

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

А.П. Григорьев

ИССЛЕДОВАНИЕ АСТАТИЧЕСКОГО 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 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
$\underline{n_d} = 0.02$	$\underline{n_d} = 0.021$	$\underline{n_d} = 0.022$	$\underline{n_d} = 0.023$	$\underline{n_d} = 0.024$	$\underline{n_d} = 0.025$
d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1	d = 1

Пример расчета в MATLAB/ SIMULINK

1) Исходные данные:
Лёгкий самолет

Н	М	τ_a	n_{11}	n_{12}	n_{13}	n_{14}	n_{21}	n_{22}	n_{23}
11 км	0,9	3,8 с	0,024	-0,011	0,2	-0,0004	-0,4	2,4	0
n_{24}	n_{31}	n_0	n_{32}	n_{33}	n_{34}		n_b	n_d	d
-0,012	0	0,4	38	2,45	-0,053		49	0,022	1

2) Расчет:

Передаточные функции системы:

$$W_{\omega}(p) = \frac{g(p)}{\delta_e(p)} = \frac{-n_e(p + n_{22})}{(p^2 + 2d_0\omega_0 p + \omega_0^2)p} = \frac{-49(p + 2,4)}{(p^2 + 5,25p + 43,88)p}$$

$$W_{\alpha}(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta_e(p)} = \frac{-n_e}{p^2 + 2d_0\omega_0 p + \omega_0^2} = \frac{-49}{p^2 + 5,25p + 43,88}$$

где

$$\omega_0^2 = n_{32} + n_{22}n_{33} = 38 + (2,4 \times 2,45) = 43,88$$

$$2d_0\omega_0 = n_0 + n_{22} + n_{33} = 0,4 + 2,4 + 2,45 = 5,25$$

Передаточные числа системы:

$$z = n_{22} \left(1 + \sqrt[4]{1 - \frac{2d_0\omega_0}{n_{22}} + \frac{\omega_0^2}{n_{22}^2}} \right) = 2,4 \cdot \left(1 + \sqrt[4]{1 - \frac{5,25}{2,4} + \frac{43,88}{5,76}} \right) = 6,22$$

$$k_v = \frac{z^4}{n_e n_{22}} = \frac{(6,22)^4}{49 \cdot 2,4} = 12,74$$

$$k_v = \frac{z^3}{n_e n_{22}} \left(4 - \frac{z}{n_{22}} \right) = \frac{(6,22)^3}{49 \cdot 2,4} \left(4 - \frac{6,22}{2,4} \right) = 2,88$$

$$k_v = \frac{1}{n_e} (4z - 2d_0\omega_0) = \frac{1}{49} (4 \cdot 6,22 - 5,25) = 0,401$$

3) Проверка системы на устойчивость по критерию Гурвица:

Мы имеем уравнение 3 порядка:

$$a_0 p^3 + a_1 p^2 + a_2 p + a_3 = 0$$

где

$$a_0 = 1$$

$$a_1 = 2d_0\omega_0 + n_e k_v = 5,25 + 49 \cdot 0,401 = 24,899$$

$$a_2 = \omega_0^2 + n_e(k_v + n_{22}k_v) = 43,88 + 49(2,88 + 2,4 \cdot 0,401) = 232,16$$

$$a_3 = n_e(k_v + n_{22}k_v) = 49(12,74 + 2,4 \cdot 2,88) = 962,95$$

$$a_4 = n_e n_{22} k_v = 49 \cdot 2,4 \cdot 12,74 = 1498,22$$

Условия устойчивости по критерию Гурвица для уравнения 3-его порядка:

$$a_0 - a_4 > 0$$

$$a_3(a_1 a_2 - a_0 a_3) - a_4 a_1^2 > 0$$

Коэффициенты $a_0 - a_4$ удовлетворяют критерию устойчивости Гурвица:

$$a_3(a_1 a_2 - a_0 a_3) - a_4 a_1^2 = 3712754,129 > 0$$

Схемы и графики:

4) Моделирование в пакете Simulink:

Исправная система, управляющее воздействие:

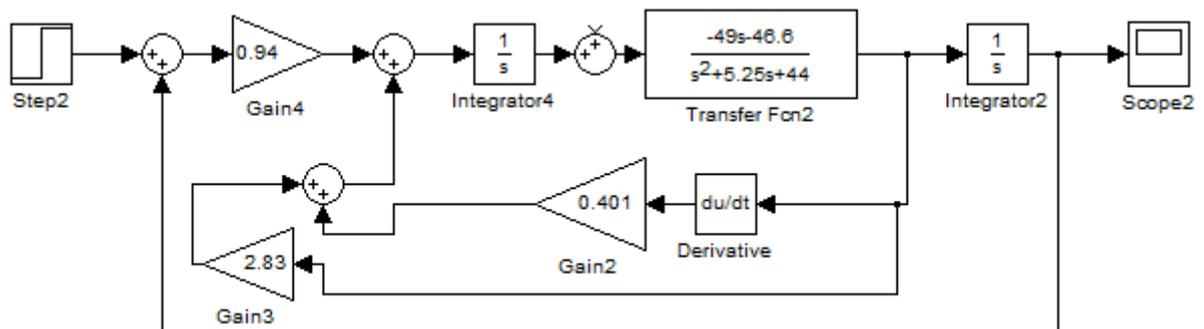


Рис.1 – Схема моделирования

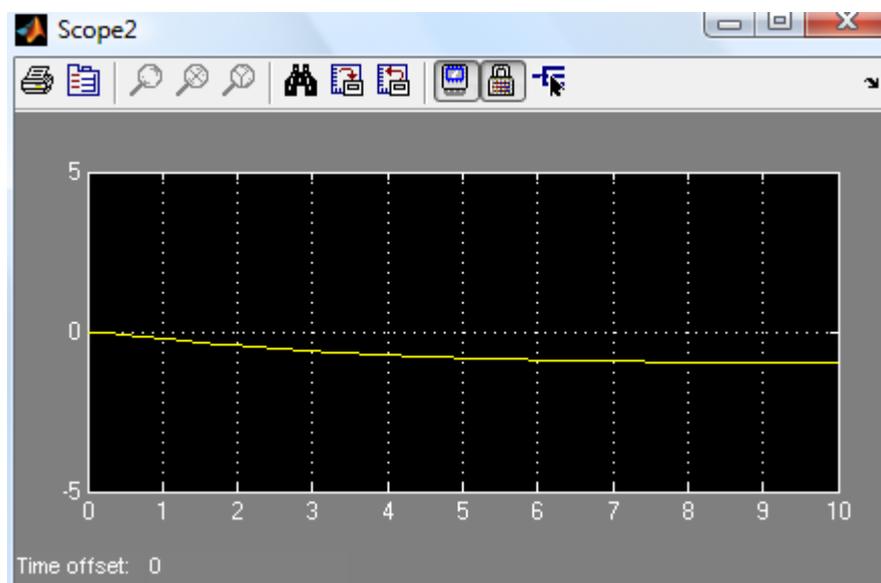


Рис.2. – График переходного процесса

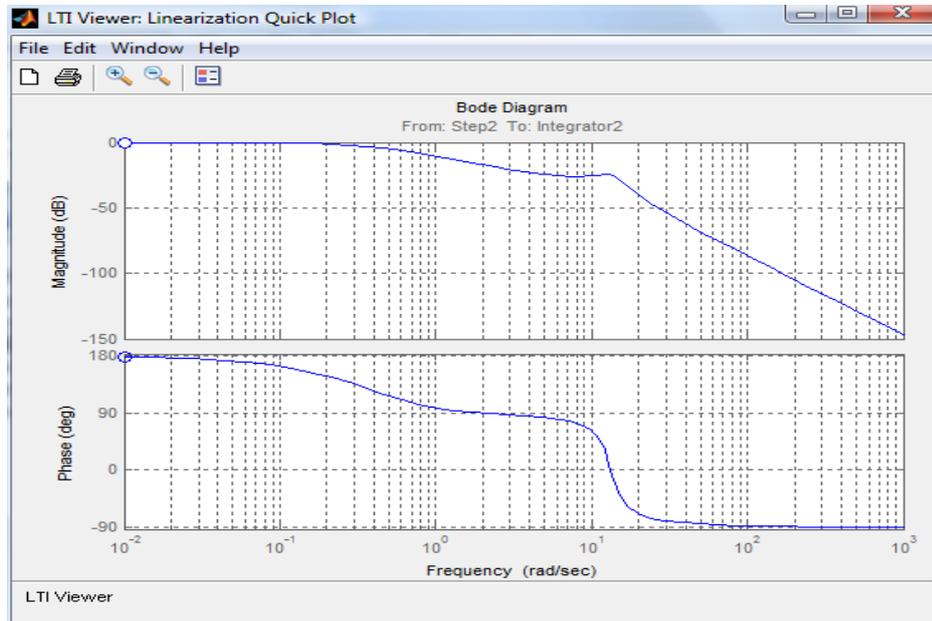


Рис.3. – Графики ЛАХ и ЛФХ

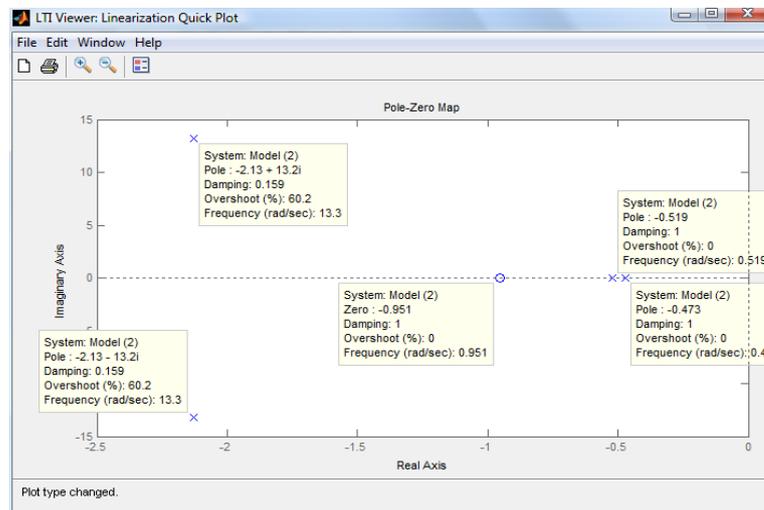


Рис.4. – Расположение нулей и полюсов (корни числителя и знаменателя характеристического полинома системы) на комплексной плоскости

Исправная система, возмущающее воздействие:

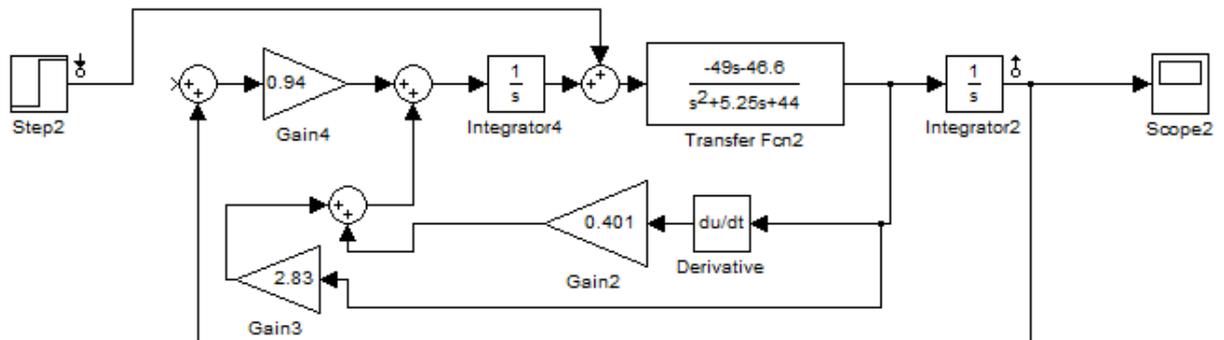


Рис.5 – Схема моделирования

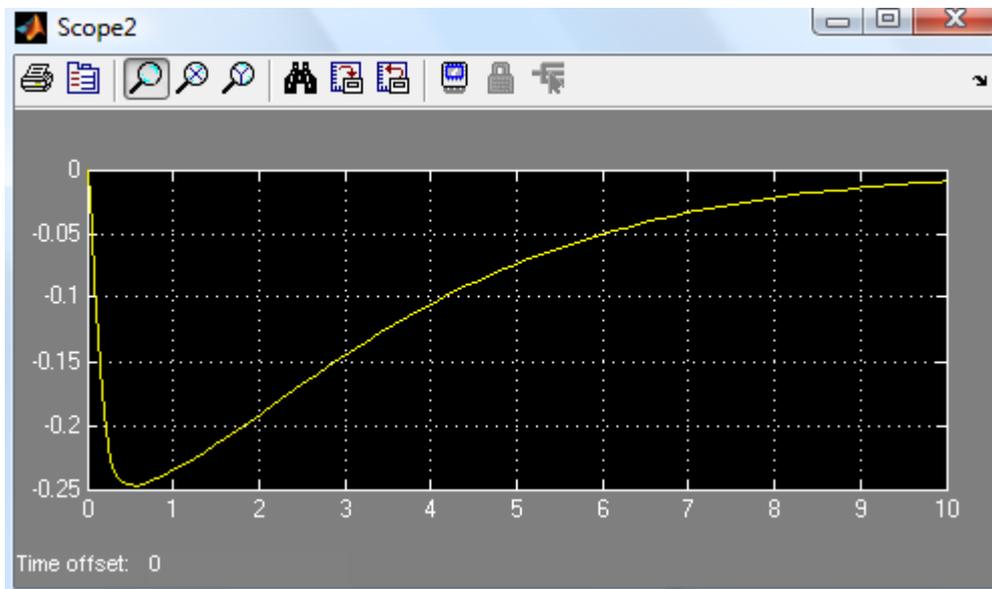


Рис.6. – График переходного процесса

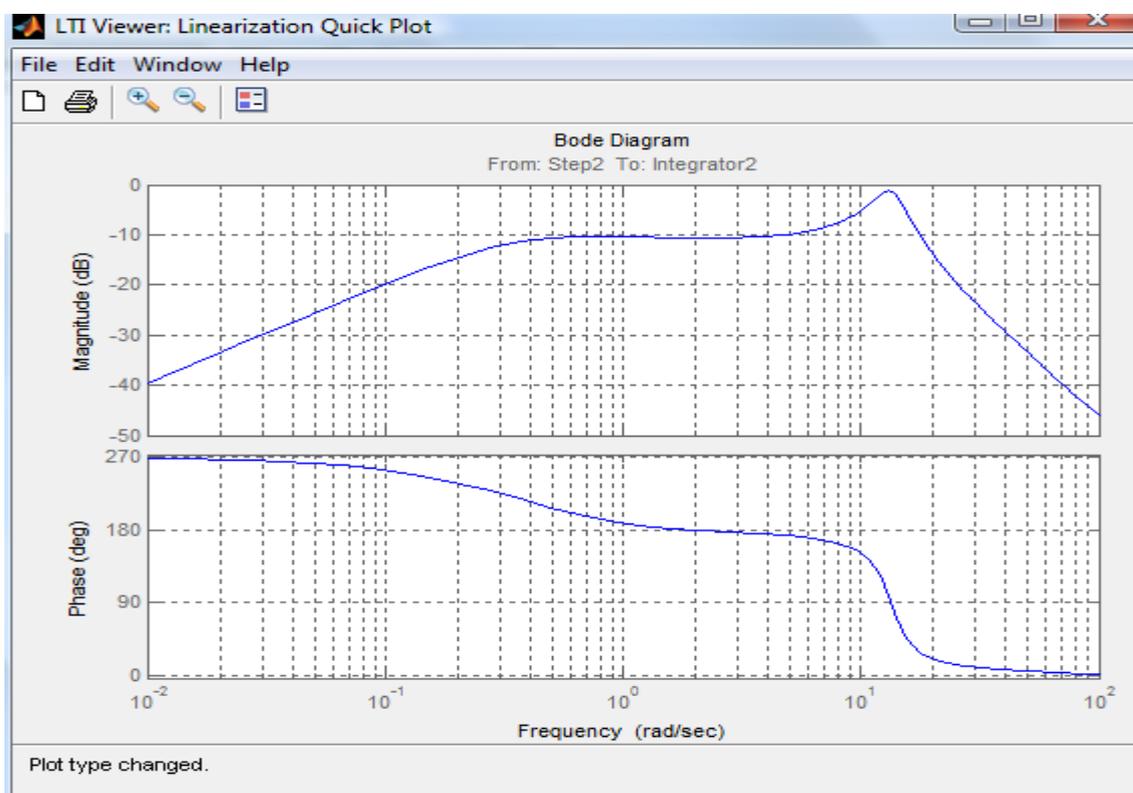


Рис.7. – Графики ЛАХ и ЛФХ

Отказ в канале k_p , управляющее воздействие:

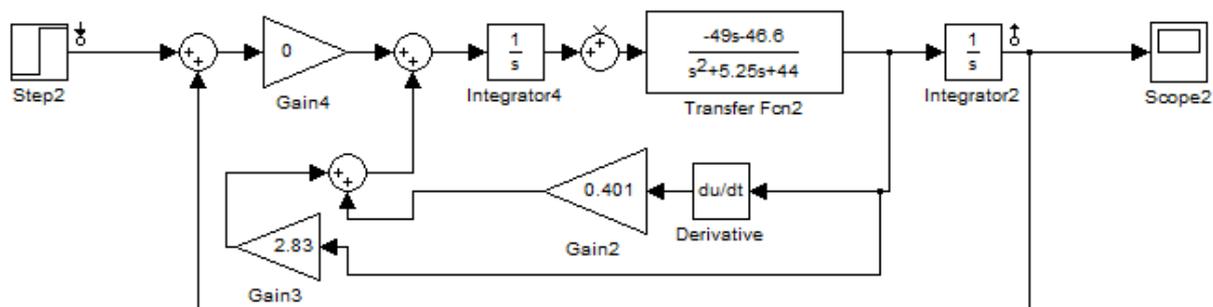


Рис.8 – Схема моделирования

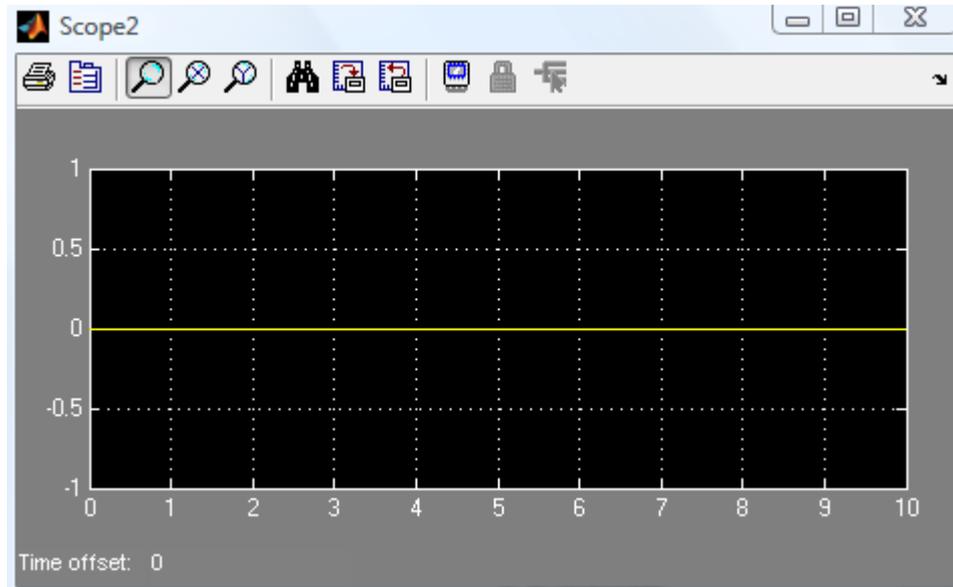


Рис.9. – График переходного процесса.

Отказ в канале k_o , возмущающее воздействие:

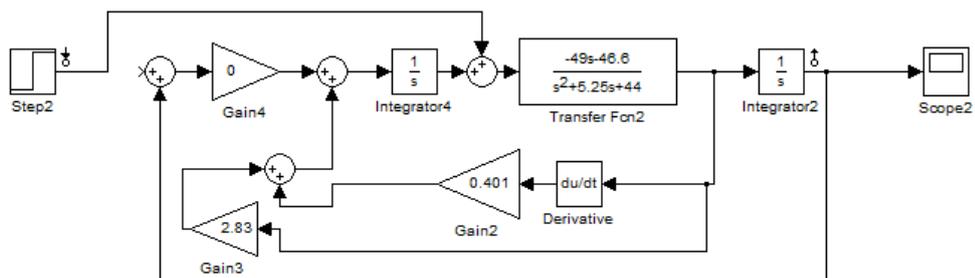


Рис.10 – Схема моделирования

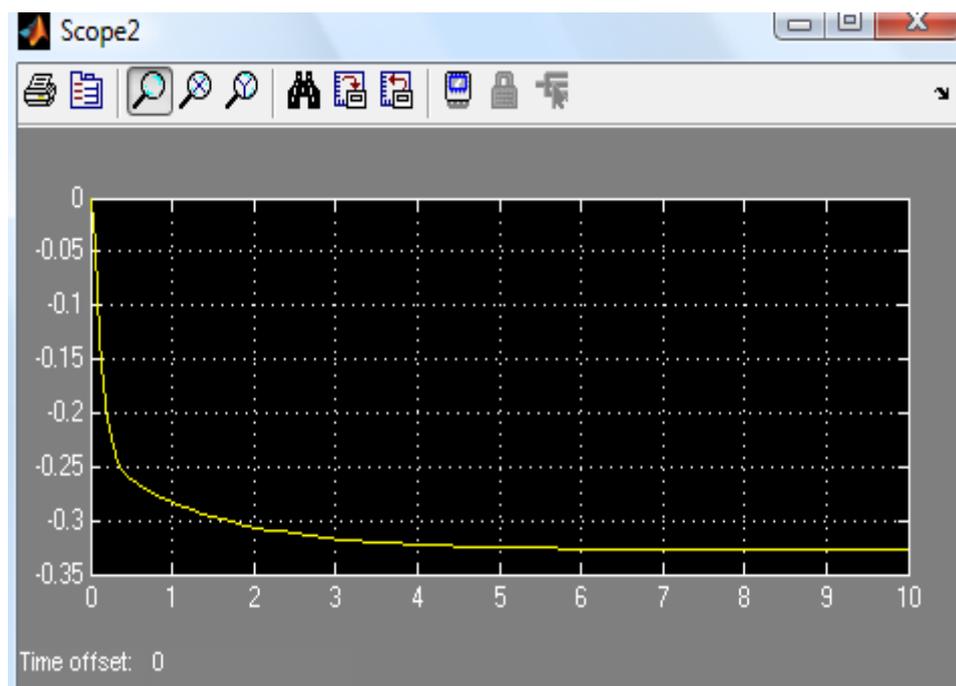


Рис.11. – График переходного процесса

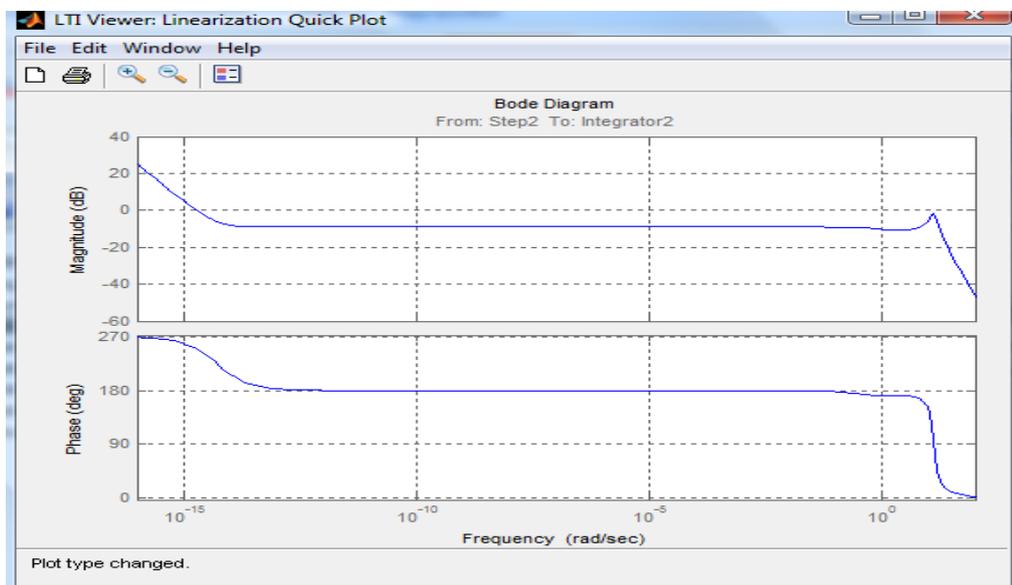


Рис.12. – Графики ЛАХ и ЛФХ

Отказ в канале k_v , управляющее воздействие:

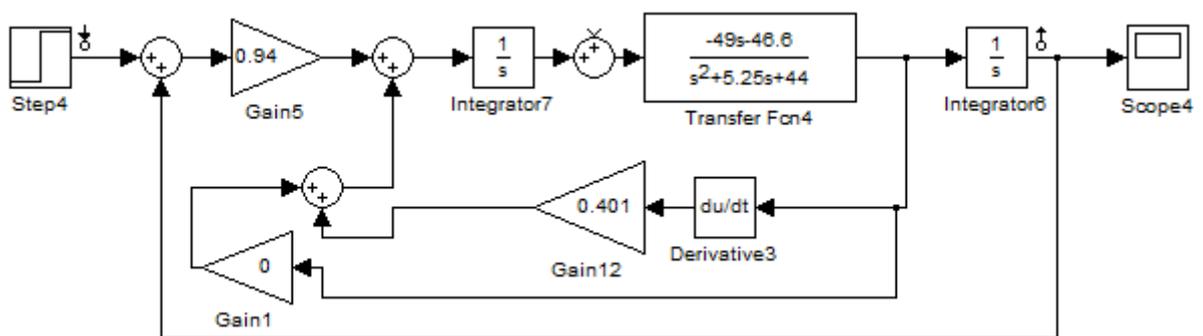


Рис.13 – Схема моделирования

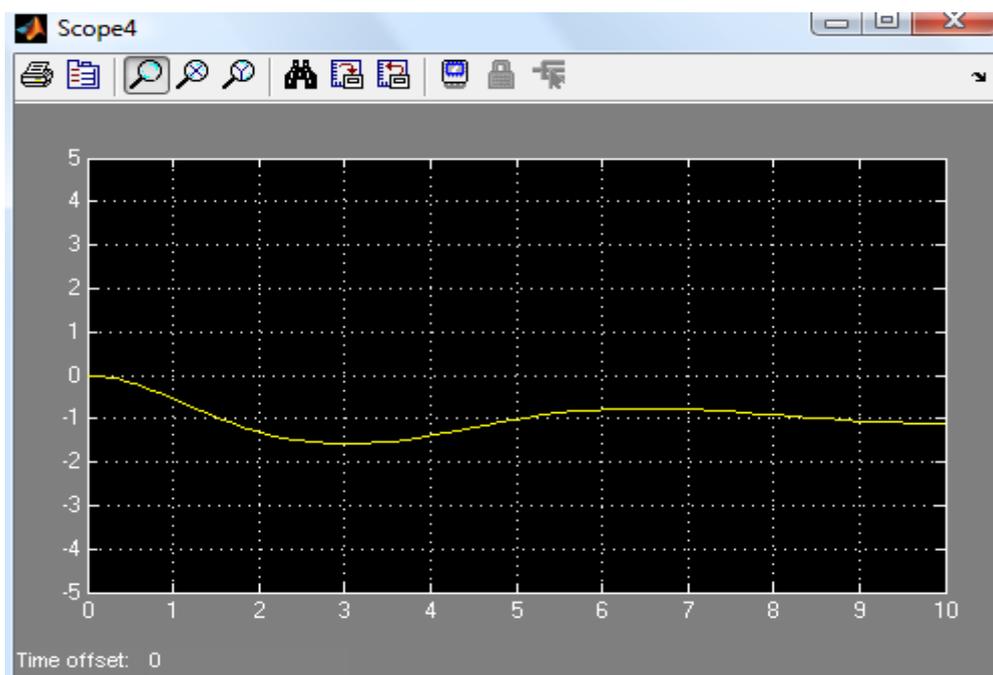


Рис.14. – График переходного процесса

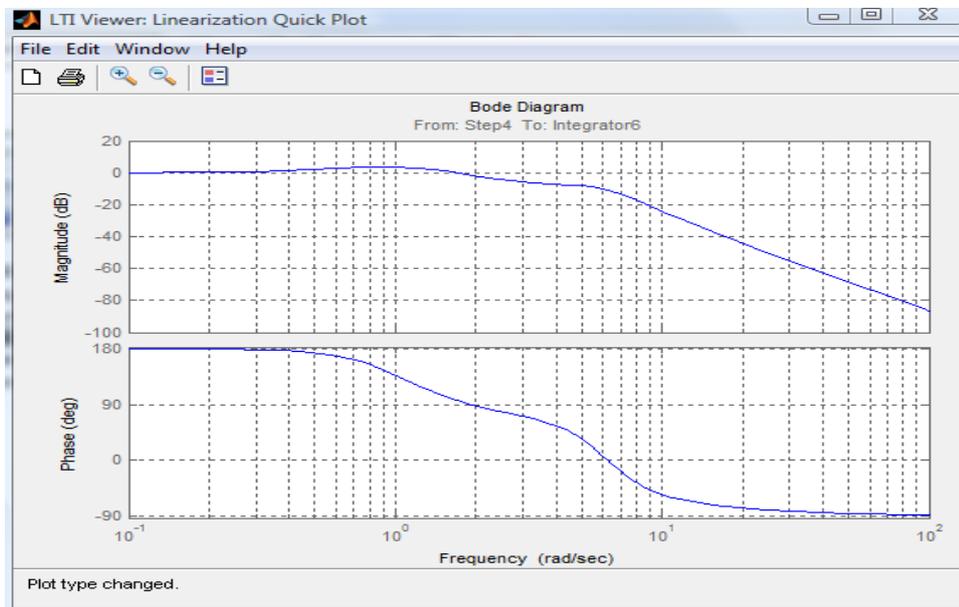


Рис.15. – Графики ЛАХ и ЛФХ

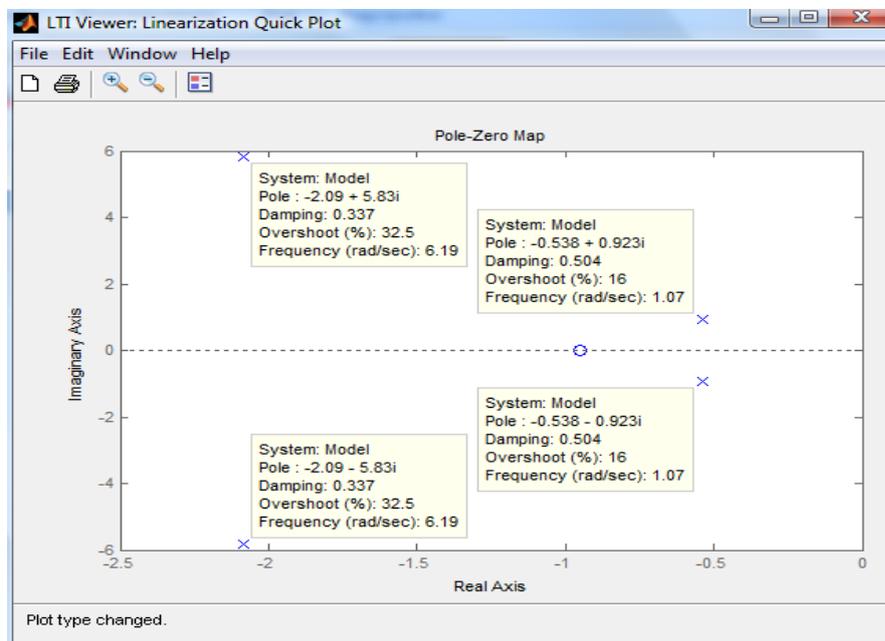


Рис.16. – Расположение нулей и полюсов (корни числителя и знаменателя характеристического полинома системы) на комплексной плоскости

Отказ в канале k_v , возмущающее воздействие:

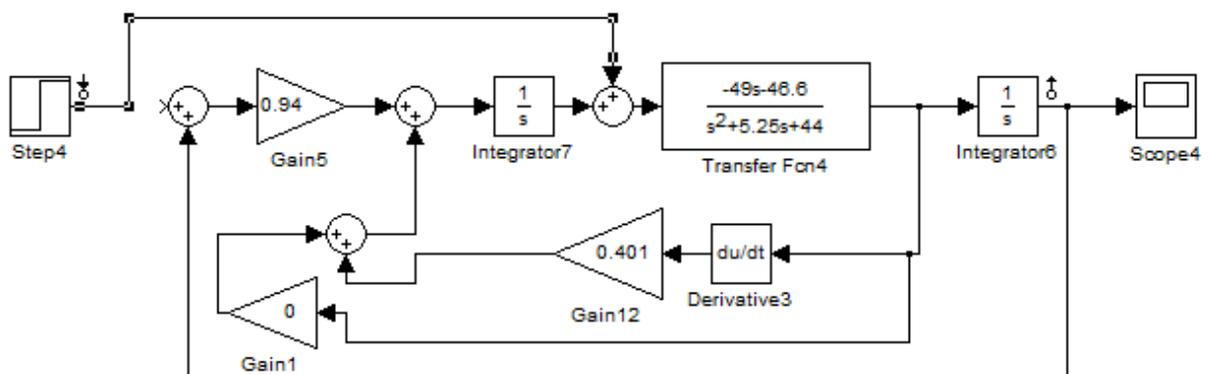


Рис.17 – Схема моделирования

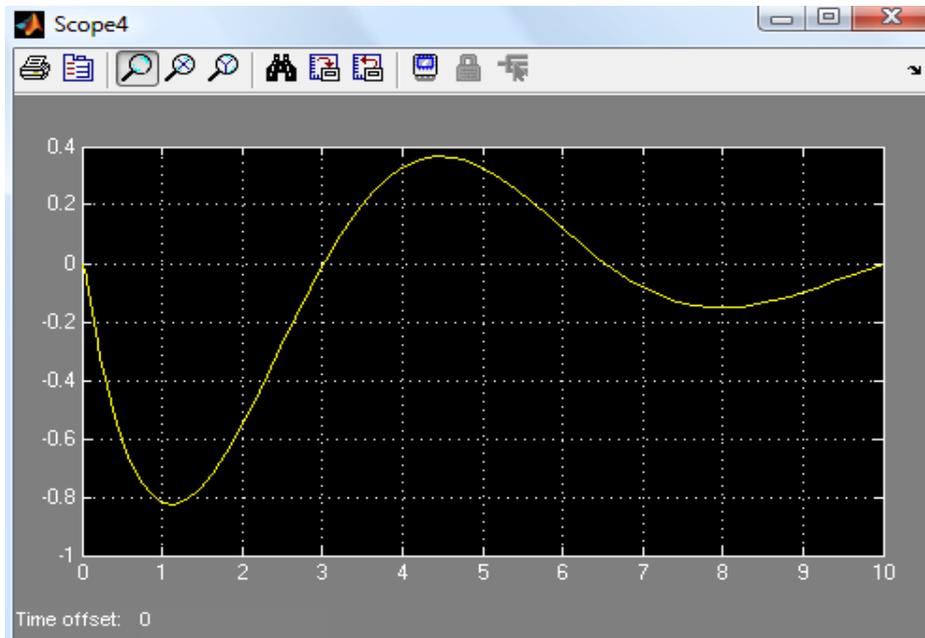


Рис.18. – График переходного процесса

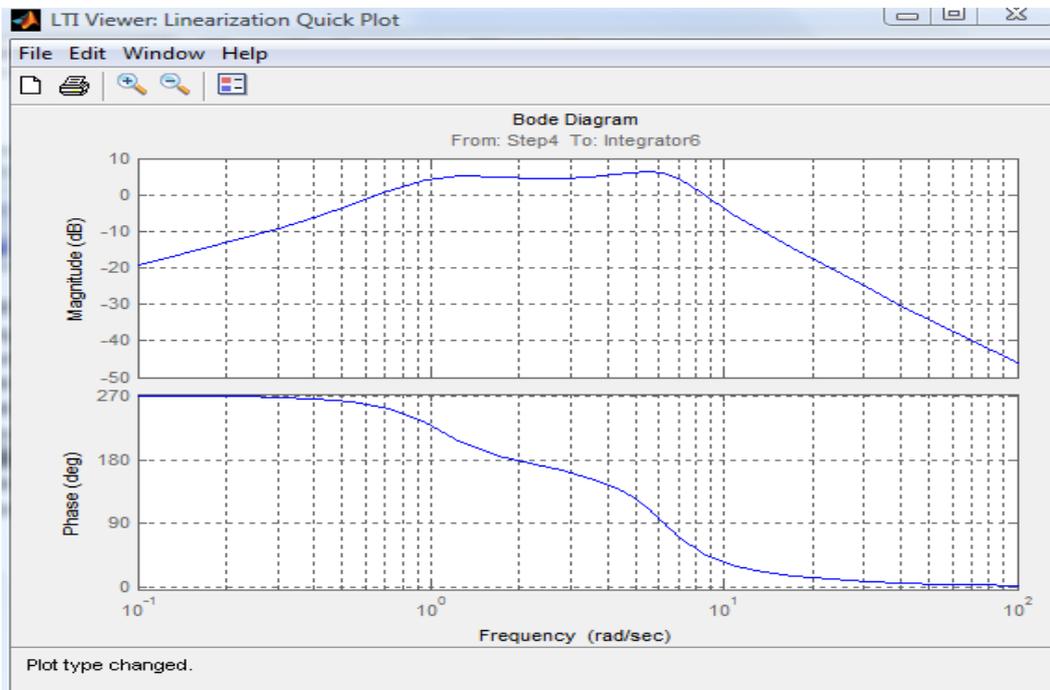


Рис.19. – Графики ЛАХ и ЛФХ

Отказ в канале k_j , управляющее возмущение:

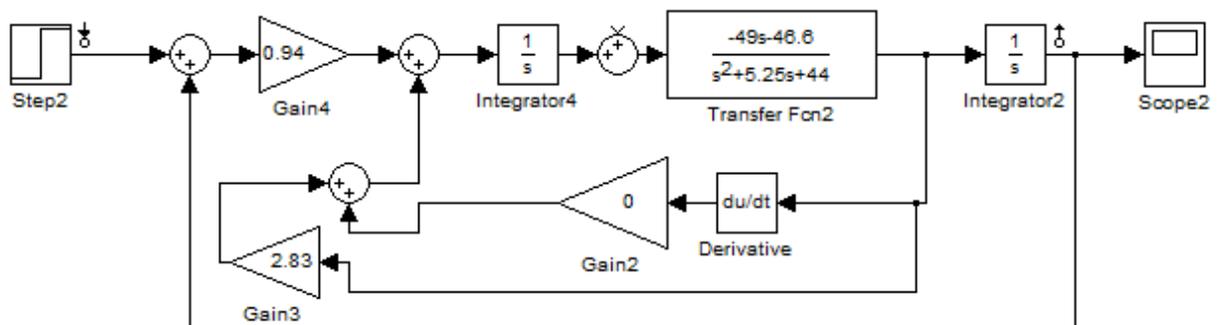


Рис.20 – Схема моделирования

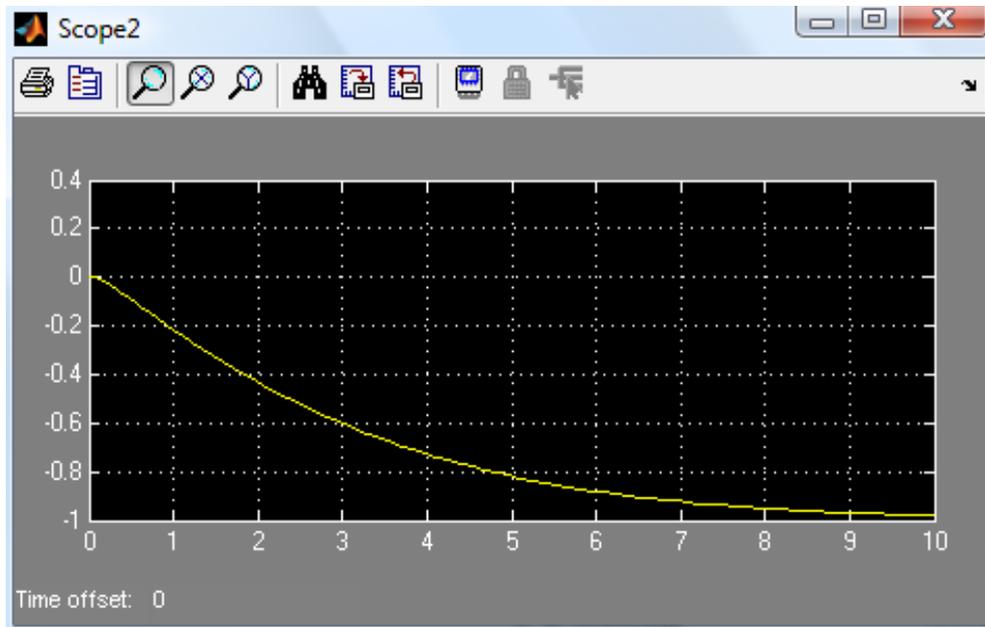


Рис.21. – График переходного процесса

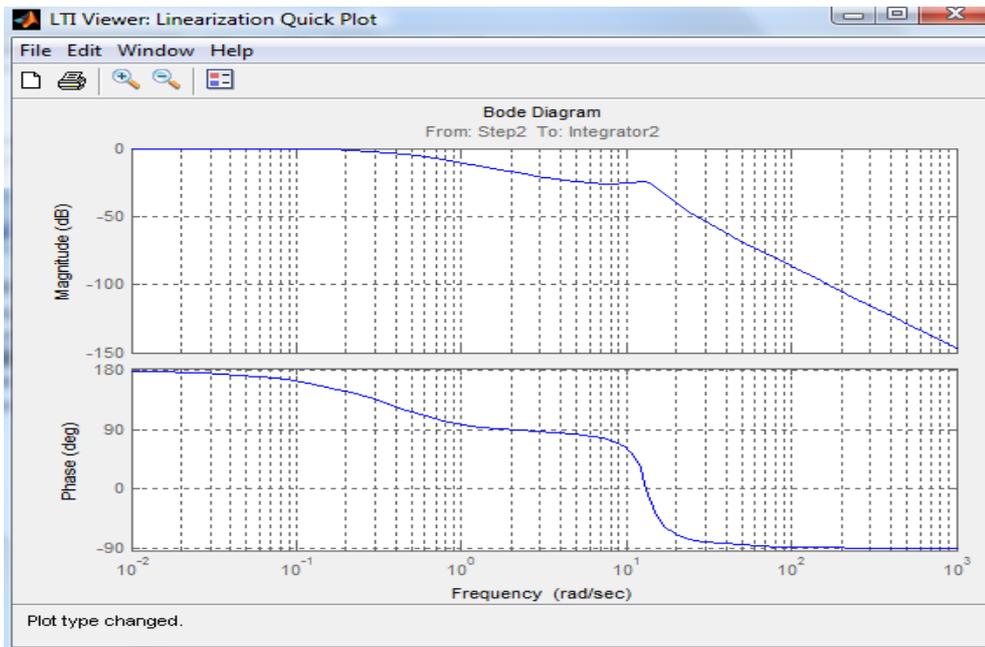


Рис.22. – Графики ЛАХ и ЛФХ

Отказ в канале k_{ij} , возмущающее воздействие:

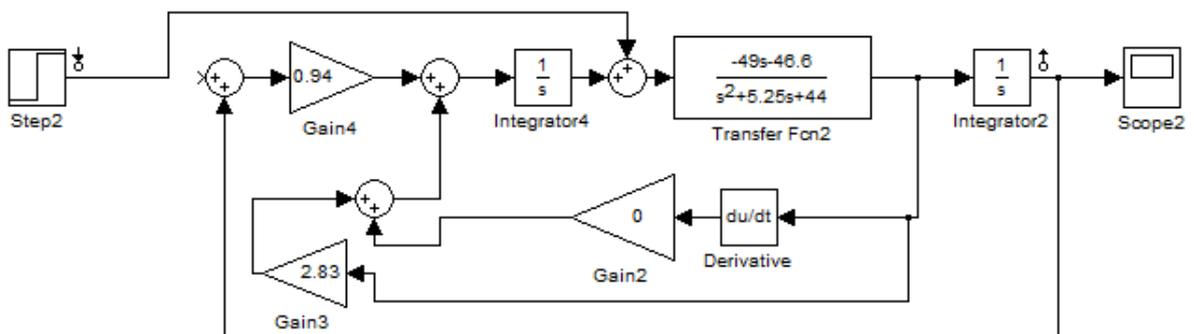


Рис.23 – Схема моделирования

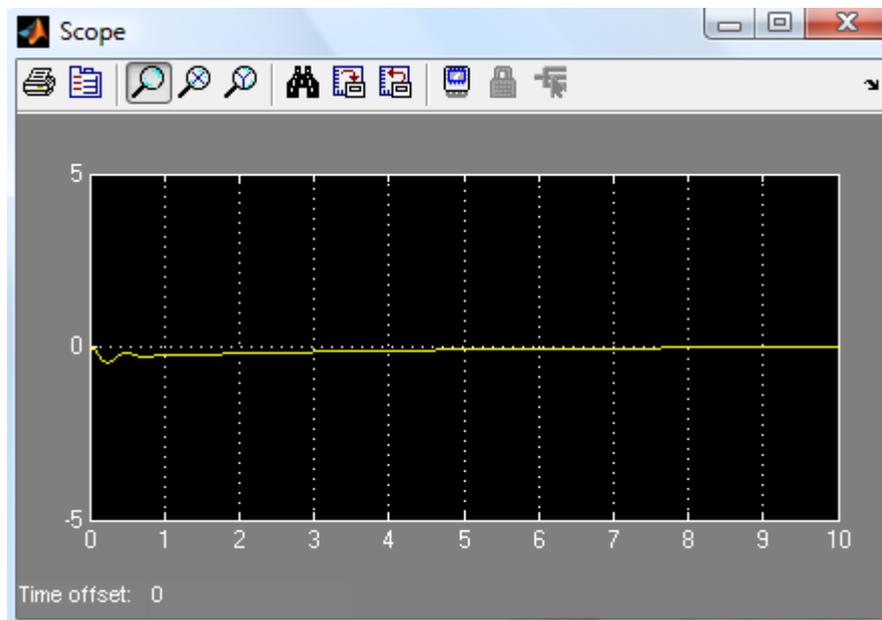


Рис.24. – График переходного процесса

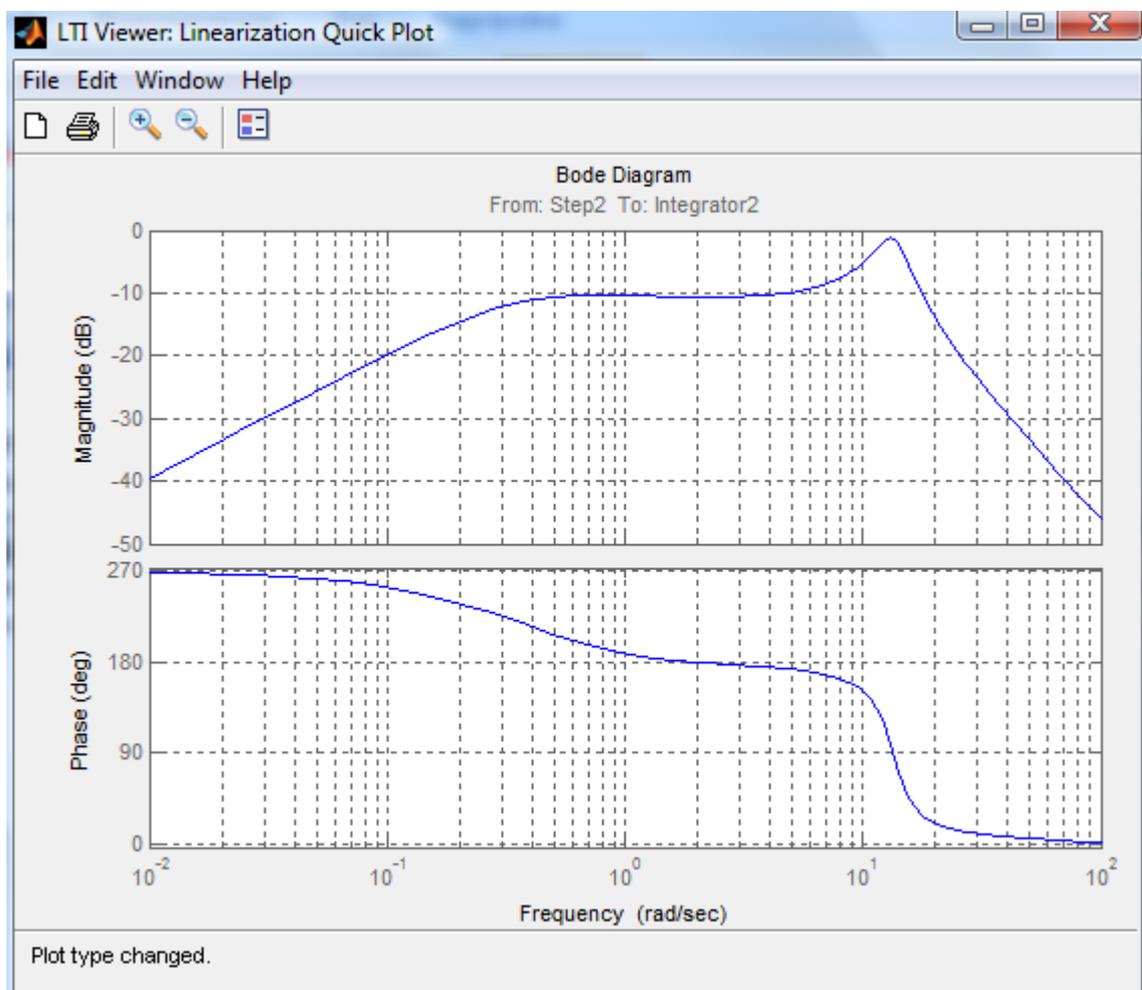


Рис.25. – Графики ЛАХ и ЛФХ

5. Выводы:

1. При воздействии на руль высоты происходит изменение угла тангажа. Время переходного процесса 4-4,5 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. Процесс установления значения скачкообразный, время переходного процесса увеличилось до 7с.

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

4. При наличии внешнего возмущения и отказе ГВ, переходный процесс проходит плавно за 4-4,5 с.

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. Установление значения происходит скачкообразно, из-за отсутствия коррекции от Дус.

Сравнительный анализ статического и астатического автопилотов показывает, что характеристики астатического автопилота в исправном состоянии намного лучше, чем статического.

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.