omega_y} < 0$, $C_z^\beta < 0$, его величина всегда положительна.

Знак коэффициента F_2 определяется знаком выражения

$$\sigma_\beta = m_y^\beta - \frac{m_y^{\omega_y} \cdot C_z^\beta \cdot \rho \cdot S \cdot l}{0,1 \cdot 4m} , \quad (20)$$

которое называется коэффициентом (запасом) устойчивости по углу скольжения.

Для устойчивого колебательного движения самолета по углу скольжения необходимо, чтобы $\sigma_\beta < 0$.

Что касается исследования на устойчивость модели (16), то здесь можно сказать, что в диапазоне эксплуатационных высот и скоростей, устойчивость определяется знаком коэффициента $a_{m_x}^{\omega_x}$, который всегда больше нуля, что указывает на устойчивость этого вида движения.

Порядок анализа характеристик устойчивости бокового движения самолета

1. Рассчитать для (13) коэффициенты B_i характеристического уравнения полной модели бокового движения самолета и используя (14) оценить устойчивость бокового движения самолета.

2. Рассчитать для (17) значения F_1 и F_2 и оценить устойчивость движения “рыскания - скольжения”, определить по (19) запас устойчивости σ_β .

3. По результатам анализа сделать выводы.

2.2. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Под управляемостью самолета понимают реакцию самолета по определенному виду параметрам его движения на управляющие воздействия со стороны летчика.

По существу управляемость самолета определяет связь между входным воздействием летчика на рычаги управления самолета и выходной реакцией последнего на эти воздействия.

Из сказанного следует, что характеристики управляемости можно получить из рассмотрения соответствующих передаточных функций, определяющих связь между входом и выходом самолета.

Передаточная функция любого динамического звена определяется динамическими и статическими характеристиками, поэтому показатели управляемости также условно подразделяются на статические и динамические показатели.

К динамическим показателям управляемости относят те параметры передаточной функции самолета, которые определяют характер переходного процесса.

К статическим показателям управляемости относят коэффициенты усиления передаточной функции.

Совокупность статических и динамических показателей управляемости и определяют самолет с точки зрения его управляемости.

2.2.1 ПОКАЗАТЕЛИ УПРАВЛЯЕМОСТИ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Одним из наиболее важных параметров, определяющих характеристики продольной управляемости, является приращение нормальной перегрузки (8).

Передаточные функции короткопериодического движения самолета, связывающего приращение нормальной перегрузки n_y с приращением усилия, приложенного к штурвальной колонке $P_{ш.к.}$ и приращением ее перемещения $X_{ш.к.}$ имеют вид:

$$W_{\frac{n_y}{P_{\text{шк}}}} = - \frac{k'_{\Delta n_y}}{T_\alpha^2 p^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha p + 1}, \quad (20)$$

$$W_{\frac{n_y}{X_{\text{шк}}}} = - \frac{k''_{\Delta n_y}}{T_\alpha^2 p^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha p + 1}, \quad (21)$$

где:

$$k'_{\Delta n_y} = \frac{C_y^\alpha a_{m_z}^{\delta_B}}{C_{y \text{ гп}} K_{\text{шв.}} M_{\text{ш}}^{\delta_B} \left(a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha \right)},$$

$$k''_{\Delta n_y} = \frac{\dot{K}_{\text{шв.}} c_y^\alpha a_{m_z}^{\delta_B}}{C_{y \text{ гп}} \left(a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha \right)},$$

$$T_\alpha = \frac{1}{\sqrt{S_2}} = \frac{1}{\sqrt{a_{m_z}^\alpha + a_y^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z}}}$$

К динамическим показателям продольной управляемости относятся:

- собственная частота короткопериодического движения самолета

$$\Omega_\alpha = \sqrt{S_2}, \quad (22)$$

- относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения.

$$\xi_\alpha = \frac{S_1}{2\sqrt{S_2}}. \quad (23)$$

Собственная частота короткопериодического возмущенного движения определяет время реакции самолета по перегрузке на единичное отклонение руля высоты.

Для современных дозвуковых самолетов $\Omega_\alpha = \left(\div 2 \right)^{\frac{1}{c}}$.

Относительный коэффициент ξ_α полностью определяет вид переходного процесса. Для современных самолетов $\xi_\alpha = 0,05 \div 1$.

Для обеспечения приемлемых характеристик управляемости самолета Ω_α и ξ_α должны иметь вполне определенные значения.

Считается, что чем больше Ω_α и чем ближе ξ_α к значению 0,7, тем меньше время выхода самолета на заданную перегрузку и тем он лучше в управлении. Однако величина Ω_α ограничена сверху динамическими свойствами летчика, проявляющимися в запаздывании действий при парировании колебаний самолета с большим значением.

В [3] приведены области значений Ω_α и ξ_α , при которых управляемость самолета оценивалась летчиком как хорошая и как плохая.

На рис. 1 приведены области оценки управляемости для тяжелых самолетов.

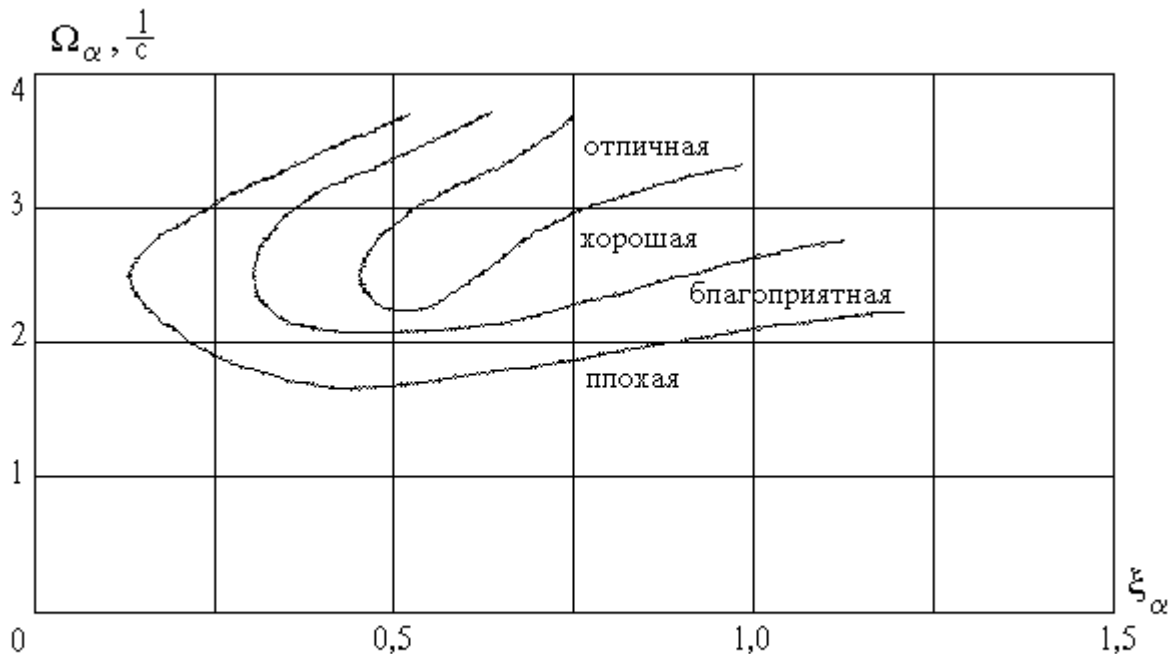


Рис. 1. Области оценки продольной управляемости.

К статическим характеристикам продольной управляемости относятся:
 - градиент усилия на штурвальной колонке по перегрузке

$$P_{\text{шк}}^{ny} = \left[W_{\frac{ny}{P_{\text{шк.}}}} \right]_{p=0}^{-1}, \quad (24)$$

- градиент перемещения штурвальной колонки по перегрузке

$$X_{\text{шк.}}^{ny} = \left[W_{\frac{ny}{X_{\text{шк.}}}} \right]_{p=0}^{-1}, \quad (25)$$

Потребные для ручного управления значения $P_{\text{шк}}^{ny}$ и $X_{\text{шк.}}^{ny}$ приведены в нормах летной годности самолетов (авиационных правилах).

Для контрольной работы эти величины могут быть приняты в следующих диапазонах:

$$P_{\text{шк.}}^{ny} = -(3 \div 12) \text{ кГ/на ед. } n_y$$

$$X_{\text{шк.}}^{ny} = -(200 \div 400) \text{ мм/на ед. } n_y$$

Порядок анализа характеристик управляемости продольного движения самолета

1. Рассчитать динамические Ω_α , ξ_α и статический $X_{\text{шк.}}^{ny}$ показатели управляемости самолета.

2. Используя области оценки управляемости по параметрам Ω_α и ξ_α и потребные значения $X_{\text{ш.к.}}^{ny}$ сделать вывод по продольной управляемости самолета.

2.2.2. ПОКАЗАТЕЛИ УПРАВЛЯЕМОСТИ В БОКОВОМ ДВИЖЕНИИ

Показатели управляемости в боковом движении определяются на основе рассмотрения упрощенных движений самолета, описываемых выражениями (17) и (18).

При исследовании вопросов боковой управляемости используют передаточные функции полученные из (15) и (16), которые связывают приращение угла скольжения с приращением усилия прилагаемого к педалям P_Π и приращением их перемещения X_Π

$$W_{\frac{\beta}{P_\Pi}} = - \frac{k'_\beta (T_1 p + 1)}{T_\beta^2 p^2 + 2\xi_\beta T_\beta p + 1}, \quad (26)$$

$$W_{\frac{\beta}{X_{II}}} = - \frac{k''_{\beta} (p+1)}{T_{\beta}^2 p^2 + 2\xi_{\beta} T_{\beta} p + 1}, \quad (27)$$

$$W_{\frac{\omega_x}{P_{III}}} = - \frac{k'_{\dot{\gamma}}}{T_{\dot{\gamma}} p + 1}, \quad (28)$$

$$W_{\frac{\omega_x}{X_{III}}} = - \frac{k''_{\dot{\gamma}}}{T_{\dot{\gamma}} p + 1}, \quad (29)$$

где:

$$k'_{\beta} = \frac{a_{m_y}^{\delta_H}}{\left(a_{m_y}^{\beta} + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^{\beta} \right) K_{III} M_{III}^{\delta_H}},$$

$$k''_{\beta} = \frac{a_{m_y}^{\delta_H} \dot{K}_{III}}{\left(a_{m_y}^{\beta} + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^{\beta} \right)},$$

$$k'_{\dot{\gamma}} = \frac{a_{m_x}^{\delta_{\dot{\gamma}}}}{a_{m_x}^{\omega_x} K_{III} M_{III}^{\delta_{\dot{\gamma}}}},$$

$$k''_{\dot{\gamma}} = \frac{a_{m_x}^{\delta_{\dot{\gamma}}} \dot{K}_{III}}{a_{m_x}^{\omega_x}}.$$

$$T_{\beta} = \frac{1}{\sqrt{F_2}} = \frac{1}{\sqrt{a_{m_y}^{\beta} + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^{\beta}}}$$

К динамическим показателям боковой управляемости относятся:

- собственная частота колебаний

$$\Omega_{\beta} = \sqrt{F_2}, \quad (30)$$

- относительный коэффициент затухания

$$\xi_{\beta} = \frac{F_1}{2\sqrt{F_2}}, \quad (31)$$

- постоянная времени в движении крена

$$T_{\dot{\gamma}} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x}}. \quad (32)$$

Собственная частота возмущенного движения самолета по углу скольжения при нулевом угле крена определяет время реакции самолета по углу скольжения на единичное отклонение руля направления.

Для современных самолетов $\Omega_{\beta} = 0,5 \div 5 \frac{1}{c}$.

Относительный коэффициент затухания возмущенного движения самолета по углу скольжения при нулевом крене полностью определяет вид переходного процесса.

Относительный коэффициент затухания ξ_{β} зависит от высоты полета, от числа M , от аэродинамических и геометрических характеристик самолета.

Для современных самолетов $\xi_{\beta} = 0,003 \div 0,1$.

Постоянная времени угловой скорости крена при нулевом угле скольжения $T_{\dot{\gamma}}$ определяет время установления крена при единичном отклонении элеронов.

Для современных самолетов $T_{\dot{\gamma}} = 0,2 \div 20 c$.

Для обеспечения приемлемых характеристик управляемости самолета Ω_{β} , ξ_{β} , $T_{\dot{\gamma}}$ должны находиться в определенных областях.

На рис.2 приведены области оценки боковой управляемости самолета.

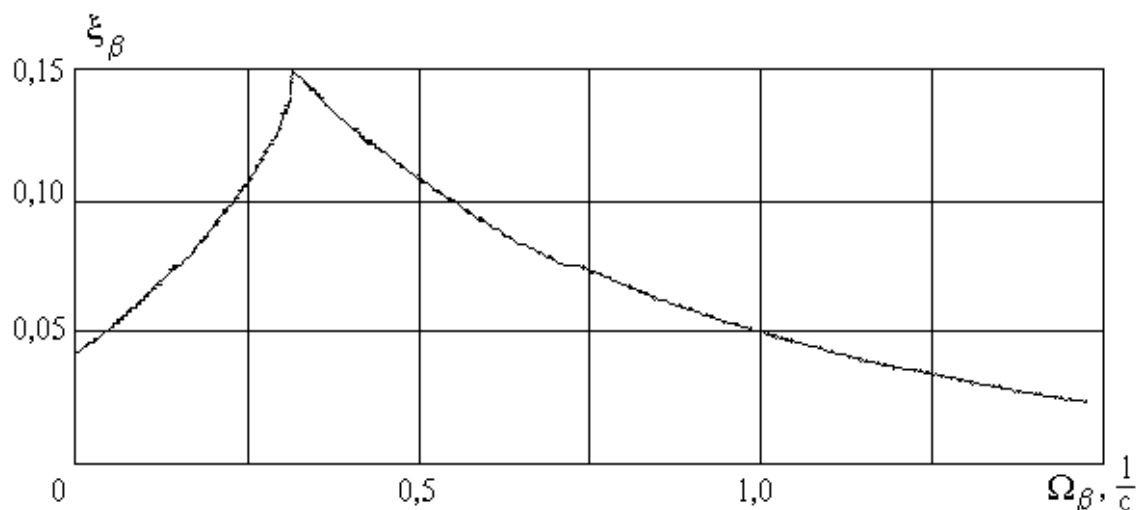


Рис. 2. Области оценки боковой управляемости

Боковая управляемость по параметру $T_{\dot{\gamma}}$ считается удовлетворительной, если $T_{\dot{\gamma}} \leq 1$.

К статическим характеристикам боковой управляемости относятся:

- градиент перемещения педалей по углу скольжения

$$X_{\Pi}^{\beta} = \left[\begin{array}{c} W_{\beta} \\ X_{\Pi} \end{array} \right]_{p=0}^{-1}, \quad (33)$$

- градиент усилия на педалях по углу скольжения

$$P_{\Pi}^{\beta} = \left[\begin{array}{c} W_{\beta} \\ P_{\Pi} \end{array} \right]_{p=0}^{-1}, \quad (34)$$

- градиент перемещения штурвала по угловой скорости крена

$$P_{\text{Ш}}^{\omega_x} = \left[\begin{array}{c} W_{\omega_x} \\ P_{\text{Ш}} \end{array} \right]_{p=0}^{-1}, \quad (35)$$

- градиент перемещения штурвала по угловой скорости крена

$$X_{\text{Ш}}^{\omega_x} = \left[\begin{array}{c} W_{\omega_x} \\ X_{\text{Ш}} \end{array} \right]_{p=0}^{-1}. \quad (36)$$

Потребные для ручного управления значения P_{Π}^{β} , $P_{\text{Ш}}^{\omega_x}$, X_{Π}^{β} , $X_{\text{Ш}}^{\omega_x}$ приведены в нормах летной годности самолетов (авиационных правилах).

Для контрольной работы эти величины могут быть приняты в следующих диапазонах:

$$P_{\Pi}^{\beta} = - (3 \div 12) \text{ кГ/на ед. } \beta,$$

$$X_{\Pi}^{\beta} = - (200 \div 400) \text{ мм/на ед. } \beta,$$

$$P_{\text{Ш}}^{\omega_x} = - (3 \div 12) \text{ кГ/на ед. } \omega_x,$$

$$X_{\text{Ш}}^{\omega_x} = - (200 \div 400) \text{ мм/на ед. } \omega_x.$$

Порядок анализа характеристик управляемости бокового движения самолета

1. Рассчитать динамические $\xi_{\beta}, \Omega_{\beta}, T_{\dot{\gamma}}$ и статические $X_{\Pi}^{\beta}, X_{\Pi}^{\omega_x}$ показатели управляемости.
2. Используя области оценки управляемости по параметрам $\xi_{\beta}, \Omega_{\beta}$, необходимые значения $R_{\Pi}^{\beta}, R_{\Pi}^{\omega_x}, X_{\Pi}^{\beta}, X_{\Pi}^{\omega_x}$ сделать вывод по управляемости самолета в расчетном режиме.

2.3. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ФУНКЦИЙ САМОЛЕТА

Четвертый пункт задания предусматривает определение передаточных функций свободного самолета.

Свободным называют самолет, у которого рулевые поверхности закреплены и не участвуют в управлении самолетом.

В зависимости от варианта задания студентам предлагается определить передаточные функции упрощенных моделей продольного (5) или бокового (15) и (16) движений самолета.

По определению, передаточной функцией называется отношение операторного изображения выходного параметра объекта управления к операторному изображению входного параметра т.е.

$$W(p) = \frac{X_{\text{ВЫХ}}(p)}{X_{\text{ВХ}}(p)}. \quad (37)$$

Выходными параметрами характеризующими продольное движение самолета являются V, α, ϑ , а входными $\delta_{\text{В}}, \delta_{\text{СГ}}, M_{\text{Z}}, \alpha_{\text{В}}, V_{\text{В}}$.

Выходными параметрами, характеризующими боковое движение самолета являются γ, φ, β , а входными $\delta_{\text{В}}, \delta_{\text{Э}}, M_{\text{X}}, M_{\text{Y}}, \beta_{\text{В}}$.

Методику определения передаточных функций рассмотрим на конкретном примере.

Пусть необходимо определить передаточную функцию $W_{\vartheta}^{\delta_{\text{В}}}$ для полной модели самолета. Исходными данными для решения поставленной задачи будут являться система дифференциальных уравнений (1), а также численные значения коэффициентов, входящих в систему.

Тогда, передаточная функция $W_{\frac{\vartheta}{\delta_B}}(p)$ будет определена как отношение

двух матриц составленных из коэффициентов системы дифференциальных уравнений (1).

Матрица знаменателя составляется из коэффициентов левой части системы (1). Матрица числителя получается из матрицы знаменателя путем замены столбца коэффициентов стоящих при выходном параметре на столбец коэффициентов стоящих при входном параметре.

Таким образом, искомая передаточная функция имеет следующий вид:

$$W_{\frac{\vartheta}{\delta_B}}(p) = \frac{\vartheta(p)}{\delta_B(p)} = \frac{\begin{vmatrix} -a_{m_z}^{\delta_B} & (a_{m_z}^{\alpha} p + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^v \\ 0 & (p + a_y^{\alpha}) & a_y^v \\ 0 & a_x^{\alpha} & (p + a_x^v) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) & (a_{m_z}^{\alpha} p + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^v \\ -p & (p + a_y^v) & a_y^v \\ a_x^{\vartheta} & a_x^{\alpha} & (p + a_x^v) \end{vmatrix}}. \quad (38)$$

После несложных вычислений, связанных с раскрытием матриц числителя и знаменателя, окончательно получаем:

$$W_{\frac{\vartheta}{\delta_B}}(p) = -\frac{A'_0 p^2 + A'_1 p + A'_2}{A_0 p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4}. \quad (39)$$

Следует заметить, что знаменатель полученной передаточной функции является характеристическим уравнением полной модели продольного движения самолета (1) и полностью совпадает с выражением (3). Значения коэффициентов числителя передаточной функции равны:

$$A'_0 = a_{m_z}^{\delta_B}, \quad (40)$$

$$A'_1 = a_{m_z}^{\delta_B} (a_y^{\alpha} + a_x^v),$$

$$A'_2 = a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} a_x^v - a_{m_z}^{\delta_B} a_x^{\vartheta} a_y^v.$$

Используя приведенную методику студенты должны самостоятельно определить передаточные функции самолета в соответствии с вариантом задания.

ВНИМАНИЕ!

Результаты расчета коэффициентов систем (1) или (2), а также результаты определения передаточных функций самолета по упрощенным моделям будут являться основой для выполнения курсовой работы по дисциплине “ПНК”. В виду этого предлагается студентам сохранить отмеченные выше результаты данной контрольной работы.

3.4. Методика расчета передаточных чисел в законах управления средств автоматике

К средствам, обеспечивающим улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета относятся:

-демпферы;

-автоматы продольной (боковой) устойчивости АПУС (АБУС);

-автоматы продольного (бокового) управления АПУП (АБУП);

Перечисленные автоматы обеспечивают необходимые для ручного управления характеристики устойчивости и управляемости системы «самолет–автомат».

При управлении такой системой летчик воспринимает ее как самолет с удовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости.

Для реализации системы «самолет–автомат», самолет должен иметь бустерную проводку управления, которая допускает дифференциальное включение рулевой машины сервопривода автомата.

При совместной работе летчика и автомата общее перемещение органа управления самолета δ равно алгебраической сумме перемещений от летчика δ^p и рулевой машины используемого автомата δ^a .

$$\delta_b = \delta_b^p + \delta_b^a.$$

Демпфер тангажа (ДТ) обеспечивает коррекцию динамического показателя управляемости свободного самолета ξ_α до потребной для ручного управления величины $\xi_\alpha^* = (0,7 \div 1)$, обеспечивающей комфортное управление самолетом.

Демпфер рыскания (ДР) обеспечивает коррекцию динамического показателя управляемости свободного самолета ξ_β до потребной для ручного управления величины $\xi_\beta^* = (0,4 \div 1)$, обеспечивающей комфортное управление самолетом.

Демпфер крена (ДК) обеспечивает коррекцию динамического показателя управляемости свободного самолета T_γ до потребной для ручного

управления величины $T_\gamma^* \leq 1\text{с}$, обеспечивающей комфортное управление самолетом.

Автомат продольной устойчивости (АПУС) обеспечивает коррекцию динамических показателей $\xi_\alpha, \Omega_\alpha$ до потребных для ручного управления значений $\xi_\alpha^* = 0,7 \div 1$, $\Omega_\alpha^* = (3 \div 5) \text{с}^{-1}$ обеспечивающих комфортное управление самолетом.

Автомат боковой устойчивости (АБУС) обеспечивает коррекцию динамических показателей ξ_β, Ω_β до потребных для ручного управления значений $\xi_\beta^* = 0,4 \div 1$, $\Omega_\beta^* = (3 \div 7) \text{с}^{-1}$ показателей управляемости обеспечивающих комфортное управление самолетом.

Автомат продольного управления (АПУП) обеспечивает коррекцию как динамических, так и статических показателей управляемости до потребных для ручного управления величин, обеспечивающих комфортное управление самолетом.

Закон управления автомата продольного управления имеет вид:

$$\delta_B = \delta_B^{\text{АПУП}} + \delta_B^p, \quad (41)$$

где:

$$\delta_B^{\text{АПУП}} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{\text{шк}},$$

$$\delta_B^p = \dot{K}_{\text{шв}} X_{\text{шк}}.$$

Задача расчета АПУП сводится к определению передаточных чисел $(k_{\omega_z}, k_{n_y}, K_1)$ в законе управления автомата (АПУП), обеспечивающих потребные для ручного управления показатели динамической и статической управляемости скорректированного самолета заданные в табл.1.

Структурная схема скорректированного с помощью АПУП самолета представлена на рис. 3.

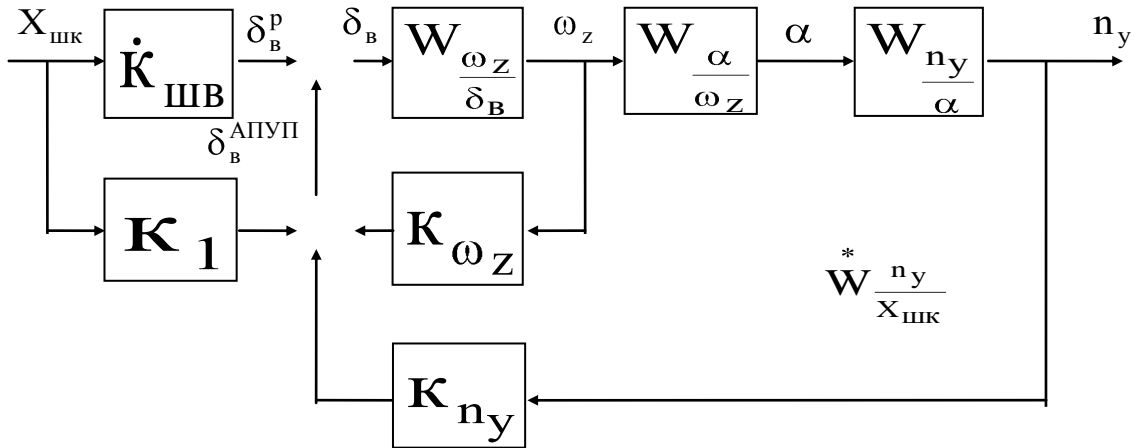


Рис.3. Структурная схема скорректированного АПУП самолета

Для вывода выражений, позволяющих определить передаточные числа закона управления, определим передаточную функцию скорректированного АПУП самолета, которая имеет вид:

$$W_{\frac{n_y}{X_{шк}}}^* = - \frac{(\dot{K}_{шв} + K_1) a_{m_z}^{\delta_B} c_y^\alpha}{(p^2 + S_1^* p + S_2^*) c_{y_{гп}}}, \quad (42)$$

где:

$$S_1^* = S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z},$$

$$S_2^* = S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{c_y^\alpha}{c_{y_{гп}}} k_{n_y}.$$

Показатели управляемости скорректированного с помощью АПУП самолета определяются выражениями:

- относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения.

$$\xi_{\alpha}^* = \frac{S_1^*}{2\sqrt{S_2^*}} = \frac{S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}}{2\sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{c_y^\alpha}{c_{y_{гп}}} k_{n_y}}}, \quad (43)$$

- собственная частота короткопериодического движения самолета

$$\Omega_{\alpha}^* = \sqrt{S_2^*} = \sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{c_y^\alpha}{c_{y_{гп}}} k_{n_y}}, \quad (44)$$

- градиент перемещения по перегрузке

$$X_{\text{шк}}^{* n_y} = \left[W \frac{n_y}{X_{\text{шк}}} \right]_{p=0}^{-1} = - \frac{(S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{c_y^\alpha}{c_{y \text{ гп}}} k_{n_y}) c_{y \text{ гп}}}{(K_{\text{шв}} + K_1) a_{m_z}^{\delta_B} c_y^\alpha}. \quad (45)$$

Задаваясь значением ξ_α^* , Ω_α^* и $X_{\text{шк}}^{* n_y}$ можно найти величины передаточных чисел в законе управления АПУП обеспечивающих потребные для ручного управления показатели управляемости самолета:

$$k_{\omega_z} = \frac{2 \xi_\alpha^* \Omega_\alpha^* - S_1}{a_{m_z}^{\delta_B}}, \quad (46)$$

$$k_{n_y} = \frac{(\Omega_\alpha^* - S_2 - a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z}) c_{y \text{ гп}}}{a_{m_z}^{\delta_B} c_y^\alpha}, \quad (47)$$

$$K_1 = - \frac{(S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{c_y^\alpha}{c_{y \text{ гп}}} k_{n_y}) c_{y \text{ гп}}}{a_{m_z}^{\delta_B} c_y^\alpha X_{\text{шк}}^{* n_y}} - \dot{K}_{\text{шв}}. \quad (48)$$

Автомат бокового управления (АБУП)

Автомат бокового управления обеспечивает коррекцию как динамических, так и статических показателей управляемости до потребных для ручного управления величин, обеспечивающих комфортное управление самолетом.

Закон управления автомата бокового управления имеет вид:

$$\delta_n = \delta_n^{\text{АБУП}} + \delta_n^p, \quad (49)$$

где:

$$\delta_n^{\text{АБУП}} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n,$$

$$\delta_n^p = \dot{K}_{\text{шн}} X_n.$$

Задача расчета АБУП сводится к определению передаточных чисел $(k_{\omega_y}, k_\beta, K_2)$ в законе управления автомата (АБУП), обеспечивающих потребные для ручного управления показатели динамической и статической управляемости скорректированного самолета заданные в табл. 2.

Структурная схема скорректированного с помощью АБУП самолета представлена на рис. 4.

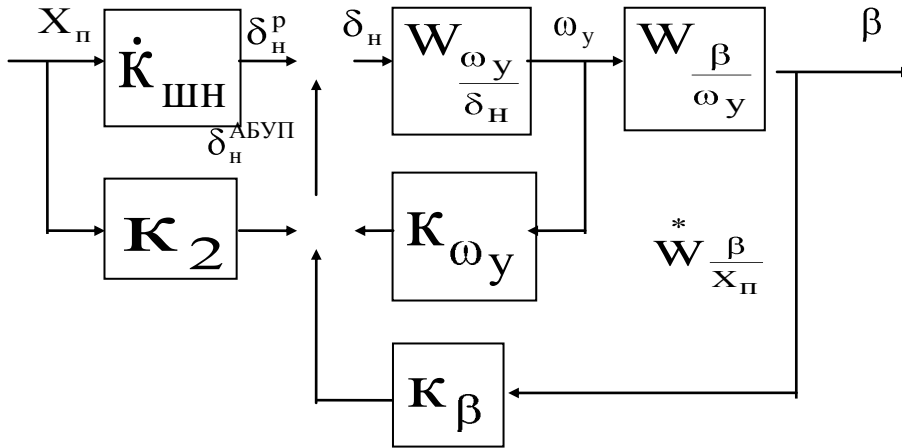


Рис. 4. Структурная схема скорректированного АБУП самолета

Для вывода выражений, позволяющих определить передаточные числа закона управления, определим передаточную функцию скорректированного АБУП самолета, которая имеет вид:

$$W_{\frac{\beta}{X_{\text{П}}}}^* = - \frac{(\dot{K}_{\text{шн}} + K_2) a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}}}{(p^2 + F_1^* p + F_2^*)}, \quad (50)$$

где:

$$F_1^* = F_1 + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} k_{\omega_y},$$

$$F_2^* = F_2 + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} k_{\beta}.$$

Показатели управляемости скорректированного с помощью АБУП самолета определяются выражениями:

- относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения.

$$\xi_{\beta}^* = \frac{F_1^*}{2\sqrt{F_2^*}} = \frac{F_1 + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} k_{\omega_y}}{2\sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} k_{\beta}}}, \quad (51)$$

- собственная частота короткопериодического движения самолета

$$\Omega_{\beta}^* = \sqrt{F_2^*} = \sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta_{\text{н}}} k_{\beta}}, \quad (52)$$

- градиент перемещения по перегрузке

$$\mathbf{X}_{\Pi}^{*\beta} = \left[\mathbf{W} \frac{\beta}{\mathbf{X}_{\Pi}} \right]_{p=0}^{-1} = - \frac{(F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta_H} k_{\beta})}{(\dot{K}_{\text{шн}} + K_2) a_{m_y}^{\delta_H}}. \quad (53)$$

Задаваясь значением ξ_{β}^* , Ω_{β}^* и $\mathbf{X}_{\Pi}^{*\beta}$ можно найти величины передаточных чисел в законе управления АБУП обеспечивающих потребные для ручного управления показатели управляемости самолета:

$$k_{\omega_y} = \frac{2\xi_{\beta}^* \Omega_{\beta}^* - F_1}{a_{m_y}^{\delta_H}}, \quad (54)$$

$$k_{\beta} = \frac{(\Omega_{\beta}^* - F_2 - a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y})}{a_{m_y}^{\delta_H}}, \quad (55)$$

$$K_2 = - \frac{(F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta_H} k_{\beta})}{a_{m_y}^{\delta_H} \mathbf{X}_{\Pi}^{*\beta}} - \dot{K}_{\text{шн}}. \quad (56)$$

ПРИЛОЖЕНИЕ

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ДАННЫЕ К КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЕ

$g = 9,8 \text{ м / с}^2$ - ускорение свободного падения;

ρ - массовая плотность воздуха, заданная зависимостью $\rho = f(H)$, $\frac{\text{кг с}^2}{\text{м}^4}$

H - высота полета, является исходным данным, м;

a - скорость звука, заданная зависимостью $a = f(H)$, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

$V = M \cdot a$ - воздушная скорость самолета, определяется через заданное значение числа Маха, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

M - число Маха полета;

$S = 180 \text{ м}^2$ - площадь крыльев;

$l = 38 \text{ м}$ - размах крыльев;

$b_a = 5 \text{ м}$ - средняя аэродинамическая хорда (САХ);

$G = G^* + G_T$ - полетный вес самолета, кг;

G^* - вес пустого самолета, является исходным данным, кг;

G_T - вес топлива, является исходным данным, кг;

m – полетная масса самолета, кг; (для системы МКГСС масса численно равна весу);

J_x, J_y, J_z, J_{xy} - моменты инерции самолета, заданные зависимостями

$J_x(G_T), J_y(G_T), J_z(G_T), J_{xy}(G_T)$, $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$;

$C_{y_{\text{гп}}} = C_y = \frac{2G}{S\rho V^2}$ - безразмерный коэффициент подъемной силы;

C_x - безразмерный коэффициент лобового сопротивления, определяется из зависимости $C_x = f(C_y)$;

$m_Z^M = 0,002$;

$m_z^{C_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_y^\alpha}$ - выражение для определения $m_z^{C_y}$, через C_y^α и m_z^α ;

$\Theta_0 = 0$ - угол наклона траектории для горизонтального полета, град;

$K_{шв}$, $K_{шн}$, $K_{шэ}$ - коэффициенты передачи между углами отклонения рулевой поверхности и линейным перемещением соответствующего рычага управления, рад/м;

$\dot{K}_{шв}$, $\dot{K}_{шн}$, $\dot{K}_{шэ}$ - коэффициенты передачи между углами отклонения рулевой поверхности и линейным перемещением соответствующего рычага управления, град/мм;

$M_{ш}^{\delta_B}$, $M_{ш}^{\delta_H}$, $M_{ш}^{\delta_\varepsilon}$ - шарнирный момент на руле при отклонении руля на 1° ,

Для выполнения контрольного задания принимаем

$$\dot{K}_{шв} = \dot{K}_{шн} = \dot{K}_{шэ} = 0,1 \frac{\text{град}}{\text{мм}},$$

$$K_{шв} M_{ш}^{\delta_B} = K_{шн} M_{ш}^{\delta_H} = K_{шэ} M_{ш}^{\delta_\varepsilon} = 30 \frac{\text{рад}}{\text{мм}}.$$

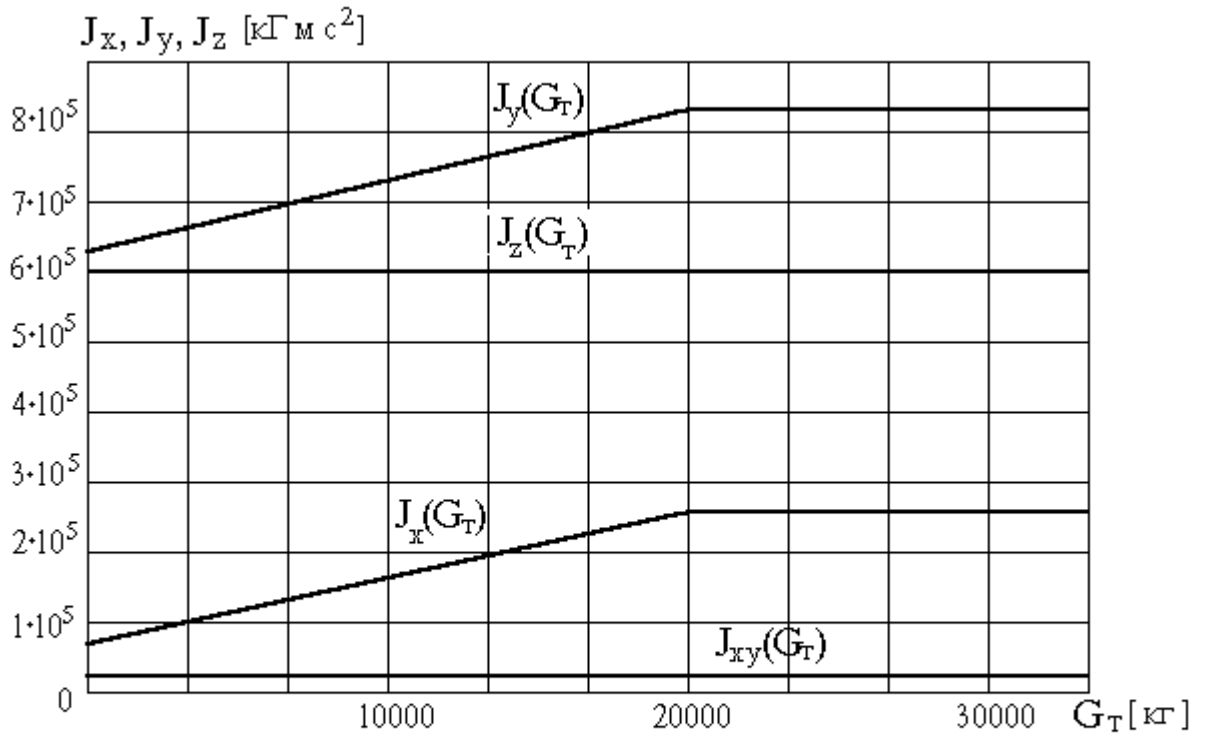
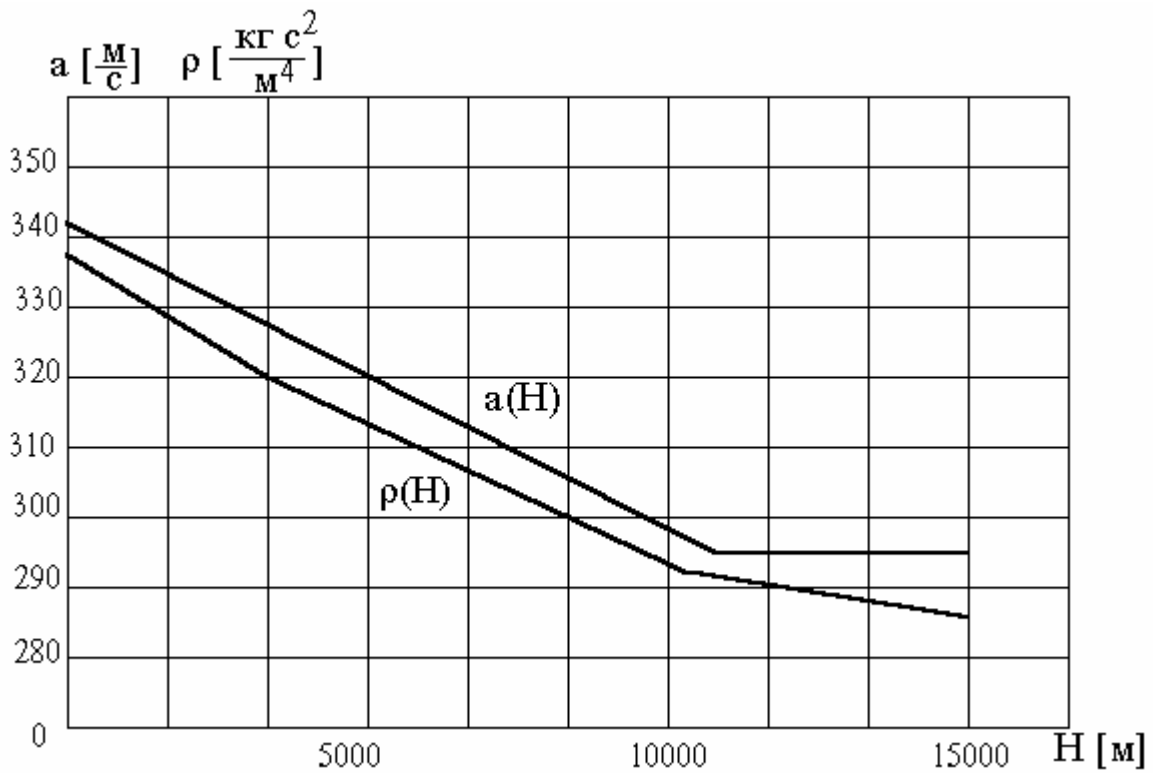
Ниже приведены табл.1 и табл.2 с исходными данными к выполнению контрольной работы и данные по аэродинамическим характеристикам самолета, используемые в контрольной работе.

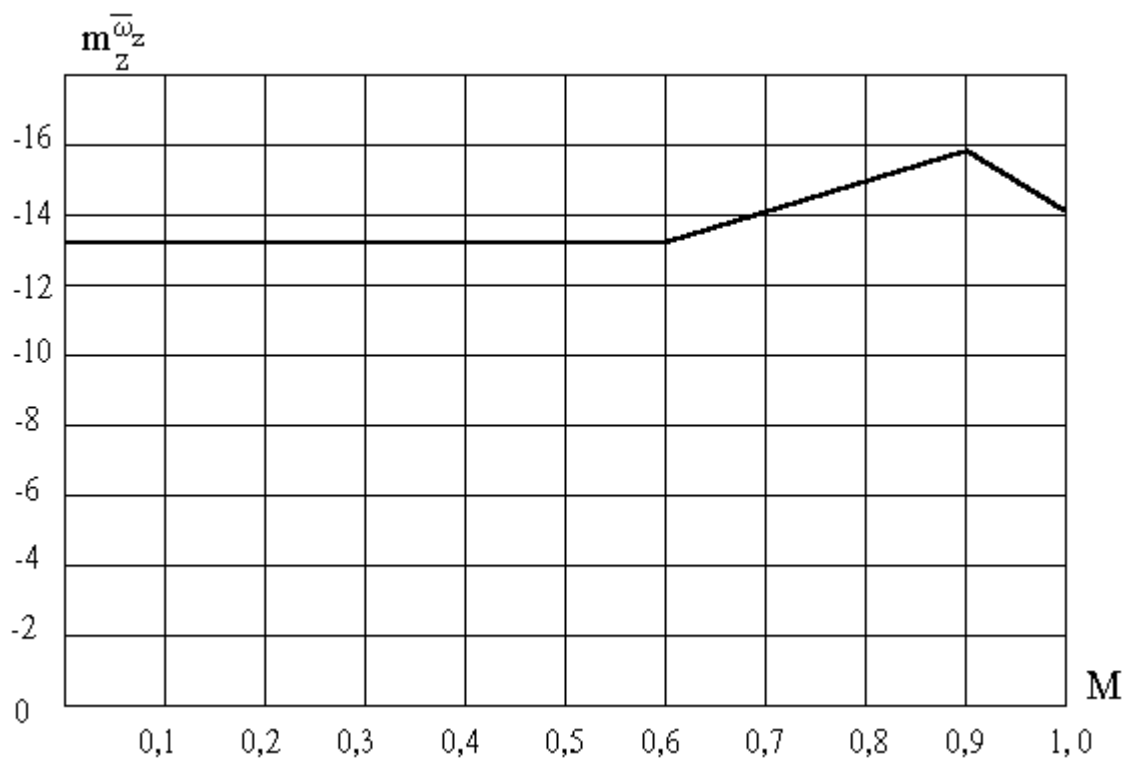
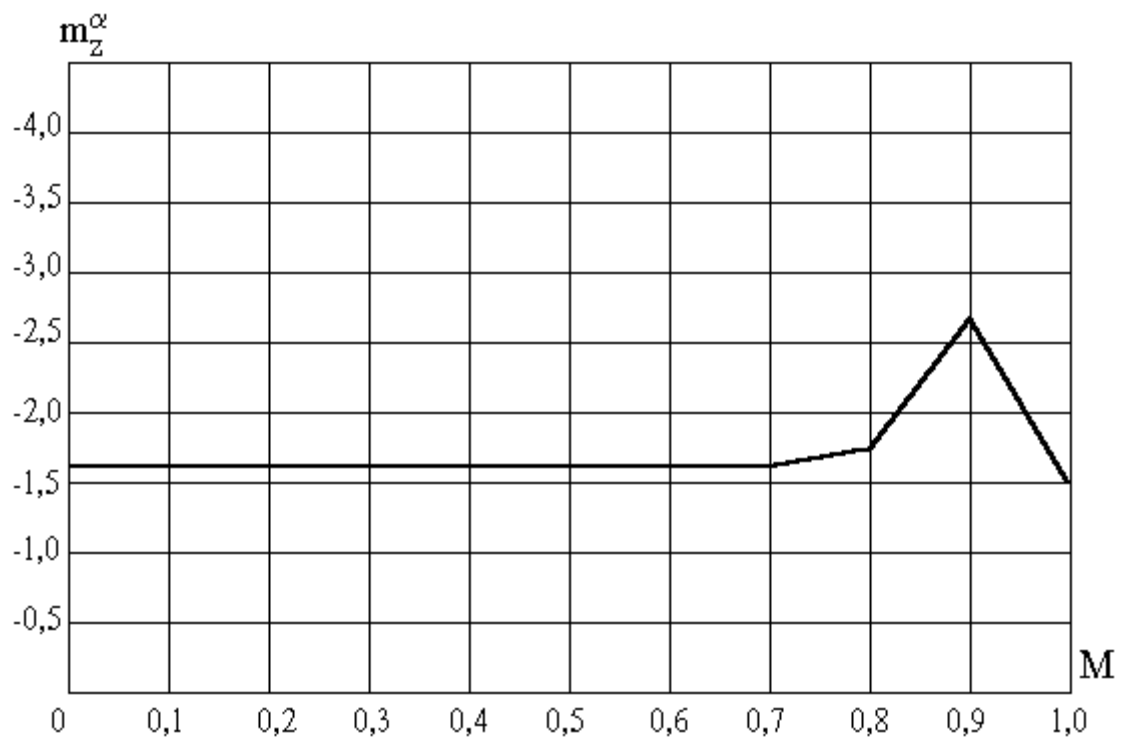
Таблица 1

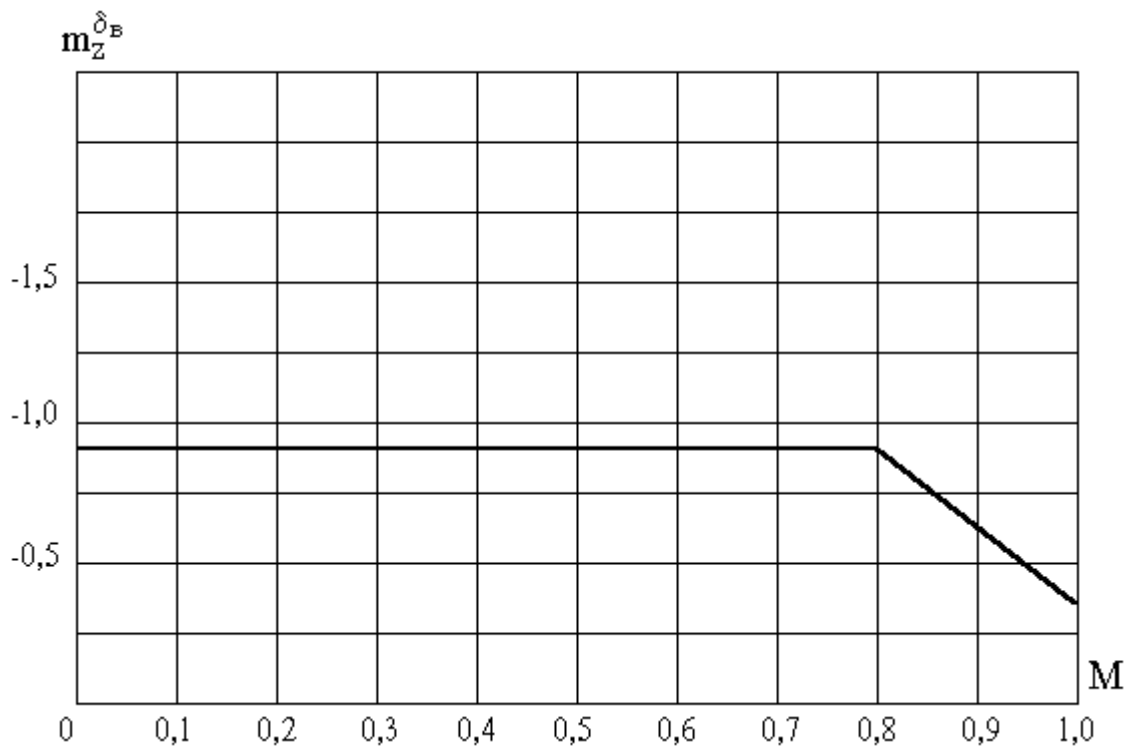
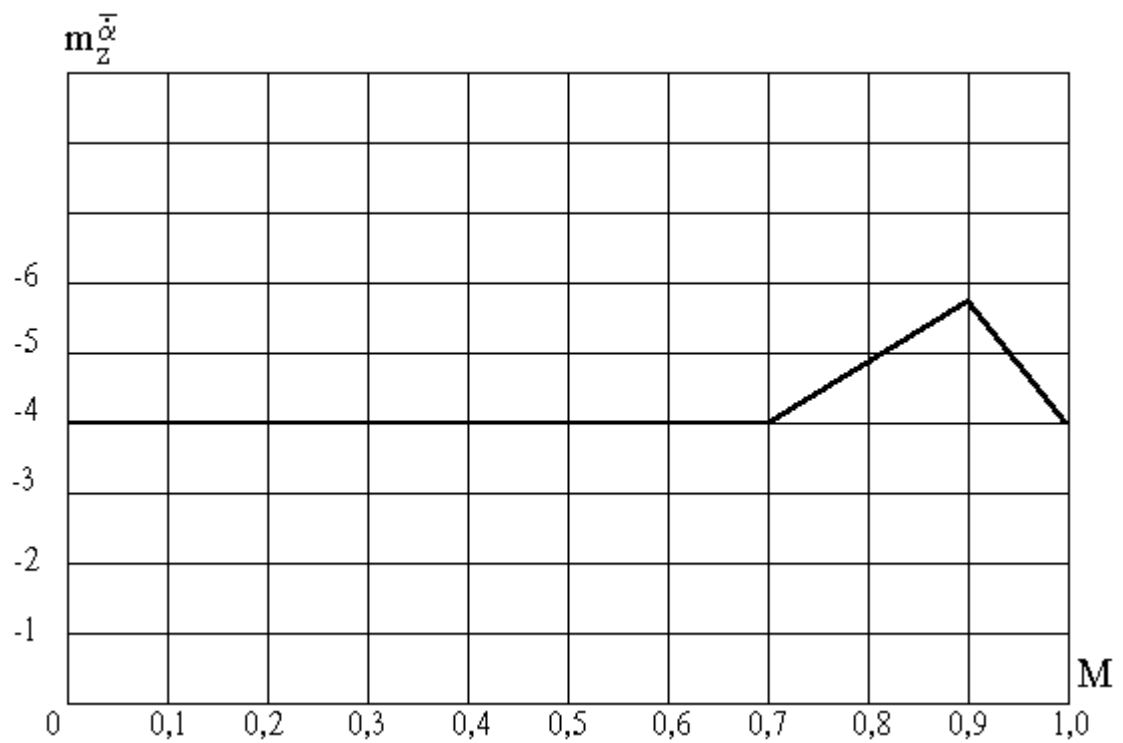
Номер задания	Исходные данные								Закон управления автомата продольного управления (АПУП)
	H [м]	M	Y_p [м]	G^* [кГ]	G_T [кГ]	ξ_α^*	Ω_α^* [с ⁻¹]	$X_{шк}^{*n_y}$ [мм]	
0	1000	0,4	3	45000	30000	0.7	3	-200	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
1	2000	0,4	3	35000	20000	1.0	7	-300	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
2	3000	0,5	3	45000	25000	0.8	4	-400	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
3	4000	0,5	3	40000	20000	0.9	5	-250	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
4	5000	0,6	3	35000	25000	1.0	3	-300	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
5	6000	0,6	3	40000	30000	0.7	4	-250	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
6	7000	0,7	3	35000	25000	0.8	7	-400	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
7	8000	0,7	3	40000	35000	0.9	5	-300	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
8	9000	0,7	3	50000	40000	0.7	3	-200	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$
9	10000	0,8	3	50000	35000	1.0	5	-350	$\delta_B^{АПУП} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} n_y + K_1 X_{шк}$

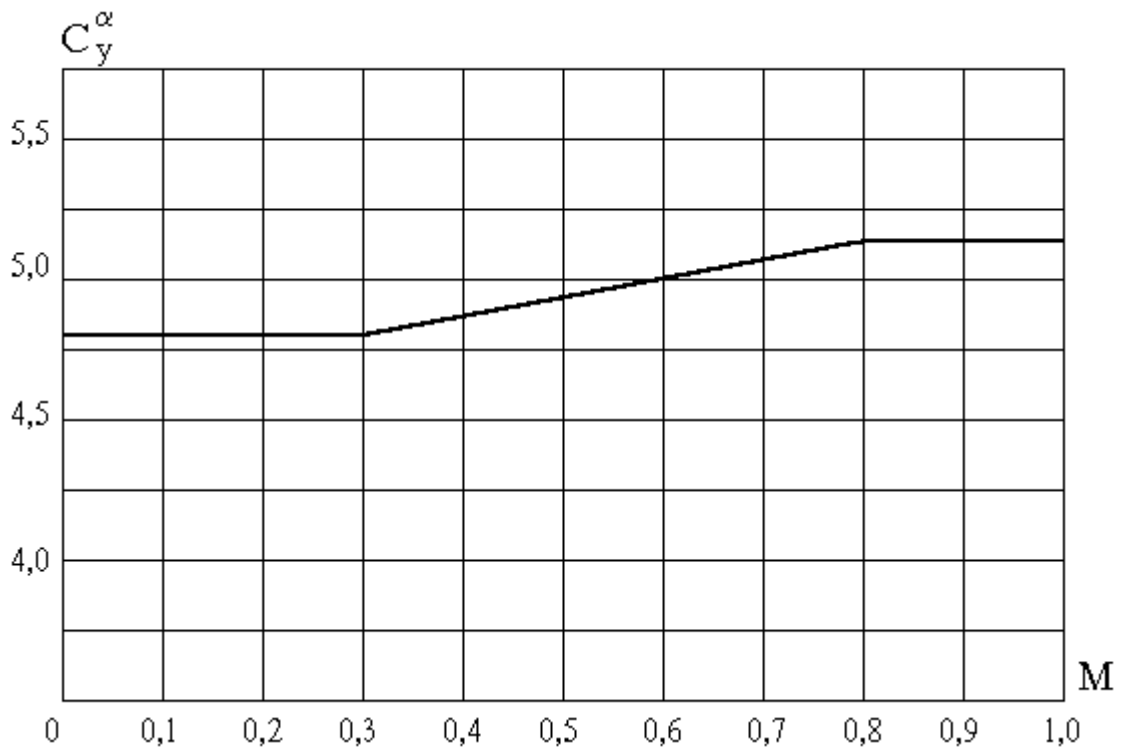
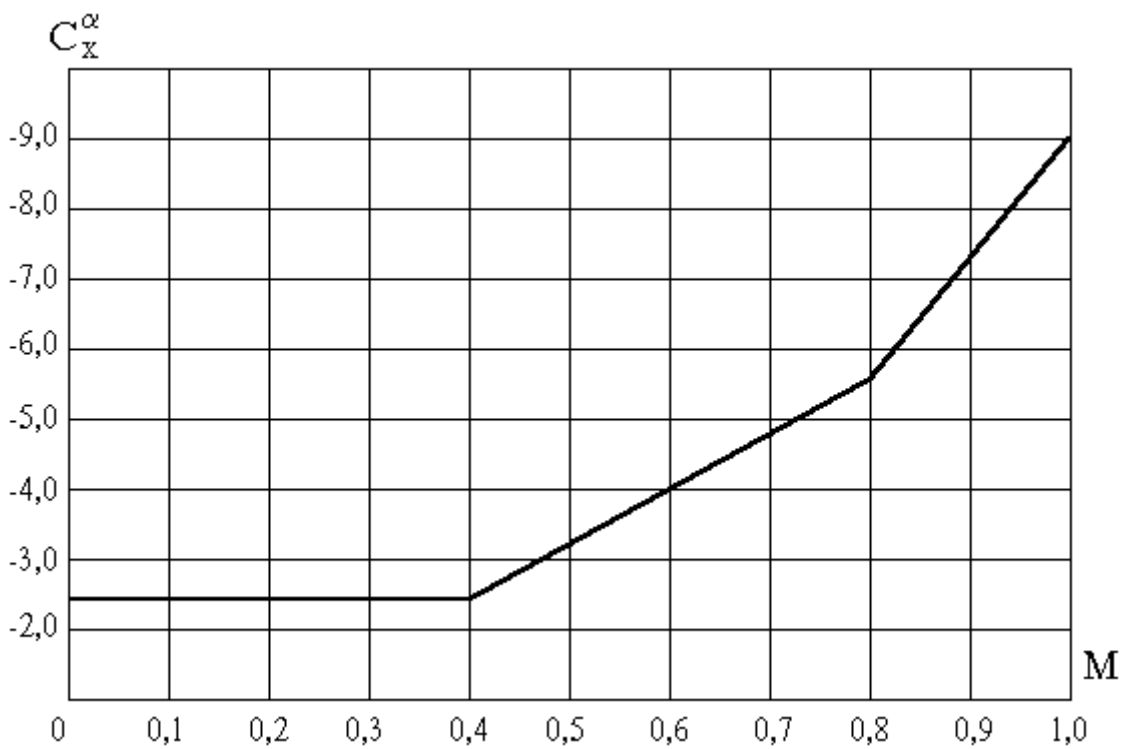
Таблица 2

Номер задания	Исходные данные								Закон управления автомата продольного управления (АБУП)
	H [м]	M	α [град]	G^* [кГ]	G_T [кГ]	ξ_β^*	Ω_β^* [с ⁻¹]	X_β^* [мм]	
0	1000	0,4	0	45000	30000	0.7	5	-350	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
1	2000	0,4	2	35000	20000	1.0	3	-400	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
2	3000	0,5	5	45000	25000	0.8	5	-300	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
3	4000	0,5	1	40000	20000	0.9	7	-200	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
4	5000	0,6	3	35000	25000	1.0	4	-300	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
5	6000	0,6	7	40000	30000	0.7	3	-350	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
6	7000	0,7	0	35000	25000	0.8	5	-250	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
7	8000	0,7	5	40000	35000	0.9	4	-400	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
8	9000	0,7	3	50000	40000	0.7	7	-300	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$
9	10000	0,8	1	50000	35000	1.0	3	-200	$\delta_n^{АБУП} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \beta + K_2 X_n$

Графики зависимостей $J_x(G_T)$, $J_y(G_T)$, $J_z(G_T)$, $J_{xy}(G_T)$ Графики зависимостей $a(H)$ и $\rho(H)$

График зависимости $m_Z^{\bar{\omega}}$ График зависимости $m_Z^{\alpha}(M)$

График зависимости $m_Z^{\delta_B}(M)$ График зависимости $m_Z^{\bar{\alpha}}(M)$

График зависимости $C_y^\alpha(M)$ График зависимости $C_x^\alpha(M)$

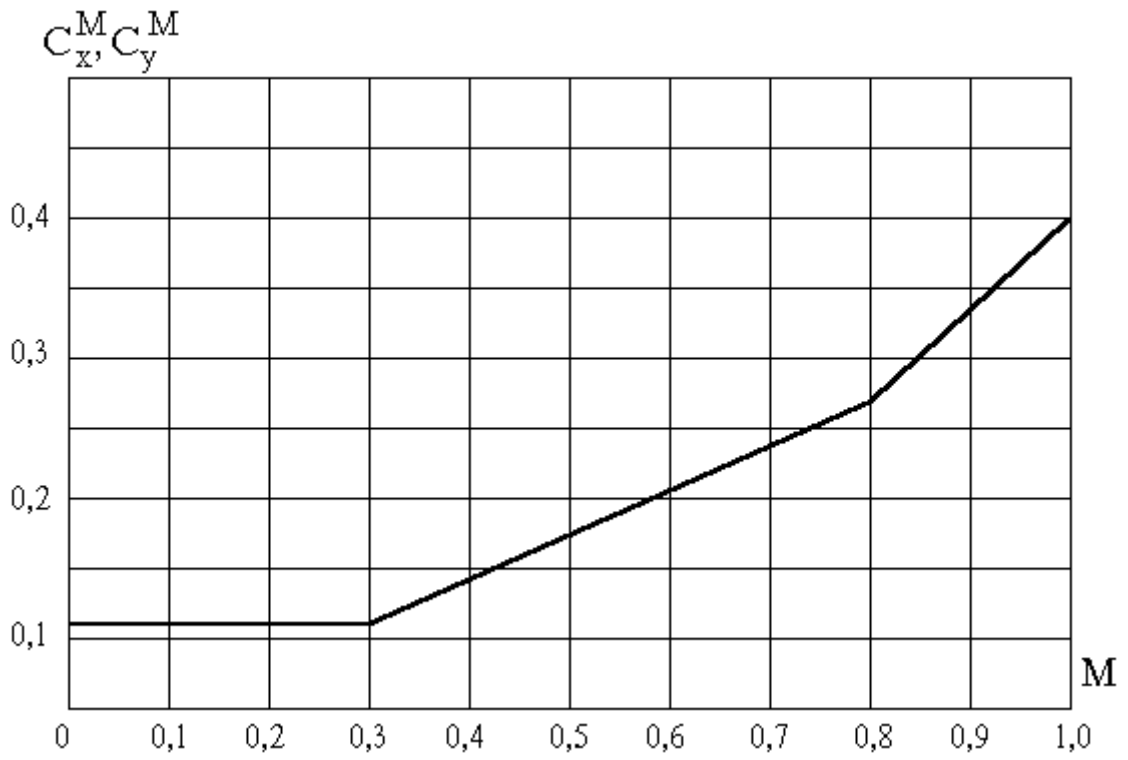


График зависимости $C_x^M(M), C_y^M(M)$

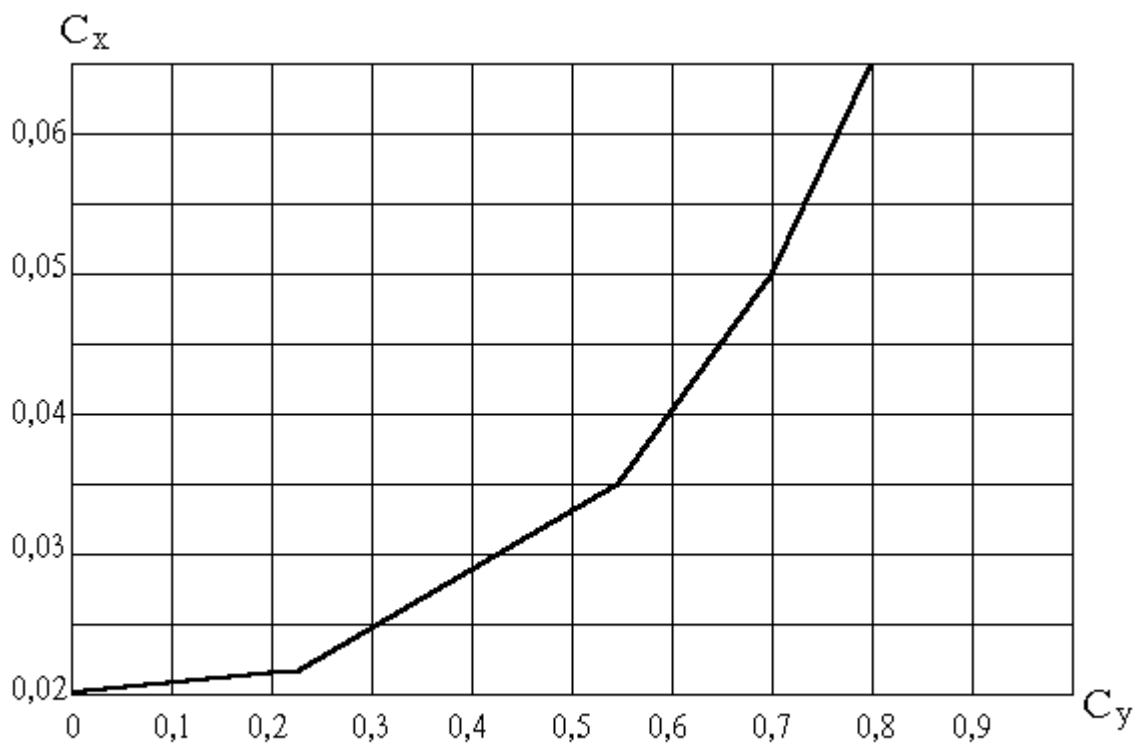
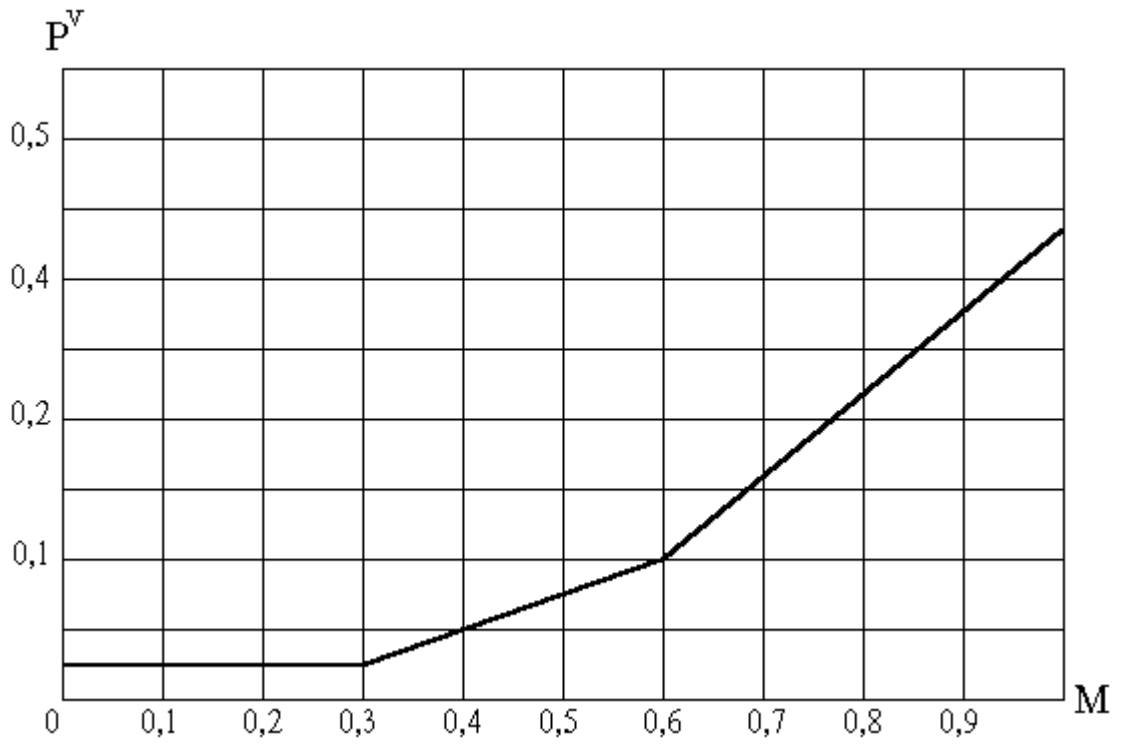
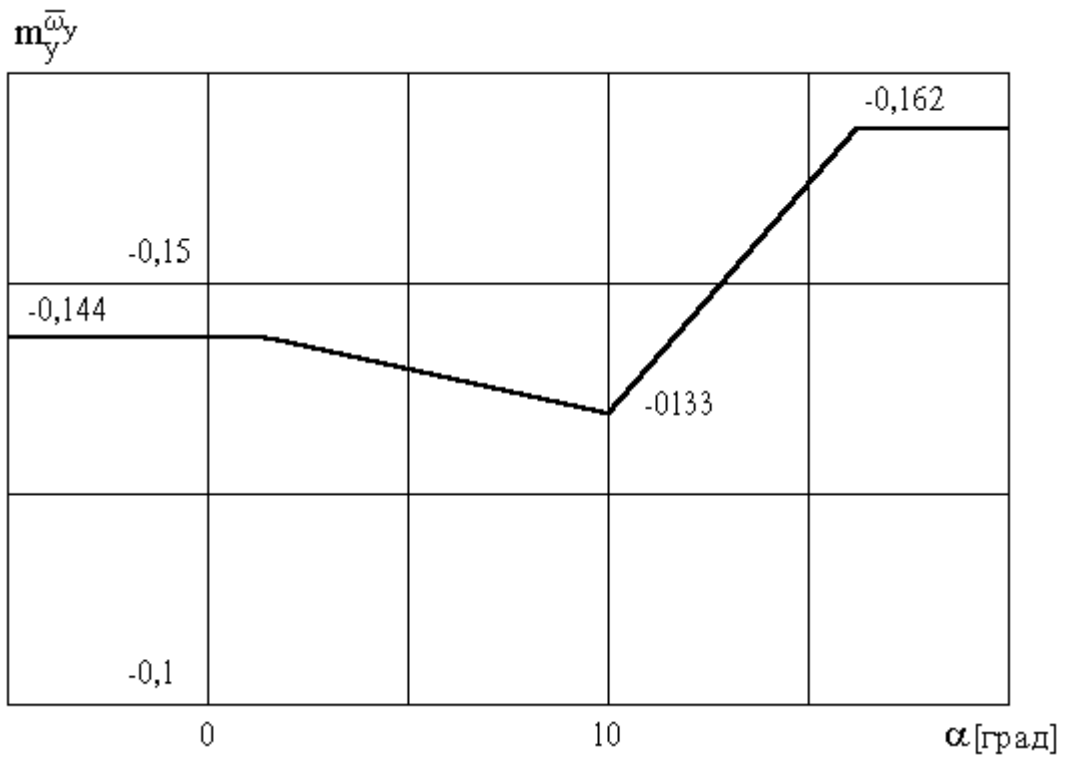
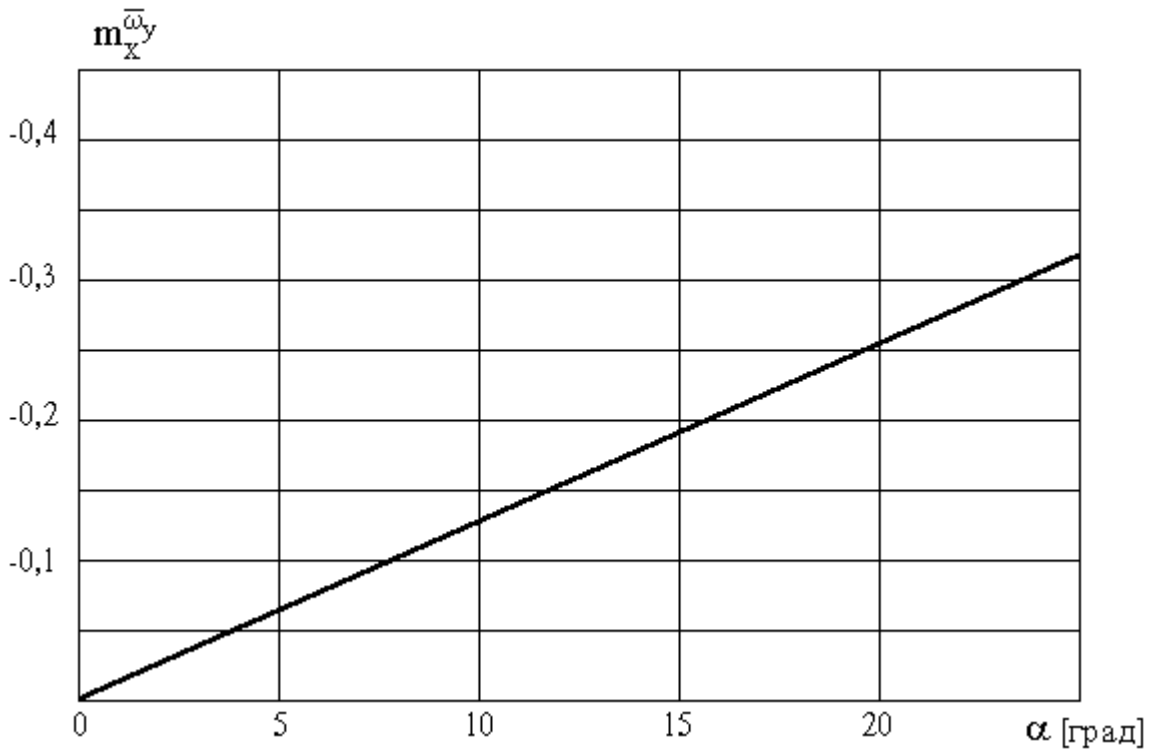
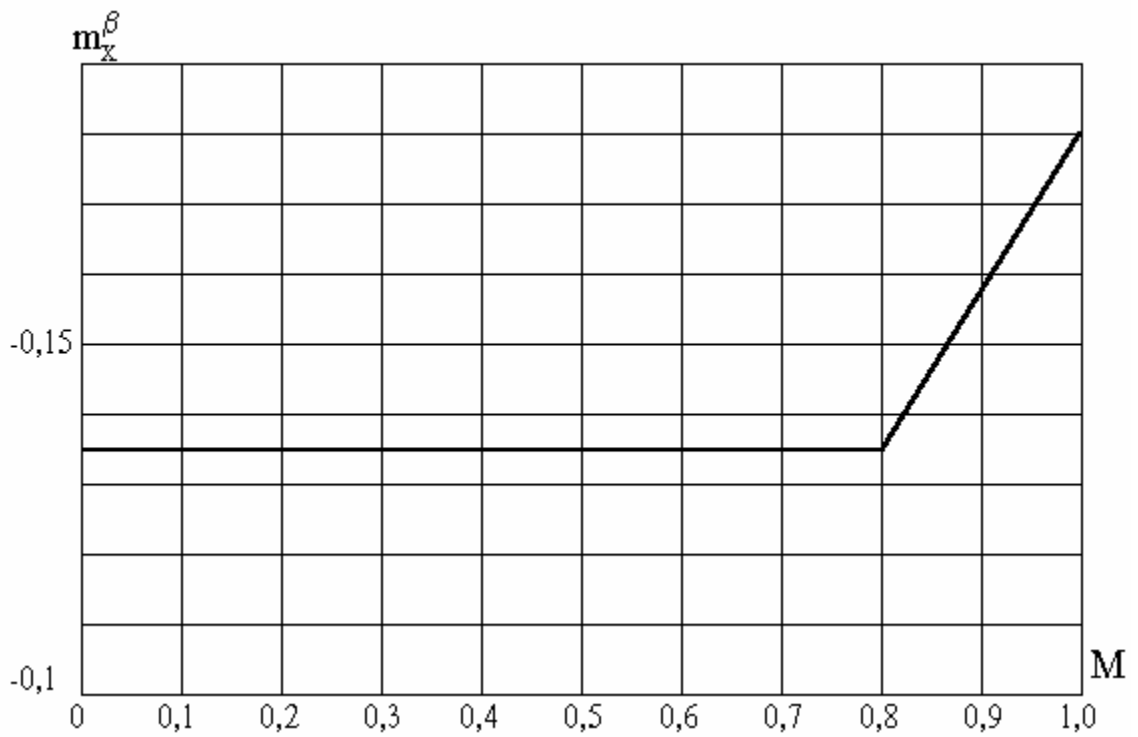
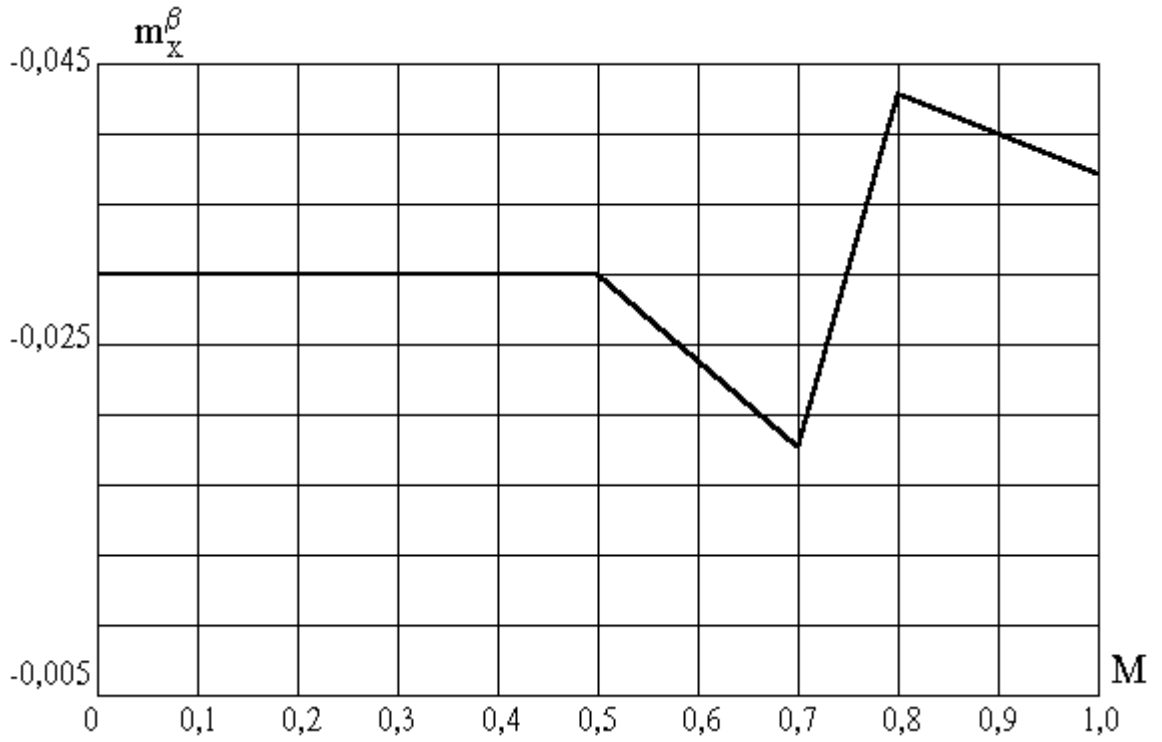
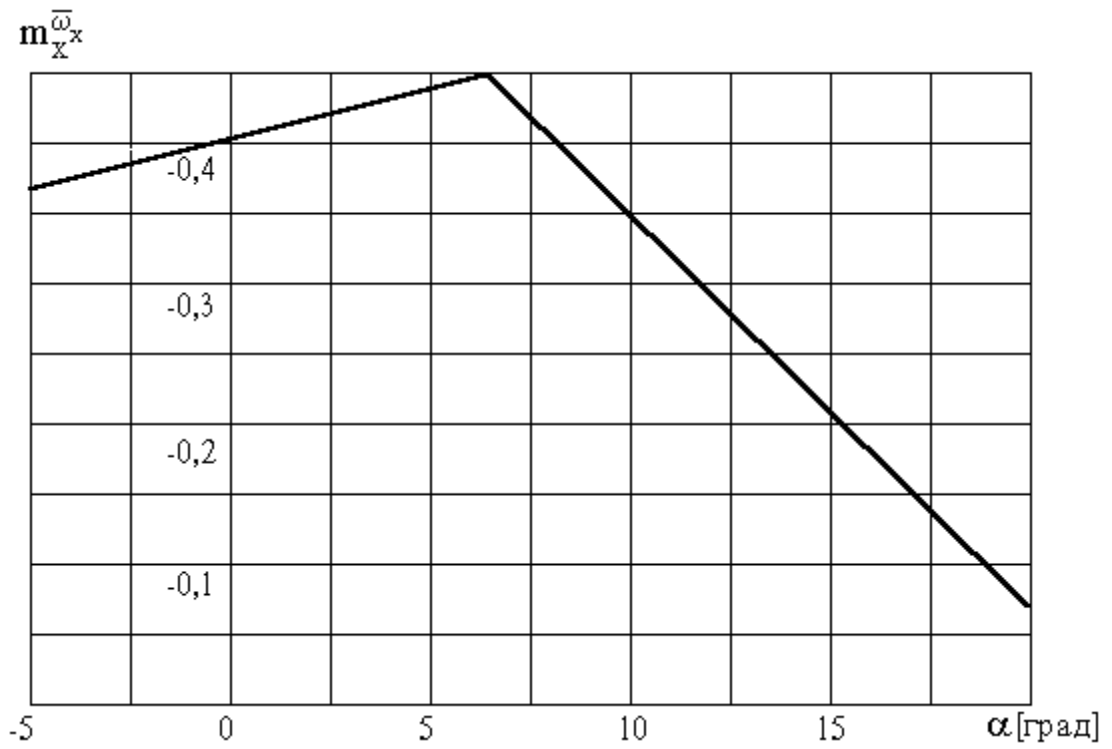


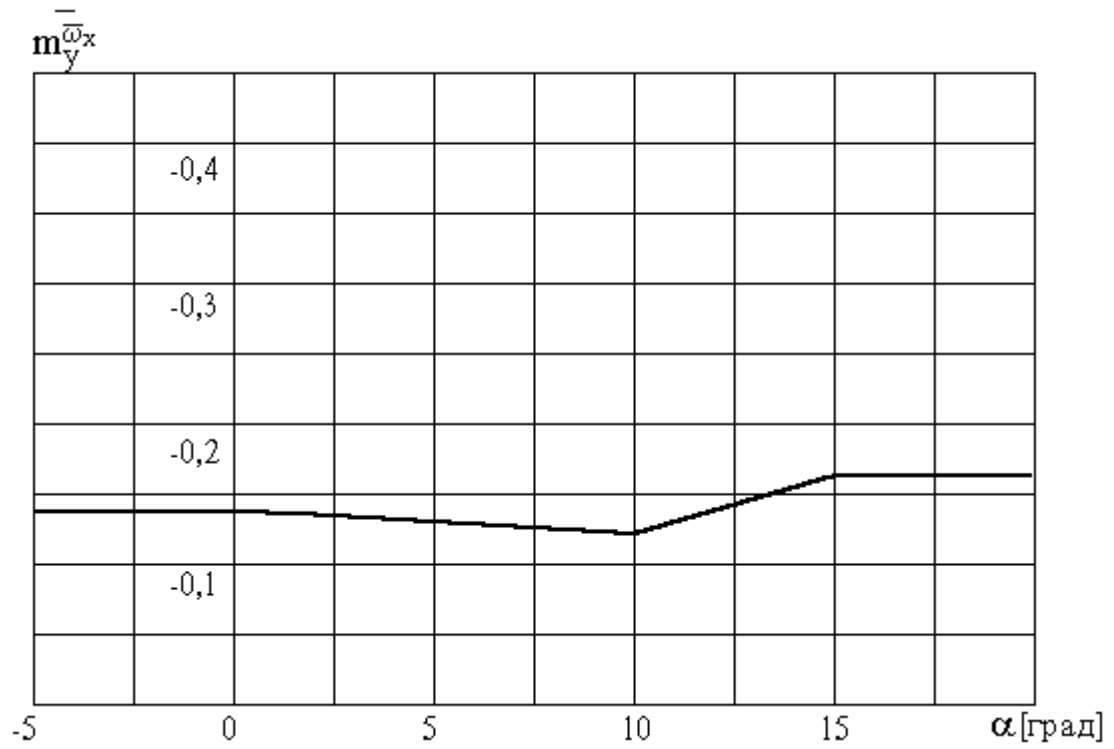
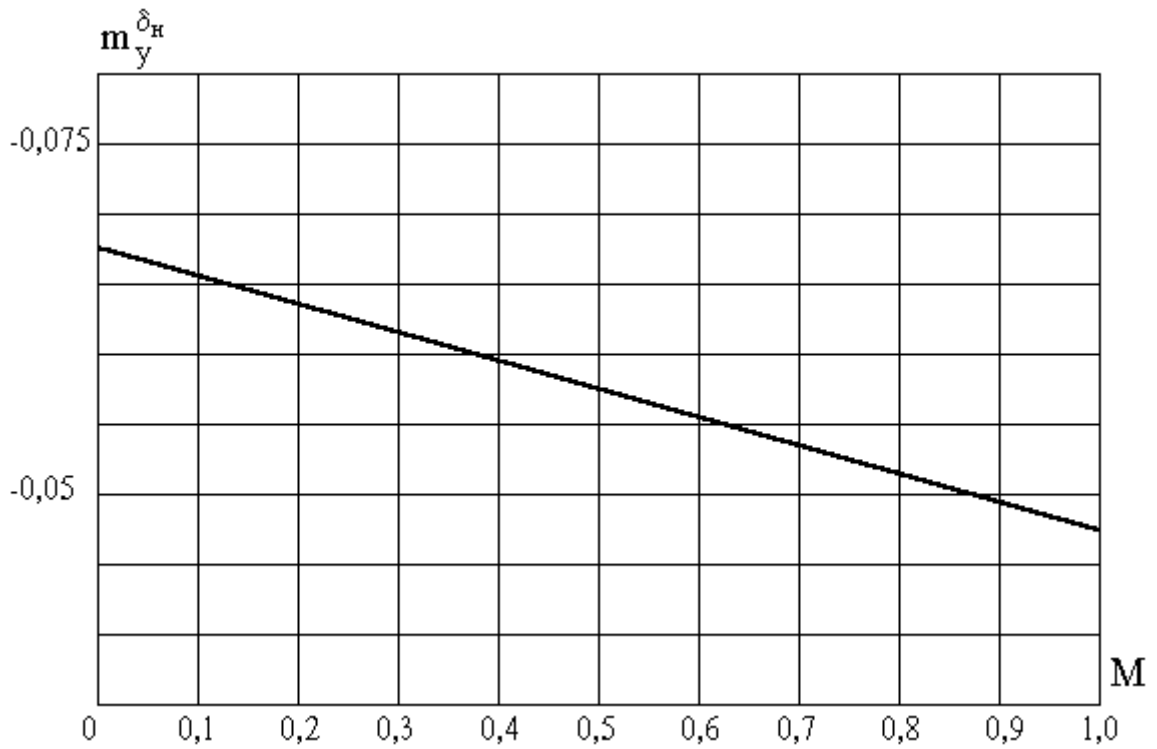
График зависимости $C_x(C_y)$

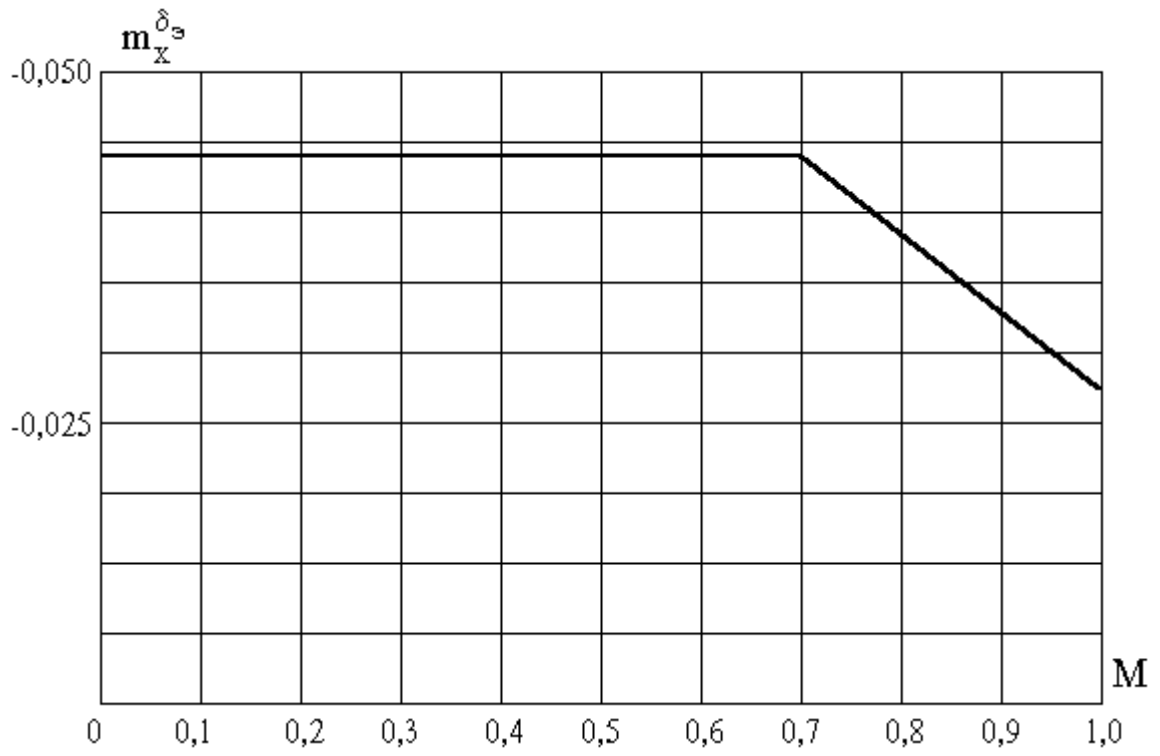
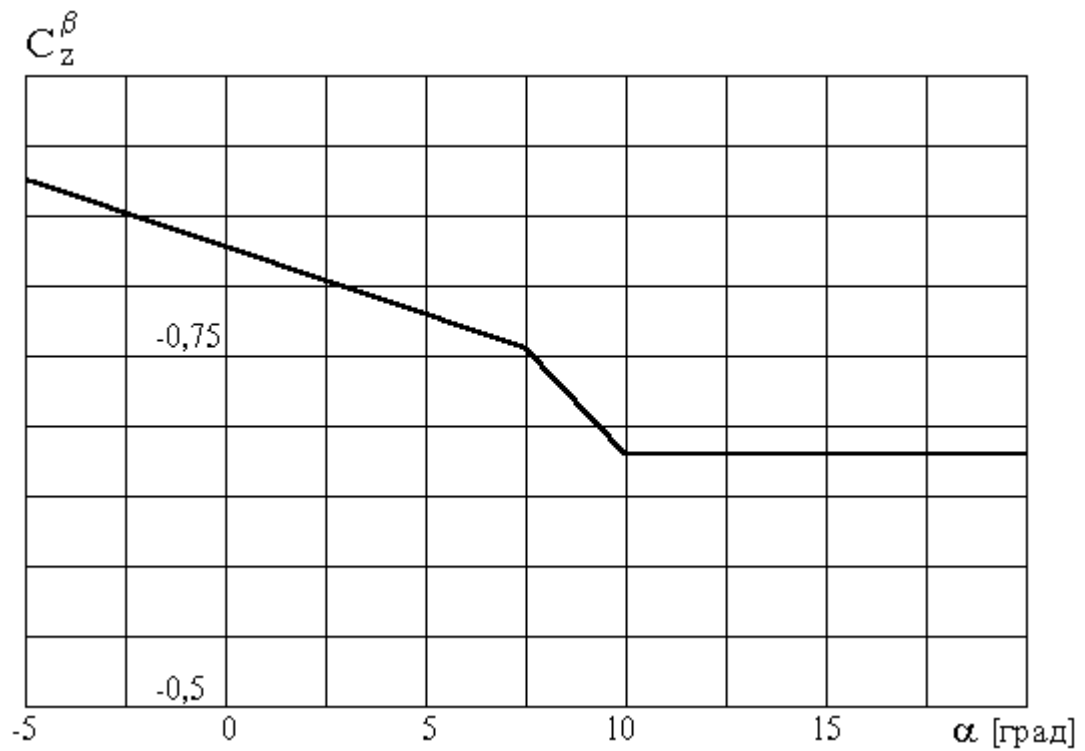
C_y	0,825	2,2
C_x	0,080	0,2

График зависимости $P^v(M)$ График зависимости $m_y^{\bar{\omega}}(\alpha)$

График зависимости $m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha)$ График зависимости $m_x^{\beta}(M)$

График зависимости $m_x^\beta(M)$ График зависимости $m_x^{\bar{\omega}}(\alpha)$

График зависимости $m_y^{\bar{\omega}x}(\alpha)$ График зависимости $m_y^{\delta_H}(M)$

График зависимости $m_x^{\delta_{\alpha}}(M)$ График зависимости $C_z^{\beta}(\alpha)$