

## **Лабораторна робота № 2.5**

### **ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ КОРОТКОПЕРІОДИЧНОГО РУХУ ЛІТАКА В ПОВЗДОВЖНІЙ ПЛОЩИНІ З ПІЛОТОМ У КОНТУРІ УПРАВЛІННЯ НА ПЕОМ**

#### **Мета лабораторної роботи**

1. Вивчити особливості функціонування пілота в контурі управління літаком як ланки замкненої системи «літак-пілот» та вплив його власних характеристик на статичні та динамічні характеристики цієї системи.
2. Вивчити особливості детермінованого та стохастичного моделювання дій пілота в контурі системи штурвального управління (СШУ) літаком.
3. Дослідити вплив параметрів моделі дій пілота в контурі СШУ літаком на характеристики стійкості та керованості його короткоперіодичного руху на прикладі режиму стабілізації заданого кута тангажу.

#### **Стислі теоретичні відомості**

У режимі штурвального управління літаком пілот забезпечує витримування заданих параметрів польоту на основі інформації, що зберігається в його пам'яті або в пам'яті бортового цифрового обчислювального комплексу (концептуальної моделі польоту), а також поточної інформації, яка надходить від органів чуттів пілота та датчиків і систем пілотажно-навігаційного комплексу (інформаційна модель польоту).

Витримування заданих параметрів польоту літака пілот забезпечує шляхом порівняння поточних значень цих параметрів із заданими значеннями, визначення розбіжності, обробки іншої отриманої інформації, прийняття рішення і відхилення органів управління літаком.

Таким чином, в процесі управління літаком пілот стає ланкою замкненої системи «літак-пілот», для якої його власні динамічні та статичні характеристики мають велике значення.

Чисельні результати досліджень дій пілота в контурі СШУ літаком дали можливість виявити такі особливості та здатності:

- 1) Пропускати сигнали частотою до 3 Гц.
- 2) Слідкувати за сигналами певної частоти.
- 3) Реагувати тільки на сигнали, величина яких вище порогу сприйняття органами чуттів.
- 4) Дискретно реагувати на неперервні збурення.
- 5) Логічно фільтрувати інформацію.
- 6) Реагувати не лише на відхилення керованого параметра польоту від заданого значення, але й на похідну та інтеграл від нього.
- 7) Пристосовуватися (адаптуватися) через певний час до зміни умов чи ситуації.

Наведене дозволяє зробити висновок, що в загальному випадку пілот в контурі СШУ літаком з точки зору теорії управління становить собою нелінійну, нестационарну, адаптивну систему.

У процесі управління літаком пілот прагне «пристосуватись» до характеристик вхідних збурень і динамічних характеристик літака, намагаючись зробити замкнену систему «літак-пілот» стійкою, а помилки управління – мінімальними. Він саме прагне, оскільки при деяких характеристиках вхідних збурень і поганих динамічних характеристиках об'єкта управління можна і не впоратися з поставленим завданням з огляду на те, що динамічні характеристики пілота обмежені та істотно залежать від різноманітних чинників. Зокрема, людина реагує на подразники з деяким запізненням, її здібності з уведення форсування чи запізнювання обмежені.

«Налаштування» параметрів пілота на статичні і динамічні характеристики конкретного літака на різних режимах відбувається в процесі його навчання та тренування на авіаційних тренажерах і «доводиться» під час льотної експлуатації.

Рух літака в повздовжній площині є основним практично на всіх етапах польоту і займає значну частину всього польотного часу.

У результаті розв'язання характеристичного рівняння руху літака в повздовжній площині отримують чотири попарно спряжені комплексні корені. Перші два з них відповідають так званому короткоперіодичному руху (період коливань – 2-6 с), другі два – довгоперіодичному руху (період коливань – 20-120 с).

Хоча при дії на літак збурень короткоперіодичний та довгоперіодичний рухи розвиваються одночасно, але на початку переважає викликаний порушенням рівноваги повздовжніх моментів короткоперіодичний рух, який закінчується протягом декількох секунд після припинення дії збурень. Після цього починають помітно змінюватись параметри довгоперіодичного руху, викликаного порушенням рівноваги сил, які діють на літак.

Роль цих двох рухів з погляду їх оцінки пілотом літака істотно відрізняється. Якщо до довгоперіодичного руху вимоги зводяться лише до того, щоб він не був аперіодично нестійким, тобто щоб літак під дією збурень не відходив від вихідного режиму з наростаючою за часом амплітудою, то до характеристик короткоперіодичного руху висувуються більш вагомі вимоги (як до його загасання, так і до «закиду» параметрів у періодичному русі).

Така відмінність у ставленні пілота до характеристик цих двох рухів зумовлена тим, що він може втручатися в розвиток довгоперіодичного руху через його тривале протікання і відхиленням органів управління змінювати його характер. У той же час у розвиток короткоперіодичного руху, з огляду на його швидке протікання, пілот втрутитися може не завжди. Тому характеристики цього руху відіграють важливу роль.

Найбільш характерними параметрами короткоперіодичного руху є кут атаки  $\alpha$  та вертикальне перевантаження  $n_y$ . Найбільш характерними параметрами довгоперіодичного руху є швидкість польоту  $V$  та висота  $H$ .

Зміни кутів тангажу  $\vartheta$  та нахилу траєкторії  $\theta$  відбуваються як при короткоперіодичному, так і при довгоперіодичному рухах. Оскільки часові та частотні характеристики перехідних процесів за кутом тангажу близькі до

характеристик короткоперіодичного руху, то часто в якості керованого параметру короткоперіодичного руху використовується кут тангажу.

### Математична модель руху літака в повздовжній площині

Лінеаризовані диференціальні рівняння руху літака в повздовжній площині з постійною швидкістю (конфігурація польотна) у відхиленнях параметрів від їх значень у вихідному збалансованому горизонтальному польоті мають такий вид (знак варіації  $\Delta$  опущений, позначення параметрів загальноприйняті):

$$\begin{aligned}\ddot{\vartheta} &= -c_1 \dot{\vartheta} - c_2 \alpha - c_5 \dot{\alpha} - c_3 \delta_\varepsilon \\ \dot{\theta} &= c_4 \alpha + c_9 \delta_\varepsilon \\ \alpha &= \vartheta - \theta \\ \dot{H} &= c_6 \theta \\ n_y &= c_{16} \dot{\theta}\end{aligned}$$

де:  $\vartheta$ ,  $\theta$ ,  $\alpha$ ,  $H$ ,  $\delta_\varepsilon$ ,  $n_y$  – відповідно, відхилення кутів тангажу, нахилу траєкторії, атаки, висоти, руля висоти та вертикального перевантаження відносно їх значень у вихідному збалансованому горизонтальному польоті.

У наведених вище лінеаризованих диференціальних рівняннях кутові параметри вимірюються у градусній мірі, а лінійні переміщення – в метрах.

$$\begin{aligned}c_1 &= -\frac{m_z^{\omega_z}}{I_z} S b_A^2 \frac{\rho V}{2} & c_5 &= -\frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{I_z} S b_A^2 \frac{\rho V}{2} \\ c_2 &= -\frac{m_z^{\alpha}}{I_z} S b_A \frac{\rho V^2}{2} & c_6 &= \frac{V}{57,3} \\ c_3 &= -\frac{m_z^{\delta_\varepsilon}}{I_z} S b_A \frac{\rho V^2}{2} & c_9 &= \frac{c_y^{\delta_\varepsilon}}{m} S \frac{\rho V}{2} \\ c_4 &= \frac{c_y^{\alpha} + c_x}{m} S \frac{\rho V}{2} & c_{16} &= \frac{V}{57,3 \text{ г}}\end{aligned}$$

Обчислення значень коефіцієнтів диференціальних рівнянь здійснюється при  $V = V_0$  згідно з геометричними, масово-інерційними та аеродинамічними характеристиками літака, наведеними нижче в табл. 1, 2.

Таблиця 1

Геометричні та масово-інерційні характеристики літака

Площа крила, $S$ , м <sup>2</sup>	201,45
Середня аеродинамічна – хорда крила, $b_A$ , м	5,285
Польотна вага, $G$ , кг	73000
Центрівка, $\bar{x}_T$ , % САХ	24
Повздовжній момент інерції, $I_z$ , кг м с <sup>2</sup>	660000

Таблиця 2

## Параметри польоту та аеродинамічні характеристики літака

Параметр	Значення			Параметр	Значення		
	Номер варіанта				Номер варіанта		
	1	2	3		1	2	3
$V_0$ , м/с	97,2	190,0	250,0	$c_{y0}$	−0,255	−0,280	−0,320
$H_0$ , м	500	6400	11300	$c_y^\alpha$	5,78	5,90	6,30
$\rho$ , кг с <sup>2</sup> /м <sup>4</sup>	0,1190	0,0636	0,0372	$c_y^{\delta_z}$	0,2865	0,2865	0,2635
$a_n$ , м/с	338,36	314,34	295,06	$c_x$	0,046	0,033	0,031
$g$ , м/с <sup>2</sup>	9,81	9,81	9,81	$m_{z0}$	0,20	0,22	0,27
				$m_z^{\omega_z}$	−13,0	−13,4	−15,5
				$m_z^{\dot{\alpha}}$	−3,8	−4,0	−5,2
				$m_z^\alpha$	−1,83	−1,95	−2,69
				$m_z^{\delta_z}$	−0,96	−0,92	−0,92

**Математична модель дій пілота в контурі управління літаком**

На практиці при проведенні досліджень використовують моделі дій пілота як у стохастичній (ймовірнісній) постановці, так і в детермінованій.

Стохастичні моделі є більш точними, але й більш складними, тому при проведенні спрощених досліджень частіше використовують моделі в детермінованій постановці в термінах передавальних функцій або диференціальних рівнянь.

Статистична обробка результатів чисельних досліджень при залученні в якості пілота в контурі управління літаком операторів різної кваліфікації та тренуваності дозволила встановити, що при вхідному сигналі, який має вигляд розбіжності поточного і заданого значення керованого параметра польоту, в діапазоні частот його зміни до 1,5 Гц, діяльність пілота можна моделювати за допомогою спрощеної детермінованої моделі, що має таку передавальну функцію:

$$W_{\pi}(p) = \frac{\Delta X_{\pi}^*(p)}{U_{\text{вх}}(p)} = \frac{k_{\pi} e^{-p\tau_{\pi}} (T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}$$

Зазначена детермінована модель складається з трьох блоків, які мають відповідні передавальні функції:

$$W_{\pi}(p) = W_1(p) W_2(p) W_3(p)$$

Блок чистого запізнення характеризує латентний час реакції, необхідний для збудження рецепторів при появі вхідного сигналу  $U_{\text{вх}}(p)$ , проходження

сигналу збудження в мозковий центр, його опрацювання та інтерпретації і має таку передавальну функцію:

$$W_1(p) = \frac{U_1(p)}{U_{\text{вх}}(p)} = e^{-p\tau_{\text{л}}}$$

де:  $U_1(p)$  – сигнал на виході блока чистого запізнення;  $\tau_{\text{л}}$  – латентний час реакції – час, який проходить з моменту появи світлового (акустичного або іншого) подразника до першої реакції людини на нього.

У випадку режиму стабілізації заданого кута тангажу латентний час реакції пілота за візуальним подразником лежить у діапазоні:  $\tau_{\text{л}} = (0,1 \div 0,3)$  с, а вхідний сигнал блока чистого запізнення має вигляд:

$$U_{\text{вх}} = \Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_{\text{зад}}$$

де:  $\vartheta, \vartheta_{\text{зад}}$  – поточне та задане значення кута тангажу.

Блок чистого запізнення зазвичай моделюється як екстраполятор нульового рівня, на виході якого протягом латентного часу  $\tau_{\text{л}}$  підтримується постійним попереднє значення вхідного сигналу.

Коригувальний блок перетворює вихідний сигнал блока чистого запізнення  $U_1$  на команду нейро-м'язовій системі пілота щодо переміщення органа управління  $U_2$  і характеризує здатність пілота до самоналаштування (адаптації), тобто до пристосування своїх динамічних характеристик до динамічних характеристик основної частини системи «літак-пілот» при зміні параметрів польоту та зовнішнього середовища в широкому діапазоні і має таку передавальну функцію:

$$W_2(p) = \frac{U_2(p)}{U_1(p)} = \frac{k_{\text{п}}(T_1 p + 1)}{T_2 p + 1}$$

де:  $k_{\text{п}}$  – коефіцієнт передачі пілота;  $T_1, T_2$  – сталі часу.

Налаштування блока здійснюється шляхом зміни значень  $k_{\text{п}}, T_1, T_2$ . Коефіцієнт передачі пілота  $k_{\text{п}}$  може змінюватися в широкому діапазоні: від 0 до декількох тисяч. Величини сталих часу  $T_1, T_2$  лежать у діапазонах:

$$T_1 = (0,5 \div 1,5) \text{ с}, \quad T_2 = (0,5 \div 20,0) \text{ с}.$$

Нейро-м'язовий блок характеризує інерційні можливості нейро-м'язової системи людини, її нездатність миттєво відпрацьовувати вихідний сигнал коригувального блока  $U_2$ , перетворюючи його в переміщення штурвальної колонки  $\Delta X_{\text{ш}}^*$ , і має таку передавальну функцію:

$$W_3(p) = \frac{\Delta X_{\text{ш}}^*(p)}{U_2(p)} = \frac{1}{T_3 p + 1}$$

Величина сталої часу нейро-м'язового блоку змінюється в діапазоні:

$$T_3 = (0,1 \div 0,3) \text{ с}$$

Параметри детермінованої моделі дій пілота в контурі управління кутом тангажу ( передавальної функції  $W_{\text{п}}(p)$  ) мають такі номінальні значення:

$$k_{\text{п}} = 8 \text{ мм/град}; \quad \tau_{\text{л}} = 0,15 \text{ с}; \quad T_1 = 1,1 \text{ с}; \quad T_2 = 1,0 \text{ с}; \quad T_3 = 0,15 \text{ с}$$

## Закон управління СШУ в каналі тангажу

Спрощений закон управління системи штурвального управління (СШУ) в каналі тангажу літака має такий вид:

$$\delta_{\text{в}} = F_1 [k_{\text{шо}} (1 - k_x) \Delta X_{\text{ш}} + k_{\omega_z} \omega_z]$$

$$\Delta X_{\text{ш}} = F_2 (\Delta X_{\text{ш}}^*)$$

$$k_x = \frac{X_{\text{шбал}} - 20}{120}$$

$$F_1 = \begin{cases} +16^\circ - \delta_{\text{вбал}} \\ -29^\circ - \delta_{\text{вбал}} \end{cases} \quad F_2 = \begin{cases} +156\text{мм} - X_{\text{шбал}} \\ -250\text{мм} - X_{\text{шбал}} \end{cases}$$

де:  $k_{\text{шо}} = 0,112$  град/мм – коефіцієнт передачі каналу руля висоти СШУ;  $|k_x| \leq 0,4$  – передаточне число керованості у повздовжньому каналі СШУ;  $\Delta X_{\text{ш}}$  – відхилення штурвальної колонки відносно балансованого положення з урахуванням його обмеження, мм;  $k_{\omega_z} = 1,0$  с – коефіцієнт передачі демпфера тангажу;  $F_1, F_2$  – функції обмеження відхилення, відповідно руля висоти та штурвальної колонки.

Повний діапазон відхилення руля висоти відносно нульового положення становить  $(-29^\circ \div +16^\circ)$  при ході штурвальної колонки відносно нейтрального (нульового) положення  $(-250\text{мм} \div +156\text{мм})$ .

Балансовані відхилення руля висоти та штурвальної колонки визначаються з таких співвідношень (конфігурація польотна, центрівка – 24% САХ):

$$\delta_{\text{вбал}} = -57,3 \frac{m_{z0} + m_z^\alpha \alpha_{\text{бал}} / 57,3}{m_z^{\delta_{\text{в}}}} \quad X_{\text{шбал}} = \frac{\delta_{\text{вбал}}}{k_{\text{шо}}}$$

$$\text{де:} \quad \alpha_{\text{бал}} = 57,3 \frac{c_{y\text{бал}} - c_{y0}}{c_y^\alpha} \quad c_{y\text{бал}} = \frac{2G}{S\rho V^2}$$

## Порядок виконання роботи

1. Вивчити теоретичний матеріал, необхідний для виконання лабораторної роботи.
2. Відповідно до варіанта завдання отримати у викладача вихідні дані, необхідні для проведення досліджень.
3. Розробити схему алгоритму і написати програму моделювання динаміки польоту літака в повздовжній площині з пілотом в контурі управління кутом тангажу на ПЕОМ узгодженою з викладачем мовою програмування.

Принцип побудови програми – модульний.

Метод чисельного інтегрування диференціальних рівнянь – Ейлера. Крок чисельного інтегрування диференціальних рівнянь – 0,01 с, крок виводу результатів на друк – 0,5 с, час польоту – 20 с.

У програмі має бути передбачений розрахунок аналітичним методом коефіцієнтів диференціальних рівнянь, балансованих значень кута атаки  $\alpha_{\text{бал}}$ , коефіцієнта піднімальної сили  $c_{y\text{бал}}$  та балансованих відхилень руля

висоти  $\delta_{\text{вбал}}$  та штурвальної колонки  $X_{\text{шбал}}$  з виводом їх на друк до початку моделювання.

У процесі моделювання динаміки польоту літака з пілотом у контурі управління кутом тангажу на друк необхідно виводити: поточний час польоту, с; відхилення від балансованих положень штурвальної колонки, мм; руля висоти, град; кута тангажу, град; висоти, м; вертикального перевантаження, од.

4. Ввести програму в ПЕОМ, відлагодити її та здійснити моделювання динаміки польоту літака з пілотом у контурі управління кутом тангажу відповідно до наступної програми:

4.1. Переконалися в динамічній подібності розробленої моделі та реального об'єкта за статичними та динамічними характеристиками керованості (табл. 3), отриманими при льотних дослідженнях реального об'єкта (табл. 4, рис. 1), аналітичним шляхом та за результатами моделювання динаміки польоту «вільного» літака на ПЕОМ при «дачі» штурвальної колонки на величину  $\Delta X_{\text{ш}} = -17,86$  мм, що еквівалентно «дачі» руля висоти на кут  $\delta_{\text{в}} = -2^0$  (модель дій пілота в контурі управління кутом тангажу вимкнена, літак летить із затисненим рулем висоти).

Чисельне значення приладової повітряної швидкості  $V_{\text{пр}}$  визначається при цьому відповідно до таких співвідношень:

$$V_{\text{пр}} \approx V_i$$

$$V_i = V \sqrt{\frac{\rho_{\text{н}}}{\rho_0}}$$

де:  $V_i$  – індикаторна повітряна швидкість;  $V$  – істинна повітряна швидкість,  $\rho_{\text{н}}$  – густина повітря на висоті польоту;  $\rho_0 = 0,1249 \text{ кгс}^2/\text{м}^4$  – густина повітря на нульовій висоті.

Таблиця 3

Статичні та динамічні характеристики повздовжньої керованості літака

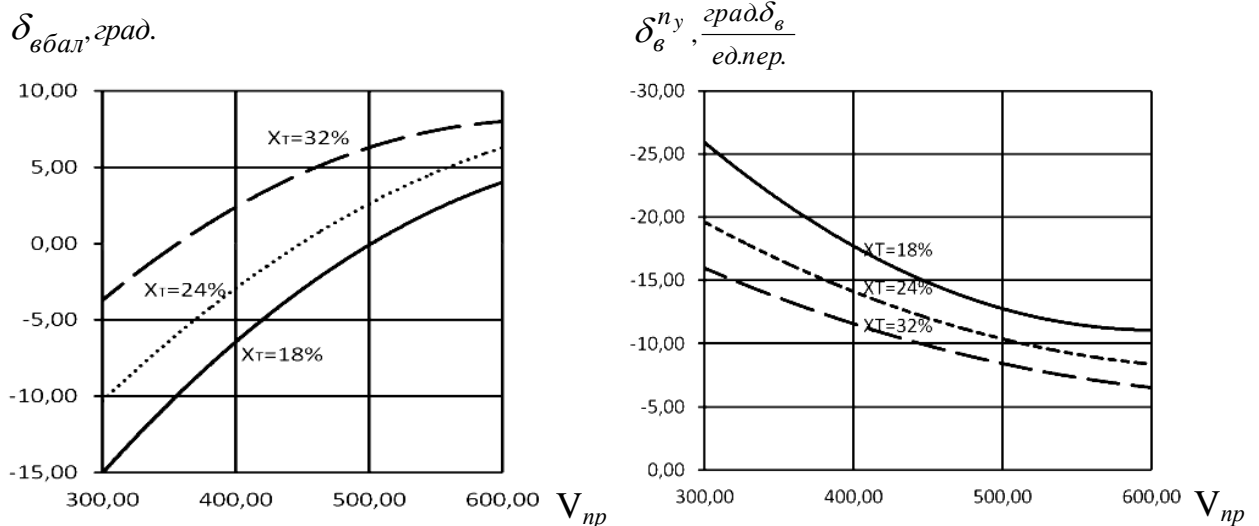
$\alpha_{\text{бал}}$ , град.	$c_{\text{убал}}$ , од.	$\delta_{\text{вбал}}$ , град.		$T_{\alpha}$ , с		$\delta_{\text{в}}^{\text{ну}}$ , град/од.пер.		
		Реальн. об'єкт	Аналіт. розрах.	Реальн. об'єкт	Модель	Реальн. об'єкт	Аналіт. розрах.	Модель

Таблиця 4

Динамічні характеристики повздовжньої керованості літака за результатами льотних досліджень

Параметр	Число М			
	$\leq 0,6$	0,7	0,8	0,9
Час затухання збуреного короткоперіодичного руху в повздовжній площині ( $t_{\text{ппа}}$ , с)	3-6	3,0	2,4	2,0
Період коливань під час збуреного короткоперіодичного руху в повздовжній площині ( $T_{\alpha}$ , с)	4-6	3,5-5	3-4,5	2,5-3,5





Приладова швидкість на графіках виражена в км/год

Рис. 1. Статичні характеристики повздовжньої керованості літака за результатами льотних досліджень

4.2. Здійснити дослідження впливу на якість стабілізації заданого кута тангажу  $\vartheta_{зад} = 5^\circ$  параметрів моделі дій пілота:

4.2.1. Величини коефіцієнта передачі пілота у коригувальному блоці ( $k_{\pi} = 1,0$  мм/град,  $8,0$  мм/град,  $20$  мм/град) при номінальних значеннях решти параметрів моделі дій пілота.

4.2.2. Величини латентного часу реакції у блоці чистого запізнення ( $\tau_{л} = 0,05$  с,  $0,15$  с,  $0,30$  с) при номінальних значеннях решти параметрів моделі дій пілота.

4.2.3. Величини сталої часу  $T_2$  у коригувальному блоці ( $T_2 = 0,1$  с,  $1,0$  с,  $10,0$  с) при номінальних значеннях решти параметрів моделі дій пілота.

4.2.4. Величини сталої часу  $T_3$  у нейро-м'язовому блоці ( $T_3 = 0,05$  с,  $0,15$  с,  $0,30$  с) при номінальних значеннях решти параметрів моделі дій пілота.

5. Зобразити графічно перехідні характеристики з вертикального перевантаження за результатами досліджень за п. 4.1.

6. Зобразити графічно перехідні характеристики з кута тангажу та висоти польоту за результатами досліджень за п. 4.2.

7. Зробити обґрунтовані висновки про вплив на якість стабілізації заданого кута тангажу параметрів моделі дій пілота.

### Зміст звіту

1. Назва і мета лабораторної роботи.
2. Стислі теоретичні відомості про особливості функціонування пілота в контурі управління літаком як ланки замкненої системи «літак-пілот» та вплив його власних характеристик на статичні та динамічні характеристики цієї системи.



3. Математична модель дій пілота в контурі системи штурвального управління літаком в режимі стабілізації заданого кута тангажу.
4. Закон управління СШУ в режимі стабілізації заданого кута тангажу.
5. Схема алгоритму і програма моделювання динаміки польоту літака в повздовжній площині з пілотом в контурі управління кутом тангажу на ПЕОМ узгодженою з викладачем мовою програмування.
6. Чисельні результати досліджень.
7. Графічні результати досліджень.
8. Обґрунтований висновок про ступінь динамічної подібності розробленої цифрової математичної моделі літака і реального об'єкта.
9. Обґрунтовані висновки про вплив на якість стабілізації заданого кута тангажу параметрів моделі дій пілота.

### **Контрольні запитання**

1. Які особливості має функціонування пілота в контурі управління літаком як ланки замкненої системи «літак-пілот» та як впливають його власні характеристики на статичні та динамічні характеристики цієї системи?
2. У чому полягає суть методів детермінованого та стохастичного математичного моделювання дій пілота в контурі управління літаком?
3. Які особливості має використана під час досліджень детермінована модель дій пілота в контурі управління літаком?
4. Як функціонує використаний закон управління СШУ?
5. Поясніть роботу схеми алгоритму і програми моделювання динаміки польоту літака в повздовжній площині з пілотом в контурі управління кутом тангажу на ПЕОМ.
6. Яким чином досліджується динамічна подібність цифрової математичної моделі літака і реального об'єкта?
7. Якими методами та як здійснюються дослідження характеристик стійкості та керованості літака?
8. Як і чому впливають на якість стабілізації заданого кута тангажу параметри моделі дій пілота?

# Моделювання дій пілота в контурі управління літака на ЕОМ

## 1. Блок чистого запізнення (БЧЗ).

Передавальна функція БЧЗ має такий вигляд:

$$W_1(p) = \frac{U_1(p)}{U_{\text{вх}}(p)} = e^{-p\tau_{\text{л}}}$$

де:  $p$  – оператор перетворення Лапласа;

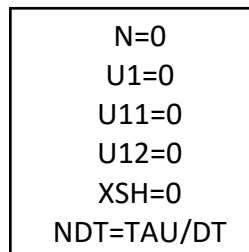
$\tau_{\text{л}}$  – латентний час реакції у візуального аналізатора;

$U_{\text{вх}}(p)$  – вхідний сигнал БЧЗ (сигнал розбіжності по куту тангажу  $\Delta\theta$ );

$U_1(p)$  – вихідний сигнал БЧЗ, який подається на вхід коригувального блока.

БЧЗ моделюється як екстраполятор нульового рівня, на виході якого протягом латентного часу  $\tau_{\text{л}}$  підтримується постійним попереднє значення вхідного сигналу. Розглянемо можливу схему алгоритму його моделювання.

Цей фрагмент розміщується до циклу інтегрування



N – поточне значення кількості циклів інтегрування;

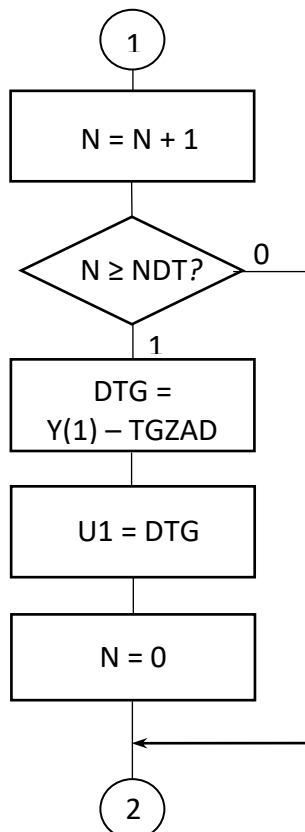
DTG – вхідний сигнал БЧЗ (сигнал розбіжності по тангажу);

TAU – латентний час реакції;

DT – крок інтегрування;

NDT – кількість кроків інтегрування протягом  $\tau_{\text{л}}$ .

Цей фрагмент розміщується в циклі інтегрування (наприклад, можна після блока динаміки польоту)



Y(1) – поточний кут тангажу;

TGZAD – заданий кут тангажу;

U1 – вихідний сигнал БЧЗ.

## 2. Коригувальний блок (КБ)

Передавальна функція коригувального блока має такий вигляд:

$$W_2(p) = \frac{U_2(p)}{U_1(p)} = \frac{k_n(T_1p+1)}{T_2p+1}$$

де:  $U_1(p)$  – вхідний сигнал (вихідний сигнал БЧЗ);

$U_2(p)$  – вихідний сигнал (вихідний сигнал нейро-м'язового блока).

Видно, що передавальна функція коригувального блока складається з суми передавальних функцій реальної диференціюючої ланки та аперіодичної ланки першого порядку.

Розпишемо її у вигляді диференціального рівняння в операторній формі, розуміючи, що  $p \div \frac{d}{dt}$  :

$$U_2(p) = \frac{k_n(T_1p+1)}{T_2p+1} U_1(p)$$

$$U_2(p) = \frac{k_nT_1p}{T_2p+1} U_1(p) + \frac{k_n}{T_2p+1} U_1(p)$$

$$U_2(p) = U_{21}(p) + U_{22}(p) \quad (1)$$

де:  $U_{21}(p) = \frac{k_nT_1p}{T_2p+1} U_1(p) \quad (2)$

$$U_{22}(p) = \frac{k_n}{T_2p+1} U_1(p) \quad (3)$$

Таким чином, вихідний сигнал коригувального блока (1)  $U_2$  дорівнює сумі сигналів (2) –  $U_{21}$  та (3) –  $U_{22}$ .

Розпишемо вираз (2) для  $U_{21}$  у вигляді, придатному для моделювання:

$$(T_2p+1)U_{21}(p) = k_nT_1p U_1(p)$$

$$T_2pU_{21}(p) + U_{21}(p) = k_nT_1p U_1(p)$$

$$T_2pU_{21}(p) = k_nT_1p U_1(p) - U_{21}(p)$$

Через відсутність похідної  $pU_1(p)$  у правій частині цього рівняння розділимо почленно його ліву і праву частини на  $T_2p$  :

$$U_{21}(p) = \frac{k_nT_1}{T_2} U_1(p) - \frac{1}{T_2p} U_{21}(p) \quad (4)$$

Розпишемо вираз (3) для  $U_{22}$  у вигляді, придатному для моделювання:

$$(T_2p+1)U_{22}(p) = k_n U_1(p)$$

$$T_2pU_{22}(p) + U_{22}(p) = k_n U_1(p)$$

$$T_2pU_{22}(p) = k_n U_1(p) - U_{22}(p)$$

$$pU_{22}(p) = (k_n U_1(p) - U_{22}(p)) / T_2 \quad (5)$$

Використовуючи вирази (4), (5) та (1), напишемо фрагмент програми моделювання коригувального блока:

$$X(7)=U21$$

$$U21=(KP*T1*U1-Y(7))/T2$$

$$X(8)=(KP*U1-Y(8))/T2$$

$$U22=Y(8)$$

$$U2=U21+U22$$

### 3. Нейро-м'язовий блок (НМБ)

Передавальна функція нейро-м'язового блока має такий вигляд:

$$W_3(p) = \frac{U_{\text{вих}}(p)}{U_2(p)} = \frac{1}{T_3 p + 1}$$

де:  $U_2(p)$  – вхідний сигнал (вихідний сигнал коригувального блока);

$U_{\text{вих}}(p)$  – вихідний сигнал (вихідний сигнал моделі дій пілота – відхилення штурвальної колонки  $X_{\text{ш}}^*$ ).

Видно, що нейро-м'язовий блок моделюється у вигляді передавальної функції аперіодичної ланки першого порядку).

Розпишемо її у вигляді диференціального рівняння в операторній формі, розуміючи, що  $p \div \frac{d}{dt}$  :

$$\begin{aligned} U_{\text{вих}}(p) &= \frac{1}{T_3 p + 1} U_2(p) \\ (T_3 p + 1) U_{\text{вих}}(p) &= U_2(p) \\ T_3 p U_{\text{вих}}(p) + U_{\text{вих}}(p) &= U_2(p) \\ T_3 p U_{\text{вих}}(p) &= U_2(p) - U_{\text{вих}}(p) \\ p U_{\text{вих}}(p) &= (U_2(p) - U_{\text{вих}}(p)) / T_3 \end{aligned} \quad (6)$$

Використовуючи вираз (6), напишемо фрагмент програми моделювання нейро-м'язового блока:

$$X(9) = (U_2 - Y(9)) / T_3$$

$$XSHZ = Y(9)$$

де:  $XSHZ \div U_{\text{вих}} = \Delta X_{\text{ш}}^*$  – сигнал відхилення штурвальної колонки на виході нейро-м'язового блоку (із «зірочкою»).

Сигнал відхилення штурвальної колонки  $\Delta X_{\text{ш}}^*$  подається на вхід закону управління СШУ, де обмежується і перетворюється в сигнал відхилення руля висоти  $\delta_{\text{в}}$ .