

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1 ИЗУЧЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ САМОЛЁТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ, В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

### 1. ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является изучение и исследование свойств самолёта как объекта управления в продольном движении методом математического моделирования, а также изучение характера возмущенного движения самолета на управляющие и возмущающие воздействия. Продолжительность лабораторной работы 4 часа.

### 2. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

Математическая модель продольного движения самолёта представляет систему дифференциальных уравнений.

Система линеаризованных дифференциальных уравнений, записанных в символической форме при нулевых начальных условиях, описывающих продольное возмущённое движение самолета в связанной системе координат имеет вид:

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

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).

## 2.1. Устойчивость продольного возмущённого движения самолёта

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

Устойчивость возмущённого движения свободного самолёта представляет собой одну из важнейших характеристик самолета, так как она во многом определяет условия работы лётчика на самолёте, а также сложность устанавливаемых на самолёте систем автоматического управления.

Характеристическое уравнение системы (1) имеет вид:

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

$$\text{где } A_0 = 1, A_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} + a_x^V,$$

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

$$A_3 = a_x^V \left( a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha} \right) + a_x^{\vartheta} \left( a_y^V a_{m_z}^{\dot{\alpha}} - a_{m_z}^V \right) - a_x^{\alpha} \left( a_y^V a_{m_z}^{\omega_z} - a_{m_z}^V \right),$$

$$A_4 = a_x^{\vartheta} \left( a_{m_z}^{\alpha} a_y^V - a_{m_z}^V a_y^{\alpha} \right)$$

Коэффициенты  $A_i$  характеристического уравнения действительные, поэтому его корни будут либо действительные, либо попарно комплексно-сопряженные. Исследования показывают что, как правило, для самолётов характеристическое уравнение (2) имеет две пары комплексно-сопряжённых корней, существенно отличающихся по модулю. Такое свойство распределения корней дает возможность раздельного исследования возмущённого движения самолёта, соответствующего паре больших по модулю корней (короткопериодическое движение самолета) и паре малых по модулю корней (длиннопериодическое движение самолета).

Необходимым условием устойчивости продольного возмущённого движения свободного самолёта является положительность всех коэффициентов характеристического уравнения (2):

$$A_0 > 0, A_1 > 0, A_2 > 0, A_3 > 0, A_4 > 0$$

Достаточным условием устойчивости продольного возмущённого движения свободного самолёта является положительность всех определителей Гурвица  $\Delta_2, \Delta_3, \Delta_4$ :

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} A_1 & A_3 \\ A_0 & A_2 \end{vmatrix} > 0; \Delta_3 = \begin{vmatrix} A_1 & A_3 & 0 \\ A_0 & A_2 & A_4 \\ 0 & A_1 & A_3 \end{vmatrix} > 0; \Delta_4 = \begin{vmatrix} A_1 & A_3 & 0 & 0 \\ A_0 & A_2 & A_4 & 0 \\ 0 & A_1 & A_3 & 0 \\ 0 & A_0 & A_2 & A_4 \end{vmatrix} > 0;$$

## 2.2. Устойчивость короткопериодического движения самолёта

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

$$\begin{cases} \left( s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s \right) \Delta \vartheta + \left( a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha} \right) \Delta \alpha = -a_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B + a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta \alpha_B \\ -s \Delta \vartheta + \left( s + a_y^{\alpha} \right) \Delta \alpha = s \Delta \alpha_B \end{cases} \quad (3)$$

Условием выделения из системы (1) уравнений короткопериодического движения самолета является пренебрежение приращением скорости движения самолета  $\Delta V = 0$ , а также исключением уравнения сил в проекциях на ось ОХ.

Причиной возникновения короткопериодического движения самолета является нарушение равновесия моментов действующих на самолёт относительно поперечной оси ОZ.

Характеристическое уравнение системы (3) имеет вид:

$$S_0 s^3 + S_1 s^2 + S_2 s = 0 \quad (4)$$

$$\text{где } S_0 = 1, S_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\dot{\alpha}}, S_2 = a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha}$$

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

Необходимым условием устойчивости короткопериодического движения свободного самолёта является положительность коэффициентов характеристического уравнения (4):

$$S_0 > 0, S_1 > 0, S_2 > 0$$

Достаточным условием устойчивости короткопериодического движения свободного самолёта является положительность определителя Гурвица  $\Delta_2$ :

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} S_1 & 0 \\ S_0 & S_2 \end{vmatrix} > 0$$

Анализ выражений, определяющих  $S_1$  и  $S_2$ , указывает, что условие  $S_1 > 0$  выполняется всегда. Условие  $S_2 > 0$  выполнимо только в случае  $a_{m_z}^{\alpha} > 0$ . Знак указанного коэффициента и его величина определяется загрузкой самолёта и зависит от взаимного расположения центра масс и фокуса самолёта по углу атаки.

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

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha}{C_{ygp}} \Delta \alpha$$

### 2.3. Устойчивость длиннопериодического движения самолета

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

$$\begin{cases} a_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + a_{m_z}^V \Delta V = -a_{m_z}^{\delta_B} a_{m_z}^{M_z} \Delta \delta_B + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta \alpha_B \\ -s \Delta \vartheta + (s + a_y^\alpha) \Delta \alpha + a_y^V \Delta V = s \Delta \alpha_B \\ a_x^\vartheta \Delta \vartheta + a_x^\alpha \Delta \alpha + (s + a_x^V) \Delta V = a_x^P k_{sg} \Delta \delta_{sg} + s \Delta V_B \end{cases} \quad (5)$$

Условием выделения из системы (1) уравнений длиннопериодического движения самолета является замена уравнения моментов балансирующим соотношением вида:

$$a_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + a_{m_z}^V \Delta V = -a_{m_z}^{\delta_B} a_{m_z}^{M_z} \Delta \delta_B + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta \alpha_B$$

Это следует из того что после окончания короткопериодического движения самолета практически устанавливается равновесие моментов относительно поперечной оси и сохраняется в процессе длиннопериодического движения.

Причиной возникновения длиннопериодического движения самолета является нарушение равновесия сил действующих на самолёт.

Характеристическое уравнение системы (5) имеет вид:

$$D_0 s^2 + D_1 s + D_2 = 0 \quad (6)$$

где  $D_0 = 1$ ;

$$D_1 = \frac{a_{m_z}^\alpha a_x^V - a_{m_z}^V (a_x^\vartheta + a_x^\alpha)}{a_{m_z}^\alpha}; \quad D_2 = \frac{a_x^\vartheta a_{m_z}^\alpha a_y^V - a_x^\vartheta a_{m_z}^V a_y^\alpha}{a_{m_z}^\alpha}$$

Необходимым условием устойчивости длиннопериодического движения свободного самолета является положительность коэффициентов характеристического уравнения (6):

$$D_0 > 0, \quad D_1 > 0, \quad D_2 > 0$$

Достаточным условием устойчивости длиннопериодического движения свободного самолета является положительность определителя Гурвица  $\Delta_2$ :

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} D_1 & 0 \\ D_0 & D_2 \end{vmatrix} > 0$$

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

Устойчивое длиннопериодическое движение, как правило, имеет колебательный характер, относительный коэффициент затухания которого равен:

$$\xi_D = \frac{D_1}{2\sqrt{D_2}} \quad (7)$$

Частота колебаний длиннопериодического движения:

$$\Omega_D = \sqrt{D_2} \quad (8)$$

Период колебаний длиннопериодического движения:

$$T_D = \frac{4\pi}{\sqrt{4D_2 - D_1^2}} \quad (9)$$

Как правило для самолётов гражданской авиации:

$$\xi_D \leq 0,1; T_D = 100 - 150 \text{ с}$$

## 2.4. Управляемость самолёта

Под управляемостью самолета понимают его способность изменять параметры своего движения при приложении летчиком управляющих воздействий и характер изменений этих параметров.

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.

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 самолёт с точки зрения его управляемости.

Одним из наиболее важных параметров, определяющих характеристики продольной управляемости, является приращение нормальной перегрузки (1-б).

Передаточные функции короткопериодического движения самолета, связывающего приращение нормальной перегрузки  $\Delta n_y$  с приращением усилия,

приложенного к штурвальной колонке  $\Delta P_{ш.к.}$  и приращением её перемещения  $\Delta X_{ш.к.}$  имеют вид:

$$W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta P_{ш.к.}}}(s) = -\frac{k'_{\Delta n_y}}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1}; \quad W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta X_{ш.к.}}}(s) = -\frac{k''_{\Delta n_y}}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1};$$

где:

$$k'_{\Delta n_y} = \frac{C_y^\alpha a_{m_z}^{\delta_B}}{C_{y\alpha} k_{ш.в.} M_{ш.в.}^{\delta_B} (a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha)}; \quad k''_{\Delta n_y} = \frac{k_{ш.в.} C_y^\alpha a_{m_z}^{\delta_B}}{C_{y\alpha} (a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha)}$$

К динамическим показателям продольной управляемости относятся:

– собственная частота короткопериодического движения самолета:

$$\Omega_\alpha = \sqrt{S_2}$$

– относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения:

$$\xi_\alpha = \frac{S_1}{2\sqrt{S_2}}$$

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

Для современных дозвуковых самолетов:  $\Omega_\alpha = (1-2) c^{-1}$

Относительный коэффициент  $\xi_\alpha$  полностью определяет вид переходного процесса.

Для современных самолетов  $\xi_\alpha = (0,05-1)$ .

Для обеспечения приемлемых характеристик управляемости самолета  $\Omega_\alpha$  и  $\xi_\alpha$  должны иметь вполне определенные значения.

Считается, что чем больше  $\Omega_\alpha$  и чем ближе  $\xi_\alpha$  к значению 0,7, тем меньше время выхода самолета на заданную перегрузку и тем он лучше в управлении. Однако величина  $\Omega_\alpha$  ограничена сверху динамическими свойствами лётчика, проявляющимися в запаздывании действий при парировании колебаний самолета с большим значением  $\Omega_\alpha$ . В [1] приведены области значений  $\Omega_\alpha$  и  $\xi_\alpha$ , при которых управляемость самолёта оценивалась лётчиком как хорошая или как плохая.

На рис. 1 приведены области оценки управляемости для тяжёлых самолётов.

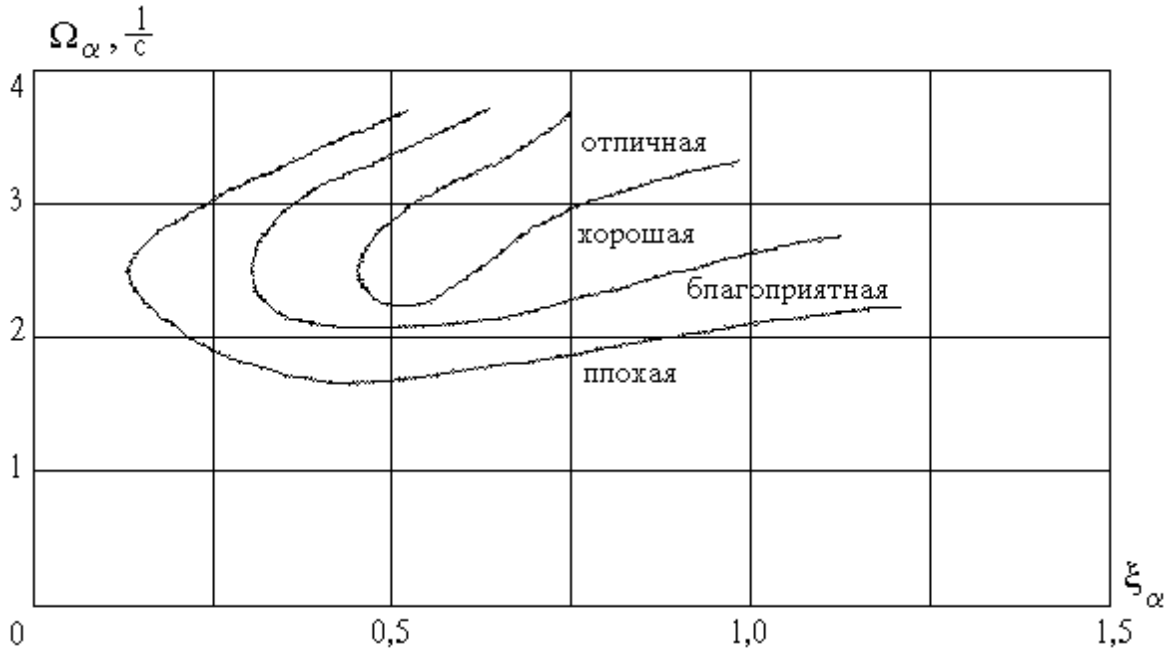


Рис. 1. Области оценки продольной управляемости

К статическим характеристикам продольной управляемости относятся:

– градиент усилия по перегрузке:

$$P_{ш.к.}^{n_y} = \left[ W \frac{\Delta n_y}{\Delta P_{ш.к.}}(s) \right]_{s=0}^{-1}$$

– градиент перемещения по перегрузке:

$$X_{ш.к.}^{n_y} = \left[ W \frac{\Delta n_y}{\Delta X_{ш.к.}}(s) \right]_{s=0}^{-1}$$

## 2.5. Передаточные функции модели продольного движения самолёта

Из системы уравнений (1) могут быть получены передаточные функции модели продольного движения самолёта, связывающие изменения выходных параметров  $\Delta\vartheta$ ,  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta V$  с изменением управляющих воздействий  $\Delta\delta_B$ ,  $\Delta\delta_{sg}$ :

$$W \frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_B}(s) = \frac{\begin{vmatrix} -a_{m_z}^{\delta_B} & \begin{pmatrix} a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha} \\ 0 \end{pmatrix} & a_{m_z}^V \\ 0 & \begin{pmatrix} s + a_y^{\alpha} \\ a_x^{\alpha} \end{pmatrix} & a_y^V \\ 0 & a_x^{\alpha} & \begin{pmatrix} s + a_x^V \\ \end{pmatrix} \end{vmatrix}}{\Delta_{ПД}(s)},$$

$$W \frac{\Delta \alpha}{\Delta \delta_B} (s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & -a_{m_z}^{\delta_B} & a_{m_z}^V \\ -s & 0 & a_y^V \\ a_x^{\mathfrak{g}} & 0 & (s + a_x^V) \end{vmatrix}}{\Delta_{\Pi\Pi}(s)},$$

$$W \frac{\Delta V}{\Delta \delta_B} (s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) & -a_{m_z}^{\delta_B} \\ -s & (s + a_y^{\alpha}) & 0 \\ a_x^{\mathfrak{g}} & a_x^{\alpha} & 0 \end{vmatrix}}{\Delta_{\Pi\Pi}(s)},$$

$$W \frac{\Delta \mathfrak{g}}{\Delta \delta_{sg}} (s) = \frac{\begin{vmatrix} 0 & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^V \\ 0 & (s + a_y^{\alpha}) & a_y^V \\ a_x^p k_{sg} & a_x^{\alpha} & (s + a_x^V) \end{vmatrix}}{\Delta_{\Pi\Pi}(s)},$$

$$W \frac{\Delta \alpha}{\Delta \delta_{sg}} (s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & 0 & a_{m_z}^V \\ -s & 0 & a_y^V \\ a_x^{\mathfrak{g}} & a_x^p k_{sg} & (s + a_x^V) \end{vmatrix}}{\Delta_{\Pi\Pi}(s)},$$

$$W \frac{\Delta V}{\Delta \delta_{sg}} (s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) & 0 \\ -s & (s + a_y^{\alpha}) & 0 \\ a_x^{\mathfrak{g}} & a_x^{\alpha} & a_x^p k_{sg} \end{vmatrix}}{\Delta_{\Pi\Pi}(s)}$$



$$\text{Где } \Delta_{\text{ПД}}(s) = \begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) & a_{m_z}^V \\ -s & (s + a_y^{\alpha}) & a_y^V \\ a_x^{\vartheta} & a_x^{\alpha} & (s + a_x^V) \end{vmatrix}$$

## 2.6. Передаточные функции модели продольного короткопериодического движения самолёта

Из системы уравнений (3) могут быть получены передаточные функции модели продольного короткопериодического движения самолёта, связывающие изменения выходных параметров  $\Delta\vartheta$ ,  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\omega_z$  с изменением управляющих воздействий и внешних возмущений  $\Delta\delta_B$ ,  $\Delta M_z$ ,  $\Delta\alpha_B$ :

$$W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_B}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} -a_{m_z}^{\delta_B} & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \\ 0 & (s + a_y^{\alpha}) \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)}, \quad W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_B}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & -a_{m_z}^{\delta_B} \\ -s & 0 \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)},$$

$$W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta M_z}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} a_{m_z}^{M_z} & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \\ 0 & (s + a_y^{\alpha}) \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)}, \quad W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta M_z}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & a_{m_z}^{M_z} \\ -s & 0 \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)},$$

$$W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\alpha_B}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \\ s & (s + a_y^{\alpha}) \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)}, \quad W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\alpha_B}}(s) = \frac{\begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \\ -s & s \end{vmatrix}}{\Delta_{\text{КПД}}(s)},$$

$$W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\delta_B}}(s) = sW_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_B}}(s), \quad W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta M_z}}(s) = sW_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta M_z}}(s), \quad W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\alpha_B}}(s) = sW_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\alpha_B}}(s)$$

$$\text{Где } \Delta_{\text{КПД}}(s) = \begin{vmatrix} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) & (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \\ -s & (s + a_y^{\alpha}) \end{vmatrix}$$

### 3. ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная работа выполняется с использованием специального программного обеспечения (СПО) SAMSIM (рис. 10).

Одной из возможностей указанного СПО является возможность получения переходного процесса исследуемого объекта по имеющейся передаточной функции на заданный входной сигнал.

На рис. 3.1 показано рабочее окно СПО SAMSIM, содержащее поле выбора элемента из библиотеки, поле редактора для построения схемы, кнопку панель и пункты меню: **Файл, Редактор, Назначить, Выполнить, Настройки, Окно, Помощь**.

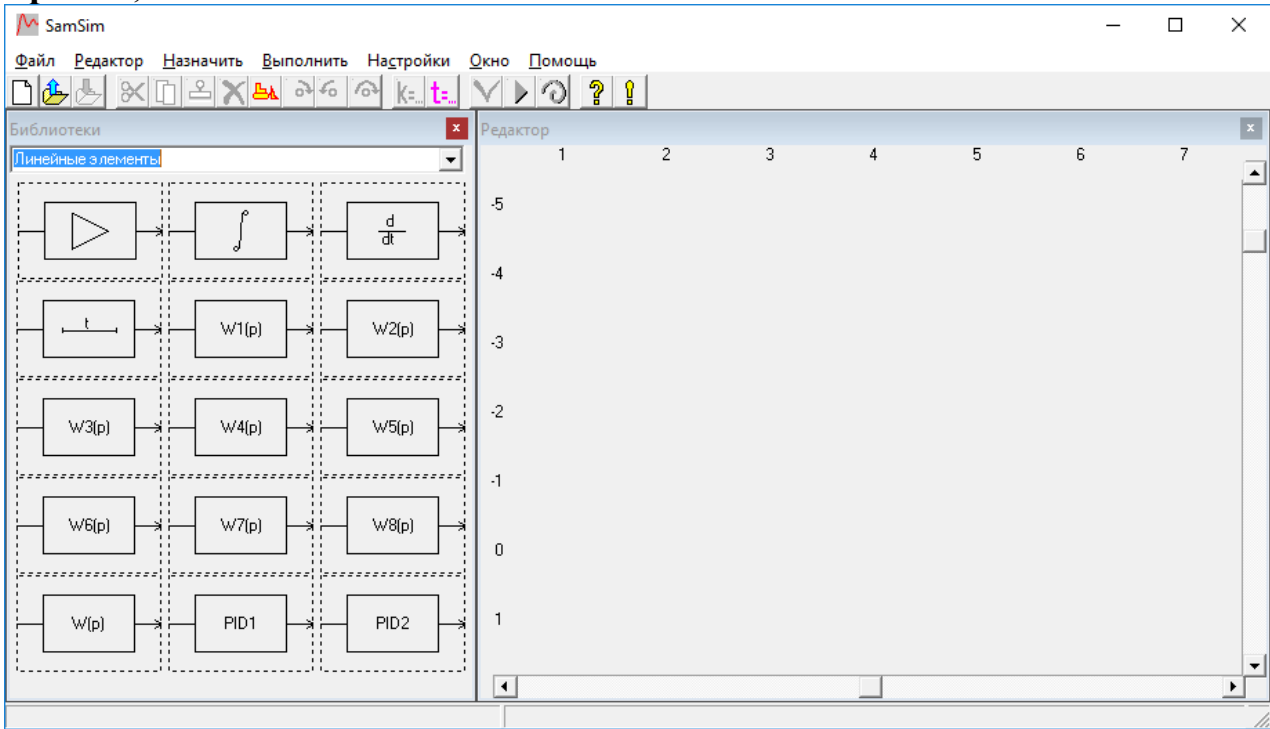


Рис. 3.1. Рабочее окно СПО SAMSIM

В открывшемся окне программы выполните последовательность действий: **Файл** → **Открыть** → **STEP.sam**. Откроется модель эксперимента (рис. 3.2(а)), соответствующая структурной схеме, показанной на рис. 3.2(б).

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

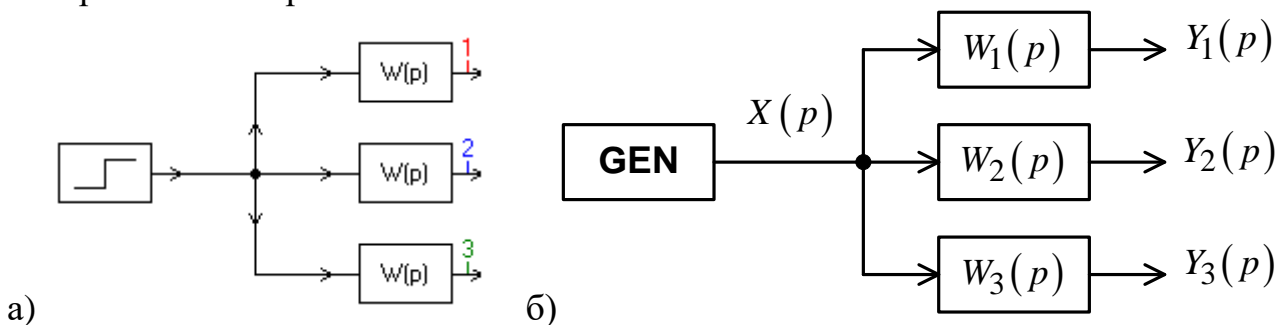




Рис. 3.2. а) модель в SAMSIM; б) структурная схема эксперимента

На структурной схеме (рис. 3.2) изображены следующие звенья:

**GEN** - генератор входных стимулирующих сигналов способный формировать для данной схемы единичный ступенчатое воздействие;  $W_1(p)$ ,  $W_2(p)$ ,  $W_3(p)$  - 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. 3.3) с рассчитанными переходными процессами.

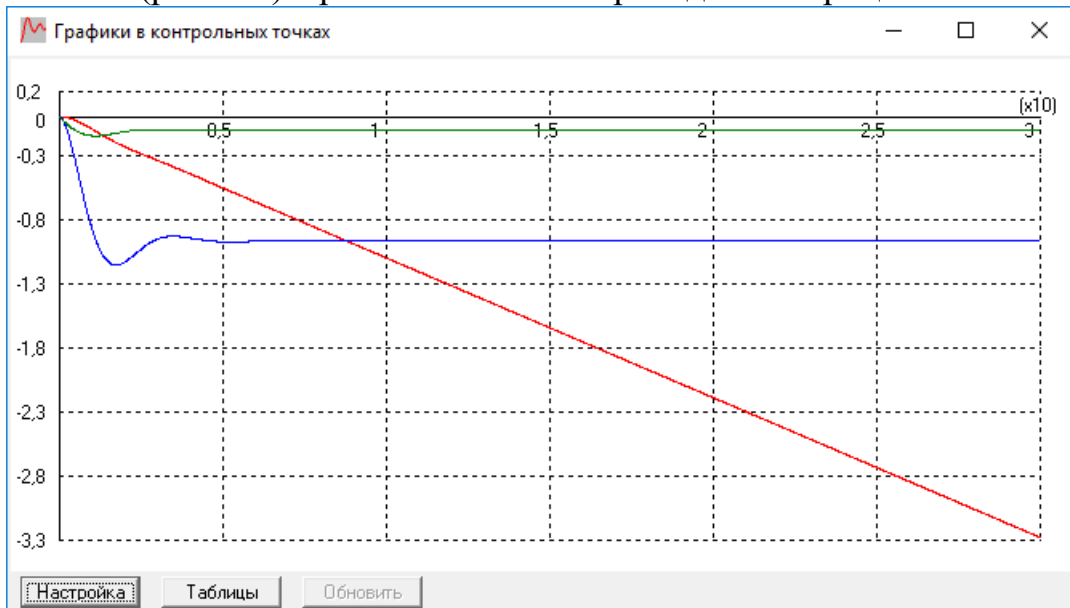


Рис. 3.3. Переходные процессы

#### 4. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Исходным материалом для выполнения лабораторной работы являются значения коэффициентов математической модели самолета, рассчитанные на основе весовых, аэродинамических и геометрических характеристик самолета Ту-154М. Исходные данные представлены в таблице 1.

Таблица 1

№	Значения коэффициентов математической модели самолета											
	$a_{m_z}^{\omega_z}$	$a_{m_z}^{\dot{\alpha}}$	$a_{m_z}^{\alpha}$	$a_{m_z}^V \cdot 10^4$	$a_{m_z}^{\delta_B}$	$a_y^{\alpha}$	$a_y^V$	$a_x^{\vartheta}$	$a_x^{\alpha}$	$a_x^V$	$C_{ygp}$	$C_y^{\alpha}$
1	0,8	0,18	3,4	-10	1,9	0,9	0,03	0,17	2,9	0,03	0,3	5,2
2	0,7	0,15	2,4	5	1,3	0,6	0,06	0,17	0,5	0,01	0,6	4,9
3	0,6	0,17	3,6	-10	1,7	0,8	0,03	0,17	1,8	0,02	0,3	5,1
4	0,5	0,19	2,9	-6	1,6	0,7	0,03	0,17	2,2	0,02	0,4	5,2
5	0,4	0,16	2,2	1	1,5	0,5	0,04	0,17	1,5	0,03	0,5	5,0

$$a_x^p k_{sg} = 1,5, a_{m_z}^{M_z} = 9,5 \cdot 10^{-7}, k_{ш.в.} = 0,001, k_{ш.в.} M_{ш}^{\delta_B} = 30$$

Номер задания выдается преподавателем при проведении лабораторной работы.

## 5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

### 5.1. Проверить выполнение необходимого и достаточного условий устойчивости для продольного движения

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать коэффициенты  $A_1, A_2, A_3, A_4$  характеристического уравнения продольного движения (2) и определители Гурвица  $\Delta_2, \Delta_3, \Delta_4$ .

### 5.2. Проверить выполнение необходимого и достаточного условий устойчивости для продольного короткопериодического движения

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать коэффициенты  $S_1, S_2$  характеристического уравнения продольного короткопериодического движения (4) и определитель Гурвица  $\Delta_2$ .

### 5.3. Проверить выполнение необходимого и достаточного условий устойчивости для продольного длиннопериодического движения

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать коэффициенты  $D_1, D_2$  характеристического уравнения продольного длиннопериодического движения (6) и определитель Гурвица  $\Delta_2$ .

### 5.4. Рассчитать статические и динамические показатели управляемости продольного движения

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать показатели  $\Omega_\alpha, \xi_\alpha, P_{ш.к.}^{ny}, X_{ш.к.}^{ny}$ .

### 5.5. Рассчитать передаточные функции продольного движения и построить по ним переходные процессы

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные функции по модели продольного движения (1)  $W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_B}}(s), W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_B}}(s), W_{\frac{\Delta V}{\Delta\delta_B}}(s), W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_{sg}}}(s), W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_{sg}}}(s), W_{\frac{\Delta V}{\Delta\delta_{sg}}}(s)$ , а затем построить переходные процессы  $\Delta\vartheta(t), \Delta\alpha(t), \Delta V(t)$  в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta\delta_B = 1(t), \Delta\delta_{sg} = 1(t)$ .

### 5.6. Рассчитать передаточные функции продольного короткопериодического движения и построить по ним переходные процессы

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные функции по модели продольного короткопериодического движения (3)  $W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\delta_B}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_B}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\delta_B}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta M_z}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta M_z}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta M_z}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\vartheta}{\Delta\alpha_B}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\alpha_B}}(s)$ ,  $W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\alpha_B}}(s)$ , а затем построить переходные процессы  $\Delta\vartheta(t)$ ,  $\Delta\alpha(t)$ ,  $\Delta\omega_z(t)$  в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta\delta_B = 1(t)$ ,  $\Delta M_z = 1(t)$ ,  $\Delta\alpha_B = 1(t)$ .

В процессе моделирования передаточной функции  $W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_B}}(s)$  оценить влияние коэффициентов  $S_1 = f(a_{m_z}^{\omega_z})$ ,  $S_2 = f(a_{m_z}^{\alpha})$  на вид переходного процесса  $\Delta\alpha(t)$ .

## 6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЕТУ

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

- расчёты проверки выполнения необходимого и достаточного условий устойчивости продольного движения, продольного короткопериодического движения и продольного длиннопериодического движения;
- расчёты статических и динамических показателей управляемости в продольном движении;
- расчёты передаточных функций продольного движения и построенные по ним переходные процессы  $\Delta\vartheta(t)$ ,  $\Delta\alpha(t)$ ,  $\Delta V(t)$ ;
- расчёты передаточных функций продольного короткопериодического движения и построенные по ним переходные процессы  $\Delta\vartheta(t)$ ,  $\Delta\alpha(t)$ ,  $\Delta\omega_z(t)$ ;
- анализ полученных результатов и выводы.

## 7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ

1. Как получены уравнения продольного движения самолета?
2. Каковы условия выделения уравнений короткопериодического движения (КПД) самолета из полной модели продольного движения?
3. Каковы условия выделения уравнений длиннопериодического движения (ДПД) возникновения КПД самолета из полной модели продольного движения?
4. Какова причина возникновения КПД?
5. Какова причина возникновения ДПД?

6. Каковы условия устойчивости самолета в КПД?
7. Каковы условия устойчивости самолета в ДПД?
8. От чего зависит коэффициент устойчивости самолета по перегрузке?
9. Назовите динамические показатели продольной управляемости?
10. Назовите статические показатели продольной управляемости.
11. Определите по заданию преподавателя установившееся значение параметров продольного движения самолета при заданном единичном входном сигнале.

### Литература

1. Михалев И.А. и др., Системы автоматического управления самолетом, издательство «Машиностроение», 1971.
2. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М. Транспорт, 1995.

### Содержание

1. ЦЕЛЬ РАБОТЫ.....	3
2. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ .....	3
2.1. УСТОЙЧИВОСТЬ ПРОДОЛЬНОГО ВОЗМУЩЁННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА .....	4
2.2. УСТОЙЧИВОСТЬ КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА .....	5
2.3. УСТОЙЧИВОСТЬ ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА .....	6
2.4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА .....	7
2.5. ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ МОДЕЛИ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА .....	9
2.6. ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ МОДЕЛИ ПРОДОЛЬНОГО КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА .....	11
3. ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ.....	12
4. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ .....	13
5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ.....	14
6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЕТУ.....	15
7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ.....	15
 Литература.....	 16