

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

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

Кафедра технической эксплуатации
авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов

А.Г. Демченко, С.В. Кузнецов

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

Учебно-методическое пособие
по выполнению лабораторной работы

*для студентов IV курса
направления 25.03.02
всех форм обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2021

УДК 629.7.05
ББК 0571-521
Д31

Рецензент:

Габеев В.Н. – канд. техн. наук, доцент

Демченко А.Г.

Д31 Пилотажно-навигационные комплексы [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению лабораторной работы / А.Г. Демченко, С.В. Кузнецов. – М.: ИД Академии Жуковского, 2021. – 24 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Пилотажно-навигационные комплексы» по учебному плану для студентов IV курса всех форм обучения по направлению подготовки 25.03.02 «Техническая эксплуатация АЭС и ПНК».

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 24.02.2021 г. и методического совета 09.03.2021 г.

УДК 629.7.05
ББК 0571-521

В авторской редакции

Подписано в печать 28.05.2021 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 1,5 Усл. печ. л. 1,395

Заказ № 771/0429-УМП34 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68

E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2021

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №2 ИЗУЧЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ КОНТУРОВ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ САМОЛЁТА

1. ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является изучение и исследование методом математического моделирования контуров угловой стабилизации самолёта (замкнутая система «самолет-автопилот (АП)») с различными законами управления, а также оценка влияния отказов в контурах угловой стабилизации на динамические свойства системы «самолет-АП». Продолжительность лабораторной работы 6 часов.

2. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

2.1. Продольное движение свободного самолёта

Система уравнений, описывающая продольное короткопериодическое движение самолёта имеет вид:

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

В системе уравнений (1) приняты следующие обозначения:

s - оператор преобразования Лапласа, символ дифференцирования;

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

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

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

ΔM_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];

$a_{m_z}^{\omega_z}, a_{m_z}^{\dot{\alpha}}, a_{m_z}^{\alpha}, a_{m_z}^{\delta_B}, a_{m_z}^{M_z}, a_y^{\alpha}$ - коэффициенты линеаризованных уравнений системы (1).

2.2. Боковое движение свободного самолёта

Система уравнений, описывающая боковое движение «рыскания-скольжения» самолёта имеет вид:

$$\begin{cases} \left(s^2 + a_{m_y}^{\omega_y} s \right) \Delta \Psi + a_{m_y}^{\beta} \Delta \beta = -a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H + a_{m_y}^{M_y} \Delta M_y \\ -s \Delta \Psi + \left(s + a_z^{\beta} \right) \Delta \beta = s \Delta \beta_B \end{cases} \quad (2)$$

В системе уравнений (2) приняты следующие обозначения:

s - оператор преобразования Лапласа, символ дифференцирования;

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

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

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

ΔM_y - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси

OY связанной системы координат, [H · м];

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

$a_{m_y}^{\omega_y}$, $a_{m_y}^{\beta}$, $a_{m_y}^{\delta_H}$, $a_{m_y}^{M_y}$, a_z^{β} - коэффициенты линеаризованных уравнений системы (2).

Уравнение, описывающее боковое движение «чистого крена» самолёта имеет вид:

$$\left(s^2 + a_{m_x}^{\omega_x} s \right) \Delta \gamma = -a_{m_x}^{\delta_{\Delta}} \Delta \delta_{\Delta} + a_{m_x}^{M_x} \Delta M_x \quad (3)$$

В уравнении (3) приняты следующие обозначения:

s - оператор преобразования Лапласа, символ дифференцирования;

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

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

ΔM_x - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси

OX связанной системы координат, [H · м];

$a_{m_x}^{\omega_x}$, $a_{m_x}^{\delta_{\Delta}}$, $a_{m_x}^{M_x}$ - коэффициенты линеаризованного уравнения (3).

2.3. Передаточные функции свободного самолёта

Передаточные функции, полученные по уравнениям продольного короткопериодического движения свободного самолёта:

$$W_{\frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_B}}(s) = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B} \cdot (s + a_y^{\alpha})}{s^2 + S_1 s + S_2}, \quad W_{\frac{\Delta \delta_B}{\Delta M_z}}(s) = -\frac{a_{m_z}^{M_z}}{a_{m_z}^{\delta_B}}$$

$$W_{\frac{\Delta\delta_B}{\Delta\alpha_B}}(s) = \frac{\left(a_{m_z}^\alpha - \dot{a}_{m_z}^\alpha a_y^\alpha\right) \cdot s}{a_{m_z}^{\delta_B} \cdot (s + a_y^\alpha)},$$

$$\text{где } S_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^\alpha + \dot{a}_{m_z}^\alpha, \quad S_2 = a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha$$

Передаточные функции, полученные по уравнениям бокового движения «рыскания-скольжения» свободного самолёта:

$$W_{\frac{\Delta\omega_y}{\Delta\delta_H}}(s) = -\frac{a_{m_y}^{\delta_H} \cdot (s + a_z^\beta)}{s^2 + F_1 s + F_2}, \quad W_{\frac{\Delta\delta_H}{\Delta M_y}}(s) = -\frac{a_{m_y}^{M_y}}{a_{m_y}^{\delta_H}},$$

$$W_{\frac{\Delta\delta_H}{\Delta\beta_B}}(s) = -\frac{a_{m_y}^\beta s}{a_{m_y}^{\delta_H} \cdot (s + a_z^\beta)},$$

$$\text{где } F_1 = a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^\beta, \quad F_2 = a_{m_y}^\beta + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^\beta$$

Передаточные функции, полученные по уравнениям бокового движения «чистого крена» свободного самолёта:

$$W_{\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_\Theta}}(s) = -\frac{a_{m_x}^{\delta_\Theta}}{s + a_{m_x}^{\omega_x}}, \quad W_{\frac{\Delta\delta_\Theta}{\Delta M_x}}(s) = -\frac{a_{m_x}^{M_x}}{a_{m_x}^{\delta_\Theta}}$$

2.4. Расчёт параметров в законах управления автопилотов

Автопилоты – это средства автоматического управления и стабилизации углового положения самолёта путём автоматического отклонения рулей (рулей высоты, руля направления, элеронов) при возникновении отклонений текущих значений углов тангажа, курса и крена от заданных.

В зависимости от типа регулирования и обратной связи, реализуемой в сервоприводе автопилота, различают автопилоты следующих видов:

- автопилоты с пропорционально-дифференциальным регулированием с сервоприводом с жёсткой обратной связью (ПД-регулирование с СП ЖОС);

- автопилоты с пропорционально-дифференциальным-интегральным регулированием с сервоприводом с жёсткой обратной связью (ПДИ-регулирование с СП ЖОС);

- автопилоты с пропорционально-дифференциальным-интегральным регулированием с сервоприводом со скоростной обратной связью (ПДИ-регулирование с СП СОС);

– автопилоты с пропорционально-дифференциально-интегральным регулированием с сервоприводом с изодромной обратной связью (ПДИ-регулирование с СП ИОС).

Задача расчета параметров в законах управления автопилотов углов тангажа, курса и крена сводится к определению передаточных коэффициентов и постоянных времени закона управления автопилота, обеспечивающих требуемые для автоматического управления значения динамических показателей управляемости $\xi'_\alpha = (0,7\dots 1)$, $\xi'_\beta = (0,7\dots 1)$, $t_{рег} = (1\dots 2) c$.

2.4.1 Автопилот угла тангажа с ПД-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла тангажа реализует закон управления:

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

Автопилот угла тангажа с данным законом управления является ПД-регулятором: $\Delta\delta_B = (k_\vartheta + k_{\omega_z} s) \cdot (\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-автопилот угла тангажа» (замкнутая система «самолёт-АП ϑ »), представлена на рис. 1.

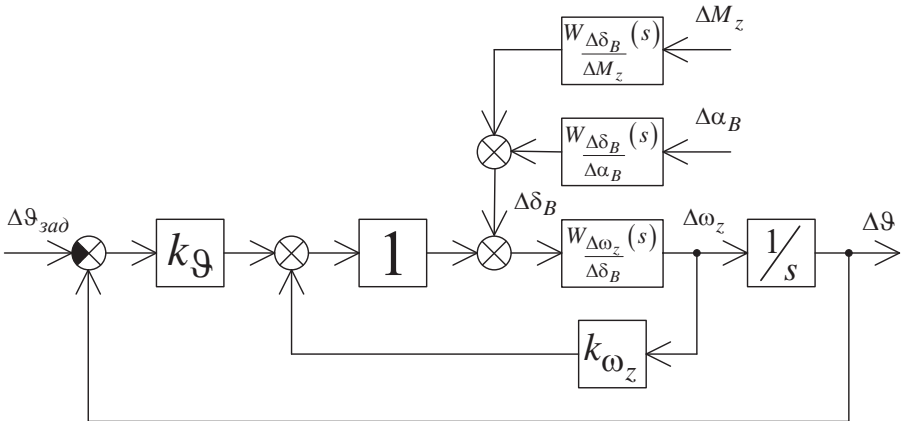


Рис. 1. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »

Система уравнений, описывающая продольное движение замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) \cdot \Delta\vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \cdot \Delta\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B = a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta\alpha_B \\ -s\Delta\vartheta + (s + a_y^{\alpha}) \cdot \Delta\alpha = s\Delta\alpha_B \\ -(k_\vartheta + k_{\omega_z} s) \cdot \Delta\vartheta + \Delta\delta_B = -(k_\vartheta + k_{\omega_z} s) \cdot \Delta\vartheta_{зад} \end{cases} \quad (4)$$

Параметры закона управления автопилота, определяются:

$$k_{\omega_z} = \frac{-(S_1 - 2\xi_{\alpha}'^2 a_y^{\alpha}) + 2\xi_{\alpha}' \sqrt{(\xi_{\alpha}' a_y^{\alpha})^2 - S_1 a_y^{\alpha} + S_2}}{a_{m_z}^{\delta_B}},$$

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

2.4.2 Автопилот угла тангажа с ПДИ-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла тангажа реализует закон управления:

$$\Delta\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_g \cdot \left(\frac{T_g s + 1}{s} \right) \cdot (\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад})$$

Автопилот угла тангажа с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta_B = \left(k_g T_g + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{s} \right) \cdot (\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » представлена на рис. 2.

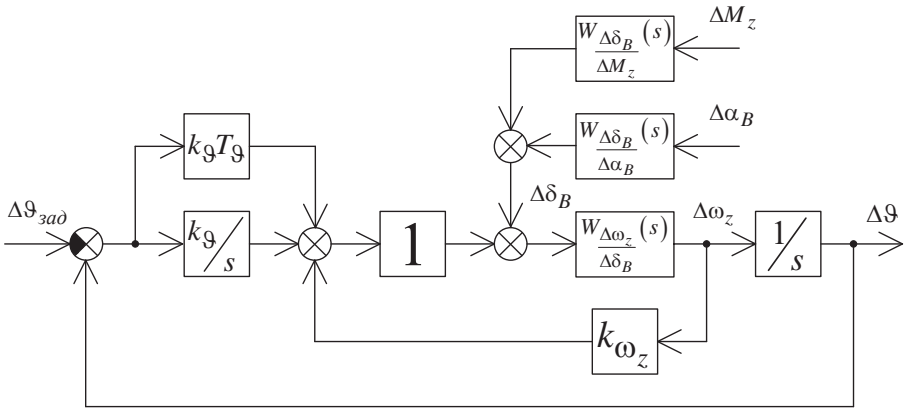


Рис. 2. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »

Система уравнений, описывающая продольное движение замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » имеет вид:

$$\begin{cases} \left(s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s \right) \cdot \Delta\vartheta + \left(a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha} \right) \cdot \Delta\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B = a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta\alpha_B \\ -s\Delta\vartheta + \left(s + a_y^{\alpha} \right) \cdot \Delta\alpha = s\Delta\alpha_B \\ -\left(k_g T_g + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{s} \right) \cdot \Delta\vartheta + \Delta\delta_B = -\left(k_g T_g + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{s} \right) \cdot \Delta\vartheta_{зад} \end{cases} \quad (5)$$

Для определения параметров закона управления автопилота, необходимо

проанализировать значение выражения: $A = \frac{\sqrt{S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha}}}{a_y^{\alpha}}$

если $A < 10$, то:

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

$$k_g = \frac{(0,09\dots 0,1) \cdot \left(S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} \right) \cdot a_y^{\alpha}}{a_{m_z}^{\delta_B}}, \quad T_g = \frac{10}{a_y^{\alpha}}$$

если $A \geq 10$, то:

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

$$k_g = \frac{5 \cdot \left(S_2 + k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} \right) \cdot a_y^{\alpha}}{a_{m_z}^{\delta_B}}, \quad T_g = \frac{0,1}{a_y^{\alpha}}$$

2.4.3 Автопилот угла тангажа с ПДИ-регулированием с СП СОС

Данный автопилот угла тангажа реализует закон управления:

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

Автопилот угла тангажа с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta_B = \left(k_{\omega_z} + k_{\ddot{\vartheta}} s + \frac{k_g}{s} \right) \cdot (\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » представлена на рис. 3.

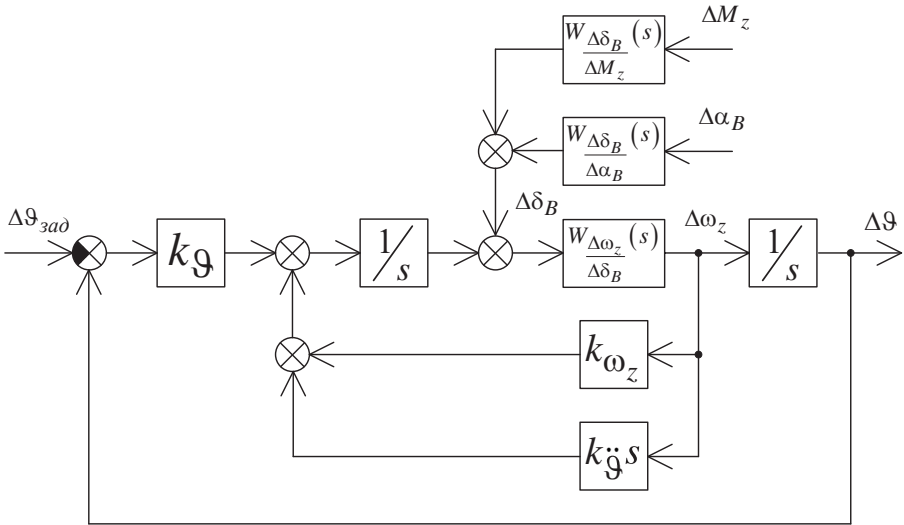


Рис. 3. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП θ »

Система уравнений, описывающая продольное движение замкнутой системы «самолёт-АП θ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) \cdot \Delta\theta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \cdot \Delta\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B = a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta\alpha_B \\ -s\Delta\theta + (s + a_y^{\alpha}) \cdot \Delta\alpha = s\Delta\alpha_B \\ -\left(k_{\omega_z} + k_{\ddot{\theta}} s + \frac{k_{\theta}}{s}\right) \cdot \Delta\theta + \Delta\delta_B = -\left(k_{\omega_z} + k_{\ddot{\theta}} s + \frac{k_{\theta}}{s}\right) \cdot \Delta\theta_{зад} \end{cases} \quad (6)$$

Передаточные коэффициенты закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_z} = \frac{(2,5 \dots 5) \cdot S_2}{a_{m_z}^{\delta_B}}, \quad k_{\theta} = (0,7 \dots 0,9) \cdot k_{\omega_z},$$

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

2.4.4 Автопилот угла тангажа с ПДИ-регулированием с СП ИОС

Данный автопилот угла тангажа реализует закон управления:

$$\frac{T_u s}{T_u s + 1} \Delta \delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_g (\Delta \vartheta - \Delta \vartheta_{зад})$$

Автопилот угла тангажа с данным законом управления является ПДИ-регулятором: $\Delta \delta_B = \left(k_g + \frac{k_{\omega_z}}{T_u} + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{T_u s} \right) \cdot (\Delta \vartheta - \Delta \vartheta_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » представлена на рис. 4:

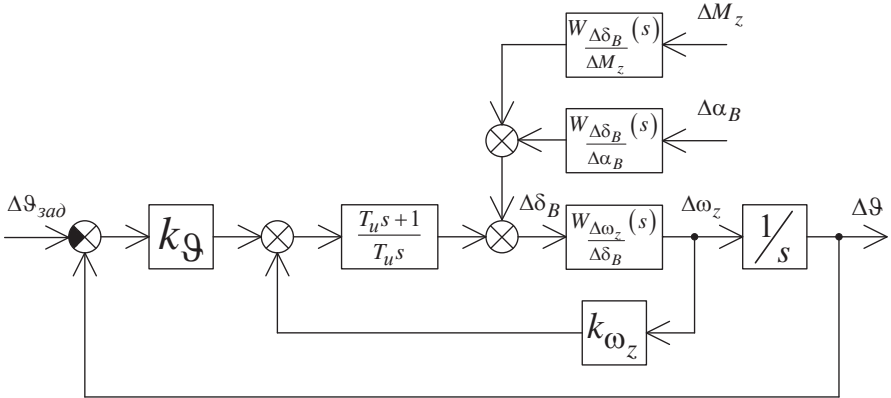


Рис. 4. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »

Система уравнений, описывающая продольное движение замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) \cdot \Delta \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s + a_{m_z}^{\alpha}) \cdot \Delta \alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B = a_{m_z}^M \Delta M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} s \Delta \alpha_B \\ -s \Delta \vartheta + (s + a_y^{\alpha}) \cdot \Delta \alpha = s \Delta \alpha_B \\ - \left(k_g + \frac{k_{\omega_z}}{T_u} + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{T_u s} \right) \cdot \Delta \vartheta + \Delta \delta_B = - \left(k_g + \frac{k_{\omega_z}}{T_u} + k_{\omega_z} s + \frac{k_g}{T_u s} \right) \cdot \Delta \vartheta_{зад} \end{cases} \quad (7)$$

Для определения передаточных коэффициентов закона управления автопилота, необходимо проанализировать значение постоянной времени T_u :

если $T_u < \frac{(0,6 \dots 0,8)}{a_y^{\alpha}}$, то:

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

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

если $T_u \geq \frac{(0,6...0,8)}{a_y^\alpha}$, то:

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

2.4.5 Автопилот угла курса с ПД-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла курса реализует закон управления:

$$\Delta \delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\Psi} \cdot (\Delta \Psi - \Delta \Psi_{зад})$$

Автопилот угла курса с данным законом управления является ПД-

регулятором: $\Delta \delta_H = (k_{\Psi} + k_{\omega_y} s) \cdot (\Delta \Psi - \Delta \Psi_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-автопилот угла курса» (замкнутая система «самолёт-АП Ψ ») представлена на рис. 5.

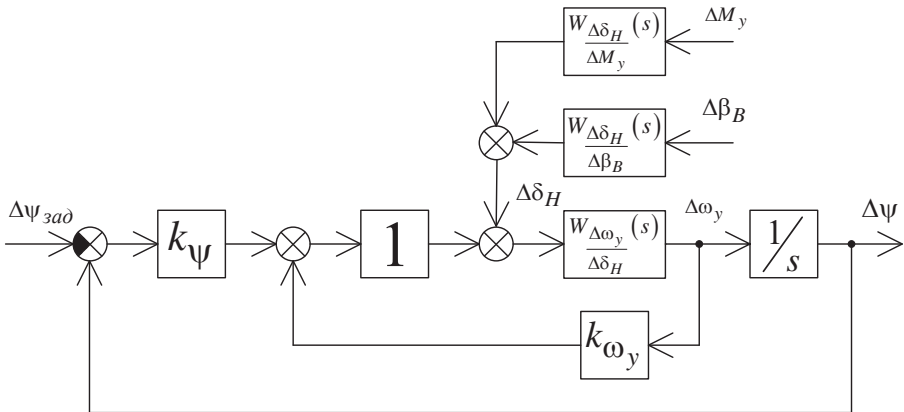


Рис. 5. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП Ψ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП Ψ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_y}^{\omega_y} s) \Delta \Psi + a_{m_y}^{\beta} \Delta \beta + a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H = a_{m_y}^{M_y} \Delta M_y \\ -s \Delta \Psi + (s + a_z^{\beta}) \Delta \beta = s \Delta \beta_B \\ -(k_{\Psi} + k_{\omega_y} s) \cdot \Delta \Psi + \Delta \delta_H = -(k_{\Psi} + k_{\omega_y} s) \cdot \Delta \Psi_{зад} \end{cases} \quad (8)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

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

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

2.4.6 Автопилот угла курса с ПДИ-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла курса реализует закон управления:

$$\Delta\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_\Psi \cdot \left(\frac{T_\Psi s + 1}{s}\right) \cdot (\Delta\Psi - \Delta\Psi_{зад})$$

Автопилот угла курса с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta_H = \left(k_\Psi T_\Psi + k_{\omega_y} s + \frac{k_\Psi}{s}\right) \cdot (\Delta\Psi - \Delta\Psi_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП Ψ » представлена на рис. 6.

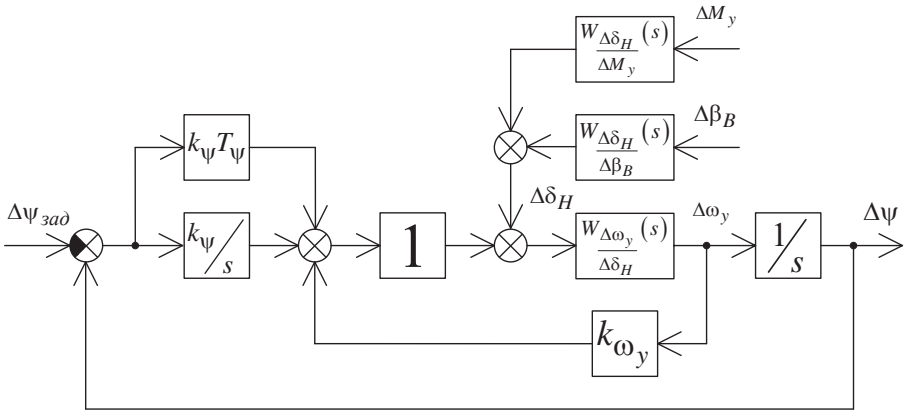


Рис. 6. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП Ψ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП Ψ » имеет вид:

$$\begin{cases} \left(s^2 + a_{m_y}^{\omega_y} s \right) \Delta\psi + a_{m_y}^{\beta} \Delta\beta + a_{m_y}^{\delta_H} \Delta\delta_H = a_{m_y}^{M_y} \Delta M_y \\ -s\Delta\psi + \left(s + a_z^{\beta} \right) \Delta\beta = s\Delta\beta_B \\ -\left(k_{\psi} T_{\psi} + k_{\omega_y} s + \frac{k_{\psi}}{s} \right) \cdot \Delta\psi + \Delta\delta_H = -\left(k_{\psi} T_{\psi} + k_{\omega_y} s + \frac{k_{\psi}}{s} \right) \cdot \Delta\psi_{зад} \end{cases} \quad (9)$$

Для определения параметров закона управления автопилота, необходимо

проанализировать значение выражения: $B = \frac{\sqrt{F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta}}}{a_z^{\beta}}$

если $B < 10$, то:

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

$$k_{\psi} = \frac{(0,09\dots 0,1) \cdot \left(F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} \right) \cdot a_z^{\beta}}{a_{m_y}^{\delta_H}}, \quad T_{\psi} = \frac{10}{a_z^{\beta}}$$

если $B \geq 10$, то:

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

$$k_{\psi} = \frac{5 \cdot \left(F_2 + k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} \right) \cdot a_z^{\beta}}{a_{m_y}^{\delta_H}}, \quad T_{\psi} = \frac{0,1}{a_z^{\beta}}$$

2.4.7 Автопилот угла курса с ПДИ-регулированием с СП СОС

Данный автопилот угла курса реализует закон управления:

$$s\Delta\delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} s^2 \Delta\psi + k_{\psi} \cdot (\Delta\psi - \Delta\psi_{зад})$$

Автопилот угла курса с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta_H = \left(k_{\omega_y} + k_{\psi} s + \frac{k_{\psi}}{s} \right) \cdot (\Delta\psi - \Delta\psi_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ψ » представлена на рис. 7.

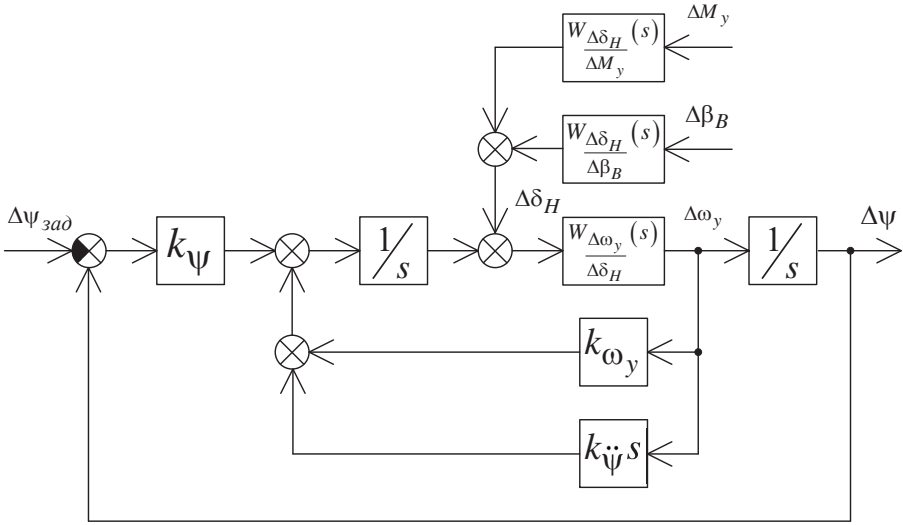


Рис. 7. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АПΨ»

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АПΨ» имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_y}^{\omega_y} s) \Delta \Psi + a_{m_y}^{\beta} \Delta \beta + a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H = a_{m_y}^{M_y} \Delta M_y \\ -s \Delta \Psi + (s + a_z^{\beta}) \Delta \beta = s \Delta \beta_B \\ -\left(k_{\omega_y} + k_{\psi} s + \frac{k_{\Psi}}{s}\right) \cdot \Delta \Psi + \Delta \delta_H = -\left(k_{\omega_y} + k_{\psi} s + \frac{k_{\Psi}}{s}\right) \cdot \Delta \Psi_{\text{зад}} \end{cases} \quad (10)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_y} = \frac{(2,5 \dots 5) \cdot F_2}{a_{m_y}^{\delta_H}}, \quad k_{\Psi} = (0,7 \dots 0,9) \cdot k_{\omega_y},$$

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

2.4.8 Автопилот угла курса с ПДИ-регулированием с СП ИОС

Данный автопилот угла курса реализует закон управления:

$$\frac{T_u s}{T_u s + 1} \Delta \delta_H = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi} \cdot (\Delta \psi - \Delta \psi_{зад})$$

Автопилот угла курса с данным законом управления является ПДИ-регулятором:

$$\Delta \delta_H = \left(k_{\psi} + \frac{k_{\omega_y}}{T_u} + k_{\omega_y} s + \frac{k_{\psi}}{T_u s} \right) \cdot (\Delta \psi - \Delta \psi_{зад})$$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ψ » представлена на рис. 8.

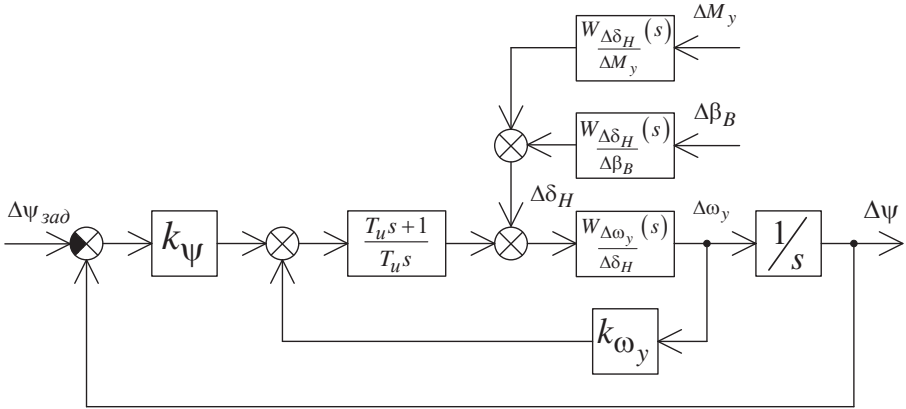


Рис. 8. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ψ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП ψ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_y}^{\omega_y} s) \Delta \psi + a_{m_y}^{\beta} \Delta \beta + a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H = a_{m_y}^{M_y} \Delta M_y \\ -s \Delta \psi + (s + a_z^{\beta}) \Delta \beta = s \Delta \beta_B \\ \left(k_{\psi} + \frac{k_{\omega_y}}{T_u} + k_{\omega_y} s + \frac{k_{\psi}}{T_u s} \right) \cdot \Delta \psi - \Delta \delta_H = \left(k_{\psi} + \frac{k_{\omega_y}}{T_u} + k_{\omega_y} s + \frac{k_{\psi}}{T_u s} \right) \cdot \Delta \psi_{зад} \end{cases} \quad (11)$$

Для определения передаточных коэффициентов закона управления автопилота, необходимо проанализировать значение постоянной времени T_u :

$$\text{если } T_u < \frac{(0,6 \dots 0,8)}{a_z^{\beta}}, \text{ то:}$$

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

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

если $T_u \geq \frac{(0,6...0,8)}{a_z^\beta}$, то:

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

2.4.9 Автопилот угла крена с ПД-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла крена реализует закон управления:

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

Автопилот угла крена с данным законом управления является ПД-

регулятором: $\Delta \delta_{\ominus} = (k_{\gamma} + k_{\omega_x} s) \cdot (\Delta \gamma - \Delta \gamma_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-автопилот угла крена» (замкнутая система «самолёт-АП γ ») представлена на рис. 9.

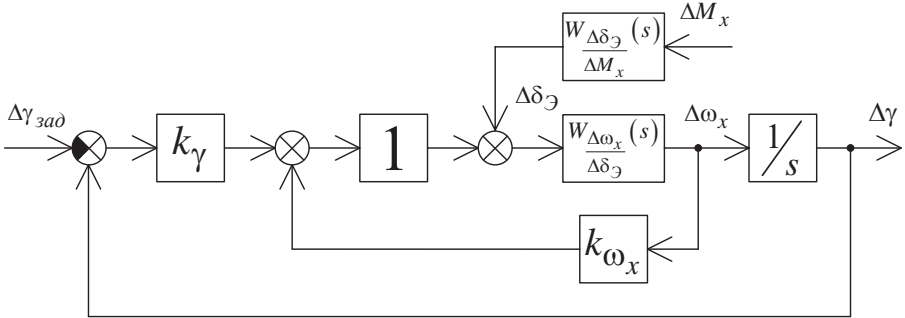


Рис. 9. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП γ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_x}^{\omega_x} s) \Delta \gamma + a_{m_x}^{\delta_{\ominus}} \Delta \delta_{\ominus} = a_{m_x}^{M_x} \Delta M_x \\ -(k_{\gamma} + k_{\omega_x} s) \cdot \Delta \gamma + \Delta \delta_{\ominus} = -(k_{\gamma} + k_{\omega_x} s) \cdot \Delta \gamma_{зад} \end{cases} \quad (12)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_x} = \frac{9,48 - a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}}{a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}}, \quad k_{\gamma} = \frac{22,5}{a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}^2}, \quad t_{pez\gamma} = 1 \dots 2 \text{ c}$$

2.4.10 Автопилот угла крена с ПДИ-регулированием с СП ЖОС

Данный автопилот угла крена реализует закон управления:

$$\Delta\delta\vartheta = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot \left(\frac{T_{\gamma} s + 1}{s} \right) \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$$

Автопилот угла крена с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta\vartheta = \left(k_{\gamma} T_{\gamma} + k_{\omega_x} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ » представлена на рис. 10.

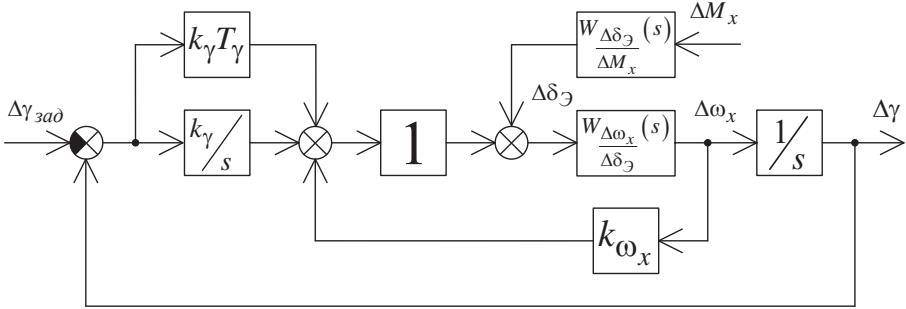


Рис. 10. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП γ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_x}^{\omega_x} s) \cdot \Delta\gamma + a_{m_x}^{\delta\vartheta} \Delta\delta\vartheta = a_{m_x}^{M_x} \Delta M_x \\ - \left(k_{\gamma} T_{\gamma} + k_{\omega_x} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot \Delta\gamma + \Delta\delta\vartheta = - \left(k_{\gamma} T_{\gamma} + k_{\omega_x} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot \Delta\gamma_{зад} \end{cases} \quad (13)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}}{a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}}, \quad k_{\gamma} = \frac{216}{a_{m_x}^{\delta\vartheta} t_{pez\gamma}^3}, \quad T_{\gamma} = 0,41 t_{pez\gamma}, \quad t_{pez\gamma} = 1 \dots 2 \text{ c}$$

2.4.11 Автопилот угла крена с ПДИ-регулированием с СП СОС

Данный автопилот угла крена реализует закон управления:

$$s\Delta\delta_{\Theta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\dot{\gamma}} s^2 \Delta\gamma + k_{\gamma} \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$$

Автопилот угла крена с данным законом управления является ПДИ-

регулятором: $\Delta\delta_{\Theta} = \left(k_{\omega_x} + k_{\dot{\gamma}} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ » представлена на рис. 11.

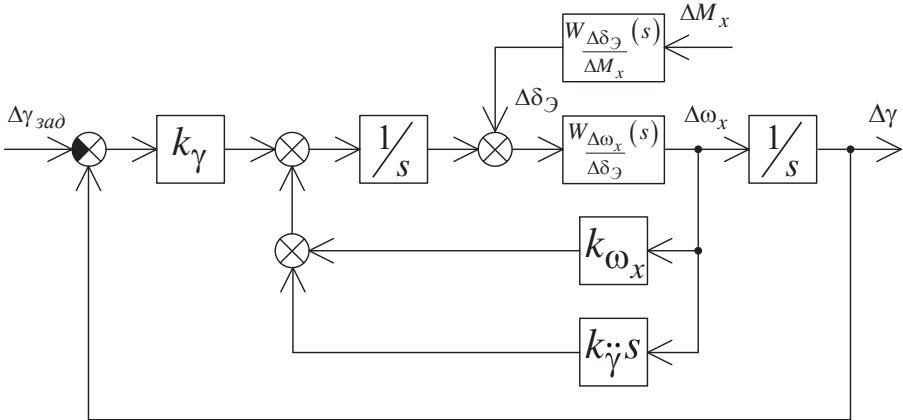


Рис. 11. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП γ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_x}^{\omega_x} s) \cdot \Delta\gamma + a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} \Delta\delta_{\Theta} = a_{m_x}^{M_x} \Delta M_x \\ - \left(k_{\omega_x} + k_{\dot{\gamma}} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot \Delta\gamma + \Delta\delta_{\Theta} = - \left(k_{\omega_x} + k_{\dot{\gamma}} s + \frac{k_{\gamma}}{s} \right) \cdot \Delta\gamma_{зад} \end{cases} \quad (14)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}}{a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}}, \quad k_{\gamma} = \frac{108}{a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}^2}, \quad k_{\dot{\gamma}} = \frac{216}{a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}^3}, \quad t_{пер\gamma} = 1 \dots 2 \text{ с}$$

2.4.12 Автопилот угла крена с ПДИ-регулированием с СП ИОС

Данный автопилот угла крена реализует закон управления:

$$\frac{T_u s}{T_u s + 1} \Delta\delta_{\Theta} = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$$

Автопилот угла крена с данным законом управления является ПДИ-регулятором: $\Delta\delta_{\Theta} = \left(k_{\gamma} + \frac{k_{\omega_x}}{T_u} + k_{\omega_x}s + \frac{k_{\gamma}}{T_us} \right) \cdot (\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад})$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ » представлена на рис. 12.

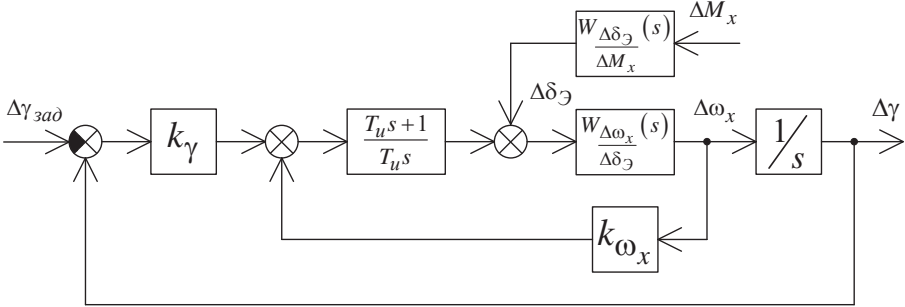


Рис. 12. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП γ »

Система уравнений, описывающая боковое движение замкнутой системы «самолёт-АП γ » имеет вид:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_x}^{\omega_x}s) \cdot \Delta\gamma + a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} \Delta\delta_{\Theta} = a_{m_x}^{M_x} \Delta M_x \\ - \left(k_{\gamma} + \frac{k_{\omega_x}}{T_u} + k_{\omega_x}s + \frac{k_{\gamma}}{T_us} \right) \cdot \Delta\gamma + \Delta\delta_{\Theta} = - \left(k_{\gamma} + \frac{k_{\omega_x}}{T_u} + k_{\omega_x}s + \frac{k_{\gamma}}{T_us} \right) \cdot \Delta\gamma_{зад} \end{cases} \quad (15)$$

Параметры закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_x} = \frac{18 - a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}}{a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} t_{пер\gamma}}, \quad k_{\gamma} = \frac{25 \dots 50}{a_{m_x}^{\delta_{\Theta}} T_u}$$

3. ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

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

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

Методика работы с СПО SAMSIM подробно рассматривалась ранее при выполнении лабораторных работ в курсе учебной дисциплины «Системы автоматического управления полётом».

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 по математической модели движения самолёта приведены в таблице 1.

Таблица 1

№	Значения коэффициентов математической модели самолета										
	$a_{m_z}^{\omega_z}$	$\dot{a}_{m_z}^{\alpha}$	$a_{m_z}^{\alpha}$	$a_{m_z}^{\delta_B}$	a_y^{α}	$a_{m_y}^{\omega_y}$	$a_{m_y}^{\beta}$	$a_{m_y}^{\delta_H}$	$a_{m_x}^{\omega_x}$	$a_{m_x}^{\delta_{\Theta}}$	a_z^{β}
	c^{-1}	c^{-1}	c^{-2}	c^{-2}	c^{-1}	c^{-1}	c^{-2}	c^{-2}	c^{-1}	c^{-2}	c^{-1}
1	0,8	0,18	3,4	1,9	0,9	0,15	1,22	0,53	1,62	1,3	0,09
2	0,7	0,15	2,4	1,3	0,6	0,09	0,99	0,39	0,95	1,1	0,09
3	0,6	0,17	3,6	1,7	0,8	0,17	1,60	0,68	2,45	2,3	0,19
4	0,5	0,19	2,9	1,6	0,7	0,19	1,40	0,50	1,33	1,6	0,10
5	0,4	0,16	2,2	1,5	0,5	0,10	1,30	0,43	1,48	1,4	0,13

Номер задания выдается преподавателем при проведении лабораторной работы.

5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

5.1. Рассчитать передаточные функции для продольного и бокового движений свободного самолёта

5.2. Рассчитать параметры в законах управления автопилотов

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные коэффициенты и постоянные времени в законах управления автопилотов углов тангажа, курса и крена, исходя из требуемых значений показателей управляемости.

5.3. Получить переходные процессы по моделям замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПД-регулированием с СП ЖОС

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПД-регулированием с СП ЖОС. Получить переходные процессы: $\Delta\vartheta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\delta_B(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »; $\Delta\psi(t)$, $\Delta\omega_y(t)$, $\Delta\delta_H(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »; $\Delta\gamma(t)$,

$\Delta\omega_x(t)$, $\Delta\delta_{\mathcal{D}}(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП γ » в ответ на приведённые ниже входные воздействия (таблица 2).

Таблица 2

	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП γ »
	$\Delta\vartheta_{\text{зад}} = 1(t)$	$\Delta\psi_{\text{зад}} = 1(t)$	$\Delta\gamma_{\text{зад}} = 1(t)$
	$\Delta\vartheta_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$	$\Delta\psi_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$	$\Delta\gamma_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$
	$\Delta M_z = 1(t)$	$\Delta M_y = 1(t)$	$\Delta M_x = 1(t)$
	$\Delta\alpha_B = 1(t)$	$\Delta\beta_B = 1(t)$	-
	$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе датчика угловой скорости (ДУС) ($k_{\omega_z} = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_y} = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_x} = 0$)
	$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе гировертикали (ГВ) ($k_{\vartheta} = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе курсовой системы КС ($k_{\psi} = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ГВ ($k_{\gamma} = 0$)

5.4. Получить переходные процессы по моделям замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП ЖОС

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП ЖОС. Получить переходные процессы: $\Delta\vartheta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\delta_B(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »; $\Delta\psi(t)$, $\Delta\omega_y(t)$, $\Delta\delta_H(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »; $\Delta\gamma(t)$, $\Delta\omega_x(t)$, $\Delta\delta_{\mathcal{D}}(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП γ » в ответ на приведённые ниже входные воздействия (таблица 3).

Таблица 3

	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП γ »
	$\Delta\vartheta_{\text{зад}} = 1(t)$	$\Delta\psi_{\text{зад}} = 1(t)$	$\Delta\gamma_{\text{зад}} = 1(t)$
	$\Delta\vartheta_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$	$\Delta\psi_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$	$\Delta\gamma_{\text{зад}} = 1(t) \cdot t$
	$\Delta M_z = 1(t)$	$\Delta M_y = 1(t)$	$\Delta M_x = 1(t)$
	$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_z} = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_y} = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_x} = 0$)

Таблица 3 (продолжение)

Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП γ »
$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе ГВ ($k_g = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе КС ($k_\psi = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ГВ ($k_\gamma = 0$)

5.5. Получить переходные процессы по моделям замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП СОС

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП СОС. Получить переходные процессы: $\Delta\vartheta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\delta_B(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »; $\Delta\psi(t)$, $\Delta\omega_y(t)$, $\Delta\delta_H(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »; $\Delta\gamma(t)$, $\Delta\omega_x(t)$, $\Delta\delta_\gamma(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП γ » в ответ на приведённые ниже входные воздействия (таблица 4).

Таблица 4

Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП γ »
$\Delta M_z = 1(t)$	$\Delta M_y = 1(t)$	$\Delta M_x = 1(t)$
$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_z} = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_y} = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ДУС ($k_{\omega_x} = 0$)
$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе ГВ ($k_g = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе КС ($k_\psi = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ГВ ($k_\gamma = 0$)
$\Delta M_z = 1(t)$ при отказе датчика угловых ускорений (ДУУ) ($k_{\ddot{\gamma}} = 0$)	$\Delta M_y = 1(t)$ при отказе ДУУ ($k_{\ddot{\psi}} = 0$)	$\Delta M_x = 1(t)$ при отказе ДУУ ($k_{\ddot{\gamma}} = 0$)

5.6. Получить переходные процессы по моделям замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП ИОС

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели замкнутых систем «самолёт-автопилот» с ПДИ-регулированием с СП ИОС. Получить переходные процессы: $\Delta\vartheta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\delta_B(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »; $\Delta\psi(t)$, $\Delta\omega_y(t)$, $\Delta\delta_H(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »; $\Delta\gamma(t)$,

$\Delta\omega_x(t)$, $\Delta\delta_{\mathcal{E}}(t)$ - для замкнутой системы «самолёт-АП γ » в ответ на приведённые ниже входные воздействия (таблица 5).

Таблица 5

	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП \mathcal{G} »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП ψ »	Входные воздействия для замкнутой системы «самолёт-АП γ »
	$\Delta M_z = 1(t)$	$\Delta M_y = 1(t)$	$\Delta M_x = 1(t)$
	$\Delta M_z = 1(t)$ при $T_u \downarrow$	$\Delta M_y = 1(t)$ при $T_u \downarrow$	$\Delta M_x = 1(t)$ при $T_u \downarrow$
	$\Delta M_z = 1(t)$ при $T_u \uparrow$	$\Delta M_y = 1(t)$ при $T_u \uparrow$	$\Delta M_x = 1(t)$ при $T_u \uparrow$

6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЁТУ

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

- расчёты передаточных функций для продольного и бокового движений свободного самолёта;
- расчёты параметров в законах управления автопилотов;
- структурные схемы моделей замкнутых систем «самолёт-АП \mathcal{G} », «самолёт-АП ψ », «самолёт-АП γ ».
- структурные схемы моделей замкнутых систем «самолёт-АП \mathcal{G} » («самолёт-АП ψ », «самолёт-АП γ »), построенные с помощью СПО SAMSIM и полученные по ним переходные процессы $\Delta\mathcal{G}(t)$, $\Delta\omega_z(t)$ и $\Delta\delta_B(t)$ ($\Delta\psi(t)$, $\Delta\omega_y(t)$ и $\Delta\delta_H(t)$, $\Delta\gamma(t)$, $\Delta\omega_x(t)$ и $\Delta\delta_{\mathcal{E}}(t)$);
- анализ полученных результатов, выводы.

7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ

1. Каково назначение автопилота угла тангажа (курса, крена)?
2. Принцип действия автопилотов тангажа (курса, крена) в режиме стабилизации углов тангажа (курса, крена)?
3. Принцип действия автопилотов тангажа (курса, крена) в режиме управления углом тангажа (курса, крена)?
4. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по углу тангажа (курса, крена) на виде переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?
5. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по угловой скорости тангажа (рыскания, крена) на виде переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?
6. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по угловому ускорению тангажа (курса, крена) на виде переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

7. Как скажется увеличение (уменьшение) постоянной времени закона управления автопилота с ПДИ-регулированием с СП ЖОС на виде переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

8. Определить величину статической ошибки регулирования для структурной схемы замкнутой системы «самолёт-автопилот» при заданном внешнем возмущении?

9. Определить установившееся значение угловой скорости тангажа (рыскания, крена) для структурной схемы замкнутой системы «самолёт-автопилот» при заданном внешнем возмущении?

10. Определить установившееся значение угла тангажа (курса, крена) для структурной схемы замкнутой системы «самолёт-автопилот» при заданном внешнем возмущении?

11. Как скажется отказ датчика угловой скорости тангажа (рыскания, крена) на переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

12. Как скажется отказ датчика угла тангажа (курса, крена) (гировертикаль, курсовая система) на виде переходных процессов замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

13. Как скажется отказ датчика углового ускорения тангажа (рыскания, крена) на виде переходных процессов замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

14. Как скажется увеличение (уменьшение) постоянной времени закона управления автопилота с ПДИ-регулированием с СП ИОС на виде переходных процессах замкнутой системы «самолёт-автопилот»?

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
3. ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ.....	19
4. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ	20
5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ.....	20
6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЕТУ	23
7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ.....	23
Литература.....	24