

## ВВЕДЕНИЕ

Курсовая работа по дисциплине «Пилотажно-навигационные комплексы» выполняется студентами 4 курса направления подготовки 25.03.02 в весеннем семестре. Работа посвящена разработке и анализу математической модели самолета и параметрическому синтезу заданного закона управления автопилота.

Курсовая работа содержит два задания. В первом задании курсовой работы студенты выполняют расчеты по разработке и анализу математической модели движения свободного самолета. Работа включает в себя материал по определению коэффициентов математической модели самолета на основе заданных весовых, аэродинамических и геометрических характеристик самолета. Здесь же студент выполняет работу по определению характеристик устойчивости и управляемости самолета на основе разработанной математической модели самолета. Значительным этапом раздела является моделирование самолета (определение передаточных функций и построение переходных процессов), подтверждающее результаты аналитических расчетов.

Во втором задании курсовой работы студент выполняет расчёт передаточных коэффициентов заданного закона управления автопилота, определяет запасы устойчивости замкнутой системы «самолёт-автопилот», определяет реакцию замкнутой системы «самолёт-автопилот» на заданное входное воздействие, определяет влияние отказов датчиков на переходные процессы замкнутой системы «самолёт-автопилот».

Заключительным этапом курсовой работы является защита, в которой студент должен показать знания и умения в объеме материала, рассматриваемого в курсовой работе.

## 1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Исходными данными к курсовой работе являются:

- аэродинамические, весовые и геометрические характеристики средне-магистрального самолёта, представленные в приложении 1 и в таблицах 1, 2;
- законы управления автопилотов угла тангажа, автопилотов угла курса и автопилотов угла крена, представленные в таблицах 3,4.

## 2. ВАРИАНТ ЗАДАНИЯ

В данном учебно-методическом пособии представлено 4 задания курсовой работы.

В заданиях №1 и №3 рассматривается продольное движение самолёта. В заданиях №2 и №4 рассматривается боковое движение самолёта.

Выбор заданий для расчёта курсовой работы определяется по первой букве фамилии студента. Студенты, фамилии которых начинаются с букв от А до О, рассматривают продольное движение самолёта и выполняют задания №1 и №3. Студенты, фамилии которых начинаются с букв от П до Я, рассматривают боковое движение самолёта и выполняют задания №2 и №4.

По последней цифре номера зачётной книжки выбирается номер варианта, данные из таблиц 1, 3 (продольное движение самолёта, закон управления автопилота угла тангажа) и таблиц 2, 4 (боковое движение самолёта, закон управления автопилота угла курса и автопилота угла крена).

Например, студент Иванов Ю.И., шифр АК151085, рассматривает продольное движение самолёта и выполняет задания №1 (вариант 5 из таблицы 1) и №3 (вариант 5 из таблицы 3).

### 3. ЗАДАНИЯ НА КУРСОВУЮ РАБОТУ

#### 3.1. Задание №1

##### Расчёт модели продольного движения свободного самолёта

Задана система линеаризованных дифференциальных уравнений, записанных в символической форме при нулевых начальных условиях, описывающих продольное возмущенное движение самолета в связанной системе координат:

$$\begin{cases} \left( s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s \right) \Delta \vartheta + \left( a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha} \right) \Delta \alpha + a_{m_z}^V \Delta V = -a_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B + a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta \alpha_B \\ -s \Delta \vartheta + \left( s + a_y^{\alpha} \right) \Delta \alpha + a_y^V \Delta V = s \Delta \alpha_B \\ a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta + a_x^{\alpha} \Delta \alpha + \left( s + a_x^V \right) \Delta V = a_x^p k_{sg} \Delta \delta_{sg} + s \Delta V_B \end{cases} \quad (1)$$

В системе уравнений (1) приняты следующие обозначения:

$s$  - символ дифференцирования;

$\Delta \vartheta$  - приращение угла тангажа, [град];

$\Delta \alpha$  - приращение угла атаки, [град];

$\Delta V$  - приращение воздушной скорости, [м/с];

$\Delta \delta_B$  - приращение угла отклонения руля высоты, [град];

$\Delta M_z$  - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси OZ связанной системы координат, [Н·м];

$\Delta \alpha_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием вертикальной составляющей ветра, [град];

$\Delta \delta_{sg}$  - приращение угла отклонения рукоятки управления двигателем, [град];

$\Delta V_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием горизонтальной составляющей ветра, [град];

$a_{m_z}^{\omega_z}$ ,  $a_{m_z}^{\dot{\alpha}}$ ,  $a_{m_z}^{\alpha}$ ,  $a_{m_z}^V$ ,  $a_{m_z}^{\delta_B}$ ,  $a_{m_z}^{M_z}$ ,  $a_y^{\alpha}$ ,  $a_y^V$ ,  $a_x^{\vartheta}$ ,  $a_x^{\alpha}$ ,  $a_x^V$ ,  $a_x^p k_{sg}$  - коэффициенты линеаризованных уравнений системы (1).

В таблице 1 приведены варианты заданий исходных данных задания 1.

Таблица 1. Варианты исходных данных задания 1

Номер задания	Исходные данные				
	$H, [м]$	$M$	$Y_p, [м]$	$m_0, [кг]$	$m_T, [кг]$
0	1000	0,4	5	90000	30000
1	2000	0,4	5	60000	5000
2	3000	0,5	5	80000	20000
3	4000	0,5	5	50000	10000
4	5000	0,6	5	70000	15000
5	6000	0,6	5	40000	10000
6	7000	0,7	5	60000	10000
7	8000	0,7	5	60000	15000
8	9000	0,7	5	50000	15000
9	10000	0,8	5	50000	15000

В соответствии с вариантом задания выполнить:

1. Рассчитать коэффициенты линеаризованных уравнений продольного движения (1).

2. Провести анализ характеристик устойчивости продольного движения самолёта и оценить влияние числа Маха и высоты полета на характеристики устойчивости. Построить графики зависимостей:  $\sigma_{n_y}(M)$ ,  $\sigma_{n_y}(H)$ .

3. Провести анализ характеристик продольной управляемости самолета и оценить влияние числа Маха и высоты полета на характеристики управляемости. Построить графики зависимостей:  $\Omega_\alpha(M)$ ,  $\xi_\alpha(M)$ ,  $X_{шк}^{n_y}(M)$ ,  $\Omega_\alpha(H)$ ,  $\xi_\alpha(H)$ ,  $X_{шк}^{n_y}(H)$ .

4. Определить передаточные функции самолета по модели короткопериодического движения:

$$\frac{W_{\Delta\vartheta}}{\Delta X_{шк}}(s), \frac{W_{\Delta n_y}}{\Delta X_{шк}}(s), \frac{W_{\Delta\omega_z}}{\Delta X_{шк}}(s)$$

Провести моделирование самолета по этим передаточным функциям. Получить переходные процессы  $\Delta\vartheta(t)$ ,  $\Delta n_y(t)$ ,  $\Delta\omega_z(t)$  в ответ на ступенчатое воздействие  $\Delta X_{шк} = X_{шк}^{n_y}$ .

### 3.2. Задание №2

#### Расчёт модели продольного движения свободного самолёта

Задана система линеаризованных дифференциальных уравнений, записанных в символической форме при нулевых начальных условиях, описывающих боковое возмущенное движение самолета в связанной системе координат:

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

В системе уравнений (2) приняты следующие обозначения:

$s$  - символ дифференцирования;

$\Delta\psi$  - приращение угла рыскания, [град];

$\Delta\beta$  - приращение угла скольжения, [град];

$\Delta\gamma$  - приращение угла крена, [град];

$\Delta\delta_H$  - приращение угла отклонения руля направления, [град];

$\Delta M_y$  - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси

OY связанной системы координат, [Н · м];

$\Delta\delta_{\Theta}$  - приращение угла отклонения элеронов, [град];

$\Delta M_x$  - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси

OX связанной системы координат, [Н · м];

$\Delta\beta_B$  - приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием, боковой составляющей ветра, [град];

$a_{m_y}^{\omega_y}$ ,  $a_{m_y}^{\beta}$ ,  $a_{m_y}^{\omega_x}$ ,  $a_{m_y}^{\delta_H}$ ,  $a_{m_y}^{M_y}$ ,  $a_{m_x}^{\omega_y}$ ,  $a_{m_x}^{\beta}$ ,  $a_{m_x}^{\omega_x}$ ,  $a_{m_x}^{\delta_{\Theta}}$ ,  $a_{m_x}^{M_x}$ ,  $a_z^{\beta}$ ,  $a_z^{\gamma}$  - коэффициенты линеаризованных уравнений системы (2).

В таблице 2 приведены варианты заданий исходных данных задания 2.

Таблица 2. Варианты исходных данных задания 2

Номер задания	Исходные данные				
	$H$ , [м]	$M$	$\alpha$ [м]	$m_0$ , [кг]	$m_T$ , [кг]
0	1000	0.4	7	90000	30000
1	2000	0.4	7	60000	5000
2	3000	0.5	5	80000	20000
3	4000	0.5	5	50000	10000
4	5000	0.6	5	70000	15000
5	6000	0.6	5	40000	10000
6	7000	0.7	3	60000	10000
7	8000	0.7	3	60000	15000
8	9000	0.7	3	50000	15000
9	10000	0.8	3	50000	15000

В соответствии с вариантом задания выполнить:

1. Рассчитать коэффициенты линеаризованных уравнений системы (2).

2. Провести анализ характеристик устойчивости бокового движения самолёта и оценить влияние числа Маха и высоты полета на характеристики устойчивости. Построить графики зависимостей:  $\sigma_\beta(M)$ ,  $\sigma_\beta(H)$ .

3. Провести анализ характеристик боковой управляемости самолета и оценить влияние числа Маха и высоты полета на характеристики управляемости. Построить графики зависимостей:  $\Omega_\beta(M)$ ,  $\xi_\beta(M)$ ,  $T_{\dot{\gamma}}(M)$ ,  $X_n^\beta(M)$ ,  $X_{u^x}^{\omega_x}(M)$ ,  $\Omega_\beta(H)$ ,  $\xi_\beta(H)$ ,  $T_{\dot{\gamma}}(H)$ ,  $X_n^\beta(H)$ ,  $X_{u^x}^{\omega_x}(H)$ .

4. Определить передаточные функции самолета по модели короткопериодического движения:

$$W_{\frac{\Delta\psi}{\Delta X_n}}(s), W_{\frac{\Delta\beta}{\Delta X_n}}(s), W_{\frac{\Delta\omega_y}{\Delta X_n}}(s)$$

$$W_{\frac{\Delta\gamma}{\Delta X_{u^x}}}(s), W_{\frac{\Delta\omega_x}{\Delta X_{u^x}}}(s)$$

Провести моделирование самолета по этим передаточным функциям. Получить переходные процессы  $\Delta\psi(t)$ ,  $\Delta\beta(t)$ ,  $\Delta\omega_y(t)$  в ответ на ступенчатое воздействие  $\Delta X_n = X_n^\beta$ . Получить переходные процессы  $\Delta\gamma(t)$ ,  $\Delta\omega_x(t)$  в ответ на единичное ступенчатое воздействие  $\Delta X_{u^x} = X_{u^x}^{\omega_x}$ .

### 3.3. Задание №3

#### Расчёт автопилота угла тангажа

В таблице 3 заданы законы управления автопилотов угла тангажа, характер возмущающего или управляющего воздействия.

Таблица 3. Варианты исходных данных задания 3

№ задания	Закон управления автопилота	Характер возмущения
0	$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$M_z = 50$
1	$s\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} s^2 \vartheta + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$M_z = 50t$
2	$\frac{T_{И} s}{T_{И} s + 1} \delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$M_z = 50t$
3	$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \left( \frac{T_{\vartheta} s + 1}{s} \right) \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$M_z = 50t$
4	$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$\vartheta_{зад} = 1(t)$
5	$s\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} s^2 \vartheta + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$\alpha_B = 0,005 \cdot t^2$
6	$\frac{T_{И} s}{T_{И} s + 1} \delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$\alpha_B = 0,005 \cdot t^2$
7	$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot \left( \frac{T_{\vartheta} s + 1}{s} \right) \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$M_z = 50t$
8	$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$\alpha_B = 0,005 \cdot t^2$
9	$\frac{T_{И} s}{T_{И} s + 1} \delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$	$\vartheta_{зад} = 1(t)$

В соответствии с вариантом задания выполнить:

1. Составить структурную схему замкнутой системы «самолет-автопилот» и определить величины передаточных коэффициентов закона управления автопилота исходя из требований, изложенных в задании.

2. Провести исследование на устойчивость замкнутой системы «самолёт-автопилот» с рассчитанными передаточными коэффициентами закона управления автопилота. Построить логарифмические амплитудно частотную (ЛАЧХ) и фазочастотную (ЛФЧХ) характеристики, определить запасы устойчивости по амплитуде и фазе.

3. Провести моделирование замкнутой системы «самолёт-автопилот». Получить переходные процессы  $\vartheta(t)$ ,  $\omega_z(t)$ ,  $\delta_B(t)$  в ответ на воздействие, указанное в исходных данных.

4. Провести моделирование замкнутой системы «самолёт-автопилот» при имитации отказов датчиков. Получить переходные процессы  $\vartheta(t)$ ,  $\omega_z(t)$ ,  $\delta_B(t)$  в ответ на воздействие, указанное в исходных данных.

### 3.4. Задание №4

#### Расчёт автопилотов угла крена и автопилотов угла курса

В таблице 4 заданы законы управления автопилотов углов курса, законы управления автопилотов углов крена, характер возмущающего или управляющего воздействия.

Таблица 4. Варианты исходных данных задания 4

№ задания	Закон управления автопилота	Характер возмущения
0	$\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$	$M_y = 30$
1	$s\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\ddot{\psi}} s^2 \psi + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$	$M_y = 40 \cdot t$
2	$\frac{T_{II}s}{T_{II}s + 1} \delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$	$M_y = 50 \cdot t$
3	$\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$	$\beta_B = 0,002 \cdot t$
4	$\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot \left( \frac{T_{\psi}s + 1}{s} \right) \cdot (\psi - \psi_{зад})$	$\beta_B = 0,003 \cdot t^2$
5	$\delta_{\vartheta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$	$M_x = 20$
6	$s\delta_{\vartheta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\ddot{\gamma}} s^2 \gamma + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$	$M_x = 30$
7	$\frac{T_{II}s}{T_{II}s + 1} \delta_{\vartheta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$	$M_x = 40 \cdot t$
8	$\delta_{\vartheta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot \left( \frac{T_{\gamma}s + 1}{s} \right) \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$	$M_x = 50$
9	$\delta_{\vartheta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$	$\vartheta_{зад} = 1(t)$

В соответствии с вариантом задания выполнить:

1. Составить структурную схему замкнутой системы «самолет-автопилот» и определить величины передаточных коэффициентов закона управления автопилота исходя из требований, изложенных в задании.

2. Провести исследование на устойчивость замкнутой системы «самолёт-автопилот» с рассчитанными передаточными коэффициентами закона управления автопилота. Построить логарифмические амплитудно частотную (ЛАЧХ) и

фазочастотную (ЛФЧХ) характеристики, определить запасы устойчивости по амплитуде и фазе.

3. Провести моделирование замкнутой системы «самолёт-автопилот». Получить переходные процессы  $\psi(t)$ ,  $\omega_y(t)$ ,  $\delta_H(t)$  в ответ на воздействие, указанное в задании (если в варианте задания задан закон управления автопилота курса). Получить переходные процессы  $\gamma(t)$ ,  $\omega_x(t)$ ,  $\delta_{\mathcal{E}}(t)$  в ответ на воздействие, указанное в задании (если в варианте задания задан закон управления автопилота крена).

4. Провести моделирование замкнутой системы «самолёт-автопилот» при имитации отказов датчиков. Получить переходные процессы  $\psi(t)$ ,  $\omega_y(t)$ ,  $\delta_H(t)$  в ответ на воздействие, указанное в задании (если в варианте задания задан закон управления автопилота курса). Получить переходные процессы  $\gamma(t)$ ,  $\omega_x(t)$ ,  $\delta_{\mathcal{E}}(t)$  в ответ на воздействие, указанное в задании (если в варианте задания задан закон управления автопилота крена).

## 4. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ЗАДАНИЙ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

### 4.1. Методические указания по выполнению заданий №1 и №2 курсовой работы

При выполнении заданий №1 и №2 курсовой работы студент рассматривает движение свободного самолёта, и производит расчёт его модели.

В пунктах 1 заданий №1 и №2 необходимо рассчитать коэффициенты линеаризованных уравнений продольного и бокового движений свободного самолёта. Необходимый теоретический материал для расчёта коэффициентов содержится в приложениях №1 и №2 данного учебно-методического пособия.

В пунктах 2 заданий №1 и №2 курсовой работы необходимо исследовать модель движения свободного самолёта на устойчивость. Необходимо записать характеристическое уравнение для полной модели продольного (бокового) движения свободного самолёта, а затем, применив критерий устойчивости Гурвица проверить на устойчивость модель. Затем необходимо определить запасы устойчивости по вертикальной перегрузке  $\sigma_{n_y}$  и по углу скольжения  $\sigma_{\beta}$ . Далее необходимо рассчитать значения  $\sigma_{n_y}$  и  $\sigma_{\beta}$  при изменении числа Маха и высоты полёта, и построить графики  $\sigma_{n_y}(M)$ ,  $\sigma_{n_y}(H)$ ,  $\sigma_{\beta}(M)$ ,  $\sigma_{\beta}(H)$ . По построенным графикам произвести анализ характеристик устойчивости при изменении числа Маха и высоты полёта, сделать выводы. Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе

лабораторных работ по дисциплине «Системы автоматического управления полётом». Формулы расчёта запасов устойчивости приведены в приложении 1.

В пунктах 3 заданий №1 и №2 курсовой работы необходимо определить динамические и статические показатели управляемости. Для продольного движения свободного самолёта необходимо определить динамические и статические показатели управляемости:  $\Omega_\alpha$ ,  $\xi_\alpha$ ,  $X_{шк}^{ny}$ . Далее необходимо рассчитать характеристики  $\Omega_\alpha$ ,  $\xi_\alpha$ ,  $X_{шк}^{ny}$  при изменении числа Маха и высоты полёта и построить графики  $\Omega_\alpha(M)$ ,  $\xi_\alpha(M)$ ,  $X_{шк}^{ny}(M)$ ,  $\Omega_\alpha(H)$ ,  $\xi_\alpha(H)$ ,  $X_{шк}^{ny}(H)$ . По построенным графикам произвести анализ характеристик управляемости в продольном движении при изменении числа Маха и высоты полёта, сделать выводы. Для бокового движения свободного самолёта необходимо определить динамические и статические показатели управляемости:  $\Omega_\beta$ ,  $\xi_\beta$ ,  $T_{\dot{\gamma}}$ ,  $X_n^\beta$ ,  $X_{ш}^{\omega_x}$ . Далее необходимо рассчитать характеристики  $\Omega_\beta$ ,  $\xi_\beta$ ,  $T_{\dot{\gamma}}$ ,  $X_n^\beta$ ,  $X_{ш}^{\omega_x}$  при изменении числа Маха и высоты полёта и построить графики  $\Omega_\beta(M)$ ,  $\xi_\beta(M)$ ,  $T_{\dot{\gamma}}(M)$ ,  $X_n^\beta(M)$ ,  $X_{ш}^{\omega_x}(M)$ ,  $\Omega_\beta(H)$ ,  $\xi_\beta(H)$ ,  $T_{\dot{\gamma}}(H)$ ,  $X_n^\beta(H)$ ,  $X_{ш}^{\omega_x}(H)$ . По построенным графикам произвести анализ характеристик управляемости в боковом движении при изменении числа Маха и высоты полёта, сделать выводы. Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе лабораторных работ по дисциплине «Системы автоматического управления полётом».

В пунктах 4 заданий №1 и №2 курсовой работы необходимо определить передаточные функции движения свободного самолёта и определить реакцию самолёта на заданное входное воздействие. Передаточные функции для продольного движения самолёта  $W_{\frac{\Delta \vartheta}{\Delta X_{шк}}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta X_{шк}}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta \omega_z}{\Delta X_{шк}}}(s)$  определяются

по модели короткопериодического движения. Передаточные функции для бокового движения самолёта  $W_{\frac{\Delta \psi}{\Delta X_n}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta \beta}{\Delta X_n}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta \omega_y}{\Delta X_n}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta \dot{\gamma}}{\Delta X_{ш}}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta \omega_x}{\Delta X_{ш}}}(s)$

определяются по моделям «рыскание-скольжения» и «чистый крен». Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе лабораторных работ по дисциплине «Системы автоматического управления полётом». Теоретический материал по определению передаточных функций также приведён в приложении 1.

#### **4.2. Методические указания по выполнению заданий №3 и №4 курсовой работы**

При выполнении заданий №3 и №4 курсовой работы студент рассматривает модель структуры «самолёт-автопилот» и производит расчёт этой модели.

В пунктах 1 заданий №3 и №4 необходимо структурную схему модели «самолёт-автопилот» и рассчитать передаточные коэффициенты закона управления автопилота. Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе лабораторных работ по дисциплине «Пилотажно-навигационные комплексы». Теоретический материал по определению передаточных коэффициентов также приведён в приложении 1.

В пунктах 2 заданий №3 и №4 курсовой работы необходимо исследовать модель замкнутой структуры «самолёт-автопилот» на устойчивость. Целесообразно определить передаточную функцию разомкнутой системы «самолёт-автопилот», и построить частотные характеристики (ЛАЧХ и ЛФЧХ) разомкнутой системы. Затем по построенным ЛАЧХ и ЛФЧХ определить запасы устойчивости системы по амплитуде и фазе. Необходимый теоретический материал был рассмотрен в курсе лекций и практических занятий по дисциплине «Автоматика и управления».

В пунктах 3 заданий №3 и №4 курсовой работы необходимо определить реакцию замкнутой системы «самолёт-автопилот» на заданное входное воздействие. Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе лабораторных работ по дисциплине «Пилотажно-навигационные комплексы».

В пунктах 4 заданий №1 и №2 курсовой работы необходимо определить реакцию замкнутой системы «самолёт-автопилот» на заданное входное воздействие при отказе датчиков. Необходимый теоретический материал для выполнения данного пункта задания был рассмотрен в курсе лабораторных работ по дисциплине «Пилотажно-навигационные комплексы».

## ПРИЛОЖЕНИЕ 1

## Дополнительные сведения и данные к курсовой работе

$g = 9,807 \frac{м}{с^2}$  – ускорение свободного падения;

$\rho$  – плотность воздуха, заданная зависимостью  $\rho = f(H), \left[ \frac{кг}{м^3} \right]$ ;

$H$  – высота полёта,  $[м]$ ;

$a$  – плотность воздуха, заданная зависимостью  $a = f(H), \left[ \frac{м}{с} \right]$ ;

$M$  – число Маха полёта;

$V$  – воздушная скорость самолета, определяется через заданное значение числа

Маха,  $V = M \cdot a, \left[ \frac{м}{с} \right]$ ;

$S = 180 м^2$  – площадь крыла;  $l = 38 м$  – размах крыла;

$b_a = 5 м$  – средняя аэродинамическая хорда (САХ);

$m_0$  – масса пустого самолёта,  $[кг]$ ;  $m_T$  – масса топлива,  $[кг]$ ;

$m = m_0 + m_T$  – полётная масса самолёта,  $[кг]$ ;

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

$J_x(m), J_y(m), J_z(m), J_{xy}(m), \left[ кг \cdot м^2 \right]$ ;

$C_{ygp} = C_y = \frac{2mg}{S\rho V^2}$  – безразмерный коэффициент подъёмной силы;

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

$m_z^M = 0,002$ ;  $m_z^{C_y} = \frac{m_z^\alpha}{C_y^\alpha}$

$\Theta_0 = 0$  – угол наклона траектории для горизонтального полёта,  $[град]$ ;

$X_{шк}, X_n, X_{ш}$  – соответственно величины перемещения штурвальной колонки, педалей, штурвала,  $[мм]$

$k_{ш.в.}$  - передаточный коэффициент по перемещению колонки штурвала;

$k_{ш.н.}$  - передаточный коэффициент по перемещению педалей;

$k_{ш.э.}$  - передаточный коэффициент по перемещению штурвала;

Формулы для определения запасов устойчивости  $\sigma_{n_y}$  и  $\sigma_\beta$ :

$$\sigma_{n_y} = m_z^{C_y} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z} \rho S b_a}{2m};$$

$$\sigma_\beta = m_y^\beta - \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} C_z^\beta \rho S l}{4m}$$

Передаточные функции, полученные из модели короткопериодического движения:

$$W_{\frac{\Delta \vartheta}{\Delta X_{\text{шк}}}}(s) = \frac{\Delta \vartheta(s)}{\Delta X_{\text{шк}}(s)} = \frac{k_{\text{шв}} \Delta \vartheta(s)}{\Delta \delta_B(s)} = k_{\text{шв}} W_{\frac{\Delta \vartheta}{\Delta \delta_B}}(s);$$

$$W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta X_{\text{шк}}}}(s) = \frac{\Delta n_y(s)}{\Delta X_{\text{шк}}(s)} = \frac{k_{\text{шв}} C_y^\alpha \Delta \alpha(s)}{C_{y.zn} \Delta \delta_B(s)} = \frac{k_{\text{шв}} C_y^\alpha}{C_{y.zn}} W_{\frac{\Delta \alpha}{\Delta \delta_B}}(s);$$

$$W_{\frac{\Delta \omega_z}{\Delta X_{\text{шк}}}}(s) = \frac{\Delta \omega_z(s)}{\Delta X_{\text{шк}}(s)} = \frac{k_{\text{шв}} \Delta \omega_z(s)}{\Delta \delta_B(s)} = k_{\text{шв}} W_{\frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_B}}(s)$$

Передаточные функции, полученные из модели движения «рыскание-скольжение»:

$$W_{\frac{\Delta \psi}{\Delta X_n}}(s) = \frac{\Delta \psi(s)}{\Delta X_n(s)} = \frac{k_{\text{шн}} \Delta \psi(s)}{\Delta \delta_H(s)} = k_{\text{шн}} W_{\frac{\Delta \psi}{\Delta \delta_H}}(s);$$

$$W_{\frac{\Delta \beta}{\Delta X_n}}(s) = \frac{\Delta \beta(s)}{\Delta X_n(s)} = \frac{k_{\text{шн}} \Delta \beta(s)}{\Delta \delta_H(s)} = k_{\text{шн}} W_{\frac{\Delta \beta}{\Delta \delta_H}}(s);$$

$$W_{\frac{\Delta \omega_y}{\Delta X_n}}(s) = \frac{\Delta \omega_y(s)}{\Delta X_n(s)} = \frac{k_{\text{шн}} \Delta \omega_y(s)}{\Delta \delta_H(s)} = k_{\text{шн}} W_{\frac{\Delta \omega_y}{\Delta \delta_H}}(s)$$

Передаточные функции, полученные из модели движения «чистый крен»:

$$W_{\frac{\Delta \gamma}{\Delta X_{\text{ш}}}}(s) = \frac{\Delta \gamma(s)}{\Delta X_{\text{ш}}(s)} = \frac{k_{\text{шэ}} \Delta \gamma(s)}{\Delta \delta_\Delta(s)} = k_{\text{шэ}} W_{\frac{\Delta \gamma}{\Delta \delta_\Delta}}(s);$$

$$W_{\frac{\Delta \omega_x}{\Delta X_{\text{ш}}}}(s) = \frac{\Delta \omega_x(s)}{\Delta X_{\text{ш}}(s)} = \frac{k_{\text{шэ}} \Delta \omega_x(s)}{\Delta \delta_\Delta(s)} = k_{\text{шэ}} W_{\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_\Delta}}(s)$$

Ниже приведены данные по аэродинамическим характеристикам самолета, используемые в курсовой работе.

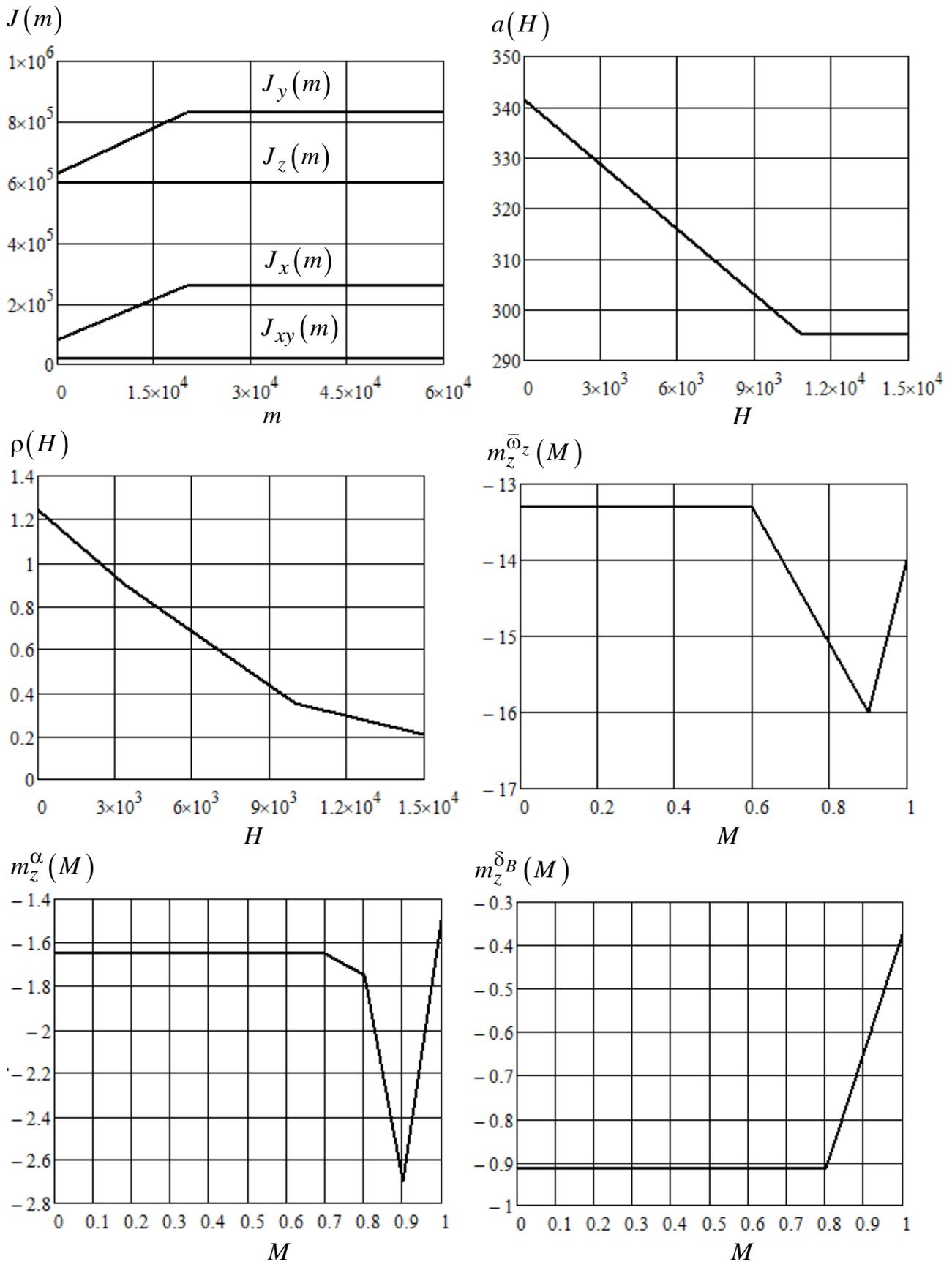


Рис. 1. Графики зависимостей  $J_x(m)$ ,  $J_y(m)$ ,  $J_z(m)$ ,  $J_{xy}(m)$ ,  $a(H)$ ,  $\rho(H)$ ,  $m_z^{\bar{\omega}_z}(M)$ ,  $m_z^\alpha(M)$ ,  $m_z^{\delta_B}(M)$

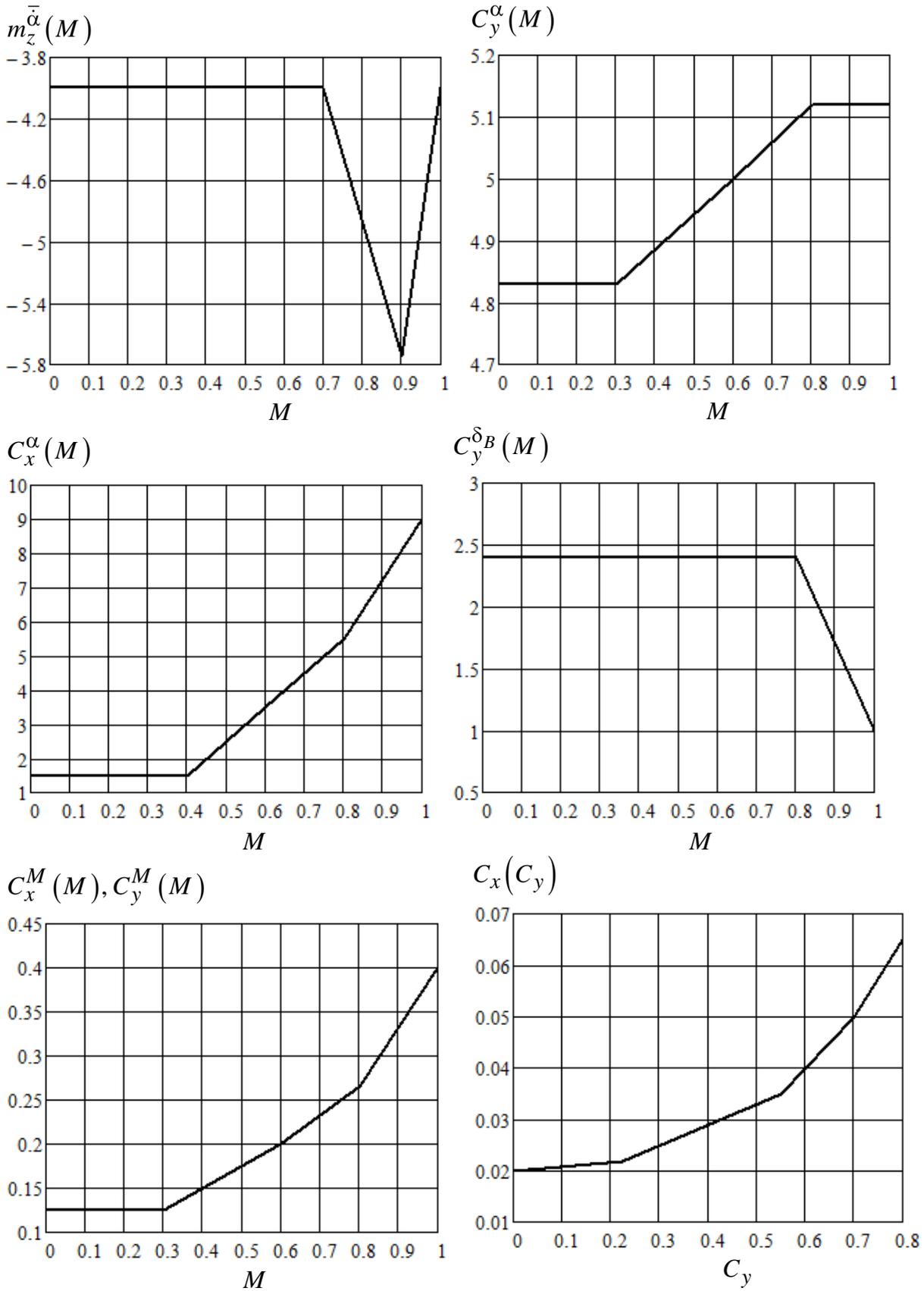


Рис. 2. Графики зависимостей  $m_z^{\bar{\alpha}}(M)$ ,  $C_y^{\alpha}(M)$ ,  $C_x^{\alpha}(M)$ ,  $C_y^{\delta B}(M)$ ,  $C_x^M(M)$ ,  $C_y^M(M)$ ,  $C_x(C_y)$

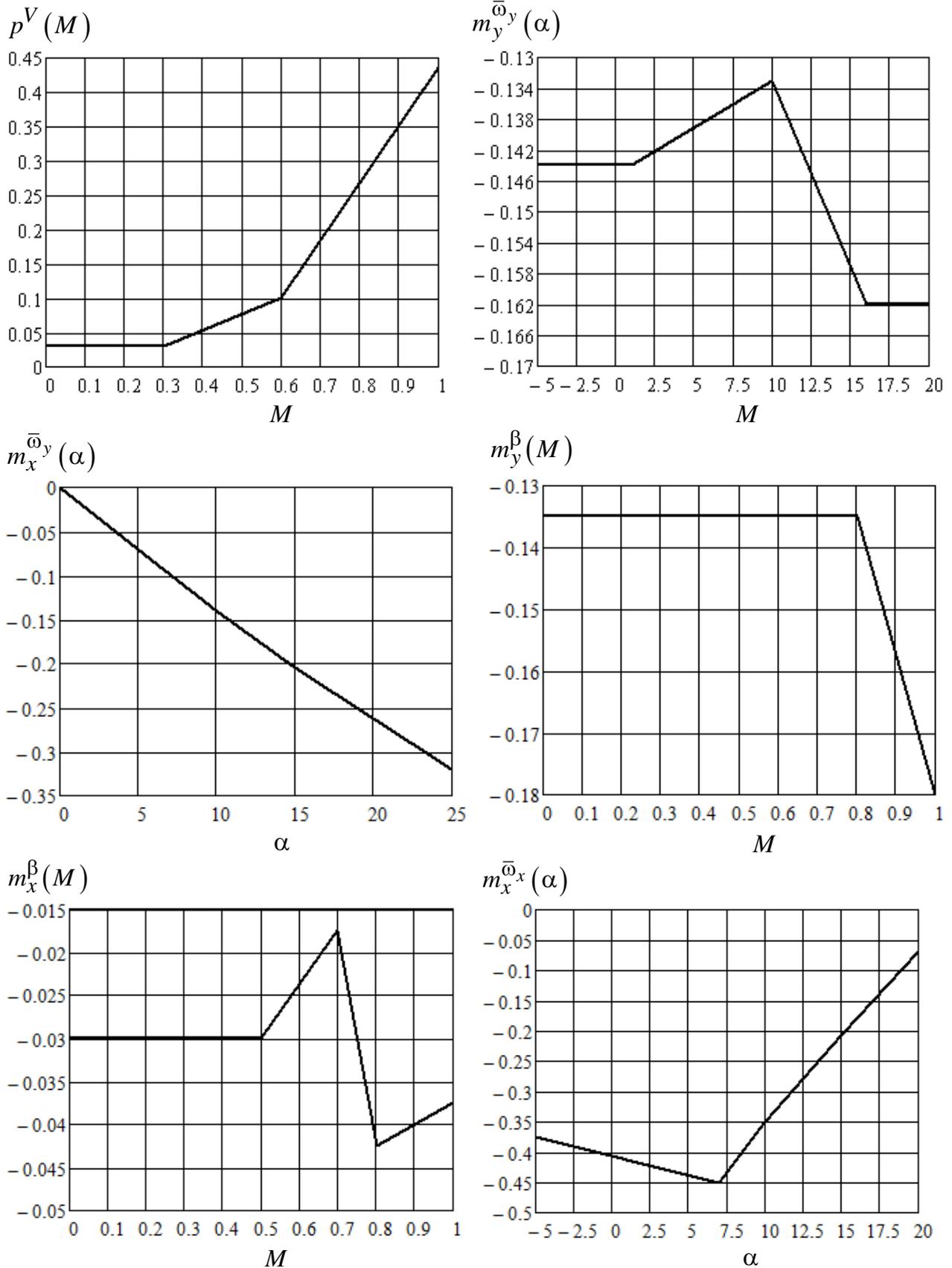


Рис. 3. Графики зависимостей  $p^V(M)$ ,  $m_y^{\bar{\omega}y}(\alpha)$ ,  $m_x^{\bar{\omega}y}(\alpha)$ ,  $m_y^{\beta}(M)$ ,  $m_x^{\beta}(M)$ ,  $m_x^{\bar{\omega}x}(\alpha)$

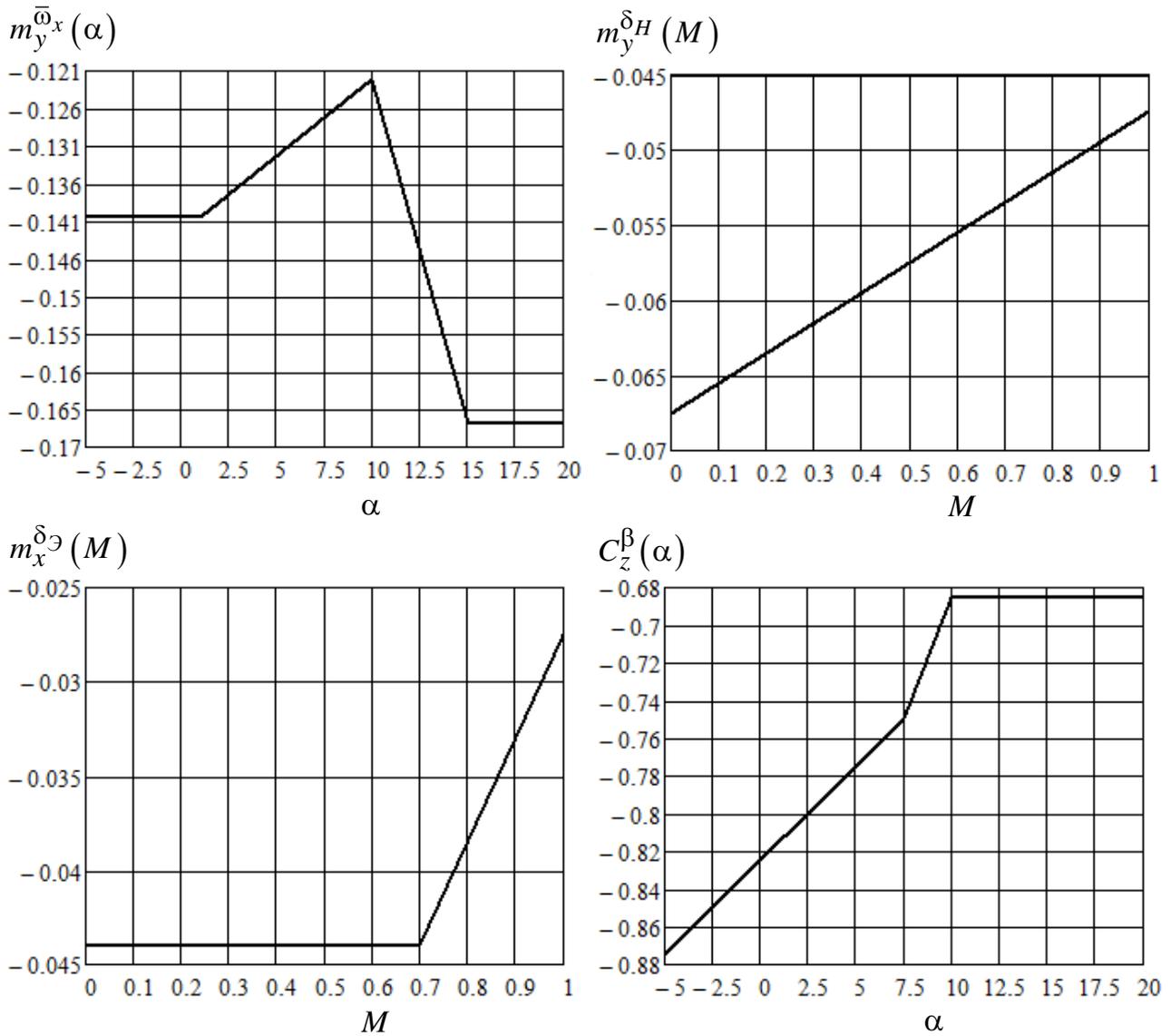


Рис. 4. Графики зависимостей  $m_y^{\bar{\omega}^x}(\alpha)$ ,  $m_y^{\delta H}(M)$ ,  $m_x^{\delta \vartheta}(M)$ ,  $C_z^\beta(\alpha)$

$$m_x^{\delta H} = -0,016, m_y^{\delta \vartheta} = -0,00042$$

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2

**Формулы для расчёта коэффициентов линеаризованных уравнений продольного и бокового движений:**

$$a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{J_z} \cdot \frac{\rho V}{2} S b_a^2;$$

$$a_{m_z}^{\dot{\alpha}} = -\frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{J_z} \cdot \frac{\rho V}{2} S b_a^2;$$

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

$$a_{m_z}^V = -\frac{57,3}{J_z} \cdot \left[ \left[ \frac{m_z^M}{a} + \frac{2 \cdot (C_x + C_{y.zn} \cdot \sin \Theta_0) \cdot Y_p}{V b_a} \right] \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S b_a - p^V \cdot Y_p \right];$$

$$a_{m_z}^{\delta_B} = -\frac{m_z^{\delta_B}}{J_z} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S b_a;$$

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

$$a_y^{\alpha} = \frac{(C_y^{\alpha} + C_x)}{J_z} \cdot \frac{\rho V}{2} S b_a$$

$$a_y^V = \frac{57,3 \rho S}{m} C_y \cdot \left( 1 + \frac{C_y^M M}{2 C_y} \right);$$

$$a_x^g = \frac{g}{57,3} \cos \Theta_0;$$

$$a_x^{\alpha} = \frac{(C_x^{\alpha} - C_y)}{57,3 m} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S;$$

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

$$a_x^p k_{cr} = 1,5$$

$$a_{m_y}^{\omega_y} = - \left( \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_y}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \right) \cdot \frac{\rho V}{4} S l^2;$$

$$a_{m_y}^\beta = - \left( \frac{m_y^\beta + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^\beta}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} Sl$$

$$a_{m_y}^{\omega_x} = - \left( \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_x}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \right) \cdot \frac{\rho V}{4} Sl^2;$$

$$a_{m_y}^{\delta_H} = - \left( \frac{m_y^{\delta_H} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\delta_H}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} Sl;$$

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

$$a_{m_x}^{\omega_y} = - \left( \frac{m_x^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\bar{\omega}_y}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \right) \cdot \frac{\rho V}{4} Sl^2;$$

$$a_{m_x}^\beta = - \left( \frac{m_x^\beta + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^\beta}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} Sl;$$

$$a_{m_y}^{\omega_y} = - \left( \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\bar{\omega}_x}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \right) \cdot \frac{\rho V}{4} Sl^2;$$

$$a_{m_x}^{\delta\vartheta} = - \left( \frac{m_x^{\delta\vartheta} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\delta\vartheta}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} S l;$$

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

$$a_z^\beta = - \frac{C_z^\beta}{m} \cdot \frac{\rho V}{2} S;$$

$$a_z^\gamma = \frac{g}{V} \cos \alpha$$

### ПРИЛОЖЕНИЕ 3

#### Построение переходных процессов в среде SAMSIM

Одной из возможностей специального программного обеспечения (СПО) SAMSIM является возможность получения переходного процесса исследуемого объекта по имеющейся передаточной функции на заданный входной сигнал.

На рис. 5 показано рабочее окно СПО SAMSIM, содержащее поле выбора элемента из библиотеки, поле редактора для построения схемы, кнопочную панель и пункты меню: **Файл, Редактор, Назначить, Выполнить, Настройки, Окно**.

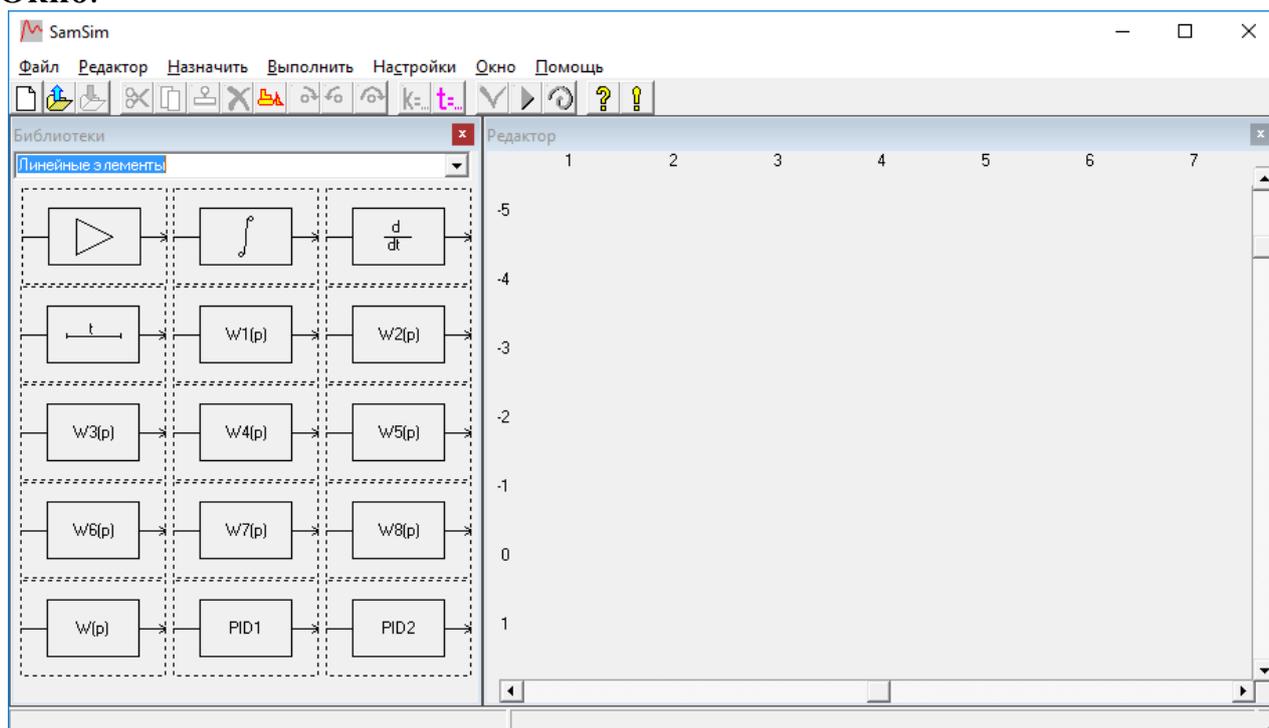


Рис. 5 Рабочее окно СПО SAMSIM

В открывшемся окне программы выполните последовательность действий: **Файл** → **Открыть** → **STEP.sam**. Откроется модель эксперимента (рис. 6(а)), соответствующая структурной схеме, показанной на рис. 6(б).

В появившемся окне будет изображена структурная схема эксперимента, изображенная на рис. 3.2.

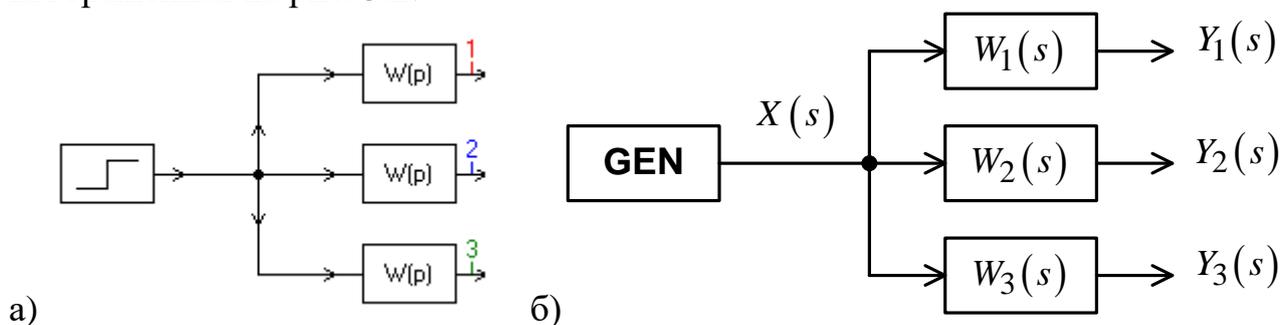


Рис. 6. а) модель в SAMSIM; б) структурная схема эксперимента

На структурной схеме (рис. 6) изображены следующие звенья:

**GEN** - генератор входных стимулирующих сигналов способный формировать для данной схемы единичный ступенчатое воздействие;  $W_1(s)$ ,  $W_2(s)$ ,  $W_3(s)$  - передаточные функции, исследуемые в работе.

Для ввода параметров в указанные на структурной схеме звенья необходимо щелкнуть правой кнопкой мыши по выбранному элементу и в раскрывшемся меню выбрать вкладку **Параметры элемента**.

Для установки параметров расчёта необходимо нажать на кнопку .

Для расчёта переходных процессов необходимо нажать на кнопку . Откроется окно (рис. 7) с рассчитанными переходными процессами.

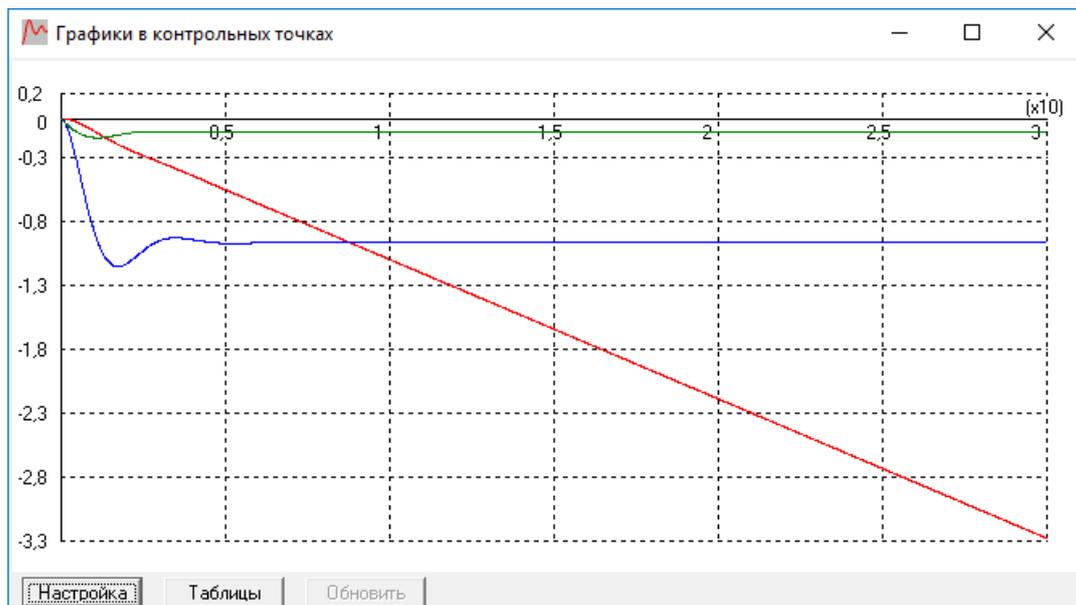


Рис. 7. Переходные процессы

## ПРИЛОЖЕНИЕ 4

**Формулы для расчёта передаточных коэффициентов законов управления автопилотов угла тангажа:**

Для закона управления  $\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = \frac{-(S_1 - 2\dot{\xi}_\alpha^2 a_y^\alpha) + 2\dot{\xi}_\alpha \sqrt{(\dot{\xi}_\alpha a_y^\alpha)^2 - S_1 a_y^\alpha + S_2}}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Передаточный коэффициент по углу тангажа определяется:

$$k_{\vartheta} = \frac{(0,9...1) \cdot (S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha)}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Для закона управления  $\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} \cdot \left( \frac{T_{\vartheta} s + 1}{s} \right) \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$

Если выражение  $A = \frac{\sqrt{S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha}}{a_y^\alpha} < 10$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = \frac{-(S_1 - 2\dot{\xi}_\alpha^2 a_y^\alpha) + 2\dot{\xi}_\alpha \sqrt{(\dot{\xi}_\alpha a_y^\alpha)^2 - S_1 a_y^\alpha + S_2}}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Передаточный коэффициент по углу тангажа определяется:

$$k_{\vartheta} = \frac{(0,09...0,1) \cdot (S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha) \cdot a_y^\alpha}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Постоянная времени определяется:

$$T_{\vartheta} = \frac{10}{a_y^\alpha}$$

Если выражение  $A = \frac{\sqrt{S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha}}{a_y^\alpha} \geq 10$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = \frac{-\left(S_1 - 2\dot{\xi}_\alpha^2 a_y^\alpha\right) + 2\dot{\xi}_\alpha \sqrt{\left(\dot{\xi}_\alpha a_y^\alpha\right)^2 - S_1 a_y^\alpha + S_2}}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Передаточный коэффициент по углу тангажа определяется:

$$k_\vartheta = \frac{5 \cdot \left(S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha\right) \cdot a_y^\alpha}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Постоянная времени определяется:

$$T_\vartheta = \frac{0,1}{a_y^\alpha}$$

Для закона управления  $s\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\ddot{\vartheta}} s^2 \vartheta + k_\vartheta \cdot (\vartheta - \vartheta_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = \frac{(2,5 \dots 5) \cdot S_2}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Передаточный коэффициент по углу тангажа определяется:

$$k_\vartheta = (0,7 \dots 0,9) \cdot k_{\omega_z}$$

Передаточный коэффициент по угловому ускорению тангажа определяется:

$$k_{\ddot{\vartheta}} = \frac{(0,71 \dots 0,83) \cdot a_y^\alpha + (1,68 \dots 1,57) \cdot \sqrt{k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} - S_1}}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

Для закона управления  $\frac{T_{II} s}{T_{II} s + 1} \delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_\vartheta (\vartheta - \vartheta_{зад})$

Если  $T_{II} < \frac{(0,6 \dots 0,8)}{a_y^\alpha}$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = (1,5...4) \cdot \frac{\left( S_2 + (0,36...0,64) \cdot (a_y^\alpha)^2 - (0,6...0,8) \cdot a_y^\alpha S_1 \right) T_{II}}{a_{m_z}^{\delta_B} \cdot \left( 1 - (1,67...1,25) \cdot a_y^\alpha T_{II} \right)}$$

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\vartheta} = (0,8...1) \cdot k_{\omega_z}$$

Если  $T_{II} \geq \frac{(0,6...0,8)}{a_y^\alpha}$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа определяется:

$$k_{\omega_z} = (1,5...4) \cdot \frac{\left( T_{II}^2 S_2 + (0,36...0,64) - (0,6...0,8) \cdot T_{II} S_1 \right)}{a_{m_z}^{\delta_B} T_{II} \cdot \left( a_y^\alpha T_{II} - (0,6...0,8) \right)}$$

Передаточный коэффициент по углу тангажа определяется:

$$k_{\vartheta} = (0,8...1) \cdot k_{\omega_z}$$

### **Формулы для расчёта передаточных коэффициентов законов управления автопилотов угла курса:**

Для закона управления  $\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = \frac{-\left( F_1 - 2\dot{\xi}_{\beta}^2 a_z^\beta \right) + 2\dot{\xi}_{\beta} \sqrt{\left( \dot{\xi}_{\beta} a_z^\beta \right)^2 - F_1 a_z^\beta + F_2}}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_{\psi} = \frac{(0,9...1) \cdot \left( F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^\beta \right)}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Для закона управления  $\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot \left( \frac{T_{\psi} s + 1}{s} \right) \cdot (\psi - \psi_{зад})$

Если выражение  $B = \frac{\sqrt{F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^\beta}}{a_z^\beta} < 10$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = \frac{-(F_1 - 2\dot{\xi}_\beta^2 a_z^\beta) + 2\dot{\xi}_\beta \sqrt{(\dot{\xi}_\beta a_z^\beta)^2 - F_1 a_z^\beta + F_2}}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_\psi = \frac{(0,09...0,1) \cdot (F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^\beta) \cdot a_z^\beta}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Постоянная времени определяется:

$$T_\psi = \frac{10}{a_z^\beta}$$

Если выражение  $B = \frac{\sqrt{F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^\beta}}{a_z^\beta} \geq 10$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = \frac{-(F_1 - 2\dot{\xi}_\beta^2 a_z^\beta) + 2\dot{\xi}_\beta \sqrt{(\dot{\xi}_\beta a_z^\beta)^2 - F_1 a_z^\beta + F_2}}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_\psi = \frac{5 \cdot (F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^\beta) \cdot a_z^\beta}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Постоянная времени определяется:

$$T_\psi = \frac{0,1}{a_z^\beta}$$

Для закона управления  $s\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\ddot{\psi}} s^2 \psi + k_{\psi} \cdot (\psi - \psi_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = \frac{(2,5...5) \cdot F_2}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_{\psi} = (0,7...0,9) \cdot k_{\omega_y}$$

Передаточный коэффициент по угловому ускорению курса определяется:

$$k_{\ddot{\psi}} = \frac{(0,71...0,83) \cdot a_z^{\beta} + (1,68...1,57) \cdot \sqrt{k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H}} - F_1}{a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Для закона управления  $\frac{T_{II} s}{T_{II} s + 1} \delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} (\psi - \psi_{зад})$

$$T_{II} = 1...2 \text{ с}$$

Если  $T_{II} < \frac{(0,6...0,8)}{a_z^{\beta}}$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = (1,5...4) \cdot \frac{\left( F_2 + (0,36...0,64) \cdot (a_z^{\beta})^2 - (0,6...0,8) \cdot a_z^{\beta} F_1 \right)}{a_{m_y}^{\delta_H} \cdot \left( 1 - (1,67...1,25) \cdot a_z^{\beta} T_{II} \right)} T_{II}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_{\psi} = (0,8...1) \cdot k_{\omega_y}$$

Если  $T_{II} \geq \frac{(0,6...0,8)}{a_z^{\beta}}$ , то

Передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания определяется:

$$k_{\omega_y} = (1,5...4) \cdot \frac{\left( T_{II}^2 F_2 + (0,36...0,64) - (0,6...0,8) \cdot T_{II} F_1 \right)}{a_{m_y}^{\delta_H} T_{II} \cdot \left( a_z^{\beta} T_{II} - (0,6...0,8) \right)}$$

Передаточный коэффициент по углу курса определяется:

$$k_{\psi} = (0,8...1) \cdot k_{\omega_y}$$

**Формулы для расчёта передаточных коэффициентов законов управления автопилотов угла крена:**

Для закона управления  $\delta_{\ominus} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости крена определяется:

$$k_{\omega_x} = \frac{9,48 - a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}}{a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}}$$

Передаточный коэффициент по углу крена определяется:

$$k_{\gamma} = \frac{22,5}{a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}^2}$$

Где  $t_{рег\gamma} = 1...2 \text{ с}$

Для закона управления  $\delta_{\ominus} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot \left( \frac{T_{\gamma}s + 1}{s} \right) \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости крена определяется:

$$k_{\omega_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}}{a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}}$$

Передаточный коэффициент по углу крена определяется:

$$k_{\gamma} = \frac{216}{a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} t_{рег\gamma}^3}$$

Где  $t_{рег\gamma} = 1...2 \text{ с}$

Постоянная времени определяется:

$$T_{\gamma} = 0,41 t_{рег\gamma}$$

Для закона управления  $s\delta_{\ominus} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\ddot{\gamma}} s^2 \gamma + k_{\gamma} \cdot (\gamma - \gamma_{зад})$

Передаточный коэффициент по угловой скорости крена определяется:

$$k_{\omega_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}} t_{рег\gamma}}{a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}} t_{рег\gamma}}$$

Передаточный коэффициент по углу крена определяется:

$$k_{\gamma} = \frac{108}{a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}^2} t_{рег\gamma}^2}$$

Передаточный коэффициент по угловому ускорению крена определяется:

$$k_{\ddot{\gamma}} = \frac{216}{a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}^3} t_{рег\gamma}^3}$$

Где  $t_{рег\gamma} = 1 \dots 2 \text{ с}$

Для закона управления  $\frac{T_{II}s}{T_{II}s + 1} \delta\dot{\Theta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} (\gamma - \gamma_{зад})$

$T_{II} = 1 \dots 2 \text{ с}$

Передаточный коэффициент по угловой скорости крена определяется:

$$k_{\dot{\omega}_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}} t_{рег\gamma}}{a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}} t_{рег\gamma}}$$

Передаточный коэффициент по углу крена определяется:  $k_{\gamma} = \frac{25 \dots 50}{a_{m_x}^{\delta\dot{\Theta}} T_{II}}$

## Литература

1. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М.: Транспорт. 1995. 448 с.
2. Михалев И.А. и др. Системы автоматического управления самолетом. М.: Машиностроение. 1987. 240с.

## Содержание

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ .....	4
2. ВАРИАНТ ЗАДАНИЯ .....	4
3. ЗАДАНИЯ НА КУРСОВУЮ РАБОТУ .....	5
4. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ЗАДАНИЙ КУРСОВОЙ РАБОТЫ .....	13
ПРИЛОЖЕНИЕ 1.....	14
ПРИЛОЖЕНИЕ 2.....	20
ПРИЛОЖЕНИЕ 3.....	23
ПРИЛОЖЕНИЕ 4.....	25
Литература.....	32