

УДК 681.51:629.73

В. И. ПЕТУНИН

СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ КАНАЛА ТАНГАЖА АВТОПИЛОТА

Получены законы управления автопилотов, учитывающие особенности динамики самолета по углу тангажа. Эти законы позволяют обеспечить заданное качество переходных процессов в статической и астатической системах автоматического управления. Результаты синтеза подтверждены моделированием с помощью пакета Simulink системы Matlab. Автопилот; угол тангажа; закон управления; передаточные числа; система автоматического управления; статическая система; астатическая система; передаточная функция; переходный процесс

ВВЕДЕНИЕ.

ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТОВ

Автопилотами называются автоматические устройства, воздействующие на управляющие органы самолета (рули высоты, рули направления, элероны) и обеспечивающие автоматическое пилотирование [1–4].

Под законом управления автопилота обычно понимается требуемая зависимость между изменениями выходной и входных координат. При этом под выходной рассматривается координата, характеризующая положение исполнительного органа δ , под входными — координаты, сигналы которых вводятся в автопилот с помощью соответствующих датчиков x_i и задатчика x_3 . Тогда для закона управления можно написать зависимость

$$\delta = W_{\text{сп}}(p) \left[\sum_{i=1}^n W_i(p) x_i - W_3(p) x_3 - W_{\text{ос}}(p) \delta \right], \quad (1)$$

где $W_i(p)$ — передаточные функции корректирующих устройств по регулируемым координатам; $W_3(p)$ — передаточная функция корректирующего устройства по сигналу задатчика; $W_{\text{ос}}(p)$ — передаточная функция обратной связи; $W_{\text{сп}}(p)$ — передаточная функция сервопривода.

В зависимости от типа применяемой в сервоприводе обратной связи автопилоты по виду закона управления классифицируют на статические, в которых каждому положению исполнительного органа соответствует определенное значение регулируемого параметра, и астатические, в которых скорость исполни-

тельного органа однозначно связана с регулируемым параметром.

Углом тангажа ϑ называется угол, образуемый продольной осью ЛА с горизонтальной плоскостью. Изменение угла тангажа определяет продольное движение самолета. Система управления углом тангажа самолета служит для выдерживания нужной траектории движения в вертикальной плоскости.

Выходными координатами ЛА в продольном движении следует считать углы тангажа ϑ и наклона вектора скорости θ в вертикальной плоскости. Эти углы связаны с углом атаки $\alpha = \vartheta - \theta$.

Рассмотрим автоматическое управление углом тангажа, которое можно осуществить по схеме, представленной на рис. 1. В качестве чувствительных элементов в этом канале используются гировертикаль и скоростной гироскоп. Сигналы датчиков, обратной связи и задатчика после суммирования в вычислителе поступают на усилитель и затем на рулевую машину, которая перемещает руль высоты.



Рис. 1. Функциональная схема канала тангажа

Для статического автопилота с жесткой обратной связью обычно используется закон

управления

$$\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\dot{\vartheta}}p\vartheta. \quad (2)$$

Особенностью автопилота с жесткой обратной связью является наличие статической ошибки по углу тангажа при действии возмущения. Для устранения статической ошибки применяют астатические автопилоты со скоростной или изодромной обратной связью. Если обратная связь является скоростной, то закон управления автопилота принимает вид

$$p\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + k_{\dot{\vartheta}}p\vartheta + k_{\ddot{\vartheta}}p^2\vartheta. \quad (3)$$

В приведенных законах управления k_{ϑ} , $k_{\dot{\vartheta}}$, $k_{\ddot{\vartheta}}$ — передаточные числа автопилота.

Рассмотренные упрощенные законы управления и методики синтеза передаточных чисел автопилота угла тангажа, приведенные в работах [1–3], не учитывают числитель передаточной функции самолета и поэтому не позволяют получить заданное качество переходных процессов в САУ углом тангажа. Собственная частота системы ω , однозначно определяемая при синтезе, не позволяет задать необходимое время переходного процесса.

Необходимое качество переходных процессов может быть получено путем усложнения законов управления и приближения передаточной функции замкнутой системы к желаемой передаточной функции с помощью метода стандартных переходных характеристик.

1. СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТА

При расчете параметров канала тангажа автопилота в качестве заданных значений переходного процесса обычно принимают следующие значения [4]: $t_{\text{пер}} = 3 \dots 5$ с; $\sigma_{\vartheta} \leq 5\%$; $\Delta_{\vartheta} = \pm 5\%$.

В случае короткопериодического движения самолета по углам атаки и тангажа при горизонтальном полете уравнения движения будут иметь вид [3]:

$$\begin{aligned} (p + n_{22})\alpha - p\vartheta &= f_2; \\ (n_0p + n_{32})\alpha + (p^2 + n_{33}p)\vartheta &= -n_{\text{в}}\delta_{\text{в}} + f_3, \end{aligned} \quad (4)$$

где n_{22} , n_0 , n_{32} , n_{33} , $n_{\text{в}}$ — безразмерные коэффициенты, зависящие от конструкции самолета, f_2 , f_3 — внешние возмущения, $\delta_{\text{в}}$ — отклонение руля высоты.

Из уравнений (4) путем преобразования Лапласа при нулевых начальных условиях можно получить передаточную функцию самолета по углу тангажа ϑ при управлении рулем высоты $\delta_{\text{в}}$:

$$\begin{aligned} H_{\vartheta\delta_{\text{в}}}(p) &= \frac{\vartheta(p)}{\delta_{\text{в}}(p)} = \\ &= \frac{-n_{\text{в}}(p + n_{22})}{(p^2 + 2d_0\omega_0p + \omega_0^2)p}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\omega_0^2 = n_{32} + n_{22}n_{33}$; $2d_0\omega_0 = n_0 + n_{22} + n_{33}$; n_{22} , n_0 , n_{32} , n_{33} , $n_{\text{в}}$ — безразмерные коэффициенты, зависящие от конструкции самолета.

Аналитический синтез передаточных чисел автопилота с учетом заданного качества САУ удобно производить с помощью метода стандартных переходных характеристик [1, 6].

Если передаточная функция системы имеет нули, то оптимальный переходный процесс будет обеспечен при условии равенства двух передаточных функций $\Phi(p)$ и $\Phi^*(p)$, имеющих вид

$$\Phi(p) = \frac{b_m p^m + \dots + b_1 p + b_0}{p^n + \dots + a_1 p + a_0}; \quad (6)$$

$$\Phi^*(p) = \frac{\omega_0^k}{p^k + c_{k-1}\omega_0 p^{k-1} + \dots + c_1 \omega_0^{k-1} p + \omega_0^k}, \quad (7)$$

где $\Phi(p)$ — передаточная функция рассматриваемой автоматической системы; $\Phi^*(p)$ — передаточная функция с известным качеством переходного процесса; $k = n - m$.

При равенстве передаточных функций (6) и (7)

$$\Phi(p) = \Phi^*(p) \quad (8)$$

получаем

$$\begin{aligned} (b_m p^m + \dots + b_1 p + b_0) \times \\ \times (p^k + c_{k-1}\omega_0 p^{k-1} + \dots + c_1 \omega_0^{k-1} p + \omega_0^k) &= \\ = \omega_0^k (p^n + \dots + a_1 p + a_0). \end{aligned} \quad (9)$$

Равенство (9) может быть достигнуто за счет соответствующего подбора величин b_i и a_i передаточной функции (6) путем изменения передаточных чисел закона управления. При этом рассчитываемая система будет иметь заданные динамические свойства.

2. СИНТЕЗ САУ УГЛОМ ТАНГАЖА С ПОМОЩЬЮ СТАТИЧЕСКОГО АВТОПИЛОТА

Рассмотрим статическую систему автоматического управления углом тангажа, включающую контур управления угловой скоростью и контур управления углом тангажа.

Закон управления в случае статического автопилота примем в виде

$$\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}})p\vartheta, \quad (10)$$

где ϑ_3 — заданное значение угла тангажа; k_{ϑ} , $k_{\dot{\vartheta}}$, $k_{\ddot{\vartheta}}$ — коэффициенты закона управления (передаточные числа).

Решая систему уравнений (4) совместно с законом управления (10), получим уравнение замкнутой системы

$$(p^3 + a_1p^2 + a_2p + a_3)\vartheta = (b_0p + a_3)\vartheta_3 + (n_0p + n_{32})f_2 + (p + n_{22})f_3. \quad (11)$$

Данная САУ обладает статической ошибкой при действии возмущений. Выбор параметров k_{ϑ} , $k_{\dot{\vartheta}}$, $k_{\ddot{\vartheta}}$ закона управления в общем случае производится на основе минимизации некоторого функционала качества замкнутой системы. Выбранные таким образом параметры должны обеспечивать воспроизведение с допустимой погрешностью заданного угла тангажа при слабом реагировании на возмущения f_2 и f_3 .

Структурная схема САУ углом тангажа посредством статического автопилота с жесткой обратной связью изображена на рис. 2.

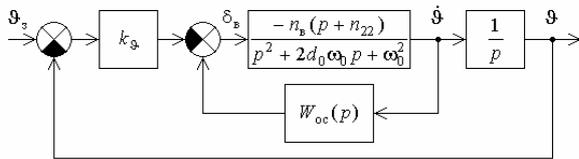


Рис. 2. Структурная схема САУ углом тангажа посредством статического автопилота с ЖОС

Передаточная функция ЛА по угловой скорости тангажа

$$W_{\dot{\vartheta}}(p) = \frac{\dot{\vartheta}(p)}{\delta_{\text{в}}(p)} = \frac{-n_{\text{в}}(p + n_{22})}{p^2 + 2d_0\omega_0p + \omega_0^2}. \quad (12)$$

Передаточная функция контура сервопривода

$$W_{\text{сп}}(p) = 1. \quad (13)$$

Передаточная функция ОС

$$W_{\text{ос}}(p) = \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}}). \quad (14)$$

Передаточная функция внутренней подсистемы по угловой скорости тангажа имеет вид

$$\begin{aligned} \Phi_{\dot{\vartheta}}(p) &= \frac{-W_{\dot{\vartheta}}(p)}{1 - W_{\dot{\vartheta}}(p)W_{\text{ос}}(p)} = \\ &= \frac{n_{\text{в}}(p + n_{22})}{p^2 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p + \omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}}}. \end{aligned}$$

Передаточная функция замкнутой системы по углу тангажа имеет вид

$$\begin{aligned} \Phi_{\vartheta}(p) &= \frac{k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(p)}{p + k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(p)} = \\ &= \frac{b_0p + a_3}{p^3 + a_1p^2 + a_2p + a_3}. \end{aligned} \quad (15)$$

Так как разность полиномов знаменателя и числителя передаточной функции рассматриваемой системы $\Phi_{\vartheta}(p)$ равна двум, то задаем желаемые передаточные функции системы в виде

$$\Phi_{\vartheta}^*(p) = \frac{W_{\vartheta}^*(p)}{1 + W_{\vartheta}^*(p)} = \frac{\omega^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2}; \quad (16)$$

$$W_{\vartheta}^*(p) = \frac{k}{p(\tau p + 1)}, \quad (17)$$

где $W_{\vartheta}^*(p)$ — передаточная функция разомкнутой системы;

$$\xi = \frac{1}{2\sqrt{k\tau}}; \quad \omega^2 = \frac{k}{\tau}.$$

Задавая значения ξ и $\omega = \tau_a\omega_{\text{разм}}$, которые характеризуют желаемое качество переходного процесса, определяем значения k и τ желаемой передаточной функции разомкнутой системы

$$k = \frac{\omega}{2\xi}; \quad \tau = \frac{1}{2\xi\omega}. \quad (18)$$

Приравняем передаточную функцию разомкнутой системы к желаемой передаточной функции $W_{\vartheta}^*(p)$:

$$k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(p) = \frac{k}{\tau p + 1} \quad (19)$$

или

$$\frac{k_{\vartheta} n_{\text{в}}(p + n_{22})}{p^2 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p + \omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}}} = \frac{k}{\tau p + 1}.$$

После преобразований получаем

$$k [p^2 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p + \omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}}] = k_{\vartheta} n_{\text{в}} \tau \left[p^2 + (n_{22} + \frac{1}{\tau})p + \frac{n_{22}}{\tau} \right].$$

Приравнявая коэффициенты при соответствующих степенях оператора p , получаем систему трех уравнений с тремя неизвестными $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$:

$$\begin{cases} k = k_{\vartheta} n_{\text{в}} \tau; \\ 2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}} = n_{22} + \frac{1}{\tau}; \\ \omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}} = \frac{n_{22}}{\tau}. \end{cases} \quad (20)$$

Отсюда находим передаточные числа автопилота

$$\begin{aligned} k_{\vartheta} &= \frac{k}{n_{\text{в}} \tau}; \\ k_{\dot{\vartheta}} &= \frac{1}{n_{\text{в}}} \left(\frac{n_{22}}{\tau} - \omega_0^2 \right); \\ k_{\ddot{\vartheta}} &= \frac{1}{n_{\text{в}}} \left(n_{22} + \frac{1}{\tau} - 2d_0\omega_0 \right). \end{aligned} \quad (21)$$

Определим параметры $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$ для легкого самолета [3] с коэффициентами $n_{22} = 2,4$; $n_0 = 0,4$; $n_{32} = 38$; $n_{33} = 2,45$; $n_{\text{в}} = 49$; $\tau_a = 3,8$ с:

• при $\omega_{\text{разм}} = 2,09 \text{ с}^{-1}$; $\omega = 7,959$; $\xi = 1$; $k = 3,979$; $\tau = 0,063$

$$k_{\vartheta} = 1,293; \quad k_{\dot{\vartheta}} = -0,1159; \quad k_{\ddot{\vartheta}} = 0,2667;$$

• при $\omega_{\text{разм}} = 2,09 \text{ с}^{-1}$; $\omega = 7,959$; $\xi = 0,7$; $k = 5,685$; $\tau = 0,09$

$$k_{\vartheta} = 1,293; \quad k_{\dot{\vartheta}} = -0,3498; \quad k_{\ddot{\vartheta}} = 0,169.$$

3. СИНТЕЗ САУ УГЛОМ ТАНГАЖА С ПОМОЩЬЮ АСТАТИЧЕСКОГО АВТОПИЛОТА

Закон управления в случае астатического автопилота имеет вид:

$$p\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}} + p^2k_{\vartheta})p\vartheta, \quad (22)$$

где коэффициенты $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}, k_{\vartheta}$ — передаточные числа.

Решив систему уравнений (4) совместно с (22), получим уравнение замкнутой системы

$$(p^4 + a_1p^3 + a_2p^2 + a_3p + a_4)\vartheta = (b_0p + a_4)\vartheta_3 + pf', \quad (23)$$

где $f' = (n_0p + n_{32})f_2 + (p + n_{22})f_3$.

Очевидно, можно сделать вывод, что поскольку возмущение входит под знак оператора дифференцирования, то система не имеет статических погрешностей (является астатической) по отношению к углу тангажа при действии возмущений.

Структурная схема САУ углом тангажа посредством астатического автопилота со скоростью обратной связью изображена на рис. 3.

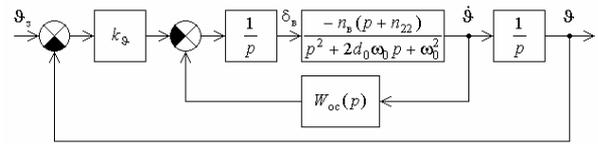


Рис. 3. Структурная схема САУ углом тангажа посредством астатического автопилота с СОС

Здесь передаточная функция ЛА по угловой скорости тангажа $W_{\dot{\vartheta}}(p)$ аналогична (12).

Передаточная функция контура сервопривода

$$W_{\text{сп}}(p) = \frac{1}{p}. \quad (24)$$

Передаточная функция ОС

$$W_{\text{ос}}(p) = \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}} + p^2k_{\vartheta}). \quad (25)$$

Передаточная функция внутренней подсистемы по угловой скорости тангажа имеет вид

$$\begin{aligned} \Phi_{\dot{\vartheta}}(p) &= \frac{-W_{\dot{\vartheta}}(p)}{p - W_{\dot{\vartheta}}(p)W_{\text{ос}}(p)} = \\ &= \frac{n_{\text{в}}(p + n_{22})}{p^3 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p^2 + (\omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}})p + n_{\text{в}}k_{\vartheta}}. \end{aligned}$$

Передаточная функция замкнутой системы по углу тангажа имеет вид

$$\begin{aligned} \Phi_{\vartheta}(p) &= \frac{k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(p)}{p + k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(p)} = \\ &= \frac{b_0p + a_4}{p^4 + a_1p^3 + a_2p^2 + a_3p + a_4}. \end{aligned} \quad (26)$$

Так как разность полиномов знаменателя и числителя передаточной функции рассматриваемой системы $\Phi_{\vartheta}(p)$ равна трем, то задаем желаемые передаточные функции системы в виде

$$\Phi_{\vartheta}^*(p) = \frac{W_{\vartheta}^*(p)}{1 + W_{\vartheta}^*(p)} = \quad (27)$$

$$= \frac{\omega^3}{p^3 + A_1\omega p^2 + A_2\omega^2 p + \omega^3};$$

$$W_{\vartheta}^*(p) = \frac{k}{p(\tau_2^2 p^2 + \tau_1 p + 1)}, \quad (28)$$

где $W_{\vartheta}^*(p)$ — передаточная функция разомкнутой системы;

$$A_1\omega = \frac{\tau_1}{\tau_2^2}; \quad A_2\omega^2 = \frac{1}{\tau_2^2}; \quad \omega^3 = \frac{k}{\tau_2^2}.$$

Задавая значения A_1, A_2 и $\omega = \tau_a \omega_{\text{разм}}$, которые характеризуют желаемое качество переходного процесса, определяем значения k, τ_1 и τ_2 желаемой передаточной функции разомкнутой системы

$$k = \frac{\omega}{A_2}; \quad \tau_1 = \frac{A_1}{A_2\omega}; \quad \tau_2 = \frac{1}{\omega\sqrt{A_2}}. \quad (29)$$

Приравняем передаточную функцию разомкнутой системы к желаемой передаточной функции $W_{\vartheta}^*(p)$:

$$k_{\vartheta}\Phi_{\vartheta}(p) = \frac{k}{\tau_2^2 p^2 + \tau_1 p + 1} \quad (30)$$

или

$$\frac{k_{\vartheta}n_{\text{в}}(p + n_{22})}{p^3 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\vartheta})p^2 + (\omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}}} = \frac{k}{\tau_2^2 p^2 + \tau_1 p + 1}.$$

После преобразований получаем

$$\begin{aligned} & k \left[p^3 + (2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\vartheta})p^2 + \right. \\ & \quad \left. + (\omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}})p + n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}} \right] = \\ & = k_{\vartheta}n_{\text{в}}\tau_2^2 \left[p^3 + \left(\frac{n_{22}\tau_2^2 + \tau_1}{\tau_2^2} \right) p^2 + \right. \\ & \quad \left. + \left(\frac{1 + \tau_1 n_{22}}{\tau_2^2} \right) p + \frac{n_{22}}{\tau_2^2} \right]. \end{aligned}$$

Приравняв коэффициенты при соответствующих степенях оператора p , получаем си-

стему четырех уравнений с четырьмя неизвестными $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}, k_{\vartheta}$

$$\begin{aligned} k &= k_{\vartheta}n_{\text{в}}\tau_2^2, \\ 2d_0\omega_0 + n_{\text{в}}k_{\vartheta} &= n_{22} + \frac{\tau_1}{\tau_2^2}, \\ \omega_0^2 + n_{\text{в}}k_{\ddot{\vartheta}} &= \frac{1 + \tau_1 n_{22}}{\tau_2^2}, \\ n_{\text{в}}k_{\dot{\vartheta}} &= \frac{n_{22}}{\tau_2^2}. \end{aligned} \quad (31)$$

Отсюда находим передаточные числа автопилота

$$\begin{aligned} k_{\vartheta} &= \frac{k}{n_{\text{в}}\tau_2^2}; \quad k_{\dot{\vartheta}} = \frac{n_{22}}{\tau_2^2 n_{\text{в}}}; \\ k_{\ddot{\vartheta}} &= \frac{1}{n_{\text{в}}} \left(\frac{1 + \tau_1 n_{22}}{\tau_2^2} - \omega_0^2 \right); \\ k_{\vartheta} &= \frac{1}{n_{\text{в}}} \left(n_{22} + \frac{\tau_1}{\tau_2^2} - 2d_0\omega_0 \right). \end{aligned} \quad (32)$$

Определим параметры $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}, k_{\vartheta}$ для легкого самолета [3] с коэффициентами $n_{22} = 2,4, n_0 = 0,4, n_{32} = 38, n_{33} = 2,45, n_{\text{в}} = 49, \tau_a = 3,8$ с:

• при $\omega = 7,959, A_1 = 3, A_2 = 3, k = 2,653, \tau_1 = 0,126, \tau_2 = 0,073$

$$\begin{aligned} k_{\vartheta} &= 10,288; & k_{\dot{\vartheta}} &= 9,307; \\ k_{\ddot{\vartheta}} &= 4,152; & k_{\vartheta} &= 0,429; \end{aligned}$$

• при $\omega = 7,959, A_1 = 2,15, A_2 = 2,15, k = 3,7, \tau_1 = 0,126, \tau_2 = 0,085$

$$\begin{aligned} k_{\vartheta} &= 10,288; & k_{\dot{\vartheta}} &= 6,67; \\ k_{\ddot{\vartheta}} &= 2,722; & k_{\vartheta} &= 0,291. \end{aligned}$$

Полученные передаточные числа являются безразмерными величинами.

4. МОДЕЛИРОВАНИЕ САУ УГЛОМ ТАНГАЖА

Цифровое моделирование переходных процессов, происходящих в САУ при подаче на вход единичного воздействия, производится с использованием пакета Simulink системы Matlab. Схемы моделирования приведены соответственно на рис. 4 и 5. Параметры самолета задаются с помощью блоков Transfer Fcn2 и Transfer Fcn3, параметры автопилота — с помощью блоков Transfer Fcn и Transfer Fcn1 или Transfer Fcn и Transfer Fcn5.

Входным сигналом САУ является единичное, ступенчатое изменение ϑ_3 (блок Step) или f_3 (блок Step1). На выходе схемы с помощью блока Scope наблюдается переходной

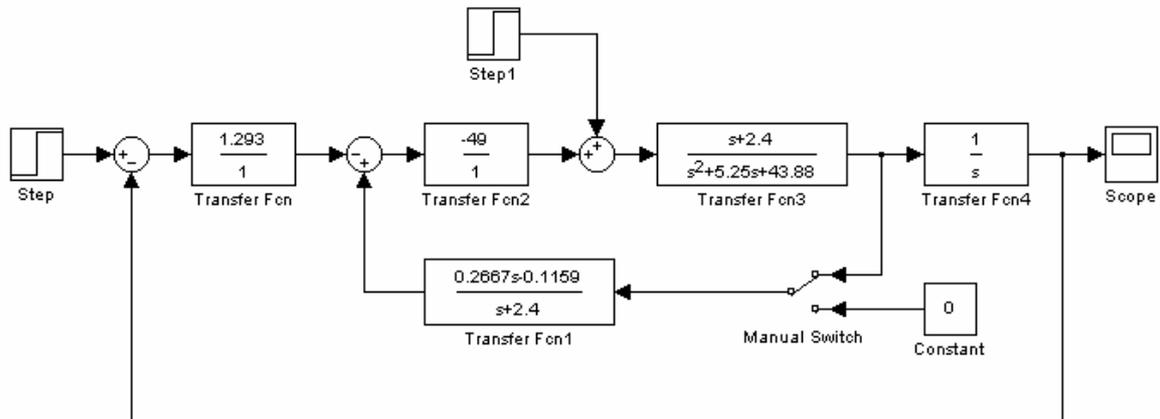


Рис. 4. Схема моделирования статической САУ углом тангажа

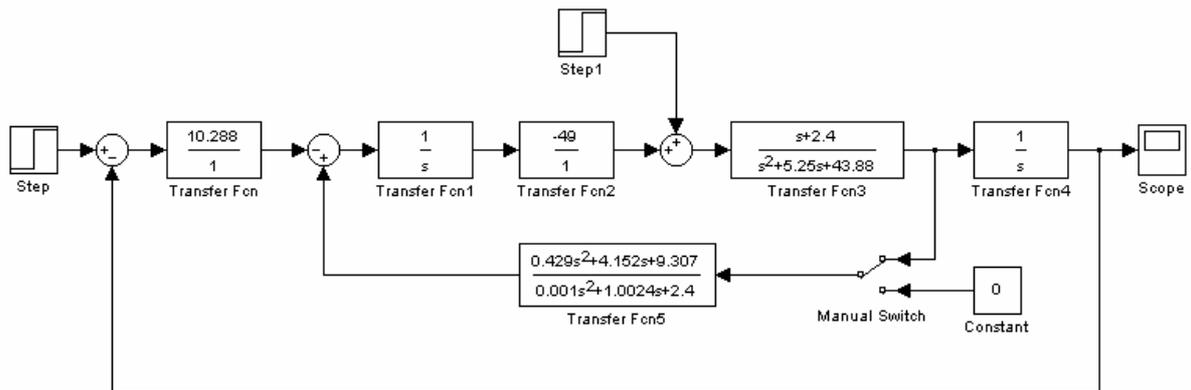


Рис. 5. Схема моделирования астатической САУ углом тангажа

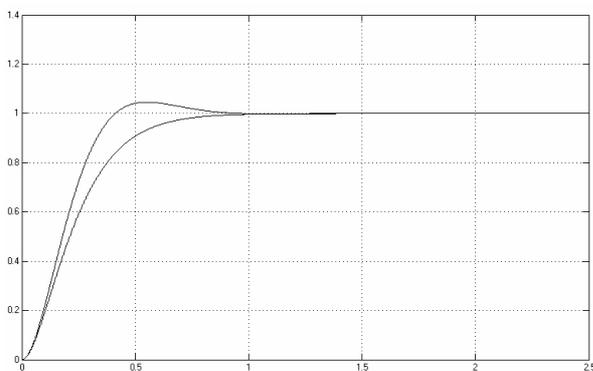


Рис. 6. Переходные процессы в статической САУ

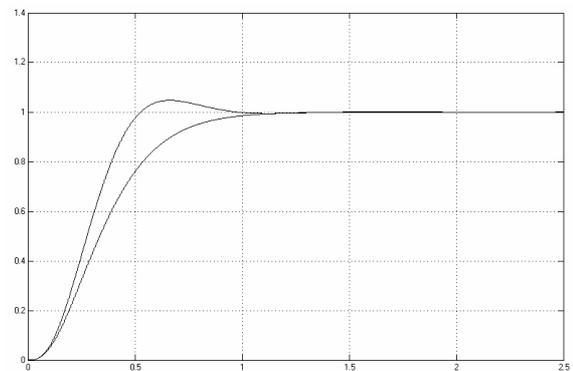


Рис. 7. Переходные процессы в астатической САУ

процесс по выходной координате системы — углу тангажа ϑ .

Включение обратной связи по угловой скорости тангажа осуществляется при верхнем положении переключателя Manual Switch, при нижнем положении этого переключателя обратная связь отключается.

Результаты моделирования переходных процессов по задающему воздействию в статической САУ углом тангажа приведены на рис. 6, в астатической САУ — на рис. 7.

Монотонные переходные процессы соответствуют первым вариантам расчетов передаточных чисел, колебательные — вторым вариантам. Максимальное перерегулирование соответствует 4,6% для статической САУ и 4,7% для астатической САУ.

Переходные процессы получены для относительного времени \bar{t} . Реальное время равно

$$t = \tau_a \bar{t},$$

где $\tau_a = 3,8$ с — аэродинамическая постоянная времени самолета.

Следовательно, время регулирования для статической системы равно: для монотонного процесса — 2,28 с; для колебательного процесса — 1,38 с.

Время регулирования для астатической системы равно: для монотонного процесса — 3,02 с; для колебательного процесса — 1,82 с.

Качество полученных переходных процессов соответствует заданным требованиям.

Следовательно, введение в закон управления автопилота звена с передаточной функцией [5]

$$W(p) = \frac{1}{p + n_{22}}$$

позволяет скорректировать влияние числителя передаточной функции самолета, а введение дополнительных составляющих $k_{\ddot{\vartheta}} p^2 \vartheta$ или $k_{\vartheta} p^3 \vartheta$ позволяет однозначно обеспечить заданное качество переходных процессов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, предложенный аналитический метод синтеза автопилотов угла тангажа

позволяет учесть влияние числителя передаточной функции самолета и в результате провести синтез передаточных чисел, обеспечивающих желаемое качество переходных процессов.

В настоящее время при применении цифровых САУ возможно усложнение алгоритмов функционирования управляющих устройств с целью достижения необходимого качества работы объекта управления.

Рассмотренный метод синтеза может быть использован при разработке новых высокоэффективных САУ самолетами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Синяков, А. Н.** Системы автоматического управления летательными аппаратами и их силовыми установками : учеб. для студ. высших техн. учебн. заведений / А. Н. Синяков, Ф. А. Шаймарданов. М. : Машиностроение, 1991. 320 с.
2. **Боднер, В. А.** Теория автоматического управления полетом / В. А. Боднер. М. : Наука, 1964. 700 с.
3. **Боднер, В. А.** Системы управления летательными аппаратами / В. А. Боднер. М. : Машиностроение, 1973. 506 с.
4. **Михалев, И. А.** Системы автоматического управления самолетом / И. А. Михалев, Б. Н. Окоемов, М. С. Чукулаев. М. : Машиностроение, 1987. 240 с.
5. **Петров, Б. Н.** Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления / Б. Н. Петров, В. Ю. Рутковский, И. Н. Крутова [и др.]. М. : Машиностроение, 1972. 260 с.
6. **Мирошник, И. В.** Теория автоматического управления. Линейные системы : учеб. пособие для студ. вузов / И. В. Мирошник. СПб. : Питер, 2005. 336 с.

ОБ АВТОРЕ



Петунин Валерий Иванович, доц. каф. авиац. приборостроения. Дипл. инж.-электром. по авиац. приборостроению (УГАТУ, 1970). Канд. техн. наук по сист. обработки инф. и управления (УГАТУ, 1999). Иссл. в обл. систем авт. управления ГТД, логикодин. систем, адапт. и интел. систем.