

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

---

**Кафедра безопасности полетов и жизнедеятельности**

**В.В. Воробьев, Н.А. Гриценко,  
Ю.А. Николаев, В.В. Поляков**

**СИСТЕМЫ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ  
СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ**

**ПОСОБИЕ**

**ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ**

*для студентов IV курса  
направления 25.03.01 (162300)  
всех форм обучения*

**Москва - 2015**

ББК 056

В75

Рецензент д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов

Воробьев В.В., Гриценко Н.А., Николаев Ю.А., Поляков В.В.

В75 Системы самолета и двигателя. Системы вертолета и двигателя: пособие по выполнению лабораторных работ. - М.: МГТУ ГА, 2015. - 36 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебных дисциплин «Системы самолета и двигателя», «Системы вертолета и двигателя» для студентов IV курса направления 25.03.01 (162300) всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 26.05.15 г. и методического совета 26.05.15 г.

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ АВТОМАТОВ ДЕМПФИРОВАНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОДОЛЬНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ

#### 1.1. Цель занятия

Целью занятия являются:

- изучение функциональной и структурной схем, состава и законов управления автоматов демпфирования и устойчивости самолетов;
- исследование влияния структуры законов управления автоматов демпфирования и устойчивости на динамические свойства и характеристики управляемости самолета в продольном короткопериодическом движении;
- овладение методами исследования и анализа динамических свойств контура "летчик - система управления - летательный аппарат" в штатном режиме работы системы управления, а также при возможных ее отказах и неисправностях;
- овладение методами анализа характеристик систем управления летательных аппаратов по их структуре и параметрам.

#### 1.2. Методические указания по подготовке к занятию

Перед проведением занятия, в часы самоподготовки, необходимо повторить тему № 2 по лекционному материалу. При подготовке к занятию обратить внимание на:

- выбор математической модели ЛА и элементов системы управления (демпфера, рулевого агрегата, автомата устойчивости);
- обоснование допущений, принятых при математическом описании ЛА, элементов системы управления;
- методику расчета параметров автоматов демпфирования и устойчивости;
- обработку и анализ результатов моделирования.

Накануне занятия проводится целевая самоподготовка в специализированных аудиториях, во время которой следует ознакомиться с порядком проведения занятия, применяемым программным обеспечением, а также произвести необходимые расчеты параметров контура управления.

#### 1.3. Математическая модель контура «СУУ – самолет»

Для моделирования возмущенного движения контура «СУУ – самолет» используются линеаризованные дифференциальные уравнения, описывающие короткопериодическое продольное движение

$$\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_e} \delta_e; \quad (1.1)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha; \quad (1.2)$$

$$n_y = n_y^\alpha \alpha, \quad (1.3)$$

а также законы управления рулем высоты. В данной лабораторной работе рассматриваются следующие законы

$$\delta_\epsilon = \frac{K_B}{C_B} P_B; \quad (1.4)$$

$$\delta_\epsilon = \frac{K_B}{C_B} P_B + k_\epsilon^{\omega_z} \omega_z; \quad (1.5)$$

$$\delta_\epsilon = \frac{K_B}{C_B} P_B + k_\epsilon^{\omega_z} \frac{T_u p}{T_u p + 1} \omega_z; \quad (1.6)$$

$$\delta_\epsilon = \frac{K_B}{C_B} P_B + k_\epsilon^{n_y} n_y; \quad (1.7)$$

$$\delta_\epsilon = \frac{K_B}{C_B} P_B + k_\epsilon^{\omega_z} \omega_z + k_\epsilon^{n_y} n_y, \quad (1.8)$$

где  $K_B$  и  $C_B$  - параметры системы неавтоматического управления (СНУ);

$k_\epsilon^{\omega_z}$ ,  $k_\epsilon^{n_y}$  - передаточные коэффициенты автоматов демпфирования и устойчивости;

$T_u$  - постоянная времени издрорма.

В уравнениях (1.1) – (1.3)

$$\begin{aligned} \bar{Y}^\alpha &= \frac{c_y^\alpha q S}{m V_0}; \\ \bar{M}_Z^{\dot{\alpha}} &= \frac{m_Z^{\dot{\alpha}} q S b_a}{J_z} \frac{b_a}{V_0}; \\ \bar{M}_Z^{\omega_z} &= \frac{m_Z^{\omega_z} q S b_a}{J_z} \frac{b_a}{V_0}; \\ \bar{M}_Z^\alpha &= \frac{m_Z^{c_y} c_y^\alpha q S b_a}{J_z}; \\ \bar{M}_Z^{\delta_\epsilon} &= \frac{m_Z^{\delta_\epsilon} q S b_a}{J_z}; \\ n_y^\alpha &= \frac{c_y^\alpha q S}{m g}. \end{aligned} \quad (1.9)$$

Под  $\alpha$ ,  $\omega_Z$ ,  $\delta_\delta$  и  $n_y$  понимаются их приращения к соответствующим значениям угла атаки, угловой скорости тангажа, угла отклонения руля высоты, вертикальной перегрузки на исходном режиме полета, в качестве которого рассматривается горизонтальный установившийся полет, характеризуемый высотой  $H$  и скоростью полета (числом  $M$ ).

Уравнения (1.1) - (1.3) совместно с законом управления представляют собой математическую модель контура «СУУ - самолет». Входным сигналом для контура является усилие  $P_B$ , прикладываемое летчиком к штурвалу по тангажу. Выходом модели являются параметры короткопериодического движения.

Коэффициент демпфирования и собственная частота контура управления определяются по формулам:

$$\begin{aligned} 2n_\alpha &= 2\xi_\alpha \Omega_\alpha = \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}; \\ \Omega_\alpha^2 &= -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha. \end{aligned} \quad (1.10)$$

Для расчета коэффициентов модели (1.9) в качестве исходных данных задаются:

аэродинамические коэффициенты  $c_y^\alpha$ ,  $m_Z^{c_y}$ ,  $m_Z^{\ddot{\alpha}}$ ,  $m_Z^{\ddot{\omega}_Z}$ ,  $m_Z^{\delta_\delta}$ ;

площадь крыла  $S$  и средняя аэродинамическая хорда  $b_a$ ;

масса самолета  $m$  и осевой момент инерции  $J_z$ ;

параметры полета – высота  $H$ , число  $M$ .

До начала лабораторной работы необходимо (рис. 1.1):

получить у преподавателя исходные данные (исследуемый режим полета и параметры самолета);

определить параметры передаточной функции контура управления по формулам (1.9), (1.10). Аэродинамические коэффициенты определяются по рисункам 1.2 - 1.6;

рассчитать, используя методику, изложенную в пункте 1.6, параметры автоматов демпфирования и продольного управления. Условия для расчета определяются преподавателем;

заполнить соответствующие разделы журнала лабораторных работ, где отразить результаты проведенных расчетов.

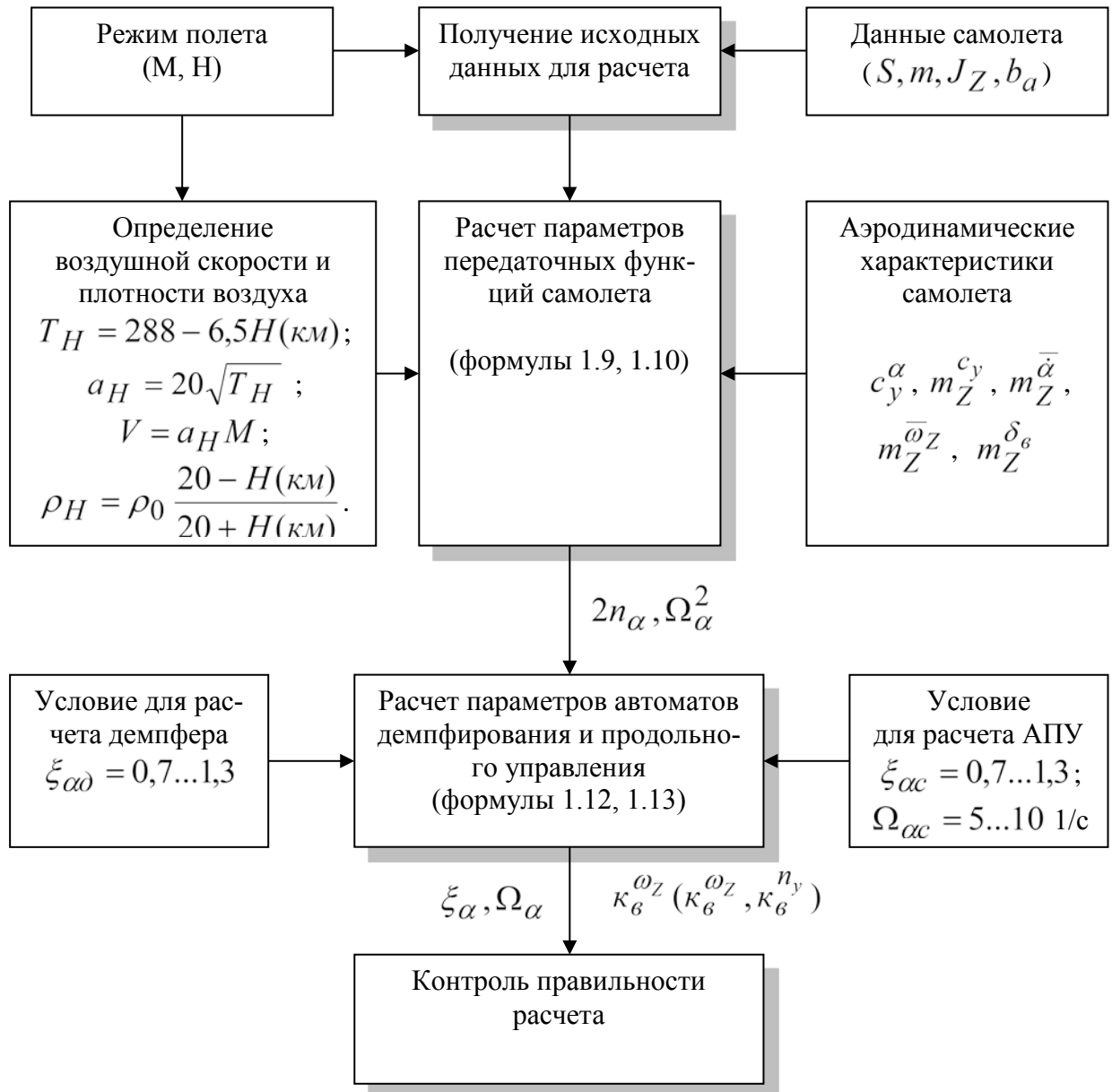


Рис. 1.1. Порядок подготовки данных для выполнения лабораторной работы

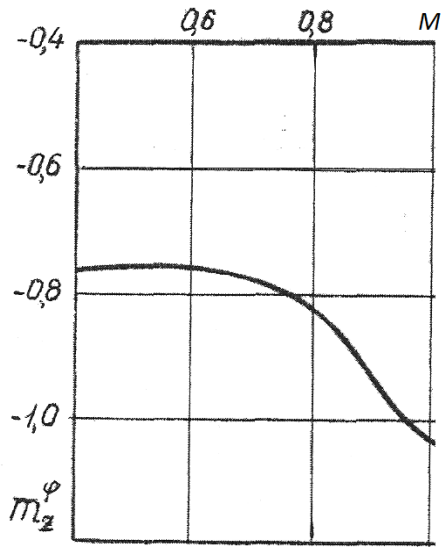


Рис. 1.2

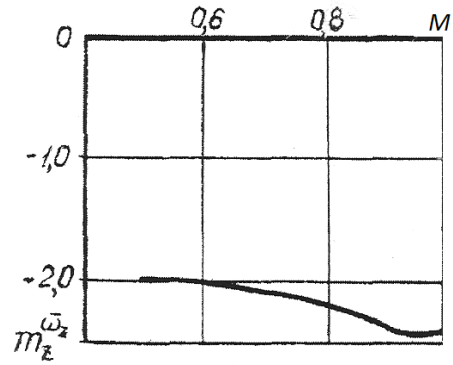


Рис. 1.3

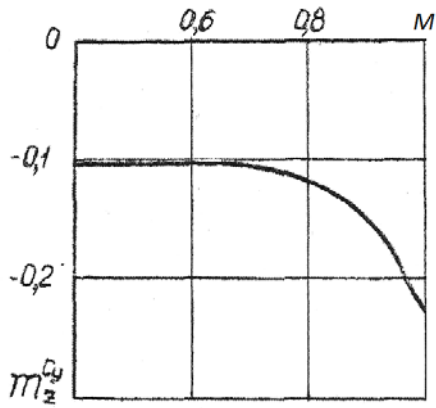


Рис. 1.4

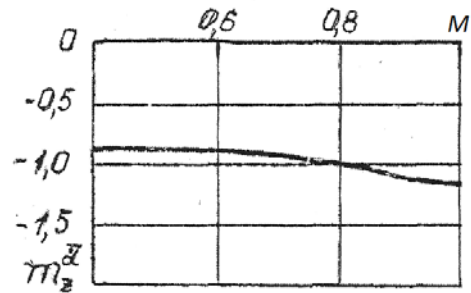


Рис. 1.5

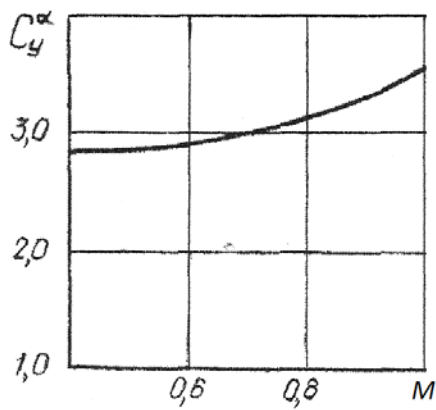


Рис. 1.6

### 1.4. Порядок выполнения лабораторной работы

Динамические свойства контура управления рассматриваются в следующем порядке:

- 1) исследование возмущенного движения самолета с отключенными (отказавшими) автоматами демпфирования и устойчивости;
- 2) исследование динамических свойств контура "демпфер тангажа – самолет";
- 3) исследование влияния автомата демпфирования с изодромом на динамические свойства контура управления;
- 4) исследование динамических свойств контура "автомат продольной устойчивости – самолет" при заданной структуре и различных параметрах автомата продольной устойчивости;
- 5) исследование динамических свойств контура "СУУ – самолет" при условии, что в состав СУУ входят простейший демпфер тангажа и автомат продольной устойчивости.

#### Исследование возмущенного движения самолета с отключенными (отказавшими) автоматами демпфирования и устойчивости

Контур управления в этом случае описывается уравнениями (1.1) - (1.4). Входным сигналом является усилие  $P_B$ , прикладываемое летчиком к рычагу управления, а выходным – приращение перегрузки  $n_y$ .

Уравнениям (1.1) - (1.4) соответствует структурная схема, представленная на рис. 1.7.



Рис. 1.7

Контур управления представляет собой последовательное соединение двух усилительных звеньев, звена второго порядка и инерционного звена.

Значение  $K_B/C_B$  принять равным 0,05.

В результате моделирования возмущенного движения по графикам переходного процесса определяются (рис. 1.8):

установившееся значение приращения нормальной перегрузки  $n_{y\text{уст}}$ ;

величина относительного заброса перегрузки  $\Delta \bar{n}_y = \Delta n_{y\text{заб}} / n_{y\text{уст}}$ ;

время срабатывания  $t_{cp}$ , которое характеризует быстроту реакции на ступенчатое отклонение руля высоты и определяется интервалом времени, в течение



которого перегрузка после отклонения руля высоты в первый раз достигнет величины 95% установившегося значения прироста перегрузки;

время выхода самолета на установившийся режим  $t_{зам}$ ;

градиент усилий по перегрузке  $P_B^{n_y} \approx P_B / n_{y\text{уст}}$ .

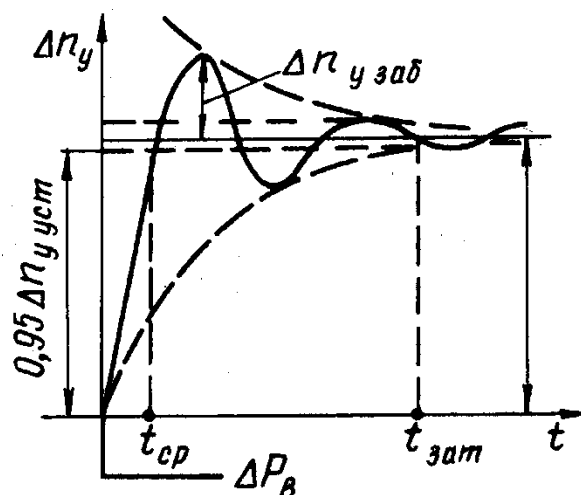


Рис. 1.8

По окончании выполнения данного этапа на график  $\Omega_\alpha(\xi_\alpha)$  отчета по лабораторной работе наносится точка, соответствующая пилотажным характеристикам самолета, и делается вывод о необходимости использования СУУ.

### Исследование динамических свойств контура "демпфер тангажа – самолет"

Динамические свойства контура описываются уравнениями (1.1) - (1.3) совместно с законом управления (1.5). Данным уравнениям соответствует структурная схема, представленная на рис. 1.9.

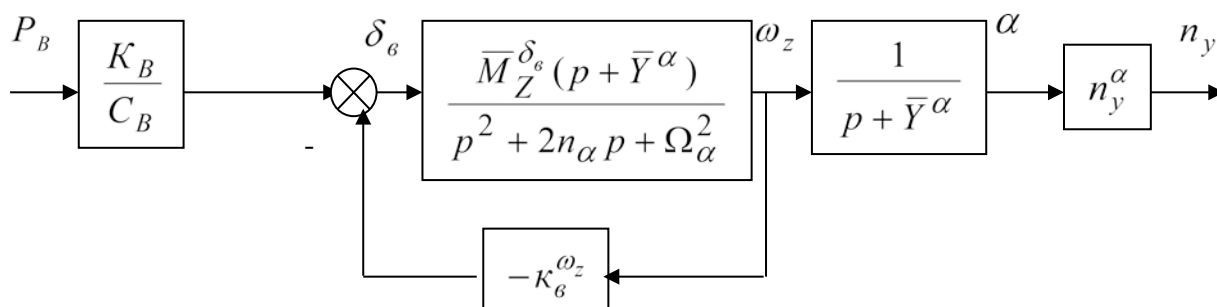


Рис. 1.9. Структурная схема контура управления «демпфер тангажа – самолет»

Основным содержанием данного этапа является определение влияния параметров автомата демпфирования на динамические свойства контура «демпфер тангажа – самолет». Оценка осуществляется путем варьирования значения передаточного числа  $\kappa_\epsilon^{\omega_z}$  демпфера тангажа относительно значения коэффициента, рассчитанного по формуле (1.12) (см. п. 1.6).

В результате исследования определяются для каждого рассматриваемого значения передаточного числа следующие параметры:

установившееся значение приращения нормальной перегрузки  $n_{y\text{уст}}$ ;

величина относительного заброса перегрузки  $\Delta \bar{n}_y = \Delta n_{y\text{заб}} / n_{y\text{уст}}$ ;

время срабатывания  $t_{cp}$  если переходный процесс оказывается колебательным;

время выхода самолета на установившийся режим  $t_{зам}$ ;

градиент усилий по перегрузке  $P_B^{n_y} \approx P_B / n_{y\text{уст}}$ .

В отчете по лабораторной работе фиксируются полученные графики переходного процесса, а на график  $\Omega_\alpha(\xi_\alpha)$  наносятся точки, соответствующие пилотажным характеристикам самолета. Координаты точек на графике определяются по формулам

$$\xi_{\alpha d} = (2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_e} k_\theta^{\omega_z}) / (2\sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\theta^{\omega_z}});$$

$$\Omega_{\alpha d} = \sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_e} \bar{Y}^\alpha k_\theta^{\omega_z}}.$$

### **Исследование влияния автомата демпфирования с изодромом на динамические свойства контура управления.**

Динамические свойства контура описываются уравнениями (1.1) - (1.3) совместно с законом управления (1.6). Основная цель данного этапа – изучение влияния постоянной времени изодрома  $T_u$  на качество переходного процесса и характеристики продольной управляемости. Передаточное число демпфера  $k_\theta^{\omega_z}$  выбирается равным расчетному значению. В процессе исследования постоянную времени  $T_u$  рекомендуется варьировать в пределах 0,1 - 2,0 с.

В результате исследований строятся графики переходного процесса для каждого выбранного значения  $T_u$  и заполняются соответствующие таблицы отчета.

В выводах по данному этапу работы следует отметить влияние изодрома в цепи сигнала скорости тангажа на статические характеристики продольной управляемости.

### **Исследование динамических свойств контура "автомат продольной устойчивости – самолет" при заданной структуре и различных параметрах автомата продольной устойчивости.**

Динамические свойства контура описываются уравнениями (1.1) - (1.3) совместно с законом управления (1.7). Структурная схема контура управления приведена на рис. 1.10.

Методика проведения эксперимента аналогична предыдущим этапам работы. Значение передаточного числа автомата продольной устойчивости  $k_\theta^{n_y}$  выбирается в пределах 0,05 - 0,4 1/с.

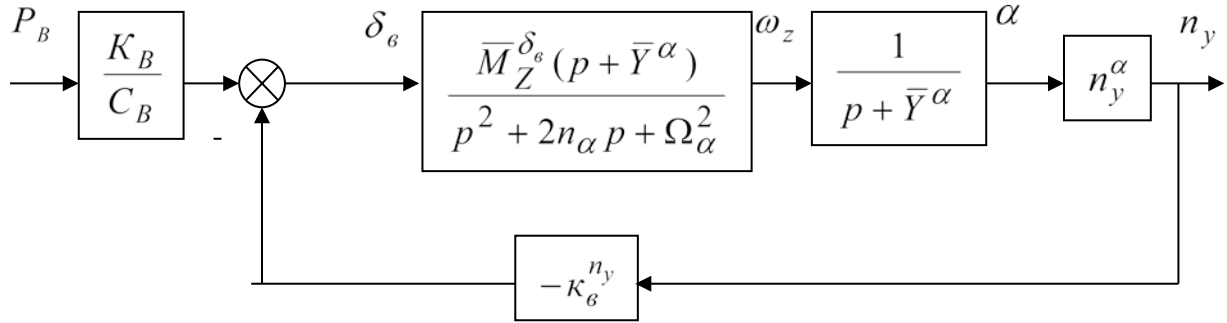


Рис. 1.10. Структурная схема контура «автомат устойчивости – самолет»

Координаты точек, соответствующих пилотажным свойствам самолета с автоматом устойчивости, на графике  $\Omega_\alpha(\xi_\alpha)$  определяются по следующим выражениям:

$$\xi_{\alpha y} = (2n_\alpha) / (2\sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha}); \quad \Omega_{\alpha y} = \sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha}.$$

Работа завершается исследованием динамических свойств контура "СУУ – самолет" при условии, что в состав СУУ входят простейший демпфер тангажа и автомат продольной устойчивости. Структурная схема контура управления для данного случая представлена на рис.1.11.

В качестве параметров автоматов демпфирования и устойчивости выбираются рассчитанные заранее значения. Координаты точки на графике  $\Omega_\alpha(\xi_\alpha)$  определяются по формулам:

$$\xi_{\alpha c} = (2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z}) / (2\sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha});$$

$$\Omega_{\alpha c} = \sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha}.$$

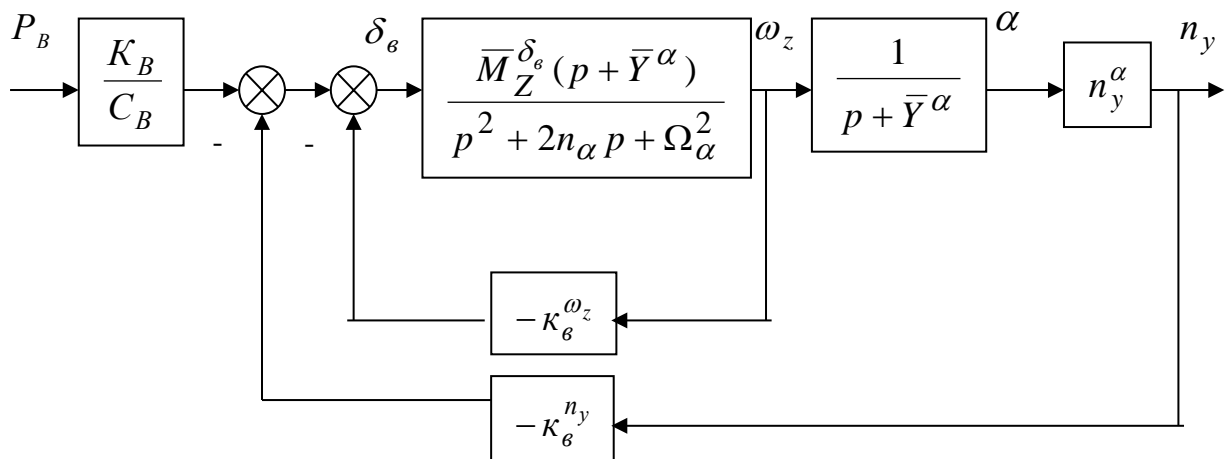


Рисунок 1.11. Структурная схема контура управления «СУУ – самолет»

Моделирование контуров управления в лабораторной работе производится с использованием пакета Simulink системы MatLAB.

## 1.5. Моделирование контура управления "СУУ – самолет" в системе MatLAB

Система MatLAB (от MATrix LABoratory) является интерактивной системой для выполнения инженерных и научных расчетов. Новейшие версии системы поставляются вместе с пакетом расширения Simulink, предназначенным для моделирования динамических систем, представленных в виде структурных схем.

Для построения структурной схемы контура управления Simulink имеет обширную библиотеку типовых звеньев и удобный редактор, который является средством визуально-ориентированного проектирования. Структурная схема формируется путем переноса необходимых звеньев на рабочий стол пакета (технология Drag-and-Drop), выбора их параметров, соединения входов и выходов звеньев.

Запуск пакета осуществляется из командного окна системы MatLAB выбором команды **New Model** из меню **File** или нажатием соответствующей пиктограммы на панели инструментов. При работе с пакетом используются в основном три окна (рис. 1.12):

окно Simulink Library Browser с перечнем основных разделов библиотеки типовых звеньев;

рабочее окно для построения структурной схемы динамической системы (**S-модели**);

окно результатов моделирования.

При построении структурных схем (**S-моделей**) в лабораторной работе достаточно использовать следующие блоки (звенья) библиотеки:

**Step** (раздел библиотеки **Sources**). Блок обеспечивает генерацию входного сигнала в виде ступеньки с заданными параметрами;

**Gain** (раздел **Math Operation**) – кинематическое звено структурной схемы;

**Transfer Fcn** (раздел **Continuous**) – передаточная функция;

**Sum** (раздел **Math Operation**) – сумматор;

**Mux** (раздел **Commonly Used Blocks**) – блок предназначен для объединения нескольких сигналов для их дальнейшего представления на одном графике;

**Scope** (раздел **Sinks**). Блок обеспечивает просмотр результатов моделирования. Для этого необходимо дважды щелкнуть мышью на данном блоке.

Установка параметров звеньев контура управления осуществляется с помощью специального окна, переход в которое осуществляется двойным щелчком мыши по изображению звена в рабочем поле пакета. На рис. 1.13 представлено окно настройки параметров передаточной функции  $\frac{-33,9s-35,256}{s^2+2,54s+14,52}$ . В верхней строке указываются коэффициенты полинома числителя, а в нижней – знаменателя.

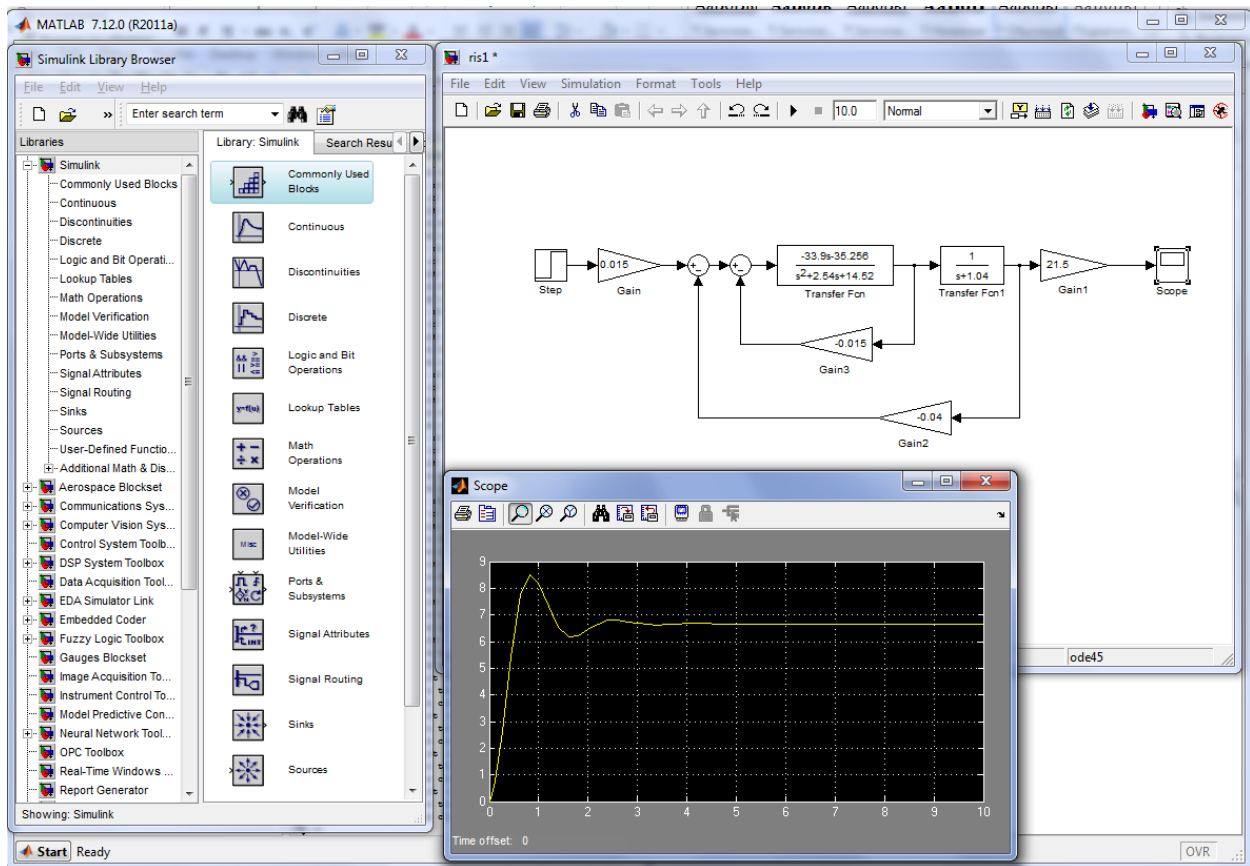


Рис. 1.12. Рабочие окна пакета Simulink

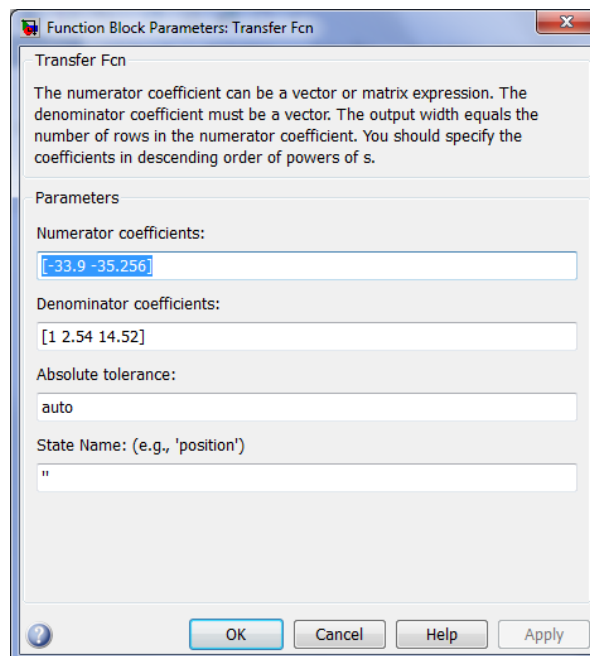


Рис. 1.13. Окно настройки параметров передаточной функции

**S-модели** контура управления, соответствующие структурным схемам (1.7), (1.9) и (1.11), представлены на рис. (1.14) - (1.16).

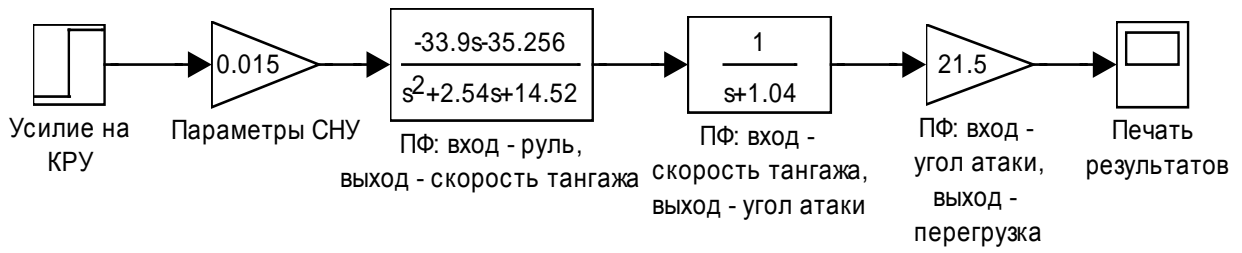


Рис. 1.14. S-модель контура ручного неавтоматического управления

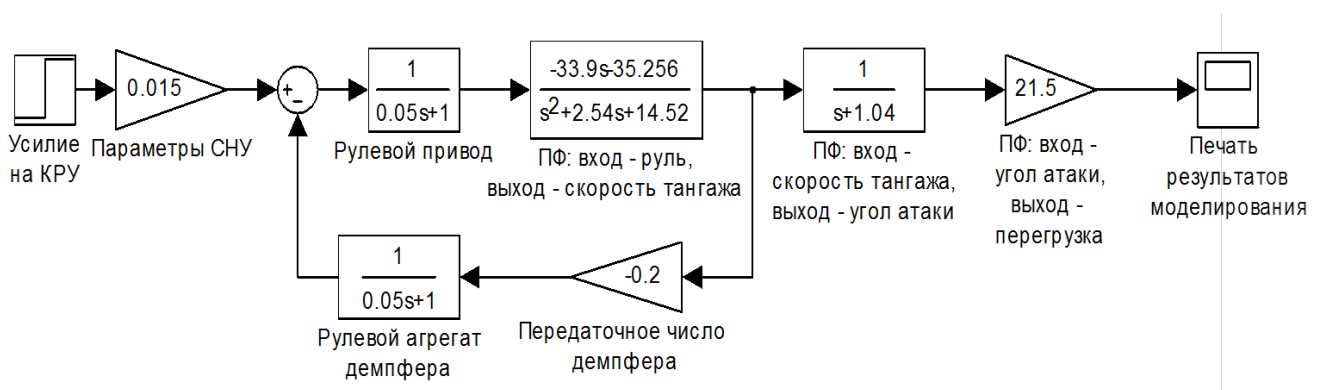


Рис. 1.15. S-модель контура "демпер тангажа – самолет" с учетом исполнительных элементов (рулевого агрегата и рулевого привода)

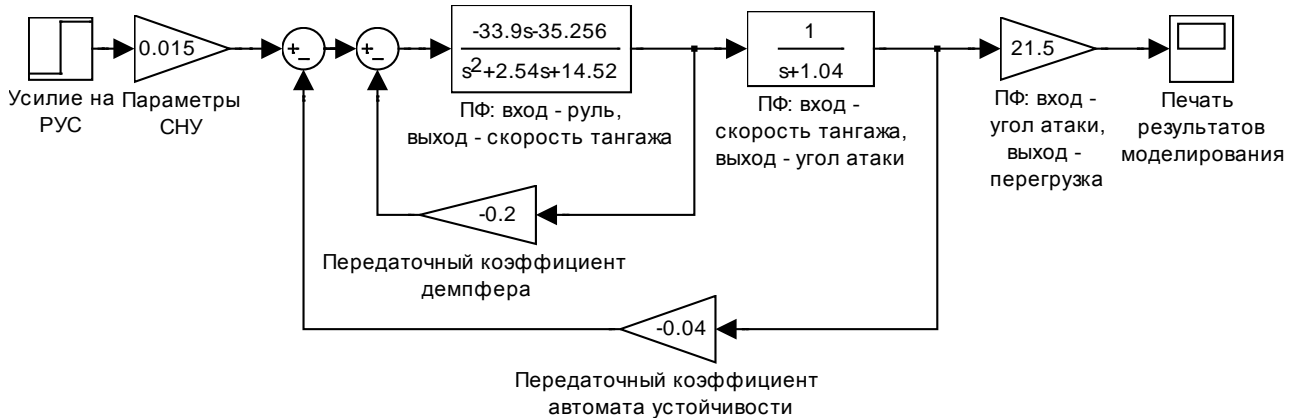


Рис. 1.16. S-модель контура "СУУ – самолет"

## 1.6. Расчет параметров автоматов демпфирования и устойчивости.

### Расчет параметров демпфера тангажа.

Для расчета воспользуемся передаточной функцией

$$W_{\frac{n_y}{P_B}}(p) = \frac{K_B}{C_B} \frac{\bar{M}_z^{\delta_\epsilon} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha\delta} p + \Omega_{\alpha\delta}^2},$$

где

$$\begin{aligned} 2n_{\alpha\delta} &= 2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z}; \\ \Omega_{\alpha\delta}^2 &= \Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}. \end{aligned} \quad (1.11)$$

В соответствии с требованиями к характеристикам демпфирования необходимо, чтобы относительный коэффициент затухания  $\xi_{\alpha\delta} = n_{\alpha\delta} / \Omega_{\alpha\delta}$  имел значения 0,7 - 1,3. Для расчета следует вывести соотношения, связывающие передаточный коэффициент демпфера с коэффициентом затухания и параметрами самолета.

Используя зависимости (1.11), можно записать

$$\xi_{\alpha\delta} = \frac{2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z}}{2\sqrt{\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}}}.$$

Полученное выражение преобразуем к виду

$$4\xi_{\alpha\delta}^2 (\Omega_\alpha^2 - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} \bar{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z}) = (2n_\alpha - \bar{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z})^2.$$

Далее, раскрыв скобки и соответствующим образом сгруппировав слагаемые, получим квадратное уравнение относительно искомого коэффициента усиления демпфера

$$(k_\epsilon^{\omega_z})^2 - \frac{2(2n_\alpha) - 4\xi_{\alpha\delta}^2 \bar{Y}^\alpha}{\bar{M}_z^{\delta_\epsilon}} k_\epsilon^{\omega_z} + \frac{(2n_\alpha)^2 - 4\xi_{\alpha\delta}^2 \Omega_\alpha^2}{(\bar{M}_z^{\delta_\epsilon})^2} = 0.$$

Коэффициент  $k_\epsilon^{\omega_z}$  определяется в результате решения данного уравнения по формуле:

$$k_\epsilon^{\omega_z} = \frac{2}{\bar{M}_z^{\delta_\epsilon}} \left[ -\xi_{\alpha\delta}^2 \bar{Y}^\alpha + n_\alpha - \xi_{\alpha\delta} \sqrt{\xi_{\alpha\delta}^2 (-\bar{Y}^\alpha)^2 - 2n_\alpha \bar{Y}^\alpha + \Omega_\alpha^2} \right] \quad (1.12)$$

Таким образом, задавшись значением коэффициента  $\xi_{\alpha\delta}$ , по известным параметрам передаточной функции определяется параметр демпфера тангажа.

## Расчет параметров статического автомата продольного управления.

Передаточная функция контура управления имеет вид

$$W_{\frac{n_y}{P_\epsilon}}(p) = \frac{\overline{M}_z^{\delta_\epsilon} \frac{K_B}{C_B} n_y^\alpha}{p^2 + 2n_{\alpha c} p + \Omega_{\alpha c}^2},$$

где

$$2n_{\alpha c} = 2n_\alpha - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z};$$

$$\Omega_{\alpha c}^2 = \Omega_\alpha^2 - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} \overline{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha.$$

Для расчета необходимо задаться значениями собственной частоты  $\Omega_{\alpha c}$  и относительным коэффициентом затухания контура  $\xi_{\alpha c}$ , удовлетворяющими требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости. Неизвестные параметры автомата определяются в результате решения двух уравнений с двумя неизвестными ( $k_\epsilon^{\omega_z}$  и  $k_\epsilon^{n_y}$ ):

$$2\xi_{\alpha c} \Omega_{\alpha c} = 2n_\alpha - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{\omega_z}; \quad \Omega_{\alpha c}^2 = \Omega_\alpha^2 - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} \overline{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} k_\epsilon^{n_y} n_y^\alpha.$$

Из данных уравнений несложно получить выражения для расчета передаточных коэффициентов

$$k_\epsilon^{\omega_z} = \frac{2n_\alpha - 2\xi_{\alpha c} \Omega_{\alpha c}}{\overline{M}_z^{\delta_\epsilon}};$$

$$k_\epsilon^{n_y} = \frac{\Omega_\alpha^2 - \overline{M}_z^{\delta_\epsilon} \overline{Y}^\alpha k_\epsilon^{\omega_z} - \Omega_{\alpha c}^2}{\overline{M}_z^{\delta_\epsilon} n_y^\alpha}. \quad (1.13)$$

### 1.7. Оформление результатов исследования

Результаты исследования оформляются в виде отчета. Отчет должен содержать:

- уравнения короткопериодического продольного движения самолета, законы управления и динамические коэффициенты модели;
- структурные схемы по каждому пункту исследований;
- примеры записи переходных процессов  $n_y(t)$ ;
- таблицы и графики результатов эксперимента;
- выводы по работе.

При формулировании выводов необходимо обратить внимание на следующие моменты:

- соответствие собственных свойств самолета нормируемым значениям;
- влияние параметров автоматов на качество переходного процесса.



### 1.8. Контрольные вопросы

1. Какие показатели характеризуют динамические свойства самолета и его управляемость в продольном движении? Требования к этим показателям.
2. Как влияют автоматы демпфирования и устойчивости на характеристики устойчивости и управляемости самолета?
3. Почему передаточные числа автоматов демпфирования и устойчивости должны изменяться при изменении режима полета?
4. Зачем в цепи формирования сигнала демпфера тангажа используется изодром?
5. В чем состоят основные отличия идеального демпфера от реального? Возможна ли раскачка самолета с идеальным демпфером тангажа? В каких случаях возможна раскачка самолета с реальным демпфером тангажа?

### ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 202 с.
2. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
3. Рудис В.И. Полуавтоматическое управление самолетом. – М.: Машиностроение, 1978. – 152 с.
4. Системы автоматического управления полетом /И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев. - М.: Машиностроение, 1987.- 240 с.

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №2

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ САУ  
НА ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА ВОКРУГ ЦЕНТРА МАСС**2.1. Цель занятия**

Целью занятия является:

- изучение функциональной и структурной схем, состава и законов управления САУ в режиме управления креном;
- исследование влияния структуры законов управления САУ на движение самолета по крену;
- исследование влияния внешних возмущений на контур автоматического управления (стабилизации) креном при различных типах обратной связи исполнительного устройства САУ;
- овладение методами исследования и анализа динамических свойств контура "летчик - система управления - летательный аппарат" в штатном режиме работы системы управления, а также при возможных ее отказах и неисправностях;
- овладение методами анализа характеристик систем управления летательных аппаратов по их структуре и параметрам.

**2.2. Методические указания по подготовке к занятию**

Перед проведением занятия, в часы самоподготовки, необходимо повторить лекционный материал по теме № 4.

В работе рассматриваются следующие вопросы:

собственные динамические свойства самолета в боковом короткопериодическом движении и их зависимость от режима полета;

динамические свойства системы "САУ - самолет" в режиме управления (стабилизации) креном при законах управления с различными типами обратной связи сервопривода;

реакция самолета с САУ на внешние возмущения, а также влияние отказов САУ на динамические свойства контуров автоматического управления угловым положением самолета.

При подготовке к занятию особое внимание следует обратить на следующие вопросы:

физический смысл разделения общего движения на продольное и боковое и сущность процессов, протекающих при автоматическом управлении креном и тангажом;

принципы построения законов автоматического управления креном и тангажом;

влияния параметров САУ на динамические свойства контура управления;

расчет параметров рассматриваемых законов управления на основе требований к виду переходного процесса;

математическое описание элементов САУ и их возможных отказов.

Накануне занятия проводится целевая самоподготовка в специализированных аудиториях, во время которой следует ознакомиться с порядком проведения

занятия, применяемым программным обеспечением, а также произвести необходимые расчеты параметров контура управления.

На целевой самоподготовке каждой группе преподавателем устанавливается: исследуемый режим полета (высота и число М полета);

заданные параметры переходного процесса (время регулирования  $t_{рег}$  и относительный заброс  $\Delta\bar{\gamma}$ ).

Необходимо

1) по таблице 2.1 определить коэффициенты уравнений движения, соответствующие заданному режиму;

2) определить параметры передаточных функций изолированного движения крена (см.п.2.3);

3) по методике, изложенной в п. 2.6, рассчитать параметры САУ (передаточные коэффициенты  $\kappa_9^\gamma$  и  $\kappa_9^{\omega_x}$ ) по заданным параметрам переходного процесса.

### 2.3. Математическое моделирование возмущенного движения системы «САУ - самолет»

При исследовании динамических свойств контура управления будем считать, что такие элементы САУ как датчики, вычислитель – идеальны, а сервопривод, являющийся исполнительным элементом САУ, описывается следующими передаточными функциями:

при жесткой обратной связи (ЖОС)

$$W_{cn}(p) = \frac{\kappa_{cn}}{T_{cn}p + 1};$$

при скоростной обратной связи (СОС)

$$W_{cn}(p) = \frac{\kappa_{cn}}{p};$$

при изодромной обратной связи (ИОС)

$$W_{cn}(p) = \kappa_{cn} \frac{T_u p + 1}{T_u p}.$$

Для описания возмущенного движения системы «САУ - самолет» используются линеаризованные дифференциальные уравнения, описывающие изолированное движение крена:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_9} \delta_9 + \bar{M}_{xB}; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x. \end{aligned} \quad (2.1)$$

В качестве законов управления в канале крена рассматриваются следующие:

$$\delta_9 = \kappa_9^\gamma (\gamma - \gamma_3) + \kappa_9^{\omega_x} \omega_x; \quad (2.2)$$

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_9 = \kappa_9^\gamma (\gamma - \gamma_3) + \kappa_9^{\omega_x} \omega_x; \quad (2.3)$$

$$\dot{\delta}_9 = \kappa_9^\gamma (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_3) + \kappa_9^{\omega_x} \dot{\omega}_x + \kappa_9^{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x. \quad (2.4)$$

Таблица 2.1

H, м		M			
		0,2	0,4	0,6	0,8
1000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-0,97	-1,77	-2,68	-3,58
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-3,36	-12,16	-21,16	-33,72
2000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-0,75	-1,58	-2,4	-3,2
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-2,8	-11,36	-19,26	-30,3
3000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-0,53	-1,4	-2,14	-2,86
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-2,3	-10,6	-17,6	-27,3
4000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-0,68	-1,257	-1,9	-2,6
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-1,86	-9,0	-16,1	-24,6
6000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-0,47	-1,0	-1,52	-2,04
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-1,75	-6,41	-13,6	-20,17
8000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-	-0,8	-1,2	-1,6
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-	-4,37	-11,67	-16,7
10000	$\overline{M}_x^{\omega_x}$	-	-0,54	-0,96	-1,29
	$\overline{M}_x^{\delta_\omega}$	-	-2,73	-9,76	-14,06

Законы (2.2), (2.3) и (2.4) соответствуют САУ, имеющей сервоприводы с жесткой (2.2), издромной (2.3) и скоростной (2.4) обратными связями.

На основе уравнений движения могут быть получены передаточные функции

$$W_{\frac{\omega_x}{\delta_\omega}}(p) = \frac{\overline{M}_x^{\delta_\omega}}{p - \overline{M}_x^{\omega_x}} \quad \text{и} \quad W_{\frac{\gamma}{\omega_x}}(p) = \frac{1}{p},$$

которые непосредственно используются в лабораторной работе для моделирования динамики самолета.

#### 2.4. Порядок выполнения лабораторной работы

Работа выполняется в следующей последовательности:

- 1) определение реакции самолета без САУ на возмущающее воздействие;

- 2) исследование контура автоматического управления креном при различных видах обратной связи сервопривода;
- 3) исследование контура автоматического управления курсом.

### Определение реакции самолета без САУ на возмущающее воздействие

Поведение самолета описывается уравнениями (2.1), которым соответствует передаточная функция вида

$$W_{\frac{\gamma}{\bar{M}_{xB}}}(p) = W_{\frac{\omega_x}{\bar{M}_{xB}}}(p)W_{\frac{\gamma}{\omega_x}}(p) = \frac{\bar{M}_x \delta_\gamma}{p(p - \bar{M}_x \omega_x)}. \quad (2.5)$$

В процессе исследования убедиться, что при действии постоянного возмущающего момента  $\bar{M}_{xB}$  крен неограниченно возрастает, а значение угловой скорости стремится к своему установившемуся значению. Результаты моделирования заносятся в отчет по лабораторной работе.

### Исследование контура автоматического управления креном при различных видах обратной связи сервопривода автопилота

Основная цель проводимых здесь исследований заключается в оценке влияния и выборе структуры и параметров закона управления креном. Структурная схема контура представлена на рис. 2.1.

В работе рассматриваются три вида обратной связи сервопривода: жесткая, изодромная и скоростная. Для каждого вида исследование проводится в три этапа:

анализ влияния параметров САУ (передаточных коэффициентов) на качество переходных процессов;

определение реакции системы «САУ - самолет» на внешний возмущающий момент;

исследование влияния отказов элементов САУ на динамические свойства контура управления.

#### Исследование САУ с ЖОС

Динамические свойства контура управления креном описываются уравнениями (2.1) совместно с законом (2.2)

В данном законе сигнал рассогласования  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_z$  является основным управляющим сигналом, а сигнал пропорциональный скорости крена способствует повышению демпфирования движения крена.

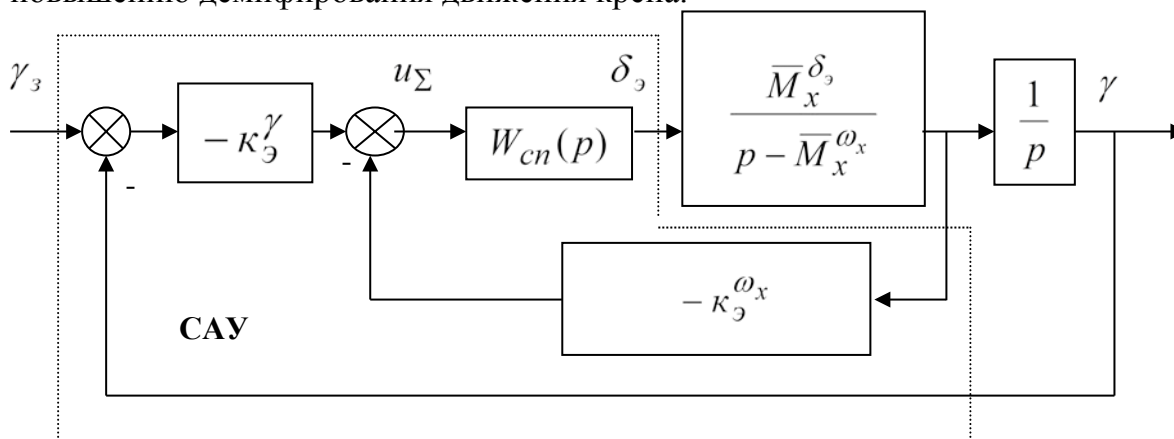


Рис. 2.1

Структурная схема сервопривода с ЖОС приведена на рис. 2.2,а.

На первом этапе анализируется влияние параметров САУ (передаточных коэффициентов  $\kappa_{\vartheta}^{\gamma}, \kappa_{\vartheta}^{\omega_x}$ ) на качество переходных процессов. Исследование осуществляется путем моделирования реакции системы «самолет – САУ» на входной ступенчатый сигнал при различных значениях передаточных коэффициентов.

В качестве начальных значений коэффициентов выбираются рассчитанные значения из условия обеспечения заданного вида переходного процесса и заданного времени регулирования. Затем осуществляется их варьирование. Для каждой пары значений  $\kappa_{\vartheta}^{\gamma}$  и  $\kappa_{\vartheta}^{\omega_x}$  анализируются графики переходных процессов по крену  $\gamma = f(\kappa_{\vartheta}^{\gamma}, \kappa_{\vartheta}^{\omega_x})$ , определяются относительный заброс

$$\Delta \bar{\gamma} = \frac{\gamma_{\max} - \gamma_{\text{уст}}}{\gamma_{\text{уст}}}$$

и время регулирования  $t_{\text{рег}} = f(\kappa_{\vartheta}^{\gamma}, \kappa_{\vartheta}^{\omega_x})$ .

Результаты анализа фиксируются в отчете по лабораторной работе. Необходимо построить графики переходного процесса при различных значениях передаточных коэффициентов, а также зависимости времени регулирования  $t_{\text{рег}}$  и относительного заброса  $\Delta \bar{\gamma}$  от значения передаточных коэффициентов  $\kappa_{\vartheta}^{\gamma}$  и  $\kappa_{\vartheta}^{\omega_x}$ .

На втором этапе анализируется поведение системы «самолет – САУ» под действием внешнего возмущающего момента.

Заданное значение крена  $\gamma_{\vartheta}$  устанавливается равным нулю. В работе необходимо установить зависимость статической ошибки от параметров САУ (значения коэффициента  $\kappa_{\vartheta}^{\gamma}$ ).

Моделируется возмущенное движение при постоянном значении  $\bar{M}_{xB}$  и различных значениях  $\kappa_{\vartheta}^{\gamma}$ . По результатам моделирования строятся графики переходных процессов в отчете по лабораторной работе.

На третьем этапе анализируется поведение системы «САУ – самолет» при возможных отказах элементов САУ. В работе подлежат исследованию следующие отказы: обрыв обратной связи сервопривода; отказ датчиков параметров полета; отказ вычислителя канала управления, проявляющийся в неправильной настройке передаточных коэффициентов закона управления.

Результаты моделирования отмечаются в выводах по данному пункту исследований. При формулировании выводов целесообразно использовать данные, полученные на первом и втором этапах.

### Исследование САУ с ИОС

Динамические свойства контура управления креном описываются уравнениями (2.1) совместно с законом (2.3)

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_{\vartheta} = \kappa_{\vartheta}^{\gamma} (\gamma - \gamma_{\vartheta}) + \kappa_{\vartheta}^{\omega_x} \omega_x.$$

Структурная схема контура управления остается прежней. Меняются только свойства сервопривода, структурная схема которого представлена на рис. 2.2,б.

Заданное качество переходного процесса достигается выбором трех параметров САУ: коэффициентов  $k_{\vartheta}^{\gamma}, k_{\vartheta}^{\omega x}$  и постоянной времени изодрома  $T_u$ .

В лабораторной работе необходимо исследовать влияние постоянной времени  $T_u$  на качество переходного процесса и определить ее оптимальное значение. В качестве передаточных коэффициентов использовать расчетные значения из предыдущего пункта исследований. Параметр  $T_u$  варьируется в пределах  $0,1 \dots 2,0$  с.

Результаты моделирования фиксируются в отчете по лабораторной работе. Необходимо построить графики переходных процессов при различных значениях  $T_u$ , а также графики зависимостей  $\Delta \bar{\gamma} = f(T_u)$  и  $t_{рег} = f(T_u)$ .

Далее моделируется возмущенное движение при постоянном значении  $\bar{M}_{xB}$ , нулевом значении заданного крена и различных значениях  $T_u$ . По результатам моделирования строятся графики переходных процессов.

Анализ возможных отказов элементов САУ на динамические свойства контура управления проводится аналогично предыдущему пункту исследований. Результаты анализа отражаются в выводах.

#### Исследование САУ с СОС

Динамические свойства контура управления креном описываются уравнениями (2.1) совместно с законом (2.4)

Заданное качество переходного процесса в данном случае достигается выбором трех параметров САУ: коэффициентов  $k_{\vartheta}^{\gamma}, k_{\vartheta}^{\omega x}$  и передаточного коэффициента по ускорению крена  $k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x}$ .

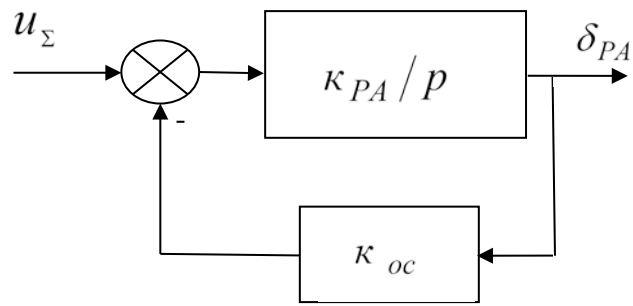
Структурная схема сервопривода с СОС представлена на рис.2.2, в.

В лабораторной работе необходимо исследовать влияние коэффициента  $k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x}$  на качество переходного процесса и определить его оптимальное значение. Использовать расчетные значения коэффициентов  $k_{\vartheta}^{\gamma}, k_{\vartheta}^{\omega x}$ . Значение  $k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x}$  варьируется в пределах  $0,01 \dots 1,0$  с<sup>2</sup>.

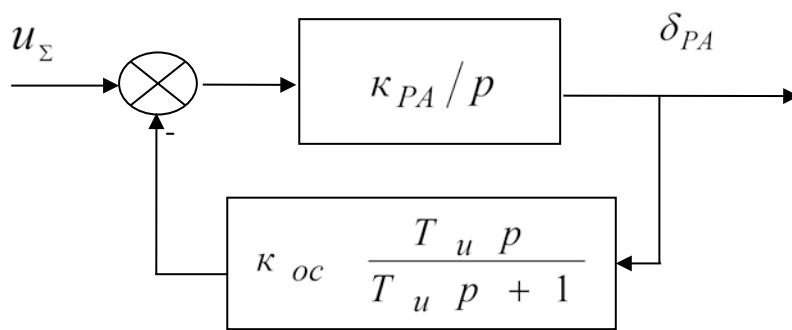
Результаты моделирования фиксируются в отчете по лабораторной работе. Строятся графики переходных процессов при различных значениях  $k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x}$ , а также графики зависимостей  $\Delta \bar{\gamma} = f(k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x})$  и  $t_{рег} = f(k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x})$ .

Далее моделируется возмущенное движение при постоянном значении  $\bar{M}_{xB}$ , нулевом значении заданного крена и различных значениях  $k_{\vartheta}^{\dot{\omega} x}$ .

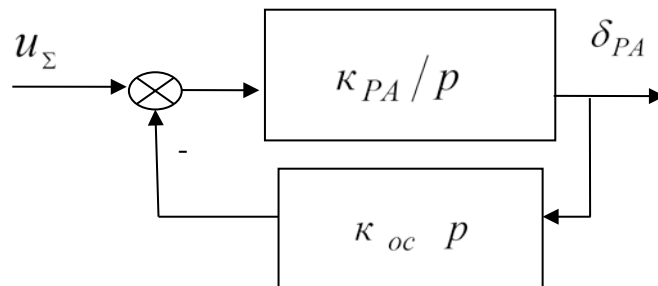
Моделирование контуров управления в лабораторной работе производится с использованием пакета Simulink системы MatLAB. Примеры соответствующих S – моделей приведены на рис. 2.3-2.5.



а)



б)



в)

Рис. 2.2. Структурные схемы сервоприводов с различными видами обратной связи



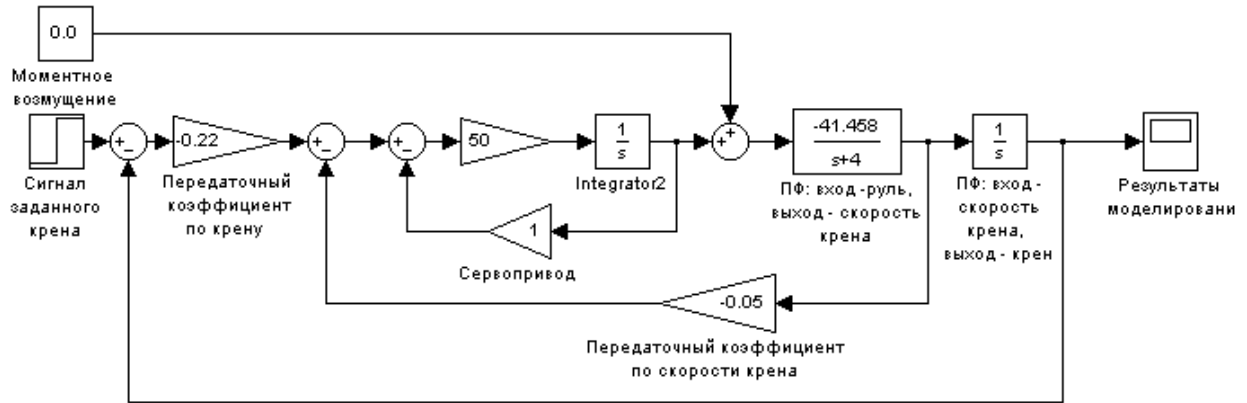


Рис. 2.3. S – модель контура управления креном. САУ с ЖОС сервопривода

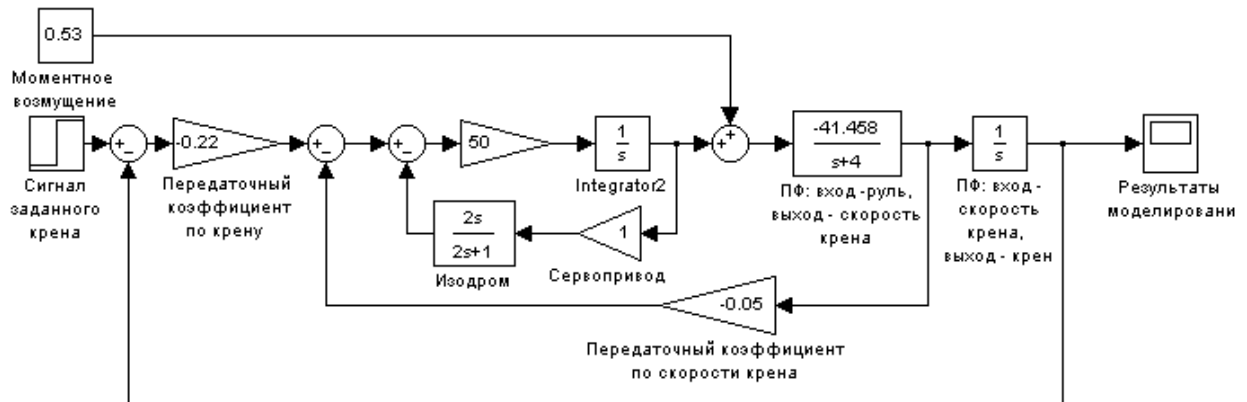


Рис. 2.4. S – модель контура управления креном. САУ с ИОС сервопривода

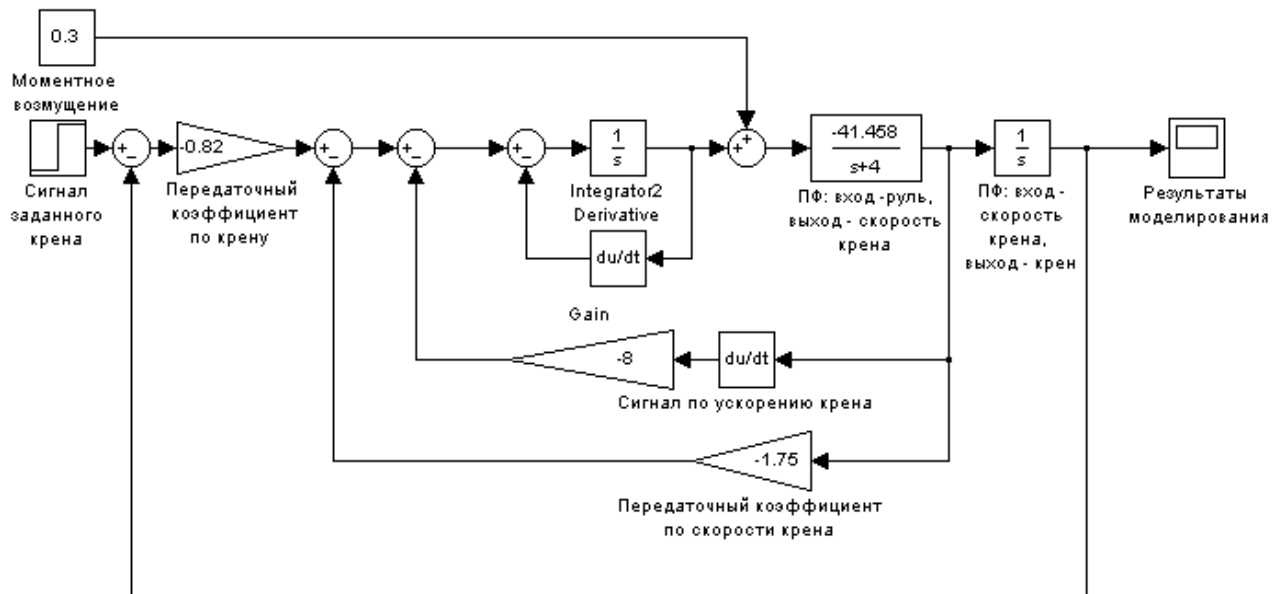


Рис. 2.5. S – модель контура управления креном. САУ с СОС сервопривода

### Исследование контура автоматического управления курсом

Основная цель исследования заключается в оценке реакции самолета с САУ на внешние возмущения (момент крена и боковой ветер).

Уравнения, описывающие разворот с креном, имеют вид

$$\omega_y = -\frac{gn_y}{V} \operatorname{tg} \gamma \approx -\frac{gn_y}{V} \gamma;$$

$$\dot{\psi} = \omega_y.$$

Полагаем, что в САУ реализован закон управления элеронами с ЖОС сервопривода, т.е.  $\delta_{\vartheta} = \kappa_{\vartheta}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + \kappa_{\vartheta}^{\omega_x} \omega_x$ . Также полагаем, что сигнал заданного крена формируется следующим образом

$$\gamma_3 = \kappa_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_3).$$

Тогда структурная схема контура автоматического управления курсом имеет вид представленный на рис. 2.6.

Для моделирования значение передаточного числа САУ определить по формуле  $\kappa_{\gamma}^{\psi} = 3V / (gn_y t_{\text{рег}})$ . Время регулирования выбрать в пределах 20...30 с.

S-модель для исследования реакции самолета с САУ на внешние возмущения представлена на рис. 2.7.

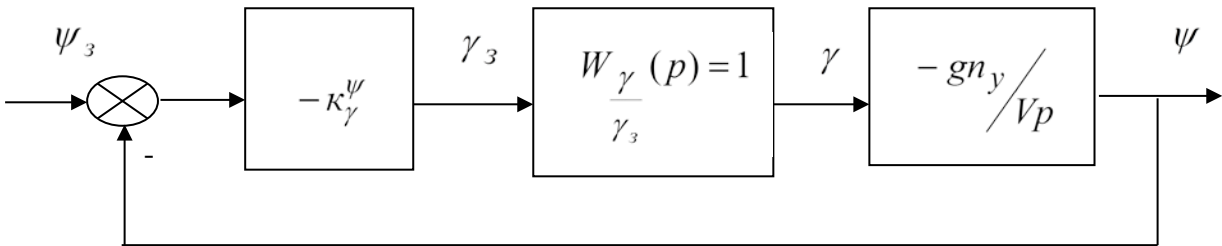


Рис. 2.6

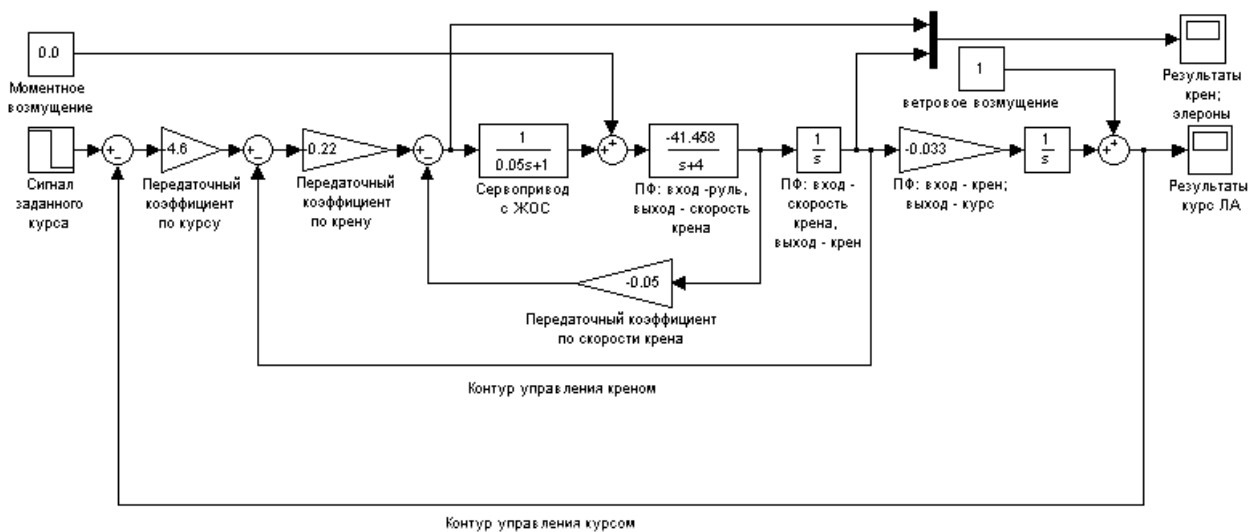


Рис. 2.7. S – модель контура автоматического управления курсом

Необходимо задаться величиной внешнего возмущения и в процессе моделирования установить реакцию самолета. Результаты исследования отразить в отчете по лабораторной работе.

## 2.5. Оформление результатов исследования

Результаты исследования оформляются в виде отчета. Отчет должен содержать:

уравнения движения самолета, законы управления и динамические коэффициенты модели;

структурную схему контура управления креном;

результаты обработки данных математического моделирования и определения параметров САУ;

таблицы и графики результатов эксперимента;

выводы по каждому пункту исследований.

При формулировании выводов необходимо обратить внимание на следующие моменты:

влияние параметров САУ на динамические свойства контура управления;

особенности стабилизации крена САУ с различными видами обратной связи сервопривода при действии возмущающего момента.

## 2.6. Расчет параметров САУ

Передаточная функция, соответствующая системе (2.1) и закону (2.2) имеет вид

$$W_{\frac{\gamma}{\gamma_3}}(p) = \frac{-k_{\gamma}^{\gamma} \bar{M}_x^{\delta_3}}{p^2 + (-\bar{M}_x^{\omega_x} - \bar{M}_x^{\delta_3} k_{\gamma}^{\omega_x})p - \bar{M}_x^{\delta_3} k_{\gamma}^{\gamma}} = \frac{-k_{\gamma}^{\gamma} \bar{M}_x^{\delta_3}}{p^2 + 2n_{\gamma} p + \Omega_{\gamma}^2}. \quad (2.6)$$

Для расчета искомых значений  $k_{\gamma}^{\gamma}$  и  $k_{\gamma}^{\omega_x}$  необходимо задаться относительным коэффициентом затухания и собственной частотой. Исходные данные для расчета сведены в таблицу 2.2.

В соответствии с требованиями к качеству управления необходимо задаться видом переходного процесса (величиной относительного заброса) и временем регулирования. По известному времени регулирования определяется значение собственной частоты контура. Далее по известным значениям собственной частоты и относительного коэффициента затухания определяется эталонный полином.

Таблица 2.2

Относительный заброс регулируемой величины	Относительный коэффициент затухания $\xi = n/\Omega$	Выражения для расчета времени регулирования
0,05	0,707	$t_{pez} = 3,5/\Omega$
0	1,0	$t_{pez} = 4,8/\Omega$

Завершается процедура расчета определением искомых значений передаточных чисел, путем решения системы уравнений, полученной из условия равенства соответствующих коэффициентов эталонного и характеристического полиномов.

К управляемому движению крена предъявляются, как правило, следующие требования: относительный заброс – не более 5%; время регулирования 1...2 с.

Рассмотрим расчет из условия обеспечения аperiodического переходного процесса (относительный заброс равен нулю, т.е.  $\xi_{\Delta} = 1$ ). Тогда эталонный полином имеет следующий вид

$$\Delta_{\Delta}(p) = p^2 + 2 \frac{4,8}{t_{рег}} p + \left(\frac{4,8}{t_{рег}}\right)^2 = p^2 + \frac{9,6}{t_{рег}} p + \frac{23,04}{t_{рег}^2} = p^2 + 2n_{\Delta} p + \Omega_{\Delta}^2.$$

Из условия равенства коэффициентов знаменателя передаточной функции (2.6) и коэффициентов эталонного полинома, получим два уравнения с двумя неизвестными

$$\begin{aligned} -\bar{M}_x^{\omega_x} - \kappa_{\Delta}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_{\Delta}} &= \frac{9,6}{t_{рег}}; \\ -\kappa_{\Delta}^{\gamma} \bar{M}_x^{\delta_{\Delta}} &= \frac{23,04}{t_{рег}^2}, \end{aligned}$$

решая которые определим искомые значения передаточных чисел САУ

$$\kappa_{\Delta}^{\omega_x} = \frac{-\bar{M}_x^{\omega_x} t_{рег} - 9,6}{\bar{M}_x^{\delta_{\Delta}} t_{рег}} \quad \text{и} \quad \kappa_{\Delta}^{\gamma} = -\frac{23,04}{\bar{M}_x^{\delta_{\Delta}} t_{рег}^2}.$$

Найденные выражения используются для расчета параметров САУ, соответствующих заданному режиму полета и требуемым характеристикам переходного процесса.

## 2.7. Контрольные вопросы

1. Допущения, принимаемые при исследовании движения самолета вокруг центра масс.
2. Дать определение закона управления САУ и привести наиболее характерные законы управления в различных каналах управления.
3. Привести передаточные функции сервоприводов с различными видами обратных связей и пояснить их физическую сущность.
4. Дать определение передаточных чисел САУ, пояснить влияние их величины на процесс стабилизации соответствующего параметра полета.
5. Как изменится характер переходного процесса при стабилизации крена, если в законе управления автопилота с ЖОС будет отсутствовать сигнал пропорциональный угловой скорости (пропорциональный рассогласованию)?
6. Почему при воздействии на самолет внешних возмущений САУ с ЖОС обеспечивает стабилизацию крена со статической ошибкой, а автопилот с СОС или ИОС – без ошибки?

## ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2008. – 202 с.
2. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.

3. Рудис В.И. Полуавтоматическое управление самолетом. – М.: Машиностроение, 1978. – 152 с.

4. Системы автоматического управления полетом /И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев. - М.: Машиностроение, 1987.- 240 с.

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №3

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ ЗАКОНОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ НА ЕГО ДВИЖЕНИЕ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

#### 3.1. Цель занятия

Целью занятия является:

- изучение функциональной и структурной схем, состава и законов управления САУ в режимах полета по маршруту;
- исследование влияния структуры и параметров законов управления САУ на динамику бокового движения центра масс самолета;
- исследование влияния внешних возмущений на контур автоматического управления (стабилизации) траекторией при различных законах формирования заданных значений крена и типах обратной связи.

#### 3.2. Методические указания по подготовке к занятию

Перед проведением занятия, в часы самоподготовки, необходимо повторить лекционный материал по теме №5.

В лабораторной работе рассматриваются вопросы автоматического управления движением центра масс самолета в горизонтальной плоскости при различных законах формирования заданного крена с САУ. Исследуется качество переходных процессов, а также точность стабилизации линии заданного пути при действии внешних возмущений в виде бокового ветра или момента крена.

При подготовке к занятию особое внимание следует обратить на следующие вопросы:

- законы управления и соответствующие им функциональные схемы;
- динамические свойства системы "САУ – самолет" при управлении траекторией в горизонтальной плоскости и при воздействии внешних возмущений;
- работа САУ в режиме управления траекторией в горизонтальной плоскости в зависимости от применяемого метода управления;
- влияние внешних возмущений на точность стабилизации траектории.

#### 3.3. Математическое моделирование возмущенного движения системы «самолет - САУ» при управлении траекторией в горизонтальной плоскости

При накрениии самолет разворачивается по курсу, изменяя тем самым свое положение относительно линии заданного пути. Уравнения движения самолета в горизонтальной плоскости имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{z} &= -V \sin \psi; \\ \dot{\psi} &= -\frac{g}{V} n_y \sin \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x; \\ \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_3} \delta_3 + \bar{M}_{xB}. \end{aligned} \quad (3.1)$$

Первые два уравнения (3.1) характеризуют движение центра масс самолета, а вторые - изолированное движение крена.

Автоматическое управление траекторией в горизонтальной плоскости осуществляет канал крена САУ отклонением элеронов. При этом траекторный контур САУ формирует сигнал заданного крена по одному из следующих законов

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\Psi \Delta\psi; \quad (3.2)$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) + \kappa_\gamma^\Psi \frac{T_u P}{T_u P + 1} \Delta\psi; \quad (3.3)$$

$$\gamma_3 = -\kappa_\gamma^Z (z - z_3) - \kappa_\gamma^{\dot{z}} \dot{z}. \quad (3.4)$$

В лабораторной работе рассматриваются два вида законов управления пилотажного контура САУ (контура автоматического управления креном) с ЖОС и ИОС сервопривода:

$$\delta_\vartheta = \kappa_\vartheta^\gamma (\gamma - \gamma_3) + \kappa_\vartheta^{\omega_x} \omega_x; \quad (3.5)$$

$$\frac{T_u P}{T_u P + 1} \delta_\vartheta = \kappa_\vartheta^\gamma (\gamma - \gamma_3) + \kappa_\vartheta^{\omega_x} \omega_x. \quad (3.6)$$

Уравнения (3.1) совместно с законами управления траекторного и пилотажного контуров САУ представляют собой математическую модель системы «САУ - самолет» при управлении траекторией в горизонтальной плоскости.

### 3.4. Порядок выполнения лабораторной работы

Работа выполняется в следующей последовательности:

- 1) исследование движения самолета с САУ, в которой реализован закон (3.2) и ЖОС сервопривода с законом (3.5);
- 2) исследование движения самолета с САУ, в которой реализован закон (3.3) и ЖОС сервопривода с законом (3.5);
- 3) исследование движения самолета с САУ, в которой реализован закон (3.4) и ЖОС сервопривода с законом (3.5);
- 4) исследование движения самолета с САУ, в которой реализован закон (3.4) и ИОС сервопривода с законом (3.6).

На каждом этапе работы оценивается влияние на переходные процессы параметров САУ (передаточных коэффициентов), а также точность стабилизации линии заданного пути при действии внешних возмущений.

**Исследование движения в горизонтальной плоскости самолета с САУ, в которой реализован закон (3.2) и ЖОС сервопривода.** Структурная схема контура управления представлена на рис. 3.1. Пилотажный контур САУ реализован в виде подсистемы, структурная схема которой изображена на рис. 3.2. Здесь используются передаточные коэффициенты САУ, полученные в лабораторной работе № 2.

На первом этапе оценивается влияние передаточных коэффициентов  $\kappa_\gamma^Z$  и  $\kappa_\gamma^\Psi$  на качество переходного процесса. Оценка производится путем варьирования значений коэффициентов. По результатам моделирования строятся графики изменения параметров движения при различных значениях коэффициентов.

На втором этапе исследуется работа контура САУ при действии внешних возмущений (бокового ветра и несбалансированного момента крена). По результа-

там моделирования строятся графики изменения параметров движения и отклонения элеронов.

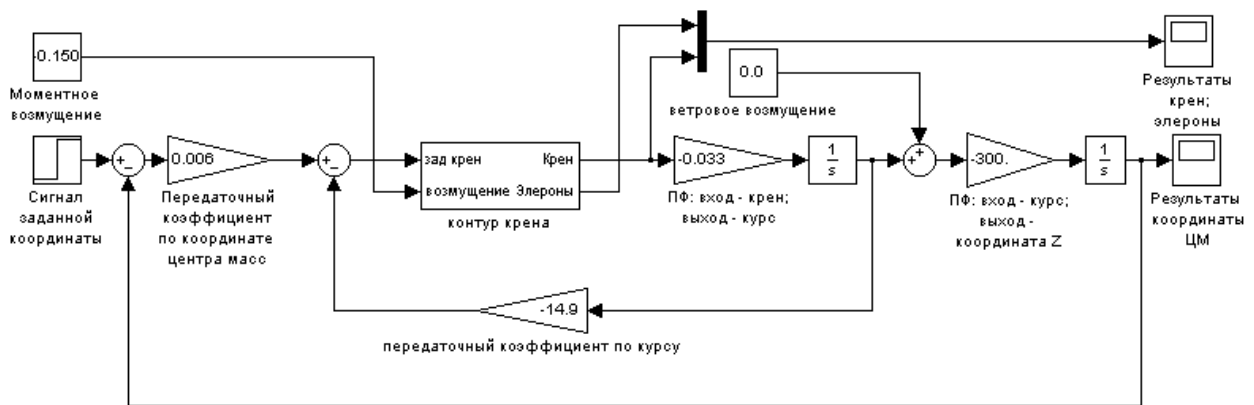


Рис. 3.1. Структурная схема (S-модель) контура управления траекторией. Закон управления (3.2)

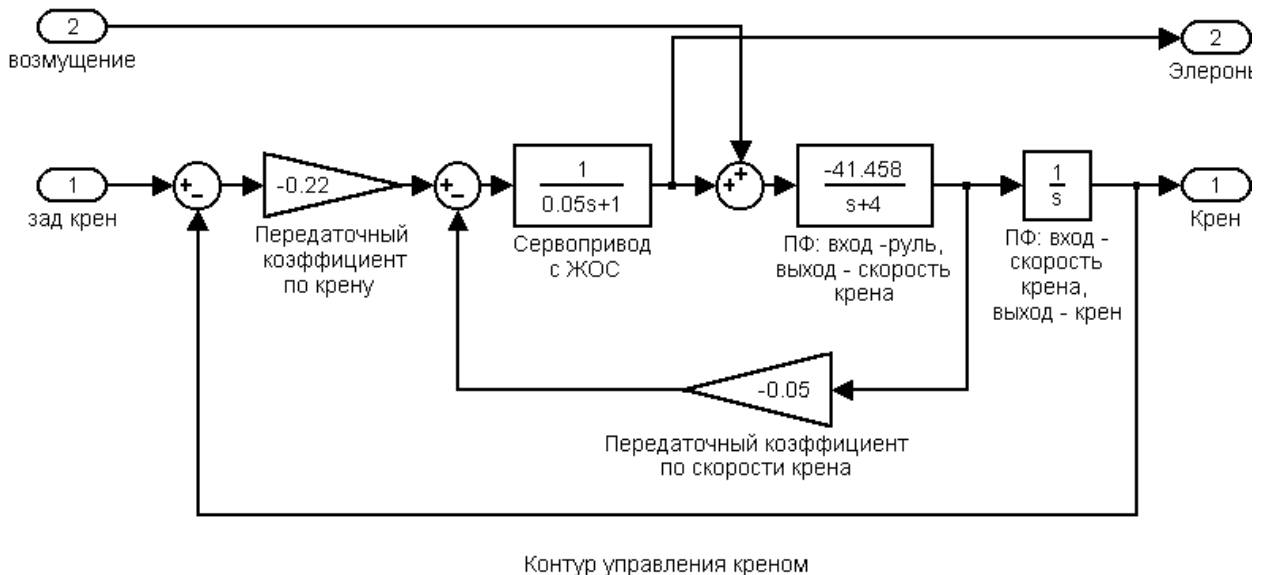


Рис. 3.2. Структурная схема контура автоматического управления креном

**Исследование движения в горизонтальной плоскости самолета с САУ, в которой реализован закон (3.3) и ЖОС сервопривода.** Структурная схема контура управления представлена на рис.3.3. Закон (3.3) реализуется путем включения изодрома в цепь обратной связи по курсу.

Исследования проводятся аналогично предыдущему пункту. Отличие заключается в том, что оценивается влияние только постоянной времени изодрома на качество переходного процесса при расчетных значениях передаточных коэффициентов. Значение постоянной времени выбирается из диапазона 10...60 с.

По результатам моделирования строятся графики изменения параметров движения и отклонения элеронов в журнале лабораторных работ.

**Исследование движения в горизонтальной плоскости самолета с САУ, в которой реализован закон (3.4) и ЖОС сервопривода.** Структурная схема контура управления представлена на рис.3.4.



Исследование производится аналогично предыдущим пунктам работы. По результатам моделирования строятся графики в журнале лабораторных работ.

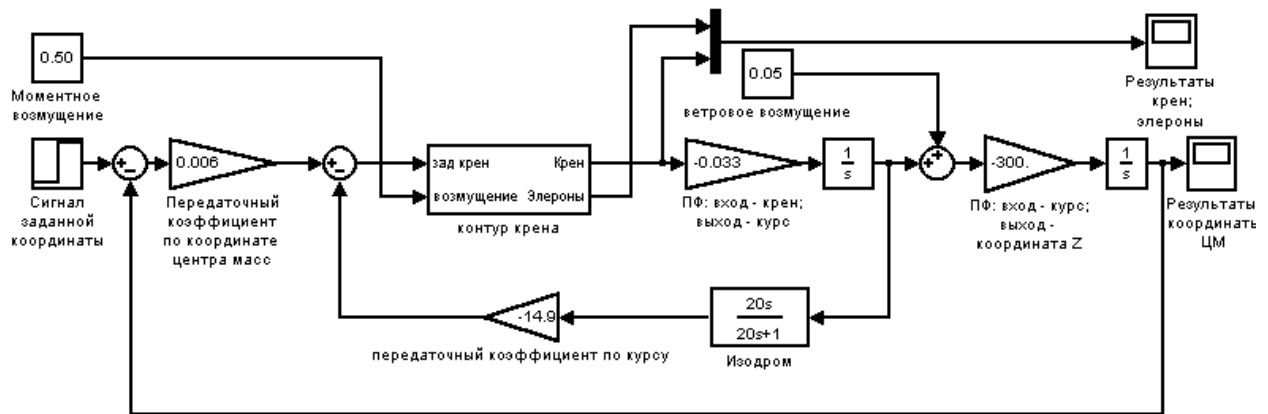


Рис. 3.3. Структурная схема (S-модель) контура управления траекторией.  
Закон управления (3.3)

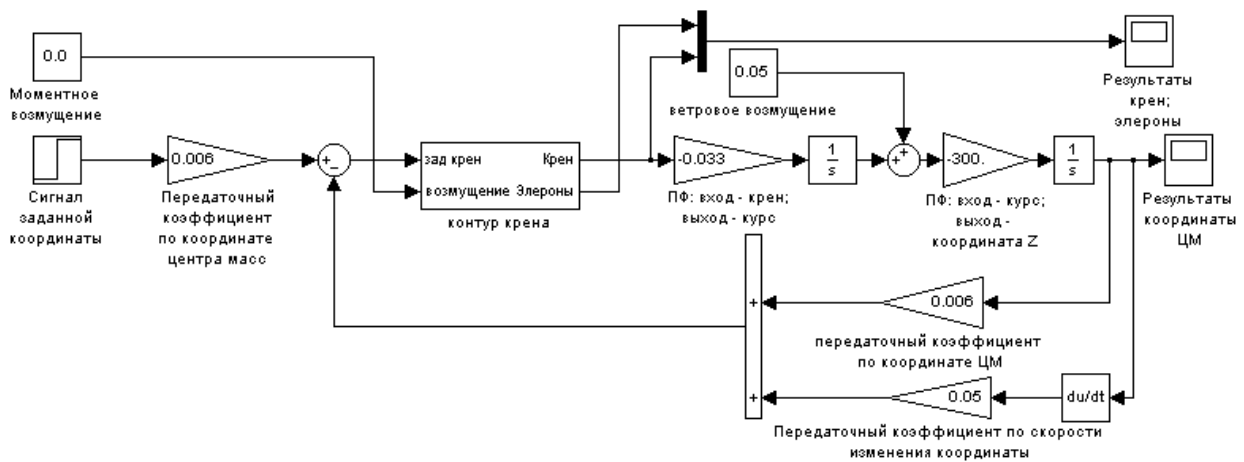
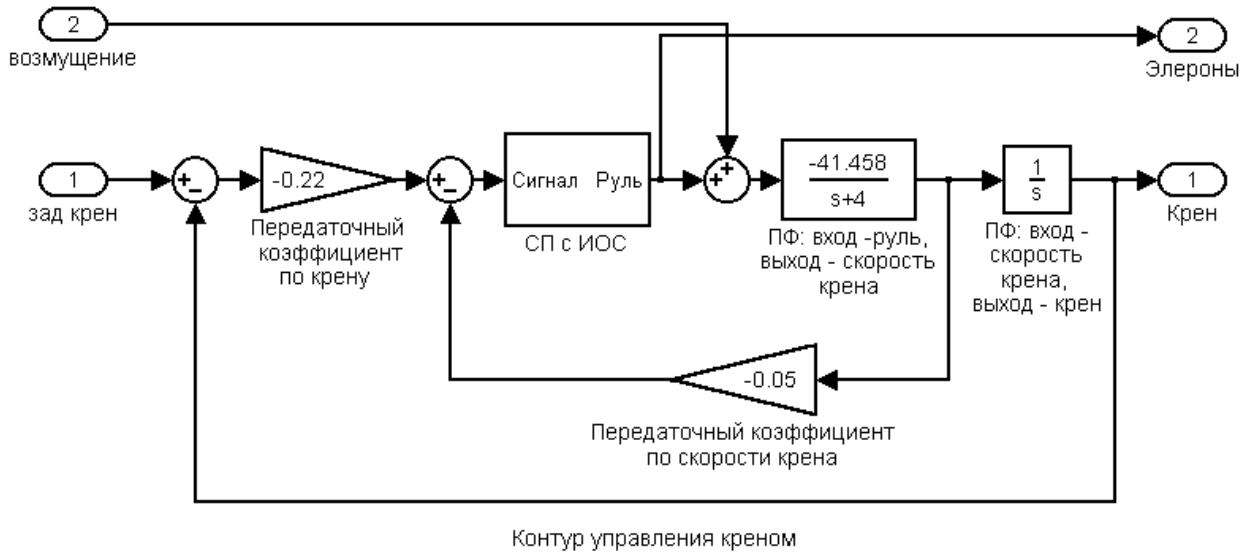


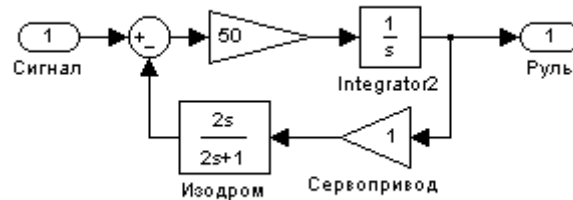
Рис. 3.4. Структурная схема (S-модель) контура управления траекторией.  
Закон управления (3.4)

**Исследование движения в горизонтальной плоскости самолета с САУ, в которой реализован закон (3.4) и ИОС сервопривода.** Структурная схема контура управления траекторией имеет тот же вид, что и в предыдущем пункте исследования. Отличие заключается в моделировании контура крена (рис. 3.5).

Для данных законов управления САУ исследуется только точность стабилизации траектории при действии внешних возмущений. По результатам моделирования делается соответствующий вывод.



а)



б)

Рис. 3.5. Моделирование контура автоматического управления креном с ИОС сервопривода

### 3.5. Оформление результатов исследования

Результаты исследования оформляются в виде отчета. Отчет должен содержать:

- уравнения движения самолета, законы управления и структурные схемы контура управления траекторией в горизонтальной плоскости;
- графики результатов численного эксперимента;
- выводы по каждому пункту исследований.

При формулировании выводов необходимо обратить внимание на следующие моменты:

- влияние параметров САУ на динамические свойства контура управления;
- влияние структуры законов управления САУ на точность стабилизации траектории при действии внешних возмущений.

### 3.6. Контрольные вопросы

1. Почему при исследовании движения центра масс самолета пренебрегают инерционностью системы управления?

2. Как изменится характер переходного процесса при маршрутном методе управления, если в законе формирования угла крена присутствует только сигнал отклонения от ЛЗП?
3. Как изменится характер переходного процесса при курсовом методе управления, если в законе формирования угла крена отсутствует сигнал текущего курса?
4. Пояснить при каких законах формирования заданного крена отсутствуют статические ошибки по курсу при воздействии внешних возмущений. Почему?
5. Почему при действии несбалансированного момента крена реализация в пилотажном контуре САУ с ЖОС дает статическую ошибку при отработке ЛЗП, а при законе с ИОС статическая ошибка отсутствует?

### ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2008. – 202 с.
2. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
3. Рудис В.И. Полуавтоматическое управление самолетом. – М.: Машиностроение, 1978. – 152 с.
4. Системы автоматического управления полетом /И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев. - М.: Машиностроение, 1987.- 240 с.

---

Подписано в печать 23.06.2015 г.

Печать офсетная  
2,09 усл.печ.л.

Формат 60x84/16  
Заказ № 4/

1,97 уч.-изд. л.  
Тираж 100 экз.

---

Московский государственный технический университет ГА  
*125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д.20*  
Редакционно-издательский отдел  
*125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а*