

Самостоятельная работа обучающегося №2. Система управления курсом летательного аппарата

1. Краткое математическое описание системы

Упрощенная схема системы изображена на рис. 2.1, а, б (а – структурная схема, б – функциональная).

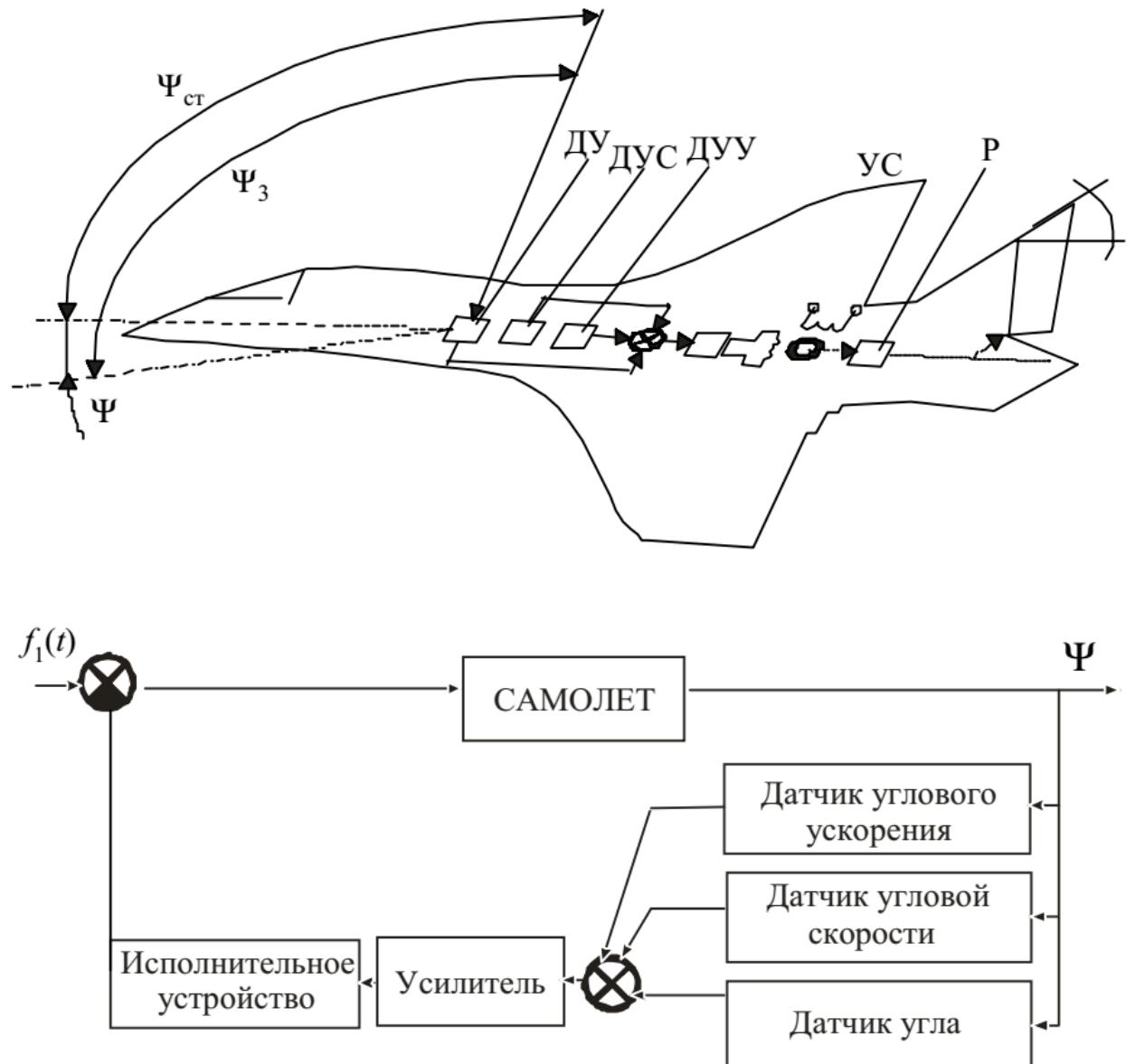


Рис. 2.1

Система работает следующим образом. Отклонение самолета от заданного курса, т. е. углы рысканья самолета, принимаются малыми. Зависимостью движения самолета по курсу от движения по тангажу и от движения по крену пренебрегаем.

Система автоматического управления, изображенная на рис. 2.1, состоит из:

самолета – объекта управления;
автопилота – регулятора.

Основной задачей автопилота является автоматическое поддержание заданного курса летательного аппарата с определенной точностью.

Возмущающие воздействия (несимметричность тяги двигателей, порывы ветра и т. д.) отклоняют самолет от заданного курса.

Датчик угла (ДУ) – гироскоп направления – измеряет это отклонение – угол Y , датчик скорости (ДУС) измеряет угловую скорость Y_1 этого отклонения, а датчик углового ускорения (ДУУ) – угловое ускорение Y_2 . Результаты измерений в виде электрических сигналов U_1, U_2, U_3 поступают на вход усилителя, который одновременно является и суммирующим устройством. С выхода усилителя сигнал в виде переменного тока поступает на исполнительное устройство – электродвигатель с редуктором, который через редуктор поворачивает рулевую поверхность на угол Y .

Система управления курса летательного аппарата [1] описывается следующей системой дифференциальных уравнений, записанных в стандартной форме:

объект регулирования (“нейтральный самолет” – $\beta = 0$)

$$(T_1 S + 1) S \Delta \Psi = -K_1 \Delta \delta + f_1(t);$$

уравнения звеньев, входящих в регулятор:

измерители (гироскопы совместно с потенциометрическими датчиками):

$$\begin{aligned}\Delta U_1 &= K_3 \Delta \Psi, \\ \Delta U_2 &= K_3^1 S \Delta \Psi, \\ \Delta U_3 &= R^{11} S^2 \Delta \Psi;\end{aligned}$$

уравнение усилителя

$$(T_3 S + 1) \Delta I = K_4 \Delta U_1 + K_5 \Delta U_2 + K_6 \Delta U_3;$$

уравнение исполнительного устройства (двигатель с редуктором)

$$(T_4 S + 1) S \Delta \delta = K_8 \Delta I.$$

2. Подготовка исходных данных для моделирования

Исходные данные для моделирования системы приведены табл. 2.1.

Таблица 2.1

№ п/п	Вариант	$T_1, \text{с}$	$K_1, 1/\text{с}$	$K_x, 1/\text{с}$	$K_y, 1/\text{с}$	$K_z, 1/\text{с}$	$f_1(t)$
1	1-1	0.2	1.2	2.0	x	X	1
2	1-2	0.3	1.4	2.4	X	X	1
3	1-3	0.4	1.6	2.8	X	X	1
4	1-4	0.5	1.8	3.2	X	X	1
5	1-5	0.6	2.0	3.6	X	X	1
6	1-6	0.7	2.2	4.0	X	x	1

Примечание: $-T_3 = T_4 = 0$; начальные условия нулевые; $K_x = K_3 K_4 K_8$, $K_y = K_3^1 K_5 K_8$, $K_z = K_3^{11} K_6 K_8$.

Подготовка исходных данных для моделирования производится следующим образом. В каждом из шести предлагаемых вариантов из шести параметров, необходимых для моделирования, неизвестны два: K_y и K_z .

Для их нахождения необходимо проделать следующее:

1) используя уравнения объекта регулирования и регулятора, составить единое дифференциальное уравнение системы в стандартной форме записи;

2) “понизить” порядок дифференциального уравнения с учетом допущений, указанных в примечании к табл. 2.1;

В результате динамические процессы в системе управления курса ЛА будут описываться дифференциальным уравнением 3-го порядка;

3) построить границу устойчивости в плоскости двух неизвестных параметров (K_y и K_z) с использованием критерия устойчивости Вышнеградского;

4) по построенному графику зависимости $K_z = f(K_y)$ определить область устойчивости системы;

5) выбрать неизвестные параметры K_y и K_z системы из найденной области устойчивости.

3. Порядок выполнения работы

Используя уравнения объекта регулирования – самолета и уравнения звеньев, входящих в регулятор, построим структурную схему системы, приведенную на рис. 2.2.

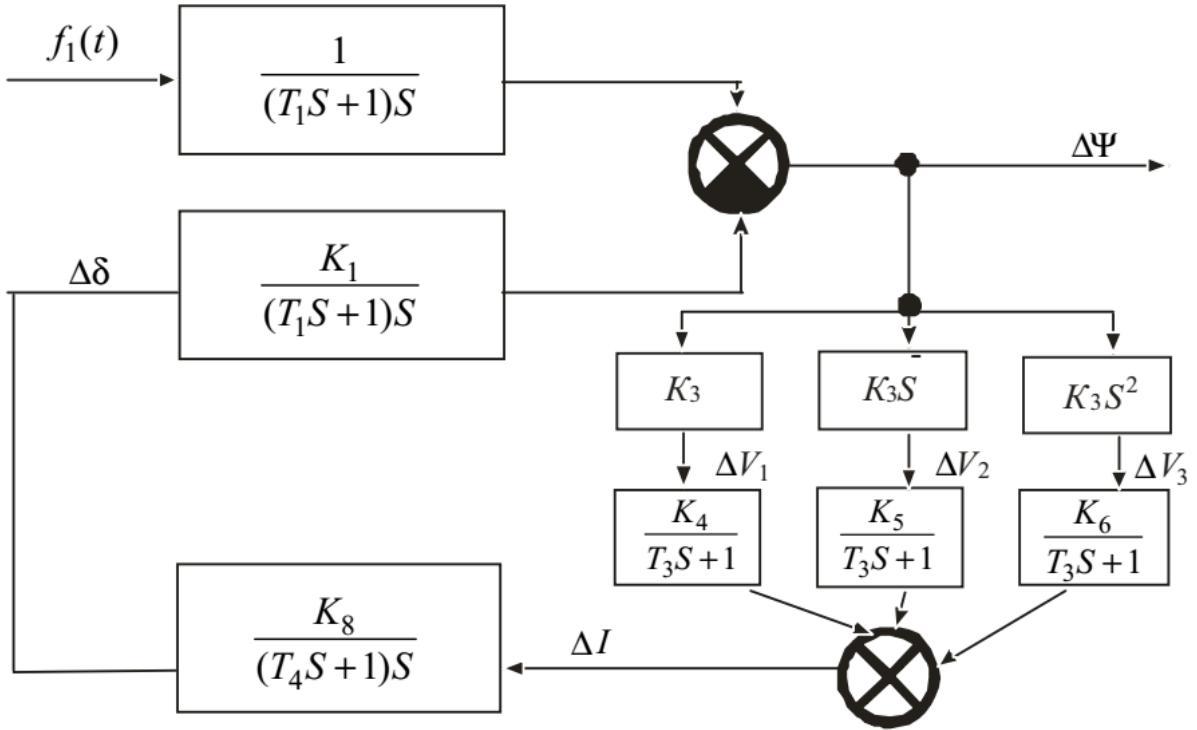


Рис. 2.2

Упрощаем полученную модель с учетом того, что $T_3 = T_4 = 0$.

Применяя краткие рекомендации к пакету Simulink, набираем упрощенную структурную схему системы управления курсом ЛА.

В передаточных функциях Transfer F_{сп} в числитель и знаменатель вводим параметры, соответствующие исходным данным для моделирования.

Возмущение $f_1(t)$ задаем в виде скачка Step. Регулируемый курс самолета ΔY регистрируется с помощью графопостроителя Scope.

Постоянные коэффициенты передачи устанавливаются с помощью блоков Gain.

Соединение блоков (звеньев), входящих в систему управления, осуществляется в соответствии со структурной схемой по рассмотренным ранее рекомендациям.

Для выполнения моделирования нужно выбрать пункт Start из меню Simulation или нажать кнопку > (Run)

Критерий Вышнеградского. По критерию система 3-го порядка устойчива, если все коэффициенты характеристического уравнения положительны и произведение коэффициентов средних членов характеристического уравнения превышает произведение коэффициентов крайних членов.

$$a_1 * a_2 > a_0 * a_3$$

Критерий Гурвица: для устойчивости системы (до 5-го порядка) необходимо и достаточно чтобы при $a_i > 0$ все главные диагональные мионы матрицы Гурвица были положительны, т.е.

$$a_i > 0, \Delta_i > 0, (i = 1, n)$$