

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
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  
2020

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, 2020. – 24 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Пилотажно-навигационные комплексы» по учебному плану для студентов IV курса направления 25.03.02 очной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 19.12.2019 г. и методического совета 14.01.2020 г.

**УДК 629.7.05**  
**ББК 0571-521**

*В авторской редакции*

Подписано в печать 20.03.2020 г.  
Формат 60x84/16 Печ. л. 1,5 Усл. печ. л. 1,395  
Заказ № 574/0225-УМП11 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, 2020

# ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1

## ИЗУЧЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ КОРРЕКЦИЮ ХАРАКТЕРИСТИКИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЁТА

### 1. ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является изучение и исследование средств автоматического управления, обеспечивающих коррекцию характеристик устойчивости и управляемости самолёта методом математического моделирования, а также оценка влияния средств коррекции на устойчивость и динамические, и статические показатели управляемости самолёта. Продолжительность лабораторной работы 6 часов.

### 2. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

#### 2.1. Продольное движение свободного самолёта

Система уравнений, описывающая продольное короткопериодическое движение самолета 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];

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

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

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

Приращения вертикальной перегрузки и угла атаки связаны соотношением:

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

Необходимое и достаточное условие устойчивости короткопериодического движения свободного самолёта:

$$S_1 = a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^\alpha + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} > 0, \quad S_2 = a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha > 0$$

К динамическим показателям продольной управляемости относятся:

– собственная частота короткопериодического движения самолета:

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

– относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения:

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

К статическим характеристикам продольной управляемости относятся:

– градиент перемещения колонки штурвала по вертикальной перегрузке:

$$X_{шк}^{n_y} = \left[ W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta X_{шк}}} (s) \right]_{s=0}^{-1}$$

Структурная модель управления вертикальной перегрузкой свободного самолёта представлена на рис. 1:

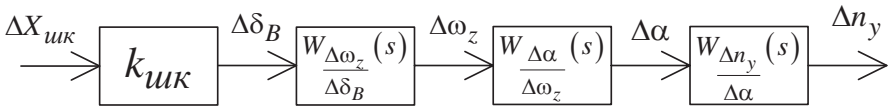


Рис. 1. Структурная модель управления вертикальной перегрузкой для свободного самолёта

## 2.2. Боковое движение свободного самолёта

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

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

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];

$\Delta M_y$  - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси ОУ связанной системы координат,  $[H \cdot м]$ ;

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

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

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

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

В уравнении (3) приняты следующие обозначения:

$s$  - оператор преобразования Лапласа, символ дифференцирования;

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

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

$\Delta M_x$  - приращение внешнего возмущающего момента относительно оси ОХ связанной системы координат,  $[H \cdot м]$ ;

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

Условия устойчивости бокового движения «рыскания-скольжения»:

$$F_1 = a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^{\beta} > 0, \quad F_2 = a_{m_y}^{\beta} + a_{m_y}^{\omega_y} a_z^{\beta} > 0$$

Условие устойчивости бокового движения «чистого крена»:  $a_{m_x}^{\omega_x} > 0$

К динамическим показателям боковой управляемости относятся:

– собственная частота колебаний по углу скольжения:  $\Omega_{\beta} = \sqrt{F_2}$

– относительный коэффициент затухания колебаний по углу скольжения:

$$\xi_{\beta} = \frac{F_1}{2\sqrt{F_2}}$$

– постоянная времени по угловой скорости крена:  $T_{\omega_x} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x}}$

К статическим характеристикам боковой управляемости относятся:

– градиент перемещения педалей по углу скольжения:

$$X_n^{\beta} = \left[ W \frac{\Delta \beta}{\Delta X_n} (s) \right]_{s=0}^{-1}$$

– градиент перемещения штурвала по угловой скорости крена:

$$X_{uu}^{\omega_x} = \left[ W_{\frac{\omega_x}{\Delta X_{uu}}}(s) \right]_{s=0}^{-1}$$

Структурная модель управления углом скольжения свободного самолёта представлена на рис. 2:

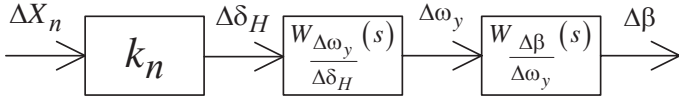


Рис. 2. Структурная модель управления углом скольжения свободного самолёта

Структурная модель управления угловой скоростью крена свободного самолёта представлена на рис. 3:

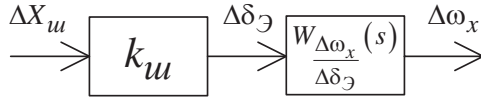


Рис. 3. Структурная модель управления угловой скоростью крена свободного самолёта

### 2.3. Передаточные функции свободного самолёта

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

$$W_{\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\delta_B}}(s) = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B} \cdot (s + a_y^\alpha)}{s^2 + S_1s + S_2}, \quad W_{\frac{\Delta\alpha}{\Delta\omega_z}}(s) = \frac{1}{s + a_y^\alpha}, \quad W_{\frac{\Delta n_y}{\Delta\alpha}}(s) = \frac{C_y^\alpha}{C_{ygp}}$$

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

$$W_{\frac{\Delta\omega_y}{\Delta\delta_H}}(s) = -\frac{a_{m_y}^{\delta_H} \cdot (s + a_z^\beta)}{s^2 + F_1s + F_2}, \quad W_{\frac{\Delta\beta}{\Delta\omega_y}}(s) = \frac{1}{s + a_z^\beta}$$

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

$$W_{\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_{\vartheta}}}(s) = -\frac{a_{m_x}^{\delta_{\vartheta}}}{s + a_{m_x}^{\omega_x}}$$

## 2.4. Расчёт параметров в законах управления демпферов тангажа

### 2.4.1 Демпфер тангажа с законом управления $\Delta\delta_B^{\delta m} = k_{\omega_z} \omega_z$

Задача расчета параметров в законе управления демпфера тангажа сводится к определению передаточного коэффициента по угловой скорости тангажа  $k_{\omega_z}$ , обеспечивающего требуемое для ручного управления значение показателя продольной управляемости  $\xi'_\alpha = (0,7-1)$ .

Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа с законом управления  $\Delta\delta_B^{\delta m} = k_{\omega_z} \omega_z$ , представлена на рис. 4:

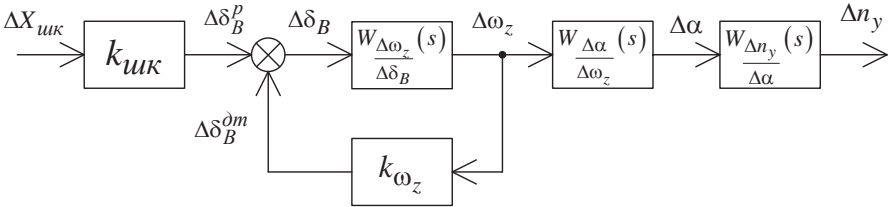


Рис. 4. Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа

Закон управления демпфера тангажа:  $\Delta\delta_B = \Delta\delta_B^{\delta m} + \Delta\delta_B^p$

где  $\Delta\delta_B^{\delta m} = k_{\omega_z} \omega_z$ ,  $\Delta\delta_B^p = k_{шк} \Delta X_{шк}$

Передаточная функция контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа, имеет вид:

$$\frac{W'_{\Delta n_y}(s)}{\Delta X_{шк}} = - \frac{k_{шк} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{(s^2 + S'_1 s + S'_2) \cdot C_{ygp}}$$

где  $S'_1 = S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}$ ,  $S'_2 = S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z}$

Условие устойчивости скорректированного демпфером тангажа самолета определяется неравенствами:  $S'_1 > 0$ ,  $S'_2 > 0$ .

Показатели продольной управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота короткопериодического движения самолета:

$$\Omega'_\alpha = \sqrt{S'_2} = \sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z}}$$

– относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения:

$$\xi'_\alpha = \frac{S'_1}{2\sqrt{S'_2}} = \frac{S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}}{2\sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha k_{\omega_z}}} \quad (4)$$

– градиент перемещения по перегрузке:

$$X_{шк}^{n_y} = \left[ \frac{W'_{\Delta n_y}}{\Delta X_{шк}}(s) \right]_{s=0}^{-1} = - \frac{(S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z}) \cdot C_{ygp}}{k_{шк} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}$$

Приняв для скорректированного демпфера тангажа самолета величину  $\xi'_\alpha = (0,7-1)$  и решив уравнение (4) относительно  $k_{\omega_z}$  получим:

$$k_{\omega_z} = \frac{-B_1 \pm \sqrt{B_1^2 - 4 \cdot A_1 \cdot C_1}}{2 \cdot A_1} \quad (5)$$

$$\text{где } A_1 = \left( a_{m_z}^{\delta_B} \right)^2, \quad B_1 = 2S_1 a_{m_z}^{\delta_B} - 4\xi'^2_\alpha a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha, \quad C_1 = S_1^2 - 4\xi'^2_\alpha S_2$$

#### 2.4.2 Демпфер тангажа с законом управления $\Delta\delta_B^{\delta m} = k_{\omega_z} \frac{T_\theta s}{T_\theta s + 1} \omega_z$

Задача расчета параметров в законе управления демпфера тангажа сводится к определению передаточного коэффициента по угловой скорости тангажа  $k_{\omega_z}$  и постоянной времени  $T_\theta$ , обеспечивающих требуемое для ручного управления значение показателя продольной управляемости  $\xi'_\alpha = (0,7-1)$ .

Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа с законом управления  $\Delta\delta_B^{\delta m} = k_{\omega_z} \frac{T_\theta s}{T_\theta s + 1} \omega_z$ , представлена на рис. 5:

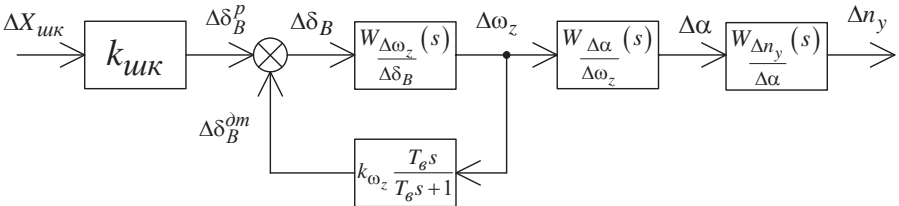


Рис. 5. Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа

$$\text{Закон управления демпфера тангажа: } \Delta\delta_B = \Delta\delta_B^{\delta m} + \Delta\delta_B^p$$



$$\text{где } \Delta\delta_B^{\partial m} = k_{\omega_z} \frac{T_\theta s}{T_\theta s + 1} \omega_z, \quad \Delta\delta_B^p = k_{\text{шк}} \Delta X_{\text{шк}}$$

Передаточная функция контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного демпфером тангажа, имеет вид:

$$\frac{W'_{\Delta n_y}(s)}{\Delta X_{\text{шк}}} = \frac{b_0 s + b_1}{a_0 s^3 + a_1 \cdot s^2 + a_2 \cdot s + a_3}$$

$$\text{где } a_0 = T_\theta, \quad a_1 = T_\theta S_1 + T_\theta k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta B} + 1, \quad a_2 = S_1 + T_\theta S_2 + T_\theta k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta B} a_y^\alpha, \quad a_3 = S_2,$$

$$b_0 = -k_{\text{шк}} a_{m_z}^{\delta B} \frac{C_y^\alpha}{C_{ygp}} T_\theta, \quad b_1 = -k_{\text{шк}} a_{m_z}^{\delta B} \frac{C_y^\alpha}{C_{ygp}}, \quad S_1' = S_1 + a_{m_z}^{\delta B} k_{\omega_z}, \quad S_2' = S_2 + a_{m_z}^{\delta B} a_y^\alpha k_{\omega_z}$$

Параметры закона управления демпфера тангажа определяются по следующим выражениям:

$$k_{\omega_z} = \frac{2\xi'\alpha\sqrt{S_2 - S_1}}{a_{m_z}^{\delta B}} \quad (6)$$

$$T_\theta = \frac{1}{a_y^\alpha} \quad (7)$$

## 2.5. Расчёт параметров в законах управления демпферов рыскания

### 2.5.1 Демпфер рыскания с законом управления $\Delta\delta_H^{\partial p} = k_{\omega_y} \omega_y$

Задача расчета параметров в законе управления демпфера рыскания сводится к определению передаточного коэффициента по угловой скорости рыскания  $k_{\omega_y}$ , обеспечивающего требуемое для ручного управления значение показателя боковой управляемости  $\xi_\beta' = (0,7 - 1)$ .

Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания с законом управления  $\Delta\delta_H^{\partial p} = k_{\omega_y} \omega_y$ , представлена на рис. 6:

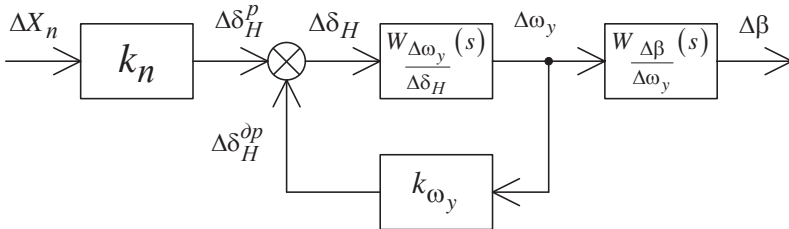


Рис. 6. Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания

Закон управления демпфера рыскания:  $\Delta\delta_H = \Delta\delta_H^{\partial p} + \Delta\delta_H^p$

Где  $\Delta\delta_H^{\partial p} = k_{\omega_y} \omega_y$ ,  $\Delta\delta_H^p = k_n \Delta X_n$

Передаточная функция контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания, имеет вид:

$$W'_{\frac{\Delta\beta}{\Delta X_n}}(s) = -\frac{k_n a_{m_y}^{\delta H}}{s^2 + F'_1 s + F'_2}$$

где  $F'_1 = F_1 + a_{m_y}^{\delta H} k_{\omega_y}$ ,  $F'_2 = F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}$

Условие устойчивости скорректированного демпфером рыскания самолета определяется неравенствами:  $F'_1 > 0$ ,  $F'_2 > 0$ .

Показатели боковой управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота колебаний по углу скольжения:

$$\Omega'_{\beta} = \sqrt{F'_2} = \sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}}$$

– относительный коэффициент затухания колебаний по углу скольжения:

$$\xi'_{\beta} = \frac{F'_1}{2\sqrt{F'_2}} = \frac{F_1 + a_{m_y}^{\delta H} k_{\omega_y}}{2\sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}}} \quad (8)$$

– градиент перемещения педалей по углу скольжения:

$$X_n^{\beta} = \left[ W'_{\frac{\Delta\beta}{\Delta X_n}}(s) \right]_{s=0}^{-1} = -\frac{F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}}{k_n a_{m_y}^{\delta H}}$$

Приняв для скорректированного демпфером рыскания самолета величину  $\xi'_{\beta} = (0,7-1)$  и решив уравнение (8) относительно  $k_{\omega_y}$ , получим:

$$k_{\omega_y} = \frac{-B_2 \pm \sqrt{B_2^2 - 4 \cdot A_2 \cdot C_2}}{2 \cdot A_2} \quad (9)$$

где  $A_2 = \left( a_{m_y}^{\delta H} \right)^2$ ,  $B_2 = 2F_1 a_{m_y}^{\delta H} - 4\xi_{\beta}^2 a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta}$ ,  $C_2 = F_1^2 - 4\xi_{\beta}^2 F_2$

### 2.5.2 Демпфер рыскания с законом управления $\Delta\delta_H^{\partial p} = k_{\omega_y} \frac{T_H s}{T_H s + 1} \omega_y$

Задача расчета параметров в законе управления демпфера рыскания сводится к определению передаточного коэффициента по угловой скорости рыска-

ния  $k_{\omega_y}$  и постоянной времени  $T_H$ , обеспечивающих требуемое для ручного управления значение показателя боковой управляемости  $\xi'_\beta = (0,7-1)$ .

Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания с законом управления

$\Delta\delta_H^{\delta p} = k_{\omega_y} \frac{T_H s}{T_H s + 1} \omega_y$ , представлена на рис. 7:

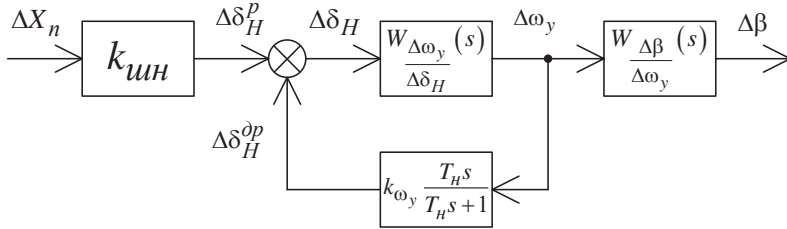


Рис. 7. Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания

Закон управления демпфера рыскания:  $\Delta\delta_H = \Delta\delta_H^{\delta p} + \Delta\delta_H^p$

где  $\Delta\delta_H^{\delta p} = k_{\omega_y} \frac{T_H s}{T_H s + 1} \omega_y$ ,  $\Delta\delta_H^p = k_n \Delta X_n$

Передаточная функция контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного демпфером рыскания, имеет вид:

$$\frac{W'_{\Delta\beta}}{\Delta X_n}(s) = \frac{d_0 s + d_1}{c_0 s^3 + c_1 \cdot s^2 + c_2 \cdot s + c_3}$$

где  $c_0 = T_H$ ,  $c_1 = T_H F_1 + T_H k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta H} + 1$ ,  $c_2 = F_1 + T_H F_2 + T_H k_{\omega_y} a_{m_y}^{\delta H} a_z^\beta$ ,  $c_3 = F_2$ ,

$d_0 = -k_n a_{m_y}^{\delta H} T_H$ ,  $d_1 = -k_n a_{m_y}^{\delta H}$ ,  $F_1' = F_1 + a_{m_y}^{\delta H} k_{\omega_y}$ ,  $F_2' = F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^\beta k_{\omega_y}$

Параметры закона управления демпфера рыскания определяются по следующим выражениям:

$$k_{\omega_y} = \frac{2\xi'_\beta \sqrt{F_2} - F_1}{a_{m_y}^{\delta H}} \quad (10)$$

$$T_H = \frac{1}{a_z^\beta} \quad (11)$$

## 2.6. Расчёт параметров в законах управления демпферов крена

Задача расчета параметров в законе управления демпфера крена сводится к определению передаточного коэффициента по угловой скорости крена  $k_{\omega_x}$ , обеспечивающего требуемое для ручного управления значение показателя боковой управляемости  $T'_{\omega_x} < 1$  с.

Структурная модель контура управления угловой скоростью крена самолёта, скорректированного демпфером крена с законом управления  $\Delta\delta_{\mathcal{D}}^{\delta k} = k_{\omega_x} \omega_x$ , представлена на рис. 8:

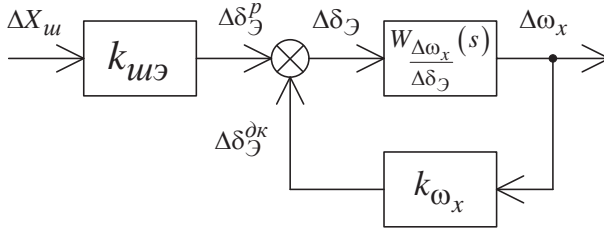


Рис. 8. Структурная модель контура управления угловой скоростью крена самолёта, скорректированного демпфером крена

Закон управления демпфера крена:  $\Delta\delta_{\mathcal{D}} = \Delta\delta_{\mathcal{D}}^{\delta k} + \Delta\delta_{\mathcal{D}}^p$

Где  $\Delta\delta_{\mathcal{D}}^{\delta k} = k_{\omega_x} \omega_x$ ,  $\Delta\delta_{\mathcal{D}}^p = k_{шэ} \Delta X_u$

Передаточная функция контура управления угловой скоростью крена самолёта, скорректированного демпфером крена, имеет вид:

$$\frac{W'_{\Delta\omega_x}(s)}{\Delta X_u} = -\frac{k_{\mathcal{D}}}{T'_{\omega_x} s + 1}$$

$$\text{где } k_{\mathcal{D}} = \frac{k_{шэ} a_{m_x}^{\delta\mathcal{D}}}{a_{m_x}^{\omega_x} + k_{\omega_x} a_{m_x}^{\delta\mathcal{D}}}, T'_{\omega_x} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x} + k_{\omega_x} a_{m_x}^{\delta\mathcal{D}}}$$

Условие устойчивости скорректированного демпфером крена самолета определяется неравенством:  $T'_{\omega_x} > 0$ .

Показатели боковой управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– постоянная времени по угловой скорости крена:

$$T'_{\omega_x} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x} + k_{\omega_x} a_{m_x}^{\delta\mathcal{D}}}$$

– градиент перемещения штурвала по угловой скорости крена:

$$X_{uu}^{\omega_x} = \left[ W'_{\frac{\Delta\omega_x}{\Delta X_{uu}}}(s) \right]_{s=0}^{-1} = -\frac{a_{m_x}^{\omega_x} + k_{\omega_x} a_{m_x}^{\delta\Theta}}{k_{uu} a_{m_x}^{\delta\Theta}}$$

Приняв для скорректированного демпфером крена самолета величину  $T'_{\omega_x} < 1c$ , получим неравенство:

$$T'_{\omega_x} < 1c \Rightarrow \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x} + k_{\omega_x} a_{m_x}^{\delta\Theta}} < 1 \quad (12)$$

Решая неравенство (12) относительно  $k_{\omega_x}$  получим:

$$k_{\omega_x} > \frac{1 - a_{m_x}^{\omega_x}}{a_{m_x}^{\delta\Theta}} \quad (13)$$

## 2.7. Расчёт параметров в законах управления автоматов устойчивости

### 2.7.1 Автомат продольной устойчивости (АПУС)

Задача расчета параметров в законе управления автомата продольной устойчивости сводится к определению передаточных коэффициентов по угловой скорости тангажа  $k_{\omega_z}$  и по вертикальной перегрузке  $k_{n_y}$ , обеспечивающих требуемые для ручного управления значения показателей продольной управляемости  $\xi''_{\alpha} = \xi'_{\alpha} = (0,7 - 1)$  и  $\Omega''_{\alpha} = (3 - 7)$ .

Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольной устойчивости, представлена на рис. 9:

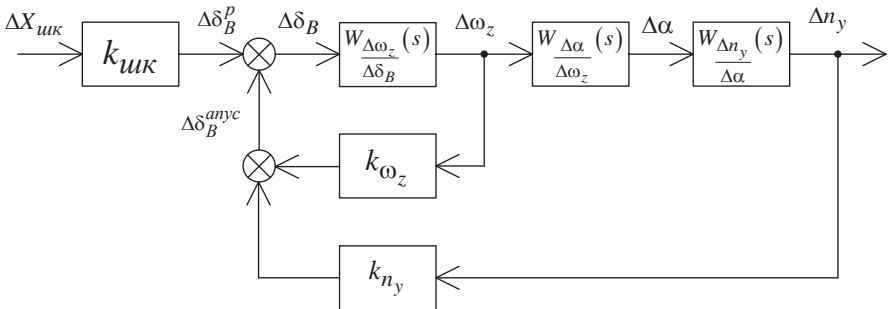


Рис. 9. Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольной устойчивости

Закон управления автомата продольной устойчивости:

$$\Delta\delta_B = \Delta\delta_B^{anyc} + \Delta\delta_B^p$$

$$\text{Где } \Delta\delta_B^{anyc} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} \Delta n_y, \Delta\delta_B^p = k_{шк} \Delta X_{шк}$$

Передаточная функция контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольной устойчивости, имеет вид:

$$\frac{W''_{\Delta n_y}}{\Delta X_{шк}}(s) = - \frac{k_{шк} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{(s^2 + S_1'' s + S_2'') \cdot C_{ygp}}$$

$$\text{где } S_1'' = S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}, S_2'' = S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}$$

Условие устойчивости скорректированного автоматом продольной устойчивости самолета определяется неравенствами:  $S_1'' > 0$ ,  $S_2'' > 0$ .

Показатели продольной управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота короткопериодического движения самолета:

$$\Omega_\alpha'' = \sqrt{S_2''} = \sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}} \quad (14)$$

– относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения:

$$\xi_\alpha'' = \frac{S_1''}{2\sqrt{S_2''}} = \frac{S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}}{2\sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}}} \quad (15)$$

– градиент перемещения по перегрузке:

$$X_{шк}^{n_y} = \left[ \frac{W''_{\Delta n_y}}{\Delta X_{шк}}(s) \right]_{s=0}^{-1} = - \frac{\left( S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}} \right) \cdot C_{ygp}}{k_{шк} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}$$

Приняв для скорректированного автоматом продольной устойчивости самолета величины  $\xi_\alpha'' = (0,7-1)$  и  $\Omega_\alpha'' = (3-7)$ , и решив совместно уравнения (14) и (15) относительно  $k_{\omega_z}$  и  $k_{n_y}$ , получим выражения для расчета  $k_{\omega_z}$  и  $k_{n_y}$ .

$$k_{\omega_z} = \frac{2\xi_\alpha'' \Omega_\alpha'' - S_1}{a_{m_z}^{\delta_B}} \quad (16)$$

$$k_{n_y} = \frac{(\Omega_\alpha^2 - S_2 - a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z}) \cdot C_{ygp}}{a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha} \quad (17)$$

### 2.7.2 Автомат боковой устойчивости (АБУС)

Задача расчета параметров в законе управления автомата боковой устойчивости сводится к определению передаточных коэффициентов по угловой скорости рыскания  $k_{\omega_y}$  и по углу скольжения  $k_\beta$ , обеспечивающих требуемые для ручного управления значения показателей боковой управляемости  $\xi_\beta^n = \xi'_\beta = (0,7 - 1)$  и  $\Omega_\beta^n = (3 - 7)$ .

Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом боковой устойчивости, представлена на рис. 10:

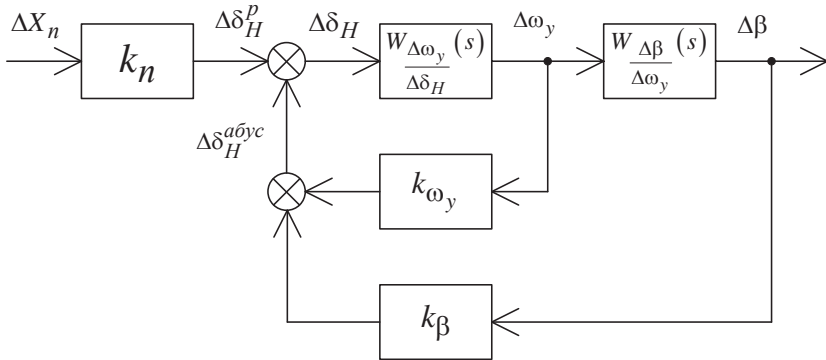


Рис. 10. Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом боковой устойчивости

Закон управления автомата боковой устойчивости:

$$\Delta\delta_H = \Delta\delta_H^{aбyс} + \Delta\delta_H^p$$

$$\text{Где } \Delta\delta_H^{aбyс} = k_{\omega_y} \omega_y + k_\beta \Delta\beta, \quad \Delta\delta_H^p = k_n \Delta X_n$$

Передаточная функция контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом боковой устойчивости, имеет вид:

$$W_{\Delta\beta}^{\Delta X_n}(s) = - \frac{k_n a_{m_y}^{\delta_H}}{s^2 + F_1'' s + F_2''}$$

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

Условие устойчивости скорректированного автоматом боковой устойчивости самолета определяется неравенствами:  $F_1'' > 0$ ,  $F_2'' > 0$ .

Показатели боковой управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота колебаний по углу скольжения:

$$\Omega_{\beta}'' = \sqrt{F_2''} = \sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}} \quad (18)$$

– относительный коэффициент затухания колебаний по углу скольжения:

$$\xi_{\beta}'' = \frac{F_1''}{2\sqrt{F_2''}} = \frac{F_1 + a_{m_y}^{\delta_H} k_{\omega_y}}{2\sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}}} \quad (19)$$

– градиент перемещения педалей по углу скольжения:

$$X_n''^{\beta} = \left[ \frac{W''_{\Delta\beta}}{\Delta X_n} (s) \right]_{s=0}^{-1} = - \frac{F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}}{k_n a_{m_y}^{\delta_H}}$$

Приняв для скорректированного автоматом боковой устойчивости самолета величину  $\xi_{\beta}'' = (0,7 - 1)$  и  $\Omega_{\beta}'' = (3 - 7)$ , и решив совместно уравнения (18) и (19) относительно  $k_{\omega_y}$  и  $k_{\beta}$  получим выражения для расчета  $k_{\omega_y}$  и  $k_{\beta}$ .

$$k_{\omega_y} = \frac{2\xi_{\beta}''\Omega_{\beta}'' - F_1}{a_{m_y}^{\delta_H}} \quad (20)$$

$$k_{\beta} = \frac{\Omega_{\beta}''^2 - F_2 - a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}}{a_{m_y}^{\delta_H}} \quad (21)$$

## 2.8. Расчёт параметров в законах управления автоматов управления

### 2.8.1 Автомат продольного управления

Задача расчета параметров в законе управления автомата продольного управления сводится к определению передаточных коэффициентов по угловой скорости тангажа  $k_{\omega_z}$ , по вертикальной перегрузке  $k_{n_y}$  и по перемещению колонки штурвала  $k_1$ , обеспечивающих требуемые для ручного управления значения показателей боковой управляемости  $\xi_{\alpha}'' = \xi'_{\alpha} = (0,7 - 1)$ ,

$\Omega_{\alpha}''' = \Omega_{\alpha}'' = (3 - 7)$  и  $X_{ук}^{mny} = -(200 - 400)$  мм.

Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольного управления, представлена на рис. 11:



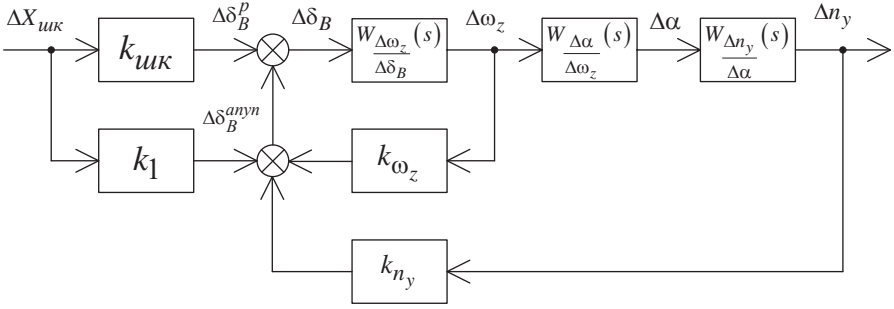


Рис. 11. Структурная модель контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольного управления

Закон управления автомата продольного управления:

$$\Delta\delta_B = \Delta\delta_B^{анyn} + \Delta\delta_B^р$$

Где  $\Delta\delta_B^{анyn} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{n_y} \Delta n_y + k_1 \Delta X_{шк}$ ,  $\Delta\delta_B^р = k_{шк} \Delta X_{шк}$

Передаточная функция контура управления вертикальной перегрузкой самолёта, скорректированного автоматом продольного управления, имеет вид:

$$W_{\Delta n_y}^{\prime\prime\prime} (s) = - \frac{(k_{шк} + k_1) \cdot a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{(s^2 + S_1^{\prime\prime\prime} s + S_2^{\prime\prime\prime}) \cdot C_{ygp}}$$

$$\text{где } S_1^{\prime\prime\prime} = S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}, \quad S_2^{\prime\prime\prime} = S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}$$

Условие устойчивости скорректированного автоматом продольного управления самолета определяется неравенствами:  $S_1^{\prime\prime\prime} > 0$ ,  $S_2^{\prime\prime\prime} > 0$ .

Показатели продольной управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота короткопериодического движения самолета:

$$\Omega_\alpha^{\prime\prime\prime} = \sqrt{S_2^{\prime\prime\prime}} = \sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}} \quad (22)$$

– относительный коэффициент затухания короткопериодического возмущенного движения:

$$\xi_\alpha^{\prime\prime\prime} = \frac{S_1^{\prime\prime\prime}}{2\sqrt{S_2^{\prime\prime\prime}}} = \frac{S_1 + a_{m_z}^{\delta_B} k_{\omega_z}}{2\sqrt{S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^\alpha}{C_{ygp}}}} \quad (23)$$

– градиент перемещения по перегрузке:

$$X_{шк}^{n_y} = \left[ \frac{W'' \Delta n_y}{\Delta X_{шк}} (s) \right]_{s=0}^{-1} = - \frac{\left( S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} k_{\omega_z} + \frac{k_{n_y} a_{m_z}^{\delta_B} C_y^{\alpha}}{C_{ygp}} \right) \cdot C_{ygp}}{(k_{шк} + k_1) a_{m_z}^{\delta_B} C_y^{\alpha}} \quad (24)$$

Приняв для скорректированного автоматом продольного управления самолета величины  $\xi_{\alpha}'' = (0,7-1)$ ,  $\Omega_{\alpha}'' = (3-7)$ ,  $X_{шк}^{n_y} = -(200-400)$  мм и решив совместно уравнения (22), (23) и (24) относительно  $k_{\omega_z}$ ,  $k_{n_y}$  и  $k_1$  получим выражения для расчёта  $k_{\omega_z}$ ,  $k_{n_y}$  и  $k_1$ .

$$k_{\omega_z} = \frac{2\xi_{\alpha}'' \Omega_{\alpha}'' - S_1}{a_{m_z}^{\delta_B}} \quad (25)$$

$$k_{n_y} = \frac{\left( \Omega_{\alpha}''^2 - S_2 - a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} k_{\omega_z} \right) \cdot C_{ygp}}{a_{m_z}^{\delta_B} C_y^{\alpha}} \quad (26)$$

$$k_1 = \frac{\left( S_2 + a_{m_z}^{\delta_B} a_y^{\alpha} k_{\omega_z} + a_{m_z}^{\delta_B} \frac{C_y^{\alpha}}{C_{ygp}} k_{n_y} \right) \cdot C_{ygp}}{a_{m_z}^{\delta_B} C_y^{\alpha} X_{шк}^{n_y}} - k_{шк} \quad (27)$$

### 2.7.1 Автомат боковой управляемости (АБУП)

Задача расчета параметров в законе управления автомата бокового управления сводится к определению передаточных коэффициентов по угловой скорости рыскания  $k_{\omega_y}$ , по углу скольжения  $k_{\beta}$  и по перемещению педалей  $k_2$ , обеспечивающих требуемые для ручного управления значения показателей боковой управляемости  $\xi_{\beta}'' = \xi_{\beta}'' = \xi_{\beta}'' = (0,7-1)$ ,  $\Omega_{\beta}'' = \Omega_{\beta}'' = (3-7)$  и

$$X_n^{n_{\beta}} = -(300-400) \text{ мм}.$$

Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом бокового управления, представлена на рис. 12:

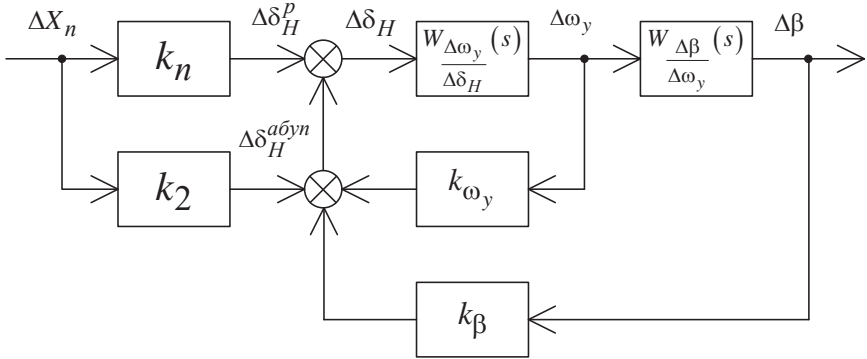


Рис. 12. Структурная модель контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом бокового управления

Закон управления автомата бокового управления:

$$\Delta\delta_H = \Delta\delta_H^{a\delta_{\text{б}}\text{yn}} + \Delta\delta_H^p$$

Где  $\Delta\delta_H^{a\delta_{\text{б}}\text{yn}} = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\beta} \Delta\beta + k_2 \Delta X_n$ ,  $\Delta\delta_H^p = k_n \Delta X_n$

Передаточная функция контура управления углом скольжения самолёта, скорректированного автоматом бокового управления, имеет вид:

$$W_{\frac{\Delta\beta}{\Delta X_n}}'''(s) = - \frac{(k_n + k_2) \cdot a_{m_y}^{\delta_H}}{s^2 + F_1''' s + F_2'''}{}$$

где  $F_1''' = F_1 + a_{m_y}^{\delta_H} k_{\omega_y}$ ,  $F_2''' = F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}$

Условие устойчивости скорректированного автомата бокового управления самолета определяется неравенствами:  $F_1''' > 0$ ,  $F_2''' > 0$ .

Показатели боковой управляемости скорректированного самолета определяются выражениями:

– собственная частота колебаний по углу скольжения:

$$\Omega_{\beta}'' = \sqrt{F_2'''} = \sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}} \quad (28)$$

– относительный коэффициент затухания колебаний по углу скольжения:

$$\xi_{\beta}'' = \frac{F_1'''}{2\sqrt{F_2'''}} = \frac{F_1 + a_{m_y}^{\delta_H} k_{\omega_y}}{2\sqrt{F_2 + a_{m_y}^{\delta_H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta_H}}} \quad (29)$$

– градиент перемещения педалей по углу скольжения:

$$X_n^{m\beta} = \left[ \frac{W''_{\Delta\beta}}{\Delta X_n} (s) \right]_{s=0}^{-1} = - \frac{F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + k_{\beta} a_{m_y}^{\delta H}}{(k_n + k_2) \cdot a_{m_y}^{\delta H}} \quad (30)$$

Приняв для скорректированного автоматом бокового управления самолета величину  $\xi_{\beta}'' = (0, 7 - 1)$ ,  $\Omega_{\beta}'' = (3 - 7)$ ,  $X_n^{m\beta} = -(300 - 400)$  мм и решив совместно уравнения (28), (29), (30) относительно  $k_{\omega_y}$ ,  $k_{\beta}$  и  $k_2$  получим выражения для расчета  $k_{\omega_y}$ ,  $k_{\beta}$  и  $k_2$ .

$$k_{\omega_y} = \frac{2\xi_{\beta}'' \Omega_{\beta}'' - F_1}{a_{m_y}^{\delta H}} \quad (31)$$

$$k_{\beta} = \frac{\Omega_{\beta}''^2 - F_2 - a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y}}{a_{m_y}^{\delta H}} \quad (32)$$

$$k_2 = - \frac{\left( F_2 + a_{m_y}^{\delta H} a_z^{\beta} k_{\omega_y} + a_{m_y}^{\delta H} k_{\beta} \right)}{a_{m_y}^{\delta H} X_n^{m\beta}} - k_n \quad (33)$$

### 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 продольного движения

самолёта приведены в таблице 1. Исходные данные по математической модели бокового движения самолёта приведены в таблице 2.

Таблица 1

№	Значения коэффициентов математической модели самолёта										
	$a_{m_z}^{\omega_z}$	$a_{m_z}^{\dot{\alpha}}$	$a_{m_z}^{\alpha}$	$a_{m_z}^{\delta_B}$	$a_y^{\alpha}$	$C_{ygp}$	$C_y^{\alpha}$	$k_{шк}$	$\xi'_{\alpha}$	$\Omega''_{\alpha}$	$X_{шк}^{mny}$
	$c^{-1}$	$c^{-1}$	$c^{-2}$	$c^{-2}$	$c^{-1}$	–	–	$\frac{град}{мм}$	$c^{-1}$	$c^{-1}$	мм
1	0,8	0,18	3,4	1,9	0,9	0,3	5,2	0,001	0,7	3	-200
2	0,7	0,15	2,4	1,3	0,6	0,6	4,9	0,001	0,8	4	-250
3	0,6	0,17	3,6	1,7	0,8	0,3	5,1	0,001	0,9	5	-300
4	0,5	0,19	2,9	1,6	0,7	0,4	5,2	0,001	1,0	6	-350
5	0,4	0,16	2,2	1,5	0,5	0,5	5,0	0,001	1,0	7	-400

Таблица 2

№	Значения коэффициентов математической модели самолёта												
	$a_{m_y}^{\omega_y}$	$a_{m_y}^{\beta}$	$a_{m_y}^{\delta_H}$	$a_{m_x}^{\omega_x}$	$a_{m_x}^{\delta_{\Theta}}$	$a_z^{\beta}$	$k_n$	$k_{ш}$	$\xi'_{\beta}$	$\Omega''_{\beta}$	$X_n^{m\beta}$	$T'_{\omega_x}$	
	$c^{-1}$	$c^{-2}$	$c^{-2}$	$c^{-1}$	$c^{-2}$	$c^{-1}$	$\frac{град}{мм}$	$\frac{град}{мм}$	–	–	мм	с	
1	0,15	1,22	0,53	1,62	1,3	0,09	0,02	0,03	0,7	3	-300	0,4	
2	0,09	0,99	0,39	0,95	1,1	0,09	0,02	0,03	0,7	4	-350	0,5	
3	0,17	1,60	0,68	2,45	2,3	0,19	0,02	0,03	0,8	5	-400	0,6	
4	0,19	1,40	0,50	1,33	1,6	0,10	0,02	0,03	0,9	6	-350	0,7	
5	0,10	1,30	0,43	1,48	1,4	0,13	0,02	0,03	1,0	7	-300	0,8	

Номер задания выдается преподавателем при проведении лабораторной работы.

## 5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

**5.1. Рассчитать динамические и статические показатели управляемости для продольного и бокового движений свободного самолёта**

**5.2. Рассчитать передаточные функции для продольного и бокового движений свободного самолёта**

### 5.3. Рассчитать параметры в законах управления демпферов

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные коэффициенты и постоянные времени в законах управления демпферов тангажа, рыскания и крена, исходя из желаемых значений показателей управляемости, данных в задании.

#### **5.4. Рассчитать параметры в законах управления автоматов устойчивости**

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные коэффициенты в законах управления автоматов продольной и боковой устойчивости, исходя из желаемых значений показателей управляемости, данных в задании.

#### **5.5. Рассчитать параметры в законах управления автоматов управления**

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо рассчитать передаточные коэффициенты в законах управления автоматов продольного и бокового управления, исходя из желаемых значений показателей управляемости, данных в задании.

#### **5.6. Получить переходные процессы по моделям свободного самолёта и самолёта, скорректированного демпфером**

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели контуров управления вертикальной перегрузкой (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного демпферами тангажа), модели контуров управления углом скольжения (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного демпферами рыскания) и модели контуров управления угловой скоростью крена (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного демпфером крена). Получить переходные процессы  $\Delta n_y(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_{иук} = 1(t)$ . Получить переходные процессы  $\Delta \beta(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_n = 1(t)$ . Получить переходные процессы  $\Delta \omega_x(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_{иу} = 1(t)$ .

#### **5.7. Получить переходные процессы по моделям свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматами устойчивости**

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели контура управления вертикальной перегрузкой (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматом продольной устойчивости) и контура управления углом скольжения (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматом боковой устойчивости). Получить переходные процессы  $\Delta n_y(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_{иук} = 1(t)$ . Получить переходные процессы  $\Delta \beta(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_{иу} = 1(t)$ .

### 5.8. Получить переходные процессы по моделям свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматами управления

Для выполнения этого пункта задания лабораторной работы необходимо построить с помощью СПО SAMSIM структурные модели контура управления вертикальной перегрузкой (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматом продольного управления) и контура управления углом скольжения (для свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматом бокового управления). Получить переходные процессы  $\Delta n_y(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_{иск} = 1(t)$ . Получить переходные процессы  $\Delta\beta(t)$ , в ответ на единичные ступенчатые воздействия  $\Delta X_n = 1(t)$ .

## 6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЕТУ

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

- расчёты показателей управляемости для продольного и бокового движений свободного самолёта;
- расчёты передаточных функций для продольного и бокового движений свободного самолёта;
- расчёты параметров в законах управления демпферов;
- расчёты параметров в законах управления автоматов устойчивости;
- расчёты параметров в законах управления автоматов управления;
- структурные схемы моделей движения свободного самолёта и самолёта, скорректированного демпферами, построенные с помощью СПО SAMSIM и полученные по ним переходные процессы  $\Delta n_y(t)$ ,  $\Delta\beta(t)$  и  $\Delta\omega_x(t)$ ;
- структурные схемы моделей движения свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматами устойчивости, построенные с помощью СПО SAMSIM и полученные по ним переходные процессы  $\Delta n_y(t)$  и  $\Delta\beta(t)$ ;
- структурные схемы моделей движения свободного самолёта и самолёта, скорректированного автоматами управления, построенные с помощью СПО SAMSIM и полученные по ним переходные процессы  $\Delta n_y(t)$  и  $\Delta\beta(t)$ .

## 7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ

1. Каково назначение демпфера тангажа (рыскания, крена)?
2. Как сказывается введение демпфера на характеристиках устойчивости и управляемости самолёта?
3. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по угловой скорости тангажа (рыскания, крена) на колебаниях самолёта?
4. Как скажется отказ датчика угловых скоростей при использовании демпфера на характеристиках устойчивости и управляемости самолёта?

5. Для чего в закон управления демпферов вводится изодромный фильтр?
6. Как скажется увеличение (уменьшение) постоянной времени фильтра на процессе демпфирования колебаний системы «самолет-демпфер»?
7. Каково назначение АПУС (АБУС)?
8. Как сказывается введение АПУС (АБУС) на характеристиках устойчивости и управляемости самолёта?
9. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по вертикальной перегрузке (углу скольжения) на колебаниях самолета?
10. Как скажется отказ датчика линейных ускорений при использовании АПУС (АБУС) на показателях продольной (боковой) управляемости?
11. Каково назначение АПУП (АБУП)?
12. Как сказывается введение АПУП (АБУП) на характеристиках устойчивости и управляемости самолёта?
13. Как скажется увеличение (уменьшение) передаточного коэффициента по перемещению колонки штурвала (по перемещению педалей) на показателях продольной (боковой) управляемости?
14. Как скажется отказ датчика положения колонки штурвала (датчика положения педалей) при использовании АПУП (АБУП) на показателях продольной (боковой) управляемости?

#### 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.....	20
4. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ .....	20
5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ.....	21
6. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ОТЧЕТУ.....	23
7. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОПРОВЕРКИ.....	23
 Литература.....	 24