



**МЕТОДИЧНІ ВКАЗІВКИ СТУДЕНТАМ  
ЩОДО ВИКОНАННЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТУ**

з дисципліни

"ОСНОВИ АВТОМАТИЗОВАНОГО КЕРУВАННЯ РУХОМ  
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Київ 2014

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**МЕТОДИЧНІ ВКАЗІВКИ СТУДЕНТАМ  
ЩОДО ВИКОНАННЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТУ**  
з дисципліни

"ОСНОВИ АВТОМАТИЗОВАНОГО КЕРУВАННЯ РУХОМ  
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ”

Київ 2014

УДК 629.735.051–52(076.5)

ББК 052–05 Я 73–5

Б836

Укладач: М.К. Філяшкін

Рецензент В.О. Рогожин

Затверджено на засіданні науково-методично-редакційної ради Інституту інформаційно-діагностичних систем 15 червня 2014 року.

Методичні вказівки до виконання курсового проекту

Уклад.: М. К. Філяшкін – К.: НАУ, 2014.–14с.

Надаються загальні методичні вказівки, та завдання на курсовій проект з дисципліни “Основи автоматизованого керування рухом повітряних суден”.

Призначені для студентів, що проходять навчання за освітньо-кваліфікаційним рівнем "Бакалавр" за напрямом 6.050202 "Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології".

## ЗАВДАННЯ НА КУРСОВІЙ ПРОЕКТ

1. За заданими висотно-швидкісними, інерційно-масовими і аеродинамічними характеристиками розрахувати коефіцієнти математичної моделі поздовжнього руху літака.

$$\begin{aligned}
 \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha &= a_x^{\delta_p} \delta_p + \dot{W}_x; \\
 \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\alpha \alpha &= f_y^{\text{BOЗМ}}; \\
 \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V V + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + M_z^{\text{BOЗМ}}; \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\
 \alpha &= \vartheta - \Theta + \alpha_W; \\
 \dot{H} &= \frac{\Theta}{\tau_a},
 \end{aligned} \tag{1}$$

де  $\dot{W}_x$ ,  $\dot{\alpha}_W$  – вітрові збурення (поздовжня і вертикальна складові швидкості вітру);  $M_z^{\text{BOЗМ}}$  – моментне збурення;

$f_y^{\text{BOЗМ}}$  – силове збурення (скидання вантажу).

Коефіцієнти математичної моделі мають вигляд:

$$a_x^V = \frac{1}{\tau_a} (c_{x_a} + \frac{V_0 c_{x_a}^V}{2}) - \frac{P^V \cos \alpha_0}{m}; \quad a_x^\Theta = \frac{g \cos \Theta_0}{V_0};$$

$$a_x^\alpha = \frac{c_{x_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \sin \alpha_0}{mV_0}; \quad a_x^{\delta_p} = \frac{P^{\delta_p}}{mV_0} \cos \alpha_0;$$

$$a_y^V = -\frac{1}{\tau_a} (c_{y_a} + \frac{V_0 c_{y_a}^V}{2}) - \frac{P^V \sin \alpha_0}{m}; \quad a_y^\alpha = -(\frac{c_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \cos \alpha_0}{mV_0});$$

$$a_{m_z}^V = -\chi(m_z^V V_0 + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^V); \quad a_{m_z}^{\delta_B} = \chi m_z^{\delta_B};$$

$$a_{m_z}^\alpha = -\chi(m_z^\alpha + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha); \quad a_{m_z}^{\omega_z} = -\chi \frac{b_A}{V_0} (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}});$$

тут  $\tau_a = \frac{m}{\rho_0 V_0 S}$ ;  $\chi = \frac{\rho_0 V_0^2 S b_A}{2 I_z}$ ;  $V_0$  – задана висота польоту;

$\rho_0 = \rho_H$  – густина повітря на заданій висоті;  $P_0$  – тяга двигуна на заданій висоті і при заданій швидкості польоту;  $\alpha_0$  і  $\Theta_0$  кут атаки і кут нахилу траєкторії горизонтального польоту.

2. Записати рівняння і передаточні функції подовжнього короткоперіодичного руху, скласти структурну схему моделі, розрахувати параметри передаточних функцій. Оцінити стійкість подовжнього короткоперіодичного руху за алгебраїчними критеріями Вишнеградського або Гурвица.
3. Побудувати асимптотичні амплітудні і фазові частотні логарифмічні характеристики подовжнього короткоперіодичного руху відносно відхилення руля висоти.
4. Визначити запас стійкості за амплітудою і фазою для подовжнього короткоперіодичного руху залежно від варіанту.
5. Записати рівняння подовжнього довгоперіодичного руху й оцінити його стійкість.
6. Скласти структурну схему замкнутого контуру автоматичного управління і провести синтез передаточних чисел закону управління залежно від варіанту завдання.
7. Проаналізувати статичні і динамічні характеристики синтезованого контуру управління .
8. Скласти мовою високого рівня програму моделювання і з її допомогою провести дослідження синтезованого контуру управління. Результати досліджень повинні містити:
  - перехідні характеристики  $\alpha(t)$ ,  $\vartheta(t)$ ,  $\theta(t)$ ,  $V(t)$  некерованого довгоперіодичного руху літака при впливі моментного збурення;
  - перехідні характеристики  $\alpha(t)$ ,  $\vartheta(t)$ ,  $\theta(t)$  некерованого короткоперіодичного руху літака при впливі моментного збурення;
  - перехідні характеристики  $\alpha(t)$ ,  $\vartheta(t)$ ,  $\theta(t)$  некерованого короткоперіодичного руху літака при впливі вітрового збурення;

- перехідні характеристики регульованого параметра керованого руху літака ( $\omega_z(t)$  для демпфера тангажа) при впливі моментного збурення при синтезованих передаточних числах і при змінених на 20...30...30% відносно оптимальних;
- перехідні характеристики керованого руху літака при відпрацьовуванні заданого значення регульованого параметра (для демпфера тангажа  $\omega_z(t)$  при відхиленні руля висоты лютчиком з демпфером і при його відсутності) при синтезованих передаточних числах;

Програма моделювання повинна містити інтерфейс який передбачає:

- завдання часу моделювання
- завдання різних збурень, що діють на літак;
- дослідження керованого і некерованого руху літака;
- зміна передаточних чисел при дослідженні керованого руху;
- візуалізацію результатів досліджень;
- можливість порівняння результатів поточного дослідження з попереднім.

## ВИХІДНІ ДАНІ

### *1. Інерційно масові характеристики літака*

- Швидкість польоту – відповідно до завдання;
- Висота польоту – відповідно до завдання;
- Маса літака – відповідно до завдання;
- Площа крила відповідно до завдання;
- Середня аеродинамічна хорда крила  $b = 6\text{м}$ ;
- Момент інерції  $I_z = 500000 \text{ н}\cdot\text{м}$ .

### *2. Аеродинамічні характеристики літака і характеристики силової установки*

- Тяга двигуна ( $H = 0, V = 0$ ) –  $P00 = 2,62 \cdot 10^5 \text{ н}$ ;
- Коефіцієнт аеродинамічного моменту руля висоты  $m_z^{\delta^B} = -1,7$ ;
- Коефіцієнт аеродинамічного моменту демпфірування  $m_z^{\bar{\omega}_z} = -0,37$ ;

- Коефіцієнт аеродинамічного моменту запізнювання скосу потоку  $m_z^{\bar{\alpha}} = -0,41$ ;
- Коефіцієнт аеродинамічного моменту подовжньої статичної стійкості  $m_z^{\alpha} = -0,37$ ;
- Коефіцієнт, що характеризує крутість характеристики  $c_{y_a} = f(\alpha) - c_{y_a}^{\alpha} = 4,6$ ;
- Залежність коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили  $c_{y_a}$  від числа  $M$  приведена на рис. 1.

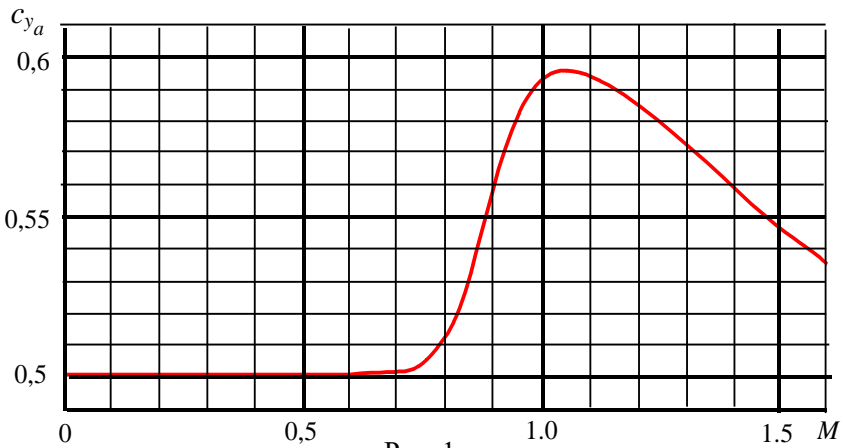


Рис. 1

- Залежність коефіцієнта сили лобового опору при нульовій піднімальній силі -  $c_{x_0}$  від числа  $M$  приведена на рис. 2.

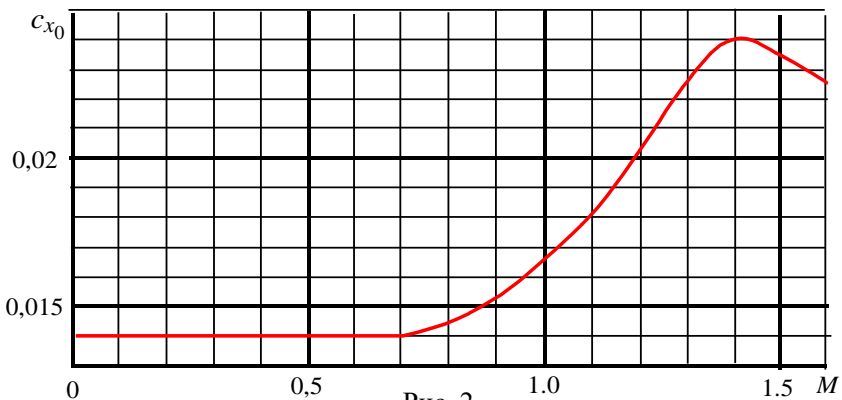


Рис. 2

- Залежність коефіцієнта індуктивності  $A$  від числа  $M$  приведена на рис. 3.

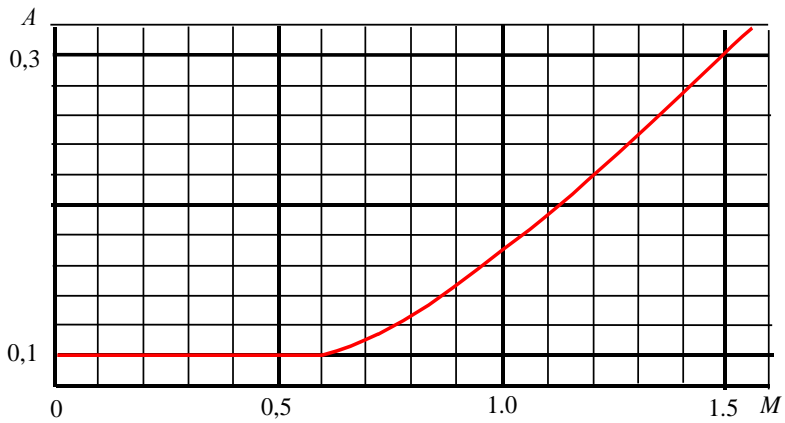


Рис. 3

- Залежність коефіцієнта  $m_z^M$  від числа  $M$  приведена на рис. 4.

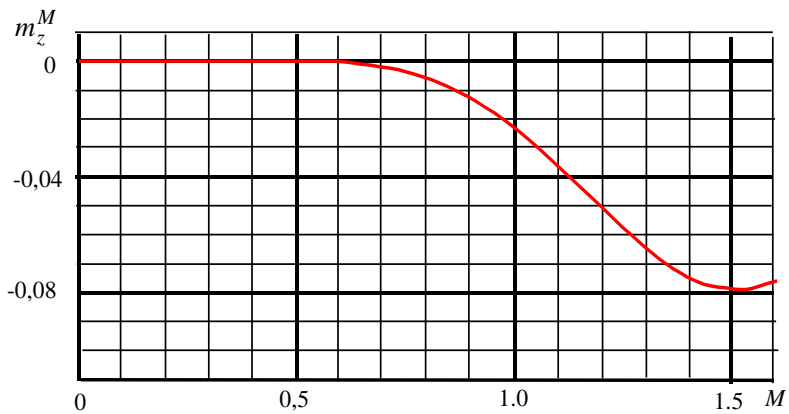


Рис. 4



- Тяга двигуна на заданій висоті і при заданій швидкості визначається по формулі

$$P = P_{00} \bar{P} \left( \frac{\rho_H}{\rho_0} \right)^{0,9}$$

де  $P_{00}$  – тяга двигуна на нульовій висоті і при нульовій швидкості польоту;  $\rho_H$  – густина повітря на заданій висоті;  $\rho_0$  – густина повітря на висоті рівня моря (по стандартній атмосфері);  $\bar{P}$  – нормуючий коефіцієнт зміни тяги двигуна від швидкості польоту.

- Залежність нормуючого коефіцієнта  $\bar{P}$  від швидкості польоту приведена на рис. 5

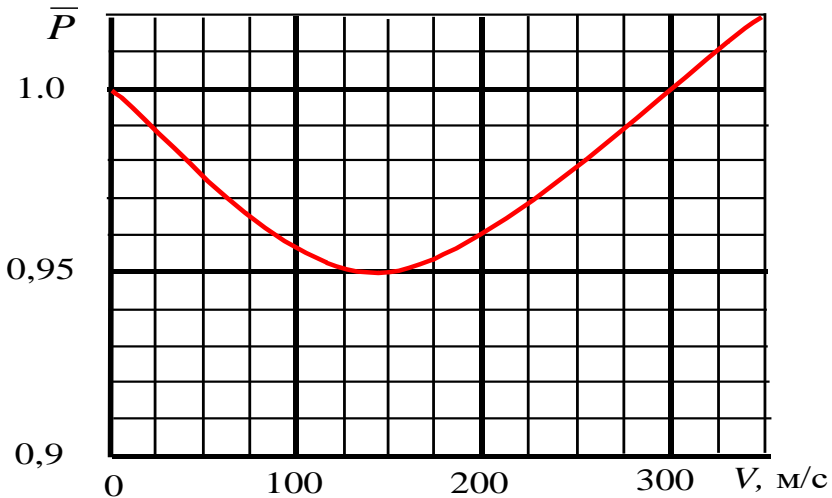


Рис. 5

## ВАРІАНТИ ЗАВДАНЬ НА КУРСОВІЙ ПРОЕКТ

№ варіанта	Висота, км	Швидкість, м/с	Маса, т	Площа крила, м <sup>2</sup>	Тип контуру автоматичного управління *
1	2	3	4	5	6
1, 31	1	100	20	35	Демпфер тангажа
2, 32	2	110	25	40	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
3, 33	3	120	30	45	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
4, 34	4	130	35	50	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H)
5, 35	5	140	40	55	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H, $\tilde{H}$ )
6, 36	6	150	20	60	Демпфер тангажа
7, 37	7	160	25	65	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
8, 38	8	170	30	35	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
9, 39	9	180	35	40	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H)
10, 40	10	190	40	45	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H, $\tilde{H}$ )
11, 41	11	200	20	50	Демпфер тангажа
12, 42	12	210	25	55	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
13, 43	0,1	220	30	60	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
14, 44	0,2	70	35	65	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H)
15, 45	0,3	80	40	35	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС (H, $\tilde{H}$ )

1	2	3	4	5	6
16 , 46	0,4	90	20	40	Демпфер тангажа
17 , 47	0,5	100	25	45	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
18 , 48	0,6	70	30	50	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
19 , 49	0,7	80	35	55	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H$ )
20 , 50	0,8	90	40	60	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H, \tilde{H}$ )
21 , 51	0,9	100	20	65	Демпфер тангажа
22 , 52	1,5	110	25	35	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
23 , 53	2,5	120	30	40	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
24 , 54	3,5	130	35	45	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H$ )
25 , 55	4,5	140	40	50	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H, \tilde{H}$ )
26 , 56	5,5	150	20	55	Демпфер тангажа
27 , 57	6,5	160	25	60	Статичний АП <sub>9</sub> ЖОС
28 , 58	7,5	170	30	65	Астатичний АП <sub>9</sub> ЖОС
29 , 59	8,5	180	35	40	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H$ )
30 , 60	9,5	190	40	45	Управління висотою через АП <sub>9</sub> ЖОС ( $H, \tilde{H}$ )

\* – при позначенні контуру управління використовується абривіатура прийнята в підручнику Синеглазов В.М. Філяшкін М.К. “Автоматизовані системи управління повітряних суден”. К.: НАУ, 2003 р.

## МЕТОДИЧНІ ВКАЗІВКИ ПО ВИКОНАННЮ РОЗРАХУНКІВ

Курсовий проект має ціль виконати синтез та аналіз контурів автоматичного керування поздовжнім рухом літака.

Номер варіанта курсового проекту вибирається студентом по двох останніх цифрах номера залікової книжки

При виконанні курсового проекту варто користатися підручником Синеглазов В.М. Філяшкін М.К. “Автоматизовані системи управління повітряних суден”. К.: НАУ, 2003 р.

### *Розрахунки коефіцієнтів математичної моделі*

Формули для розрахунку параметрів стандартної атмосфери, зокрема, густини повітря, швидкості звуку для розрахунку числа Маху можна знайти в довідниках з механіки рідини і газу. Наприклад, густину повітря на заданій висоті польоту можна розрахувати за формулою

$$\rho_H = \rho_0 \left( 1 - \frac{6,5H}{288} \right)^{4,255}$$

де  $\rho_0 = 1,2255 \text{ кг/м}^3$  – густину повітря на поверхні Землі;  $H$  – висота польоту в км.

Для розрахунку числа Маху можна скористатися співвідношеннями

$$M = V/a$$

де швидкість звуку  $a = 20 \cdot \sqrt{T_H}$ , а  $T_H$  – температура повітря на заданій висоті розраховується за формулою

$$T_H = T_0 - 0,0065H,$$

де  $T_0 = 288\text{K}$  – температура повітря на поверхні Землі;  $H$  – висота польоту в м.

При визначенні кута атаки горизонтального польоту  $\alpha_{\text{ГП}}$  ( $\alpha_0$  у коефіцієнтах математичної моделі) варто виходити з умови рівності в горизонтальному польоті піднімальної сили силі ваги, тобто

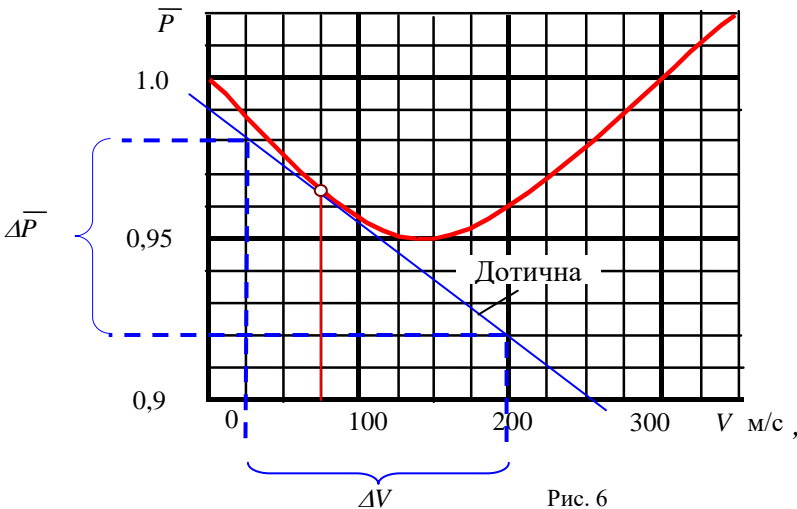
$$G = Y_a \quad \text{де } Y_a = c_{y_a}^\alpha \alpha_{\text{гп}} \frac{\rho V^2}{2} S .$$

При одержанні не заданих числових значень часткових похідних аеродинамічних сил, можна використовувати графічний спосіб їхнього визначення.

Наприклад, на рис. 6 показаний варіант визначення зна-

$$\text{чення } P^V = \frac{\partial P}{\partial V} = P_{00} \left( \frac{\rho_H}{\rho_0} \right)^{0,9} \frac{\partial \bar{P}}{\partial V} \approx P_{00} \left( \frac{\rho_H}{\rho_0} \right)^{0,9} \frac{\Delta \bar{P}}{\Delta V}$$

для швидкості 75м/с.



**Увага!** Необхідно враховувати знак, у нашому випадку позитивне збільшення  $\Delta V$  викликає негативне збільшення  $\Delta \bar{P}$ .

### **Оцінка стійкість подовжнього руху літака.**

Методику аналізу стійкості можна знайти в будь-якому підручнику з теорії автоматичного регулювання, наприклад, Попов Е.П. «Автоматическое регулирование и управление».М., Физматиз.

При визначенні запасу стійкості за амплітудою і фазою можна використовувати додатки пакету Simulink.

## Синтез заданих контурів управління

Синтез заданих контурів управління можна здійснювати, використовуючи методику наведені в посібнику Унгурян С.Г., Лупандин М.В. “Расчет систем автоматического управления полетом самолетов”. КИИГА, 1973.

Проте рекомендується здійснювати послідовний синтез контурів управління, починаючи із внутрішнього контуру, контуру демпфірування. Методика розрахунку передаточного числа демпфера тангажа наведена в підручнику Синеглазов В.М. Філяшкін М.К. “Автоматизовані системи управління повітряних суден”. К.: НАУ, 2003 р. Але необхідно врахувати, що потрібний декремент загасання для режимів автоматичного управління варто вибирати  $\xi_{\alpha_d} = 1$ , на відміну від режиму демпфірування, де  $\xi_{\alpha_d} = 0,7$ .

Після синтезу контуру демпфірування синтезують контур управління кутом тангажа. Розрахункові формули синтезу можна одержати, використовуючи метод стандартних коефіцієнтів або метод логарифмічних амплітудно-частотних характеристик (ЛАЧХ) розімкнутого контуру управління.

### Приклад.

Передаточна функція розімкнутого контуру управління для статичного АП<sub>9</sub>ЖОС має вигляд [1]:

$$W_{\mathcal{G}}(p) = \frac{K_{\text{пс}}(T_{\theta}p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_{\alpha_d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha_d}}{\omega_{\alpha_d}} p + 1 \right)},$$

де  $K_{\text{пс}} = K_{\mathcal{G}} K_{\mathcal{G}_d}^B$ ;

ЛАЧХ, що відповідає такої передаточній функції, показана на рис. 6. Частота зрізу  $\omega_{\text{ср}}$  повинна знаходитися на ділянці  $-20$  дБ/дек, при цьому необхідно щоб була виконана умова  $\omega_{\text{ср}} \leq 0,251/T_{\theta}$ . Однак з огляду на, те що

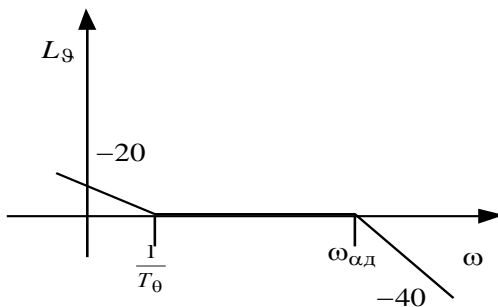


Рис. 6

після частоти  $1/T_\theta$  крутість ЛАЧХ не збільшується, а стає нульовий, можна з метою зменшення часу перехідних процесів у контурі управління вибирати  $\omega_{cp} = \frac{1}{T_\theta}$ . З іншого боку частота зрізу визначається як коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкнутого контуру управління  $\omega_{cp} = K_g K_{\dot{g}d}^B$ .

Дорівнюючи праві частини цих співвідношень, одержимо розрахункову формулу визначення передаточного числа  $K_g$

$$K_g = \frac{1}{K_{\dot{g}d}^B T_\theta} = \frac{1 + K_{\dot{g}}^B K_{\omega_z}}{K_{\dot{g}}^B T_\theta}$$

Передаточна функція розімкнутого контуру управління для астатичного АП<sub>g</sub>ЖОС має вигляд [1]:

$$W_g(p) = \frac{K_{пс}(\theta p + 1) \left( \frac{K_g}{K_{\tilde{g}}} p + 1 \right)}{p^2 \left( \frac{p^2}{\omega_{\alpha d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha d}}{\omega_{\alpha d}} p + 1 \right)}$$

де  $K_{пс} = K_{\tilde{g}} K_{\dot{g}d}^B$ .

ЛАЧХ, що відповідає такої передаточної функції, показана на рис. 7. Частота зрізу  $\omega_{cp}$  повинна знаходитися на ділянці  $-20$  дБ/дек, при цьому необхідно щоб була виконана умова

$$1,25 \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g} \leq \omega_{cp} \leq 0,25 \frac{1}{T_\theta}$$

Однак знову ж з огляду на, те що після

частоти  $\frac{1}{T_\theta}$  крутість ЛАЧХ

стає нульовий, можна з метою зменшення часу перехідних процесів у контурі управління вибирати

$$1,25 \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g} \leq \omega_{cp} = \frac{1}{T_\theta}$$

Частоту  $\omega_{cp}$  можна та-

кож одержати з таких умов. Враховуючи, що нахил низькочас-

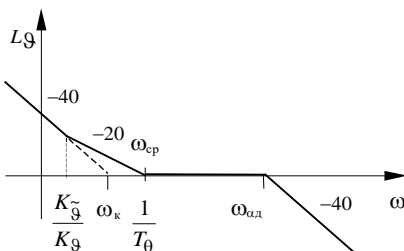


Рис. 7

тотної ділянки ЛАЧХ  $-40\text{дб/дек}$ , частота  $\omega_k^2$  – частота перетинання продовження низькочастотної ділянки ЛАЧХ з віссю частот визначається через коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкнутого контуру управління у вигляді

$$\omega_k^2 = K_{\tilde{g}} K_{\tilde{g}_d}^B$$

З іншого боку з рис 7 випливає, що частота  $\omega_k$  – частота перетинання продовження низькочастотної ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-40\text{дб/дек}$  з віссю частот, поділяє ділянку  $\frac{K_{\tilde{g}}}{K_g} \dots \omega_{cp}$  осі частот пополам. З огляду на логарифмічний масштаб осі частот, можна записати

$$\lg \omega_{cp} - \lg \omega_k = \lg \omega_k - \lg \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g}; \quad \text{або} \quad 2 \lg \omega_k = \lg \omega_{cp} + \lg \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g}$$

Потенціюючи, одержимо 
$$\omega_k^2 = \frac{\omega_{cp} K_{\tilde{g}}}{K_g}$$

Дорівнюючи вирази для  $\omega_k^2$ , одержимо

$$\frac{\omega_{cp} K_{\tilde{g}}}{K_g} = K_{\tilde{g}} K_{\tilde{g}_d}^B \quad \text{або} \quad \omega_{cp} = K_{\tilde{g}_d}^B K_g$$

Враховуючи два вирази для  $\omega_{cp}$ :

$$\omega_{cp} = \frac{1}{T_\theta} \quad \text{і} \quad \omega_{cp} = K_{\tilde{g}_d}^B K_g,$$

одержимо розрахункову формулу для передаточного числа  $K_g$

$$K_g = \frac{1}{K_{\tilde{g}_d}^B T_\theta} = \frac{1 + K_{\tilde{g}}^B K_{\omega_z}}{K_{\tilde{g}_d}^B T_\theta}.$$

Як видно формули для розрахунку  $K_g$  в статичному й астатичному АП<sub>g</sub>ЖОС цілком ідентичні.



Розрахункову формулу для передаточного числа  $K_{\tilde{g}}$  одержимо з умов  $1,25 \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g} \leq \omega_{cp} = \frac{1}{T_{\theta}}$  або  $1,25 \frac{K_{\tilde{g}}}{K_g} \leq \frac{1}{T_{\theta}}$

$$\text{звідси} \quad K_{\tilde{g}} \leq \frac{K_g}{1,25 T_{\theta}} = \frac{0,8(1 + K_{\tilde{g}}^B K_{\omega_z})}{K_{\tilde{g}}^B}$$

Аналогічний підхід для одержання розрахункових формул для передаточних чисел зовнішнього контуру управління – контуру управління висотою польоту, який синтезують на основі попередньо синтезованого контуру управління кутом тангажа. Тільки тут необхідно враховувати, що при відсутності в законі управління похідної з висоти польоту, ЛАЧХ розімкнутого контуру не має ділянки з нульовим нахилом асимптоти. Тому умови вибору частоти зрізу – класичні: частоти зрізу повинна знаходитися на ділянці  $-20$  дБ/дек, і  $1,25\omega_{сн} \leq \omega_{cp} \leq 0,25\omega_{св}$ . Тут  $\omega_{сн}$ ,  $\omega_{св}$  частоти спряження ділянки  $-20$  дБ/дек з ділянками більшої крутості в області низьких і високих частот відповідно.

### ***Аналіз статичних і динамічних характеристики синтезованого контуру управління .***

Методика та правила аналізу статичних і динамічних характеристики синтезованого контуру управління наведені у додатку 1

### ***Дослідження синтезованого контуру управління шляхом математичного моделювання .***

Перед складанням програми моделювання і дослідження з її допомогою синтезованого контуру керування допускається попередні дослідження провести в середовищі візуального моделювання Simulink пакета Matlab.

### **Приклад.**

При візуальному моделюванні динаміки літака заданою системою рівнянь (1) необхідно для кожного рівняння системи скласти власну конструкцію з використанням суматора й у разі потреби блоку інтегрування. Наприклад, для першого рівняння

системі записаного у вигляді

$$\dot{V} = -a_x^V V - a_x^\Theta \Theta - a_x^\alpha \alpha + a_x^{\delta_p} \delta_p .$$

конструкція моделі буде мати вид (рис.8).

Замикання системи рівнянь доцільно здійснювати не сполучними лініями, а, використовуючи блоки Goto, From (див.

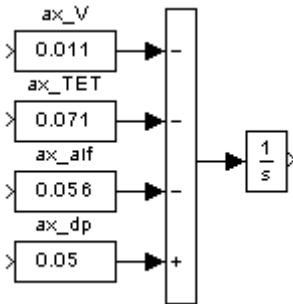


Рис. 8.

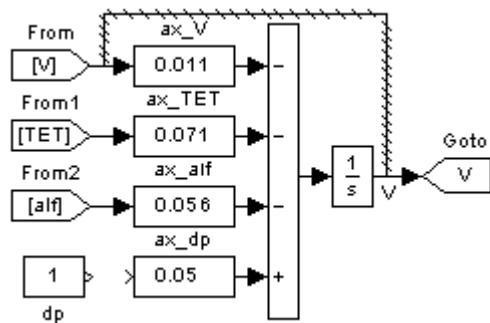


Рис. 9

рис 9).

Збурення або керуючі впливи можна імітувати блоками Constant або Step з розділу Sources. Для одночасної реєстрації декількох параметрів варто підключати ці параметри до осцилографу через блок Mux.

На рис. 10 приведений варіант моделі літака та САУ.

При дослідженні динаміки руху некерованого літака необхідно відключити САУ (просто видалити зв'язок db з конструкції третього рівняння системи, у прикладі це реалізується за допомогою перемикача Manual Switch, що має два положення: «without control» і «with control»), і підключити (приєднати) одне зі збурень. Оскільки керування тягою двигуна в роботі не моделюється, те керуюче вплив dp трактується як збурення.

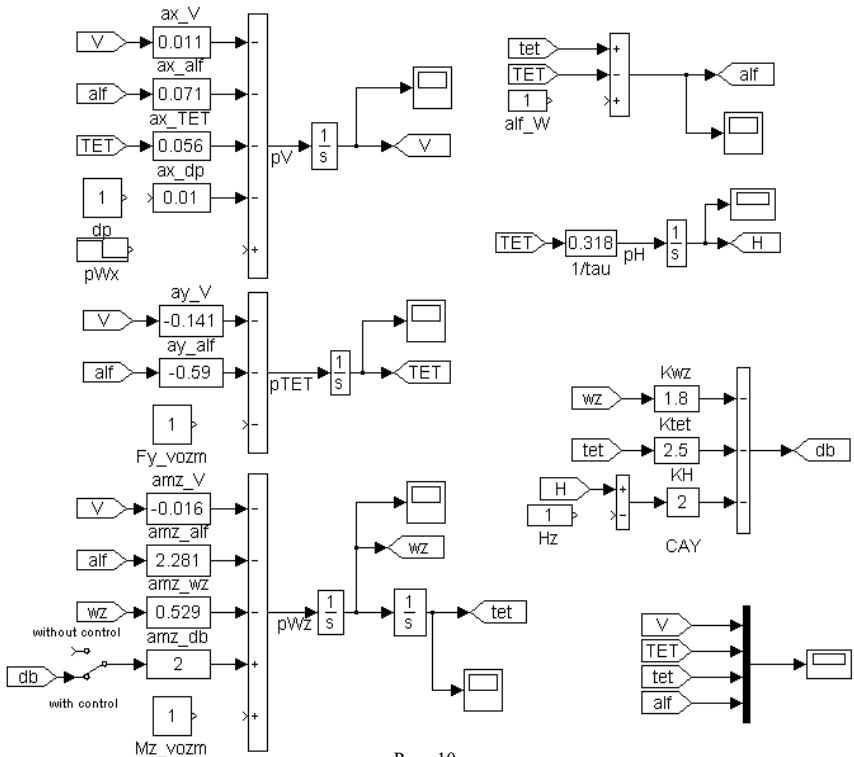


Рис. 10

Результати розрахунків і проведених досліджень оформляються в пояснювальну записку до курсового проекту і випереджаються коротким викладом теоретичної частини. У додатку до пояснювальної записки приводиться лістинг програми моделювання. Робота самої програми демонструється на захисті курсового проекту.

Приклад оформлення титульного аркушу пояснювальної записки наведений у додатку 2.

**Правило оцінки статичних характеристик контуру управління**

1. Система являється *астатическою* (без помилки) по отношению до відповідуючому возмущенню, якщо вона *содержит в цепі обратної зв'язи інтегруючі звенья, не охоплені місцею обратної зв'язью*. При цьому кількість інтегруючих звеньїв визначає порядок астатизма системи по отношению до відповідуючому возмущенню.

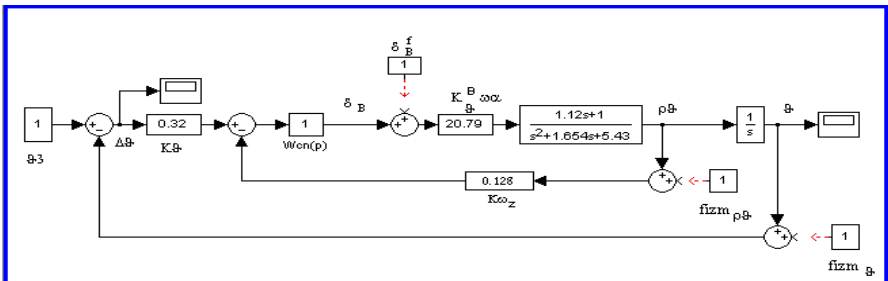
Цепь обратной связи это цепь от выхода системы, по которому оценивают характеристики точности, например  $\vartheta$  или  $\Delta\vartheta$ , до точки приложения возмущения.

**Внимание:** Возмущения, действующие во внутреннем контуре, приводятся к входу внутреннего контура с использованием правила переноса возмущений, и точка приложения возмущения в этом случае – вход внутреннего контура.

2. Система также являється *астатическою*, якщо в прямій цепі між точкою приложення возмущення (или в цепі возмущення) и выходом системы есть *дифференцирующее* звено.

3. При отсуствии астатизма *статическая ошибка* выходного параметра будет *пропорциональна действующему возмущению и обратно пропорциональна коэффициенту усиления цепи обратной связи* (между выходом системы и точкой приложення приведенного возмущення). Величина приведенного к заданной точке возмущення определяется с учетом коэффициента усиления приведенного возмущення.

**Приклад 1: Аналіз статичних характеристик статичного (АП<sub>3</sub>)ЖОС)**



У контурі управління (АП<sub>3</sub>)ЖОС) діють такі збурення:

- Моментні збурення, що зведені до відхилення руля висоти  $\delta_B^f$
- Похибки вимірювання параметрів польоту  $f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}$ ,  $f_{\text{вим}}^{\vartheta}$ .
- Керуючий сигнал – заданий кута тангажа  $\vartheta$ , також може розглядатися як збурюючий вплив

Штриховою лінією на структурній схемі показані збурення  $\delta_B^f$ ,  $f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}$  але зведені до входу внутрішнього контуру.

Структурний аналіз контуру управління показує:

1. В системі для помилки  $\Delta\vartheta$  по відношенню до керуючого впливу у вигляді заданого кута тангажа  $\vartheta$ , забезпечується астатизм першого порядку (відсутня помилка) для статичного АП<sub>0</sub>ЖОС. (Вхід системи –  $\vartheta$ , вихід –  $\Delta\vartheta$ ; У колі зворотного зв'язку такі ланки:  $W_{\Delta\vartheta}(p) = K_{\vartheta}$ ;  $W_{\vartheta_d}^B(p)$  – передаточна функція внутрішнього контуру – контуру демпфірування (не є інтегровальною ланкою) та одна інтегровальна ланка  $1/p$ );

2. При стабілізації кута тангажа  $\vartheta$  по відношенню до збурень  $\delta_B^f$ ,  $f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}$ , що зведені до входу внутрішнього контуру будуть мати місце статичні помилки:(Вхід системи – вхід внутрішнього контуру, вихід –  $\vartheta$ ; У колі зворотного зв'язку одна ланки –  $W_{\Delta\vartheta}(p) = K_{\vartheta}$ , яка не є інтегровальною ланкою). Другий пункт правил також показує на відсутність астатизму – у колі між точкою прикладання збурення (а також у колі збурення) й виходом системи немає диференціувальної ланки.

3. При стабілізації кута тангажа  $\vartheta$  та при наявності похибки вимірника,  $f_{\text{вим}}^{\vartheta}$ , завжди буде мати місце статична помилка: (У колі зворотного зв'язку від виходу –  $\vartheta$  до входу  $f_{\text{вим}}^{\vartheta}$  немає ніяких ланок, тобто коефіцієнт підсилення дорівнює одиниці).

Відповідно до третього пункту правил аналізу статичних характеристик величини статичних помилок визначаються у вигляді:

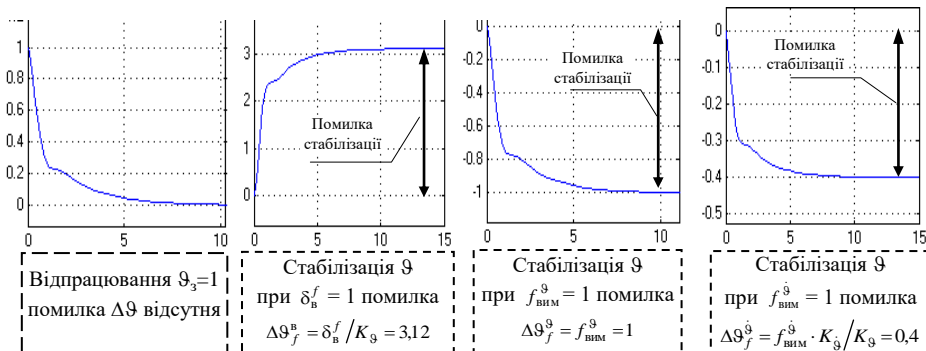
$$- \text{при дії постійного моментного збурення } \Delta\vartheta_f^B = \frac{\delta_B^f}{K_{\vartheta}};$$

$$- \text{при наявності похибки вимірника кутової швидкості } \Delta\vartheta_f^{\dot{\vartheta}} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}}{K_{\vartheta}} f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}.$$

$$- \text{при наявності похибки вимірника кута тангажа } \Delta\vartheta_f^{\vartheta} = f_{\text{вим}}^{\vartheta}$$

Проведений аналіз підтверджується результатами моделювання даного контуру управління, у середовищі візуального моделювання *Simulink*. Діаграма процесу моделювання має наступний вигляд .

Перехідні процеси у контурі управління при розрахованих передаточних числах  $K_{\vartheta} = 0,32$ ;  $K_{\dot{\vartheta}} = 0,128$  мають вигляд



Результати моделювання доводять правильність виконаного синтезу контуру управління, а також підтверджують проведений аналіз.

### Правило оцінки динамічних характеристик контуру управління

При оцінках динамічних характеристик контуру управління методом ЛАЧХ аналізується інтервал середніх частот ЛАЧХ, який визначає запас устойчивості контуру управління і в значительній ступені якість перехідних процесів. На цьому інтервалі знаходиться частота среза  $\omega_{\text{ср}}$ , яка визначає час перехідного процесу  $t_{\text{п.п}}$ . Хороше якість перехідного процесу забезпечується, якщо частота среза  $\omega_{\text{ср}}$  знаходиться на участку, який має нахил  $-20$  дБ/дек (аналогія з апериодическим звеном), при цьому повинні виконуватися умови  $1,25 \omega_{\text{с.н}} \leq \omega_{\text{ср}} \leq 0,25 \omega_{\text{с.в}}$ .

Здесь  $\omega_{\text{с.н}}$  – частота сопряжения с участком с наклоном менее чем  $-20$  дБ/дек ( $-40 \dots -60$  дБ/дек) в области низких частот;  $\omega_{\text{с.в}}$  – частота сопряжения с участком с наклоном менее чем  $-20$  дБ/дек в области высоких частот)

**1. При збільшенні  $\omega_{\text{ср}}$  час перехідного процесу зменшується, але тільки до появи сильної колибельності перехідного процесу, при зменшенні  $\omega_{\text{ср}}$  час перехідного процесу збільшується, т.к.  $t_{\text{п.п}} \approx \frac{\pi \div 4\pi}{\omega_{\text{зр}}}$ .**

2. При **приближении**  $\omega_{cp}$  к участку с наклоном менее чем  $-20$  дб/дек ( $-40\dots-60$  дб/дек) нарушается условие  $1,25 \omega_{с.н} \leq \omega_{cp} \leq 0,25 \omega_{с.в}$  и **увеличивается колебательность** переходного процесса с частотой, близкой к той частоте ( $\omega_{с.н}$  или  $\omega_{с.в}$ ), к которой приближается частота среза. При **удалении**  $\omega_{cp}$  от участка с наклоном менее чем  $-20$  дб/дек ( $-40\dots-60$  дб/дек) в переходных процессах **уменьшаются колебания**, близкие к частоте ( $\omega_{с.н}$  или  $\omega_{с.в}$ ), от которой удаляется  $\omega_{cp}$ .

3. **Уменьшение участка ЛАЧХ** с наклоном  $-20$  дб/дек, то есть при приближение частоты  $\omega_{с.н}$  к частоте  $\omega_{с.в}$ . (при  $5 \omega_{с.н} \ll \omega_{с.в}$ ), **устойчивость** контура управление **ухудшается**, в контуре **возникают колебания** с частотой, близкой к частоте среза.

**Приклад 2:** Аналіз динамічних характеристик статичного (АП<sub>з</sub>ЖОС)

Для статичного (АП<sub>з</sub>ЖОС) передаточна функція розімкнутого контура управління має вигляд

$$W_{\vartheta}(p) = W_{\Delta\vartheta}(p) W_{\dot{\vartheta}d}^B(p) \frac{1}{p}$$

при

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta$$

$$W_{\Delta\vartheta}(p) = K_{\vartheta};$$

$$W_{\dot{\vartheta}d}^B(p) = \frac{K_{\dot{\vartheta}d}^B \omega_{\alpha d}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha d} \omega_{\alpha d} p + \omega_{\alpha d}^2} = \frac{K_{\dot{\vartheta}d}^B (T_{\theta} p + 1)}{\frac{p^2}{\omega_{\alpha d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha d}}{\omega_{\alpha d}} p + 1};$$

де 
$$K_{\dot{\vartheta}d}^B = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^B}{1 + K_{\dot{\vartheta}}^B K_{\dot{\vartheta}}};$$

$$\omega_{\alpha d} = \omega_{\alpha} \sqrt{1 + K_{\dot{\vartheta}}^B K_{\dot{\vartheta}}};$$

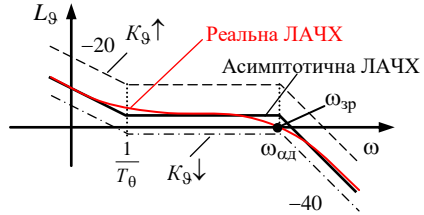
$$\xi_{\alpha d} = \frac{(\xi_{\alpha} + 0,5 K_{\dot{\vartheta}}^B \omega_{\alpha} T_{\theta} K_{\dot{\vartheta}})}{\sqrt{1 + K_{\dot{\vartheta}}^B K_{\dot{\vartheta}}}}.$$

Тоді передаточна функція розімкнутого контура набуває вигляду

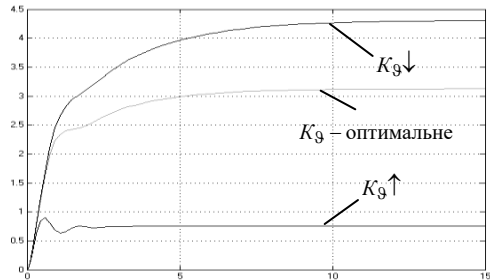
$$W_{\vartheta}(p) = \frac{K_{\text{ПС}}(T_{\theta}p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{од}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{од}}}{\omega_{\text{од}}} p + 1 \right)}$$

де  $K_{\text{ПС}} = K_{\vartheta} K_{\vartheta\text{д}}^{\text{Б}}$ .

Наявність контура демпфірування забезпечує декремент згасання  $\xi_{\text{од}} = 0,7 \dots 1$ . Це дозволяє зсувати частоту зрізу в область високих частот ( $\omega_{\text{зр}} \approx \omega_{\text{од}}$ ), оскільки на цій ділянці реальна ЛАЧХ має нахил  $-20$  дБ/дек (при  $\xi_{\text{од}} > 0,5$  перехід від  $0$  дБ/дек до  $-40$  дБ/дек здійснюється плавно без сплеску на частоті  $\omega_{\text{од}}$ ). Як виходить з аналізу ЛАЧХ, збільшення  $K_{\vartheta}$  спричиняє коливання в контурі управління з частотою  $f \approx \omega_{\text{од}}$  ( $\omega_{\text{зр}} \uparrow \rightarrow \leftarrow -40$  дБ/дек), час перехідного процесу зменшується. Обернені зміни передаточного числа збільшують час перехідного процесу опрацювання заданого сигналу, коливальність перехідних процесів зменшується ( $\omega_{\text{зр}} \downarrow \leftrightarrow -40$  дБ/дек).



Проведений аналіз підтверджується результатами моделювання даного контуру управління, у середовищі візуального моделювання *Simulink*. Діаграма процесу моделювання така сама як у прикладі №1.





**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Інститут інформаційно-діагностичних систем  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

**КУРСОВИЙ ПРОЕКТ**

**“Синтез та аналіз контурів автоматичного керування рухом повітряного судна”**

(варіант №32)

**Виконала:** студентка 407 уч. гр. ЦДС

“ ” \_\_\_\_\_ 2014р. Назаренко А. О.

**Перевірив:** професор Філяшкін М. К.

Київ 2014 р.

## ЗАВДАННЯ НА КУРСОВІЙ ПРОЕКТ

1. За заданими висотно-швидкісними, інерційно-масовими і аеродинамічними характеристиками розрахувати коефіцієнти математичної моделі поздовжнього руху літака.
2. Записати рівняння і передаточні функції поздовжнього короткоперіодичного руху, скласти структурну схему моделі, розрахувати параметри передаточних функцій. Оцінити стійкість подовжнього короткоперіодичного руху
3. Побудувати асимптотичні амплітудні і фазові частотні логарифмічні характеристики поздовжнього короткоперіодичного руху відносно відхилення руля висоти.
4. Визначити запас стійкості за амплітудою і фазою для подовжнього короткоперіодичного руху залежно від варіанту.
5. Записати рівняння подовжнього довгоперіодичного руху й оцінити його стійкість.
6. Скласти структурну схему замкнутого контуру автоматичного управління і провести синтез передаточних чисел закону управління залежно від варіанту завдання.
7. Проаналізувати статичні і динамічні характеристики синтезованого контуру управління .
8. Скласти мовою високого рівня програму моделювання і з її допомогою провести дослідження синтезованого контуру управління шляхом математичного моделювання.

### Вихідні данні (варіант 32):

1 Висотно-швидкісні, інерційно-масові та аеродинамічні характеристики літака:

- висота польоту – 1 км;
- швидкість польоту – 110 м/с;
- маса – 25 т;
- площа крила – 40м<sup>2</sup>.

2. Тип контуру автоматного управління – статичний автопілот тангажа на основі сервопривода з жорстким зворотним зв'язком (АП<sub>3</sub>ЖОС).