

КОНТРОЛЬНАЯ РАБОТА

Целью контрольной работы является исследование САУ высотой полёта. Для выполнения контрольной работы следует использовать печатные издания 1 и 2 [Л1, Л2] из списка литературы в программе дисциплины.

Структурная схема системы представлена на рис. 4.1. [Л1]. Исходные данные для расчёта коэффициентов САУ соответствуют параметрам продольного канала ЛА и берутся: 1) из табл. 1.1, где тип самолёта определяется по первой букве фамилии студента: А–Д – лёгкий самолёт, Е–П – средний самолёт, Р–Я – тяжёлый самолёт; высота полёта задаётся второй буквой фамилии: А–Н – первый столбец параметров самолёта, П–Я – второй столбец (столбец «Н=12 км» для тяжёлого самолёта не используется); 2) из табл. 4.1 (см. далее) по третьей букве фамилии: А–Д – «близость частотных характеристик»; Е–П – «стандартные коэффициенты»; Р–Я – «кратные корни».

Требуется:

- 1) рассчитать коэффициенты (передаточные числа) автопилота;
- 2) проверить систему на устойчивость;
- 2) определить статическую ошибку относительно управляющего h_z воздействия.

Таблица 1.1

Коэффициент	Легкий самолет		Средний самолет		Тяжелый самолет		
	$H=11$ км $M=0,9$ $\tau_a=3,8$ с	$H=15$ км $M=2,5$ $\tau_a=2,5$ с	$H=0$ (посадка)	$H=4$ км $M=0,65$ $\tau_a=2,9$ с	$H=0$ (посадка)	$H=8$ км $M=0,8$ $\tau_a=2,5$ с	$H=12$ км $M=0,9$ $\tau_a=3$ с
n_{11}	0,024	-0,01	0,12	0,019	0,12	0,026	0,048
n_{12}	-0,11	-0,08	-0,28	0,02	-0,12	-0,025	-0,079
n_{13}	0,2	0,2	0,4	0,3	0,3	0,1	0,17
n_{14}	-0,0004	-0,0004	—	-0,00044	—	-0,0004	-0,0004
n_{21}	-0,4	-0,68	-0,8	-0,6	-0,65	-0,36	-0,68
n_{22}	2,4	2,5	2,4	2,66	2,35	3	2,4
n_{23}	0	0	0,02	0	0,015	0	0
n_{24}	-0,012	-0,013	—	-0,013	—	-0,011	-0,012
n_{31}	0	-0,8	0	0	0	0	-1,2
n_0	0,4	0,7	0,59	0,6	0,9	1,17	0,68
n_{32}	38	16	6,6	10,6	8	4,2	36
n_{33}	2,45	2,2	1,67	1,7	2,35	2,5	2,42
n_{34}	-0,053	-0,055	—	-0,055	—	-0,05	-0,05
n_B	49	100	15,2	24,5	8,4	28	46
n_d	0,022	0,02	0,019	0,021	0,018	0,02	0,02

Методические указания

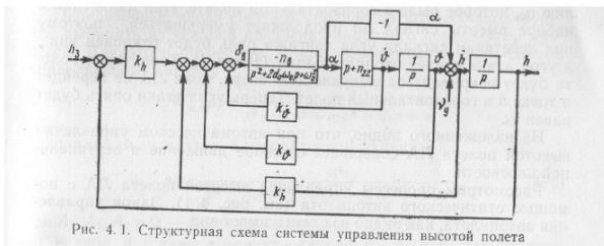


Рис. 4.1. Структурная схема системы управления высотой полета

Рассмотрим процессы управления высотой полета ЛА с помощью статического автопилота (см. рис. 4.1). Закон управления автопилота, как видно из схемы, имеет вид

$$\delta_b = (k_h + k_h p) h + (k_\phi + k_\phi p) \dot{\phi} - k_h h_b. \quad (4.1)$$

В дальнейшем будем полагать, что элементы системы управления не имеют динамических погрешностей. Такое предположение реализуется легко, поскольку движение центра масс является медленным. Возьмем уравнение ЛА в виде (1.21), полагая скорость полета постоянной. Исключая из уравнений (1.21) и (4.1) переменную δ_b , получим:

$$\Delta(p) \dot{\phi} = (\dot{b}_0 p + a_4) p h_3 + F_1; \quad (4.2)$$

$$\Delta(p) h = a_4 h_3 + F_2,$$

где

$$a_1 = c_1 + n_\phi k_\phi; \quad a_2 = c_2 + n_\delta (k_\phi + n_{22} k_\phi);$$

$$a_3 = n_\delta n_{22} (k_\phi + k_\phi); \quad a_4 = n_\delta n_{22} k_h;$$

$$b_0 = n_\delta k_h; \quad \Delta(p) = p^4 + a_1 p^3 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4,$$

а величины F_1 и F_2 — внешние возмущения, вызванные факторами f_2, f_3 и v_y [см. уравнения (1.21)].

Устойчивость системы (4.2) следует из неравенства

$$a_3(a_1 a_2 - a_3) - a_1^2 a_4 > 0, \quad (4.3)$$

а критический коэффициент усиления k_h будет

$$k_h = (k_\phi + k_\phi) \left[\frac{c_2 + n_\delta (k_\phi + n_{22} k_\phi)}{c_1 + n_\phi k_\phi} - \frac{n_\delta n_{22} (k_\phi + k_\phi)}{(c_1 + n_\phi k_\phi)} \right]. \quad (4.4)$$

Из выражения (4.4) видно, что для увеличения коэффициента k_h необходимо увеличивать коэффициенты k_ϕ, k_ϕ и k_ϕ . Следу-

ет заметить, что управлять высотой полета без сигналов угла и угловой скорости тангажа невозможно. Это, в частности, следует из выражения (4.4), если в нем положить k_ϕ и $k_\phi = 0$. При этом сигнал угловой скорости необходим для демпфирования угловых движений, а сигнал угла — для демпфирования движений центра масс.

Передаточные числа системы управления высотой полета будем выбирать из условий получения заданного переходного процесса. Для этого потребуем, чтобы передаточная функция по управляющему сигналу

$$W_h(p) = \frac{a_4}{p^4 + a_1 p^3 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4} \quad (4.5)$$

совпадала со стандартной передаточной функцией

$$W_0(p) = \frac{\Omega^4}{p^4 + A_1 \Omega p^3 + A_2 \Omega^2 p^2 + A_3 \Omega^3 p + \Omega^4}, \quad (4.6)$$

где A_1, A_2, A_3 и Ω — заданные величины.

В табл. 4.1 даны значения величин A_1, A_2 и A_3 для случаев близости частотных характеристик, стандартных коэффициентов и кратных корней. Что касается частоты Ω , то она определяет время регулирования.

Таблица 4.1

Рассматриваемый случай	A_1	A_2	A_3
Близость частотных характеристик	2,62	3,08	2,62
Стандартные коэффициенты	3,41	4,24	3,41
Кратные корни	4	6	4

Из сравнения коэффициентов передаточных функций (4.5) и (4.6) получаем выражения для передаточных чисел:

$$\left. \begin{aligned} k_h &= \frac{\Omega^4}{n_\delta n_{22}}; \quad k_h = \frac{1}{n_\delta n_{22}} [A_3 \Omega^3 - A_2 \Omega^2 n_{22} + A_1 \Omega n_{22}^2 + n_{22} (c_2 - c_1 n_{22})]; \\ k_b &= \frac{1}{n_\delta} (A_2 \Omega^2 - c_2 + c_1 n_{22} - A_1 \Omega n_{22}); \quad k_\phi = \frac{1}{n_\phi} (A_1 \Omega - c_1). \end{aligned} \right\} (4.7)$$

где $c_1=5,5$; $c_2=42$; $\Omega=4$.

Проверка системы на устойчивость производится по (4.3), для чего необходимо рассчитать и сравнить с нулём левую часть неравенства.

Статическая ошибка относительно управляющего (задающего) воздействия h_3 определяется как отклонение от единицы выходной величины h при $h_3=1$. (h при $h_3=1$ определяются из (4.6) при подстановке $p=0$).

Пример.

Пусть уравнение САУ имеет вид

$$(T_0 p^3 + T_0 p^2 + p + 1) h = (T_1 p + 1) h_3.$$

Тогда статическая ошибка относительно управляющего воздействия будет равна $\varepsilon = 1 - |h_1|$,

где h_1 определяется из уравнения (подстановка $p=0$)

$$(T_0 0^3 + T_0 0^2 + 0 + 1) h_1 = (T_1 0 + 1) 1.$$