

Контрольное задание

Целью контрольного задания является исследование САУ высотой полёта. Структурная схема системы представлена в лекционном материале на рис. 4.1. Исходные данные для расчёта коэффициентов САУ (формулы (4.7)) соответствуют параметрам продольного канала ранее исследованных САУ. Значения нормируемых величин A_1, A_2, A_3 берутся из второй строки табл. 4.1. Результатами выполнения задания должны быть расчёт коэффициентов САУ и получение переходных процессов САУ относительно управляющего и возмущающего воздействий (возмущающее воздействие прикладывается на схеме в точке δ_h). Требуется также определить численные значения статических ошибок.

получаемый путем дифференцирования сигнала высоты, сигнал угла тангажа, который необходим для демпфирования движения центра масс и сигнал угловой скорости тангажа, необходимый для демпфирования угловых движений. Представленная на рис. 4.1 схема отражает указанную структуру сигналов.

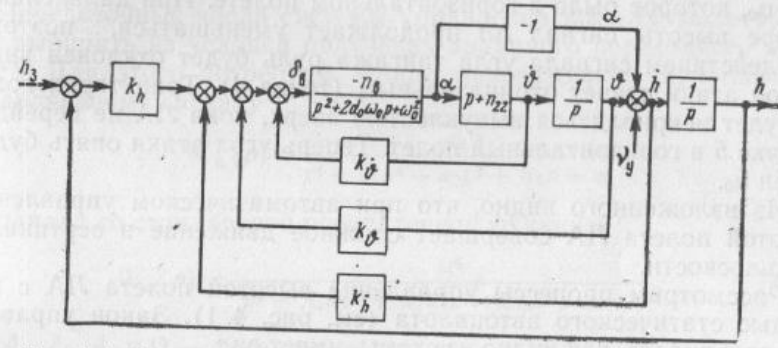


Рис. 4.1. Структурная схема системы управления высотой полета

Рассмотрим работу схемы при отклонении высоты полета от заданной, например, при наборе высоты (рис. 4.2). В горизонтальном установившемся полете (точка 1) между вектором скорости V и продольной осью ЛА x имеется положительный угол атаки α_0 . Пусть в точке 2 с помощью ручки управления автопилотом создано рассогласование $\Delta h = h_3 - h$ (где h_3 и h — соответственно заданная и фактическая относительные высоты полета), под действием которого произойдет отклонение руля высоты и

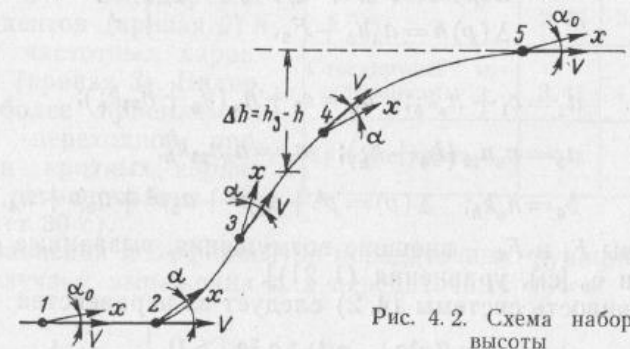


Рис. 4.2. Схема набора высоты

УПРАВЛЕНИЕ ВЫСОТОЙ ПОЛЕТА

Для формирования контура управления высотой полета необходимо измерять сигнал высоты с помощью, например, барометрического высотомера, сигнал скорости изменения высоты,

продольной оси x кверху, при этом угол атаки получит приращение $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_0$, что приведет к увеличению подъемной силы. Вследствие этого вектор скорости начнет поворачиваться вверх и траектория полета искривится. В точке 3 уменьшается рассогласование Δh и возрастает сигнал угла тангажа, что приведет к уменьшению угла отклонения руля высоты. При этом умень-

шится угол атаки и приращение подъемной силы, поэтому вектор скорости перестает поворачиваться. Между точками 3 и 4 имеется такая точка, в которой сигнал рассогласования Δh становится равным сигналу угла тангажа, поэтому руль высоты займет нейтральное положение, а угол атаки станет равным значению α_0 , которое было в горизонтальном полете. При дальнейшем наборе высоты сигнал Δh продолжает уменьшаться, поэтому под действием сигнала угла тангажа руль будет отклонен вниз, а угол атаки станет отрицательным (точка 4). Траектория полета будет искривляться выпуклостью вверх, пока ЛА не перейдет в точке 5 в горизонтальный полет. Теперь угол атаки опять будет равен α_0 .

Из изложенного видно, что при автоматическом управлении высотой полета ЛА совершает сложное движение в вертикальной плоскости.

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

$$\delta_b = (k_h + k_h p) h + (k_\theta + k_\theta p) \vartheta - k_h h_s. \quad (4.1)$$

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:

$$\left. \begin{aligned} \Delta(p) \vartheta &= (b_0 p + a_4) p h_s + F_1; \\ \Delta(p) h &= a_4 h_s + F_2, \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

где

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

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

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

а величины F_1 и F_2 — внешние возмущения, вызванные факторами f_2 , f_3 и v_v [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

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

Из выражения (4.4) видно, что для увеличения коэффициента k_h необходимо увеличивать коэффициенты k_h , k_θ и k_θ . 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_θ и $k_\theta = 0$. 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.

На рис. 4.3 даны графики переходных процессов для случая кратных корней (кривая 1), стандартных коэффициентов (кривая 2) и близости частотных характеристик (кривая 3). Видно, что наиболее приемлемым является переходный процесс при кратных корнях (время регулирования не превышает 30 с).

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

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

В качестве примера найдем передаточные числа для самолета с параметрами $c_1 = 5,5$, $c_2 = 42$, $n_b = 46$, $n_{22} = 2,4$, $\tau_a = 2,5$ с,

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

в случае кратных корней ($A_1=A_3=4$, $A_2=6$) и частоты $\Omega=4$:

$$k_h = 2,32; k_{\dot{h}} = 0,625; k_{\phi} = 0,625; k_{\dot{\phi}} = 0,23.$$

Размерные передаточные числа по угловым координатам будут:

$$k_{\phi}' = k_{\phi} = 0,625 \frac{\text{град}}{\text{град}}; k_{\dot{\phi}}' = \tau_a k_{\dot{\phi}} = 0,575 \frac{\text{град}}{\text{град/с}}.$$

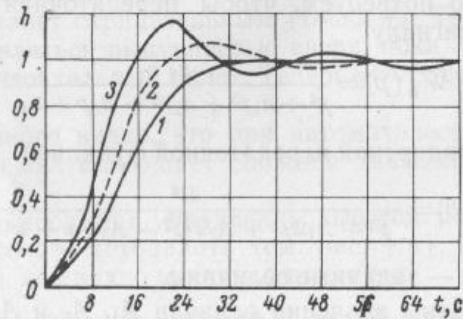


Рис. 4.3. Графики переходного процесса

Размерные передаточные числа k_h и $k_{\dot{h}}$ найдем из соотношений

$$k_h = \frac{\delta_n}{h} = \tau_a V \frac{\delta_n}{\Delta H} \text{ и } k_{\dot{h}} = \frac{\delta_n}{p h} = V \frac{\delta_n}{\Delta \dot{H}}$$

или

$$k_h' = \frac{k_h}{\tau_a V} \text{ и } k_{\dot{h}}' = \frac{k_{\dot{h}}}{V}.$$

Если $V=300$ м/с, то

$$k_h' = \frac{2,32}{2,5 \cdot 300} = 0,18 \text{ град/с}; k_{\dot{h}}' = \frac{0,625}{300} = 0,12 \frac{\text{град}}{\text{м/с}}.$$

Легко видеть, что найденные здесь передаточные числа k_{ϕ} и $k_{\dot{\phi}}$ имеют тот же порядок величин, что и значения, полученные при исследовании угловых движений. Это обстоятельство позволяет пользоваться одними и теми же передаточными числами как при управлении угловыми движениями, так и при управлении движением центра масс.

Анализ структуры коэффициента $a_3 = n_n n_{22} (k_{\phi} + k_{\dot{h}})$ в передаточной функции (4.5) показывает, что передаточные числа k_{ϕ} и $k_{\dot{h}}$ равнозначны. Уменьшение одного из этих передаточных чисел можно компенсировать увеличением другого.