

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
Государственное автономное образовательное учреждение высшего профессионального
образования
Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения

А.П. Григорьев

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКОГО АВТОПИЛОТА С ПОМОЩЬЮ MATLAB/ SIMULINK

Методические указания к выполнению расчетной работы
по курсу «Системы автоматического управления ЛА и их СУ»

Санкт-Петербург

2015

Продолжение таблицы 1

Вариант 7	Вариант 8	Вариант 9	Вариант 10	Вариант 11	Вариант 12
Средний самолет	Средний самолет	Средний самолет	Средний самолет	Средний самолет	Средний самолет
H = 4 км	H = 5 км	H = 6 км	H = 7 км	H = 8 км	H = 9 км
M = 0.65	M = 0.7	M = 0.75	M = 0.75	M = 0.8	M = 0.85
$\tau_a = 2.9$ с	$\tau_a = 2.4$ с	$\tau_a = 2.8$ с	$\tau_a = 2.7$ с	$\tau_a = 2.6$ с	$\tau_a = 2.5$ с
n11 = 0.019	n11 = 0.019	n11 = 0.019	n11 = 0.019	n11 = 0.019	n11 = 0.019
n12 = 0.02	n12 = 0.02	n12 = 0.02	n12 = 0.02	n12 = 0.02	n12 = 0.02
n13 = 0.3	n13 = 0.3	n13 = 0.3	n13 = 0.3	n13 = 0.3	n13 = 0.3
n14 = -0.00044	n14 = -0.00044	n14 = -0.00044	n14 = -0.00044	n14 = -0.00044	n14 = -0.00044
n21 = -0.6	n21 = -0.6	n21 = -0.6	n21 = -0.6	n21 = -0.6	n21 = -0.6
n22 = 2.66	n22 = 2.66	n22 = 2.66	n22 = 2.66	n22 = 2.66	n22 = 2.66
n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0
n24 = -0.013	n24 = -0.013	n24 = -0.013	n24 = -0.013	n24 = -0.013	n24 = -0.013
n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0
n32 = 10,6	n32 = 10,6	n32 = 10,6	n32 = 10,6	n32 = 10,6	n32 = 10,6
n33 = 1.7	n33 = 1.7	n33 = 1.7	n33 = 1.7	n33 = 1.7	n33 = 1.7
n34 = -0.055	n34 = -0.055	n34 = -0.055	n34 = -0.055	n34 = -0.055	n34 = -0.055
n0 = 0.6	n0 = 0.6	n0 = 0.6	n0 = 0.6	n0 = 0.6	n0 = 0.6
nв = 24.5	nв = 24.4	nв = 24.3	nв = 24.2	nв = 24.1	nв = 24.0
nд = 0.021	nд = 0.02	nд = 0.022	nд = 0.023	nд = 0.024	nд = 0.025
d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1

Вариант 13	Вариант 14	Вариант 15	Вариант 16	Вариант 17	Вариант 18
Тяжелый самолет	Тяжелый самолет	Тяжелый самолет	Тяжелый самолет	Тяжелый самолет	Тяжелый самолет
H = 8 км	H = 9 км	H = 10 км	H = 11 км	H = 12 км	H = 7 км
M = 0.8	M = 0.85	M = 0.9	M = 0.95	M = 1.0	M = 0.5
$\tau_a = 2,5$ с	$\tau_a = 2,45$ с	$\tau_a = 2,40$ с	$\tau_a = 2,35$ с	$\tau_a = 2,3$ с	$\tau_a = 2,25$ с
n11 = 0.026	n11 = 0.026	n11 = 0.026	n11 = 0.026	n11 = 0.026	n11 = 0.026
n12 = -0.025	n12 = -0.025	n12 = -0.025	n12 = -0.025	n12 = -0.025	n12 = -0.025
n13 = 0.2	n13 = 0.2	n13 = 0.2	n13 = 0.2	n13 = 0.2	n13 = 0.2
n14 = -0.0004	n14 = -0.0004	n14 = -0.0004	n14 = -0.0004	n14 = -0.0004	n14 = -0.0004
n21 = -0.36	n21 = -0.36	n21 = -0.36	n21 = -0.36	n21 = -0.36	n21 = -0.36
n22 = 3	n22 = 3	n22 = 3	n22 = 3	n22 = 3	n22 = 3
n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0	n23 = 0
n24 = -0.011	n24 = -0.011	n24 = -0.011	n24 = -0.011	n24 = -0.011	n24 = -0.011
n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0	n31 = 0
n32 = 4,2	n32 = 4,2	n32 = 4,2	n32 = 4,2	n32 = 4,2	n32 = 4,2
n33 = 2.5	n33 = 2.5	n33 = 2.5	n33 = 2.5	n33 = 2.5	n33 = 2.5
n34 = -0.05	n34 = -0.05	n34 = -0.05	n34 = -0.05	n34 = -0.05	n34 = -0.05
n0 = 1.17	n0 = 1.17	n0 = 1.17	n0 = 1.17	n0 = 1.17	n0 = 1.17
nв = 28	nв = 27	nв = 26	nв = 25	nв = 24	nв = 23
nд = 0.02	nд = 0.021	nд = 0.022	nд = 0.023	nд = 0.024	nд = 0.025
d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1

Пример расчета в MATLAB/ SIMULINK

Данные для расчета:
Легкий самолет

$n = 15;$
 $M = 2,5;$
 $\tau_a = 2,5;$
 $n_{11} = -0.01;$
 $n_{12} = -0.08;$
 $n_{13} = 0.2;$
 $n_{14} = -0.0004;$
 $n_{21} = -0.68;$
 $n_{22} = 2.5;$
 $n_{23} = 0;$
 $n_{24} = -0.013;$
 $n_{31} = -0.8;$
 $n_0 = 0.7;$
 $n_{32} = 16;$
 $n_{33} = 2.2;$
 $n_{34} = -0.055;$
 $n_b = 100;$
 $n_d = 0.02;$

Передаточная функция ЛА:

$$W_{\delta_g} = \frac{\mathcal{G}(p)}{\delta_b(p)} = \frac{n_b(p + n_{22})}{p^2 + 2d_0\omega_0 p + \omega_0^2} \quad (1)$$

Где

$$\begin{aligned} \omega_0^2 &= n_{32} + n_{22}n_{33}; \\ 2d_0\omega_0 &= n_0 + n_{22} + n_{33} \end{aligned} \quad (2)$$

Подставив численные значения в (2) получим:

$$\begin{aligned} \omega_0^2 &= 21.5; \\ 2d_0\omega_0^2 &= 5.4 \end{aligned}$$

Закон управления системы представлен в виде:

$$\delta_b = k_g(\mathcal{G} - \mathcal{G}_3) + k_g p \mathcal{G} \quad (3)$$

Где \mathcal{G}_3 – заданное значение угла тангажа.

Решая уравнение (3) совместно с уравнениями горизонтального движения ЛА, получим:

$$(p^3 + a_1 p^2 + a_2 p + a_3)\mathcal{G} = (b_0 p + a_3)\mathcal{G}_3 + (n_0 p + n_{32})f_2 + (p + n_{22})f_3 \quad (4)$$

Где

$$\begin{aligned} a_1 &= 2d_0\omega_0 + n_b k_g; \\ a_2 &= \omega_0^2 + n_b(k_g + n_{22}k_g); \\ a_3 &= n_b n_{22} k_g; \\ b_0 &= n_b k_g \end{aligned} \quad (5)$$

В ф.5 есть неизвестные переменные, K_g и K_g' , найдем эти неизвестные, сперва определим K_g' , из условия заданного переходного процесса во внутреннем контуре (рис.1.), передаточная функция которого имеет вид:

$$\frac{g}{y} = \frac{n_B(p + n_{22})}{p^2 + 2d\omega p + \omega^2} \quad (6)$$

Где

$$\begin{aligned} \omega^2 &= \omega_0^2 + n_B n_{22} k_g; \\ 2d\omega &= 2d_0\omega_0 + n_B k_g. \end{aligned} \quad (7)$$

Выберем такое значение передаточного числа K_g' , чтобы коэффициент затухания был оптимальным, например $d = 1$, тогда:

$$k_g = \frac{1}{n_B} [2d^2 n_{22} (1 + \sqrt{1 - \frac{2d_0\omega_0}{d^2 n_{22}} + \frac{\omega_0^2}{d^2 n_{22}^2}}) - 2d_0\omega_0] = 0.0715 \quad (8)$$

Для внешнего замкнутого контура (рис.1.):

$$\frac{g}{g_3} = \frac{n_B k_g (p + n_{22})}{p^3 + A_1 \omega p^2 + A_2 \omega^2 p + \omega^3} \quad (9)$$

Где

$$\begin{aligned} A_1 &= 2d \\ A_2 &= 1 + \frac{n_B k_g}{\omega^2} \end{aligned} \quad (10)$$

Известно, что параметры Вышнеградского A_1 и A_2 соответствуют оптимальному переходному процессу, если они меняются в пределах от 2 до 3. Т.к. A_1 определяется коэффициентом затухания, то выберем $A_2 = 3$. Тогда:

$$k_g = \frac{8n_{22}}{n_B} = 0.5 \quad (11)$$

значение собственной частоты :

$$\omega = 2n_{22} = 5$$

Подставив численные значения в ф.5 получим:

$$a_1 = 12.5498$$

$$a_2 = 89.3746$$

$$a_3 = 125$$

$$b_0 = 50$$

Моделирование в пакете Simulink:

1. Исправная система по углу тангажа с управляющим воздействием, рисунок 2, переходной процесс показан на рисунке 3.

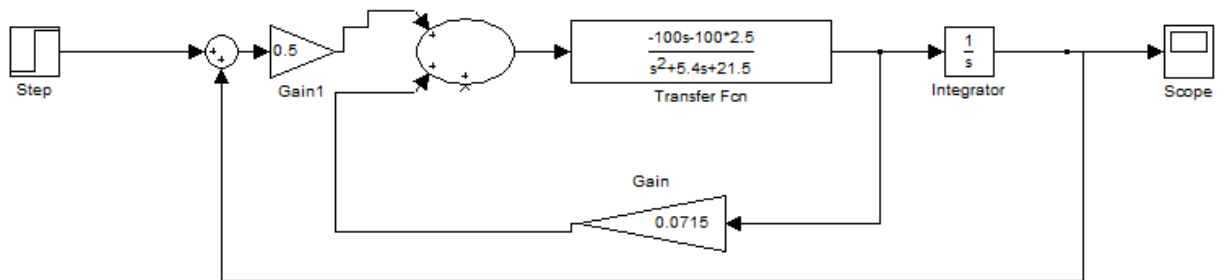


Рис.2 – Схема моделирования при единичном скачке

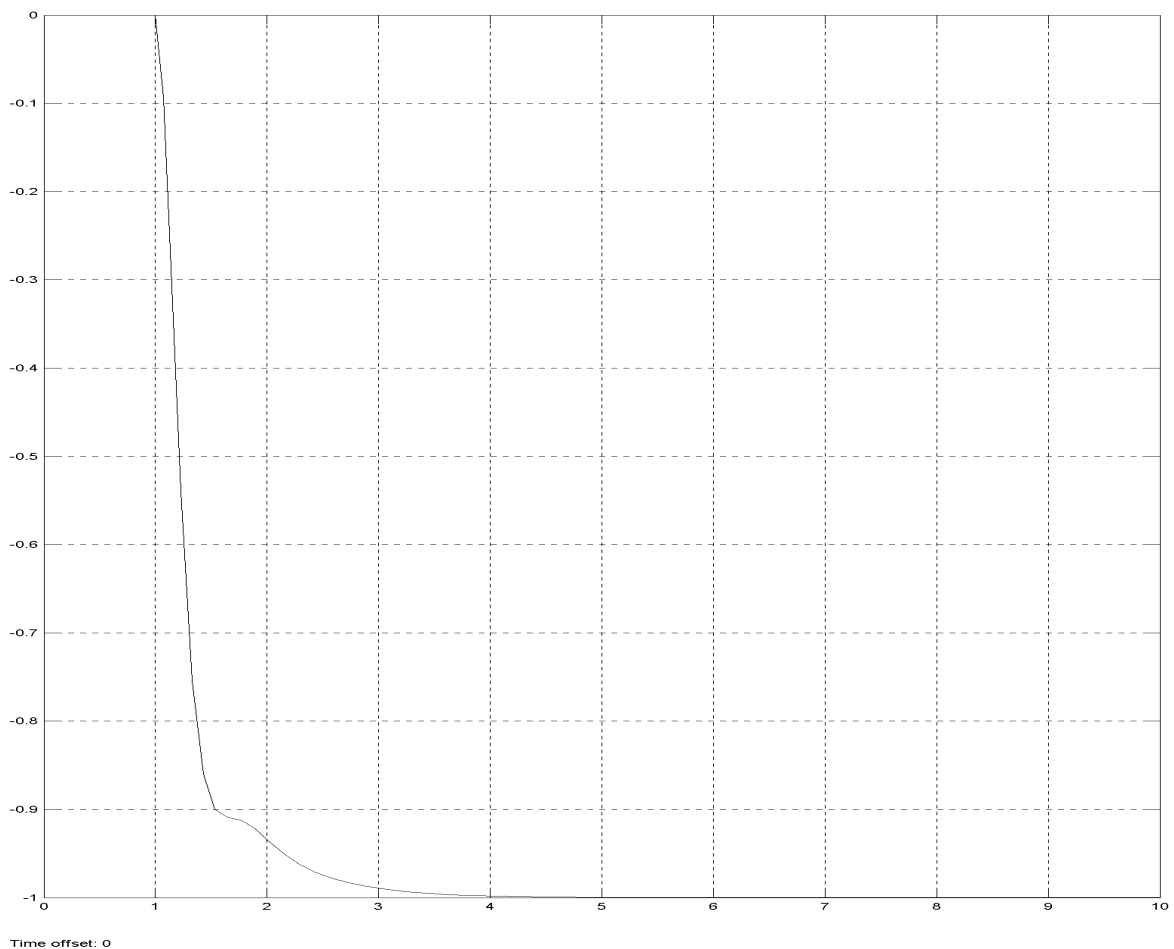


Рис.3. – График переходного процесса

Подав управляющее воздействие, при воздействии на руль высоты происходит изменение угла тангажа. Время переходного процесса $\approx 3-3,2$ с, за это время происходит установление заданного угла, скорость установления тем меньше чем ближе мы к заданному значению. Это достигается из-за наличия датчика угловой скорости.

2. Исправная система по углу тангажа с внешним возмущением, рисунок 4, переходной процесс показан на рисунке 5.

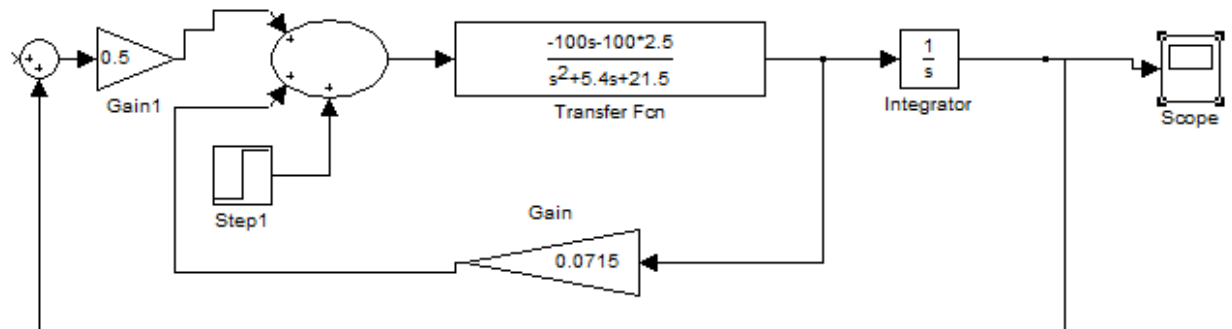


Рис.4 – Схема моделирования при единичном скачке

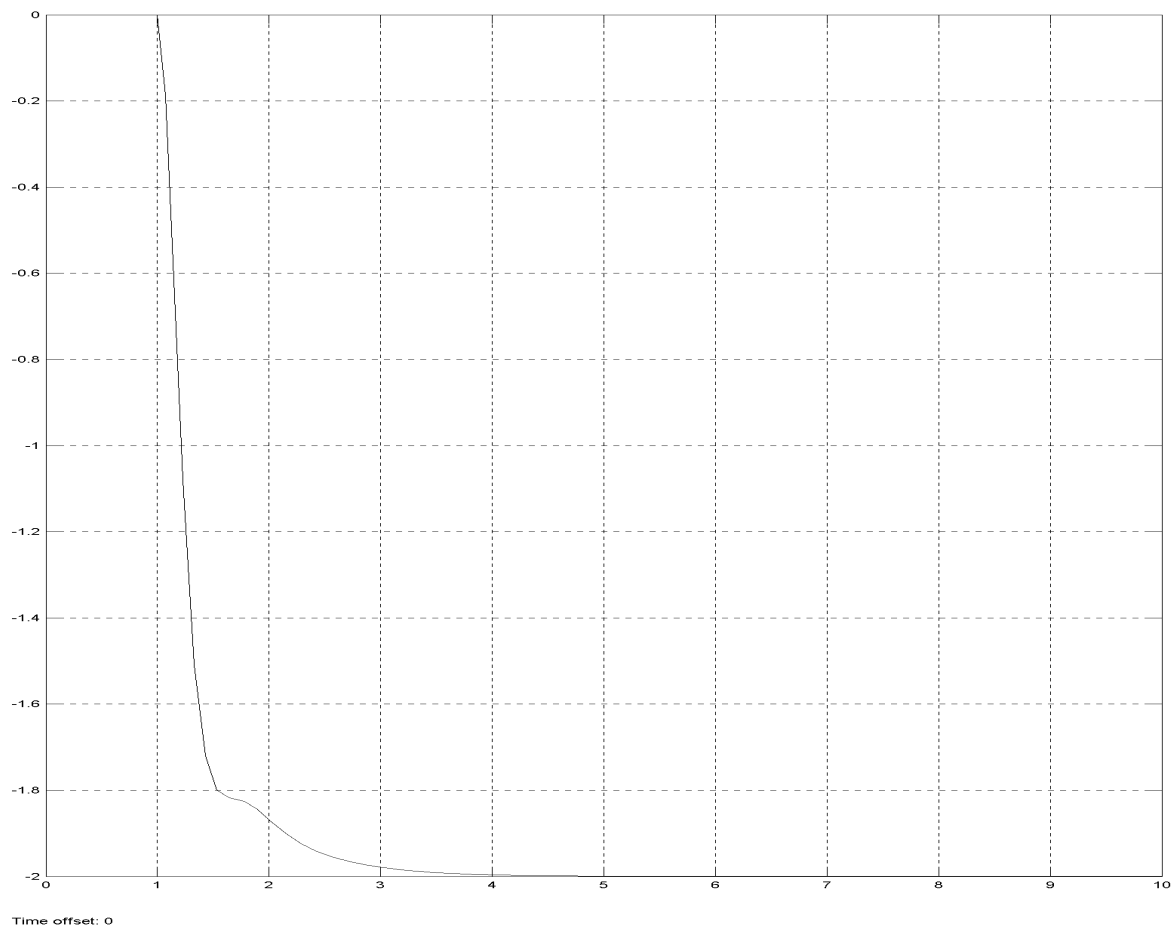


Рис.5 - График переходного процесса

Так же при подачи внешнего возмущения при отсутствии управляющего воздействия происходит изменения угла тангажа. Но устанавливаемое значение больше чем значение возмущения, т.к. передаточное число ГВ меньше 1. Время переходного процесса не изменилось. Это недостаток данной системы.

3. Отказ по углу тангажа, управляющее воздействие, рисунок 6, переходной процесс показан на рисунке 7.

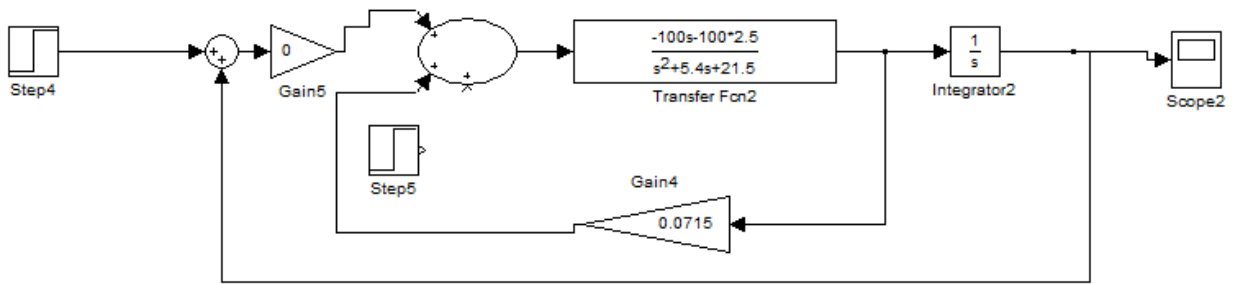


Рис.6 – Схема моделирования при единичном скачке

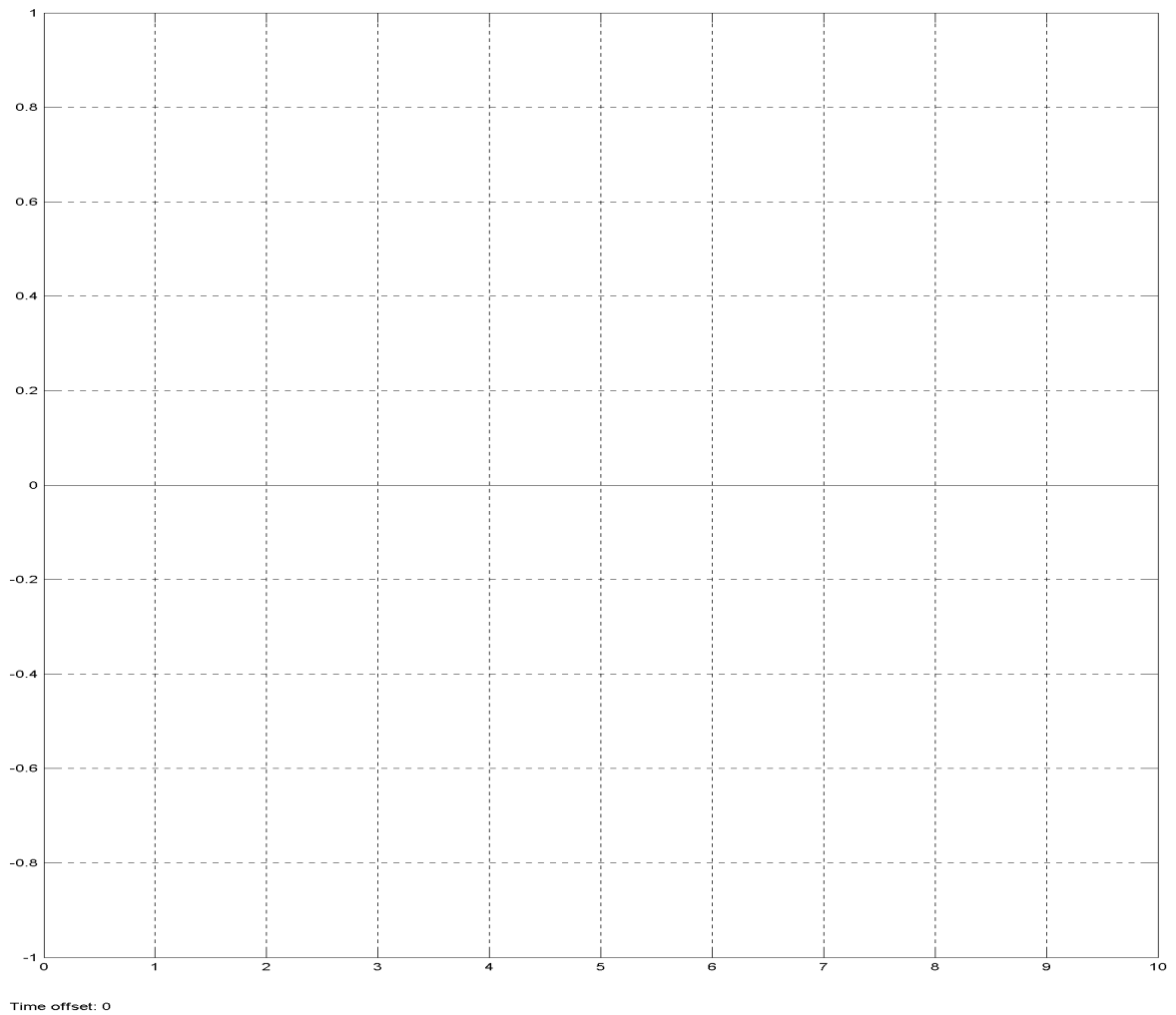


Рис.7 - График переходного процесса

При отказе ГВ, поданное управляющее воздействие на руль высоты не оказывает влияния на угол тангажа.

4. Отказ по углу тангажа, возмущающее воздействие, рисунок 8, переходной процесс показан на рисунке 9.

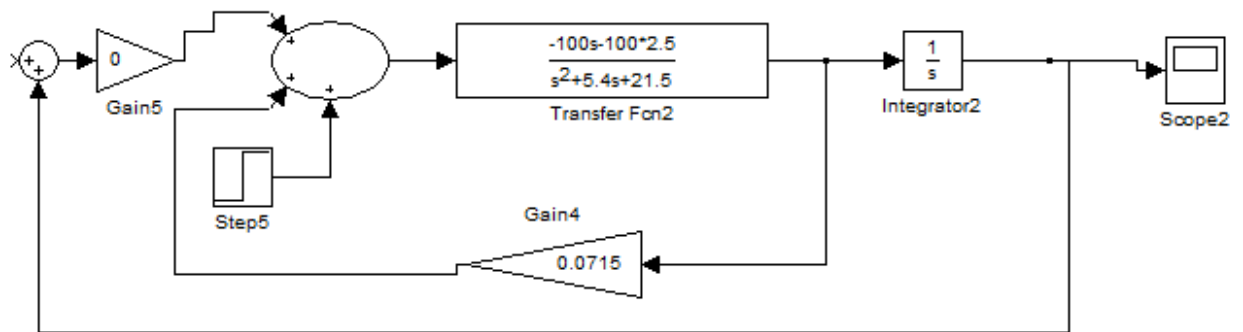


Рис.8 – Схема моделирования при единичном скачке

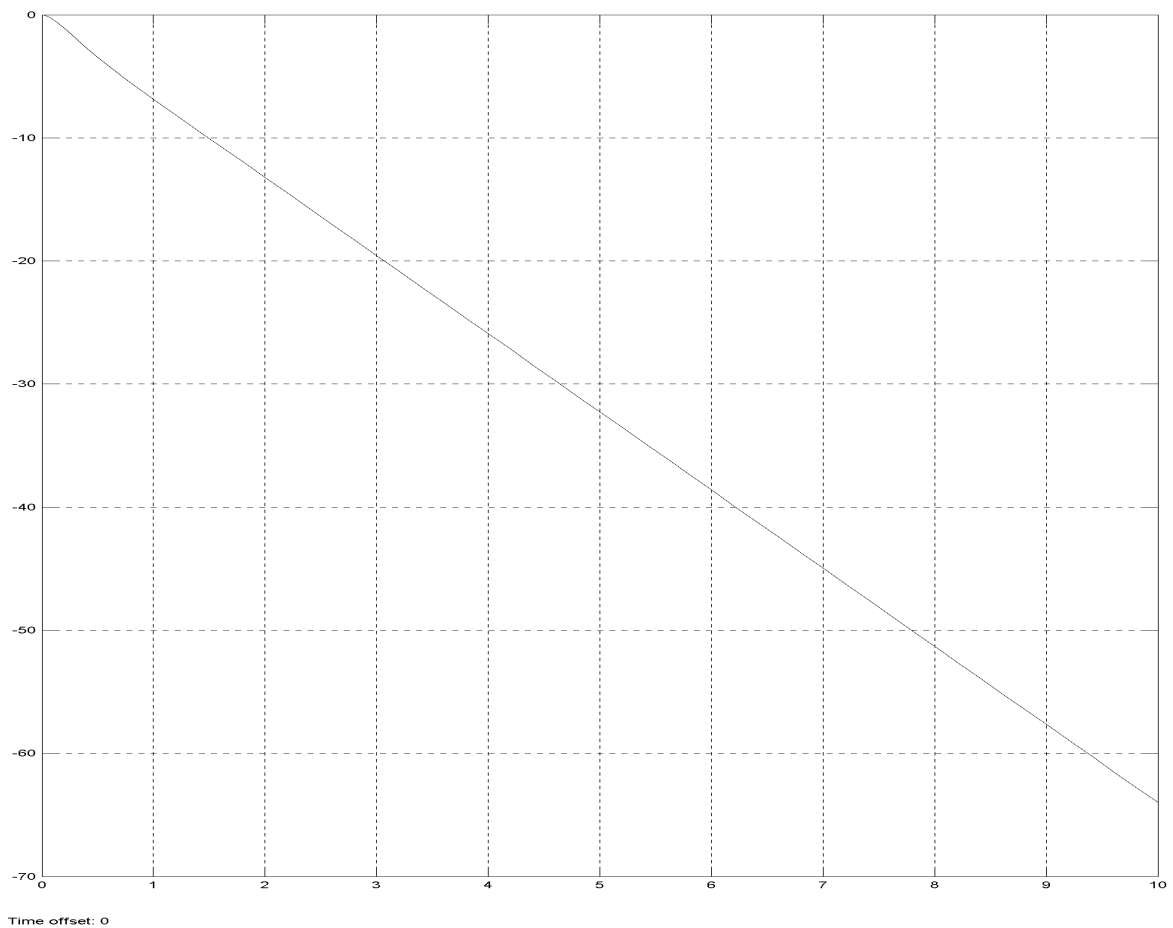


Рис.9 - График переходного процесса

При наличии внешнего возмущения и отказе ГВ, происходит увеличение угла тангажа как следствие накапливается ошибка. Это происходит из-за отсутствия сигнала от ГВ информирующего об изменении угла тангажа.

5. Отказ д.угловой скорости, управляющее воздействие, рисунок 10, переходной процесс показан на рисунке 11.

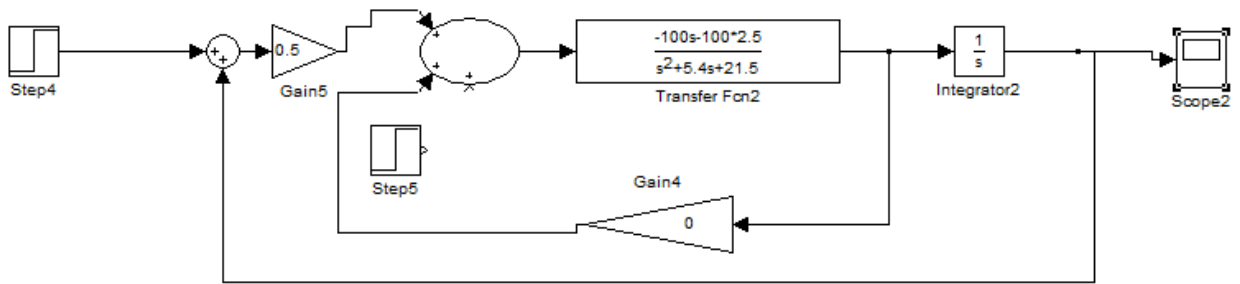


Рис.10 – Схема моделирования при единичном скачке

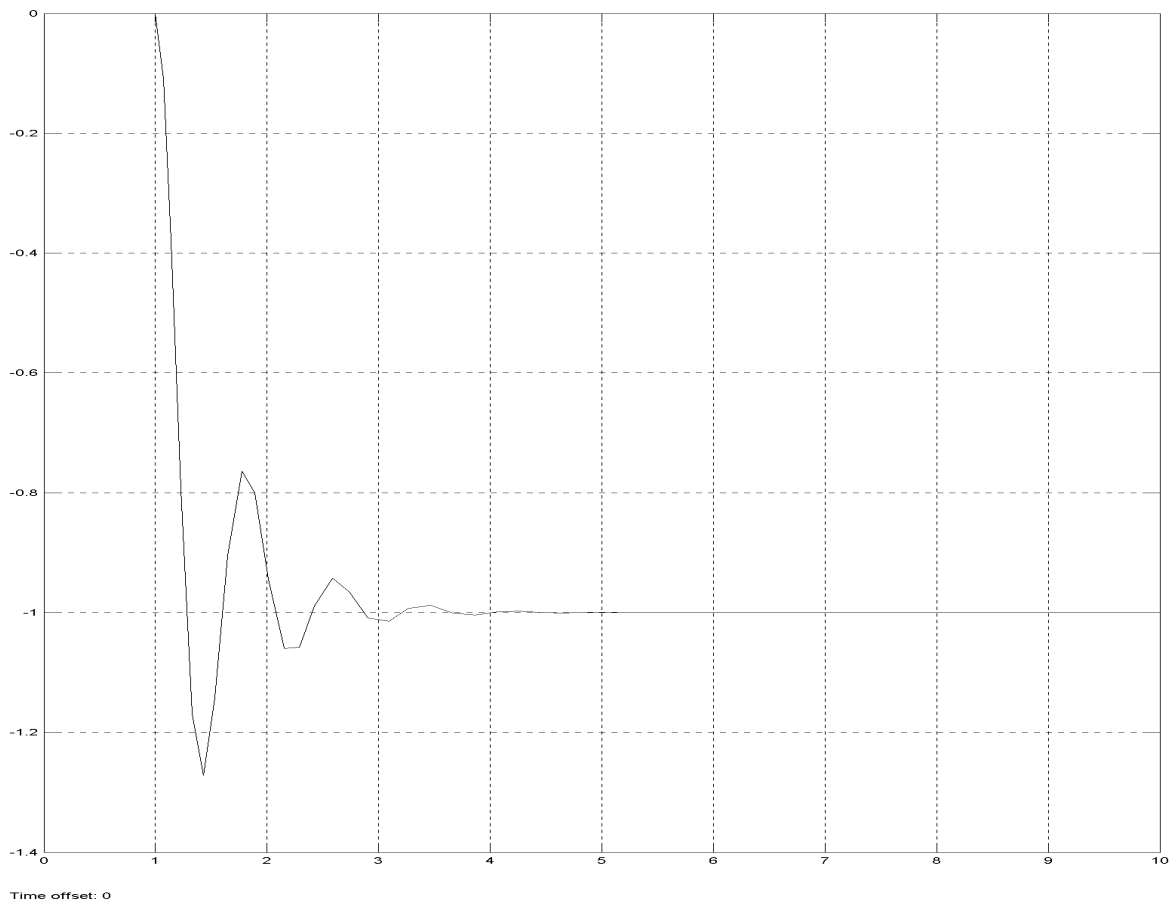


Рис.11 - График переходного процесса

При отказе ДУС, наличии управляющего воздействия на рули высоты происходит изменение угла тангажа на заданную величину, но установление значения происходит скачкообразно, из-за отсутствия сигнала от Дус (не возможно отследить приближение к заданному значению)

6. Отказ ДУС, внешнее возмущение, рисунок 12, переходной процесс показан на рисунке 13.

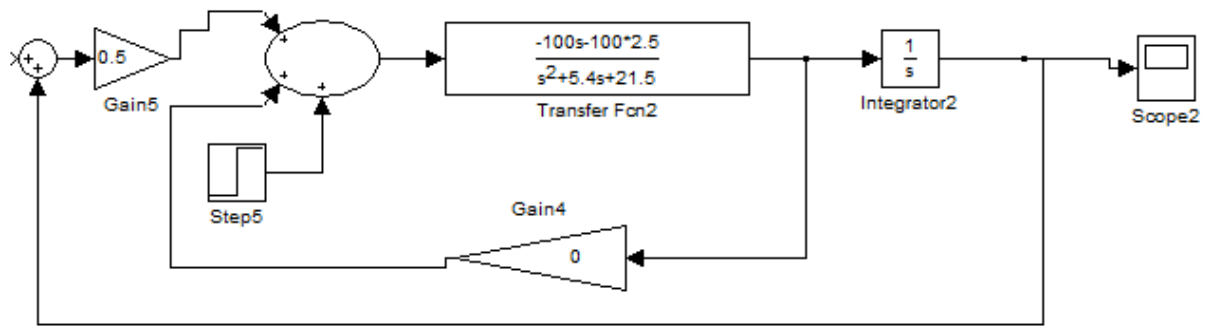


Рис.12 – Схема моделирования при единичном скачке

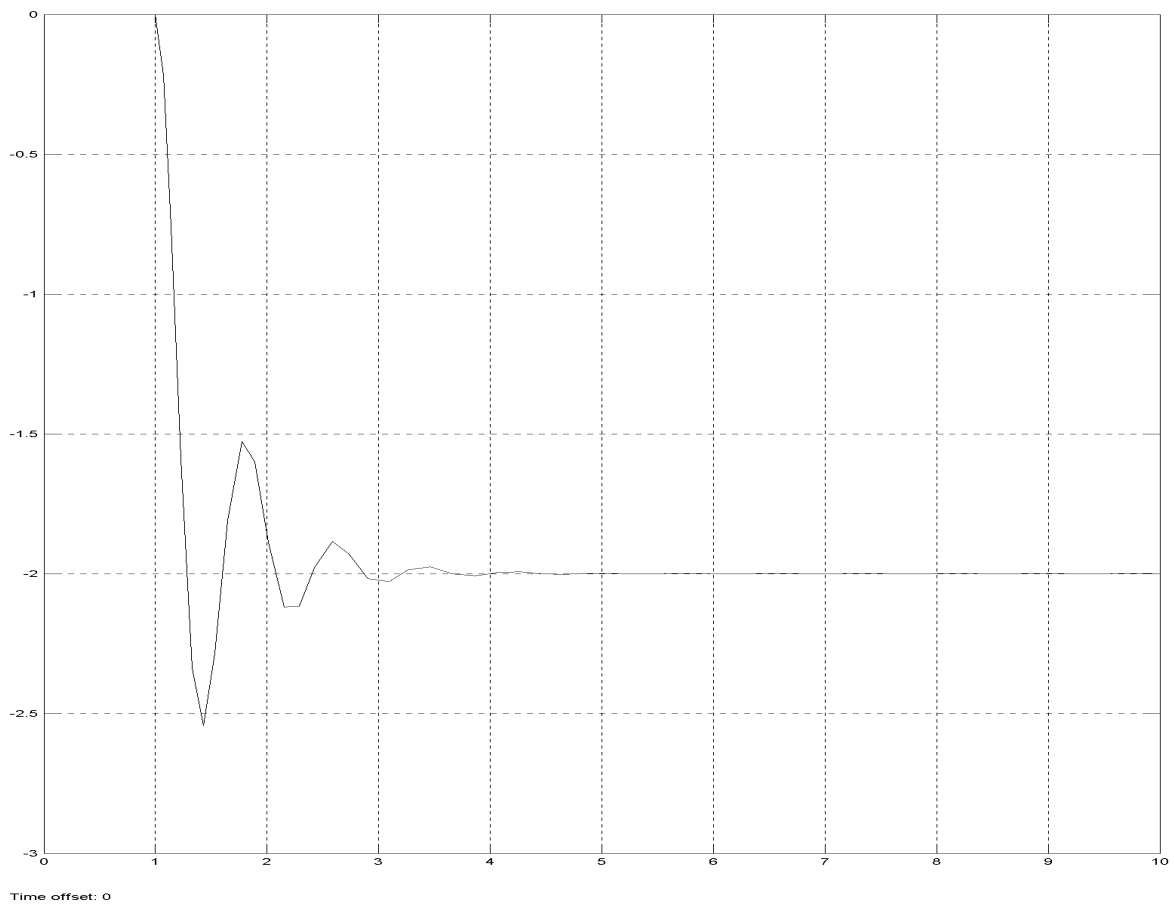


Рис.13 - График переходного процесса

При отказе Дус, при наличии внешнего возмущения происходит установление значения тангажа, но с ошибкой, обусловленной недостатком данной системы. Установление значения происходит скачкообразно, из-за отсутствия коррекции от Дус.

Выводы:

Промоделировав данную систему в различных состояниях можно сказать:

1. При воздействии на руль высоты происходит изменение угла тангажа. Время переходного процесса $\approx 3-3,2$ с, за это время происходит установление заданного угла, скорость установления тем меньше чем ближе мы к заданному значению. Это достигается из-за наличия датчика угловой скорости.

2. При наличии внешнего возмущения при отсутствии управляющего воздействия происходит изменения угла тангажа. Но устанавливаемое значение больше чем значение возмущения, т.к. передаточное число ГВ меньше 1. Это недостаток данной системы. Процесс установления значения плавный, время переходного процесса не изменилось.

3. При отказе ГВ, поданное управляющее воздействие на руль высоты не оказывает влияния на угол тангажа.

4. При наличии внешнего возмущения и отказе ГВ, происходит увеличение угла тангажа как следствие накапливается ошибка. Это происходит из-за отсутствия сигнала от ГВ информирующего об изменении угла тангажа.

5. При отказе ДУС, наличии управляющего воздействия на рули высоты происходит изменение угла тангажа на заданную величину, но установление значения происходит скачкообразно, из-за отсутствия сигнала от Дус (не возможно отследить приближение к заданному значению)

6. При отказе Дус, при наличии внешнего возмущения происходит установление значения тангажа, но с ошибкой, обусловленной недостатком данной системы. Установление значения происходит скачкообразно, из-за отсутствия коррекции от Дус.

Список использованной литературы

1. А.Н. Синяков, Ф.А. Шаймарданов Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками – Москва: «Машиностроение», 1991. – 320с.
2. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1975, 2003.
3. В.А.Боднер. Системы управления летательными аппаратами – Москва: «Машиностроение», 1973. – 503с.