

Ю. В. Степанковський

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ ЛІТАКА

ЛАБОРАТОРНИЙ ПРАКТИКУМ
з дисципліни "Динаміка та керування рухомими
об'єктами"

Київ
2011

ББК 39.56

С-79

*Гриф надано Методичною радою НТУУ «КПІ»
(протокол №10 від 16.06.2011 р.)*

РЕЦЕНЗЕНТИ:

Антонюк В.С., професор кафедри виробництва
приладів, доктор техн. наук, професор;

Слюсар В.М., в.н.с. НДІ ПМ «РИТМ»

Відповідальний редактор д.т.н., професор **Бурау Н.І.**

Степанковський Ю.В.

С-79 Дослідження динаміки літака / Лабораторний практикум //
Електронне видання. – К.: НТУУ «КПІ», 2011, – 101 с.

ISBN

Лабораторний практикум складається з опису лабораторних робіт, що рекомендовані програмою за курсом "Динаміка та керування рухомими об'єктами" в розділі, присвяченому дослідженню динаміки літака. В описах робіт зазначені мета досліджень, дані теоретичні обґрунтування робіт і методичні вказівки до їх виконання.

Призначено для студентів приладобудівних спеціальностей вищих технічних учбових закладів.

УДК 531.383

ББК 39.471.1

ISBN

© Степанковський Ю.В.

ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА	4
1. ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ РУХУ ЛІТАКА.....	5
1.1. Основні теоретичні відомості.....	5
1.2. Дослідження повздовжнього руху літака.....	11
1.2.1. Мета роботи.....	11
1.2.2. Опис комплексу програм моделювання повздовжнього руху.....	11
1.2.3. Методичні вказівки до виконання роботи	11
1.2.4. Порядок виконання роботи.....	14
1.2.5. Зміст звіту	15
1.2.6. Контрольні запитання	15
1.3. Дослідження бокового руху літака	17
1.3.1. Мета роботи.....	17
1.3.2. Опис комплексу програм моделювання бокового руху	17
1.3.3. Методичні вказівки до виконання роботи	17
1.3.4. Порядок виконання роботи.....	19
1.3.5. Зміст звіту	20
1.3.6. Контрольні запитання	21
2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕКТРИЧНИХ КЕРМОВИХ ПРИВОДІВ (КЕРМОВИХ МАШИНОК) ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	22
2.1. Мета роботи.....	22
2.2. Основні теоретичні відомості.....	22
2.2.1. Місце і призначення кермового приводу в системі керування.....	22
2.2.2. Навантаження приводів органів керування	24
2.2.3. Передатні функції кермового електропривода.....	26
2.2.4. Вимоги до динаміки кермового приводу	29
2.3. Програма виконання роботи.....	31
2.4. Зміст звіту	33
2.5. Контрольні питання.....	34
ЛІТЕРАТУРА.....	35
ДОДАТКИ.....	36
Додаток 1. Деякі відомості з теорії автоматичного управління	36
Д.1.1. Логарифмічні частотні характеристики ланок і систем	36
Д.1.2. Показники якості роботи САК.....	39
Додаток 2. Побудова логарифмічних частотних характеристик у Simulink ...	49
Додаток 3. Кермові агрегати (рульові машинки)	51
Додаток 4. Тексти програм	54
Д.4.1. Дослідження повздовжнього руху літака	54
Д.4.2. Дослідження бічного руху літака	74

ПЕРЕДМОВА

Лабораторний практикум забезпечує проведення 20 навчальних годин лабораторних робіт на комп'ютері з дисципліни «Динаміка та керування рухомими об'єктами». Метою лабораторних робіт є поглиблення розуміння принципів побудови систем автоматичного керування такими складними рухомими об'єктами, якими є літаки, а також поглиблення вивчення методів дослідження таких систем. Слід зазначити, що лабораторні роботи – це форма учбових занять, які передбачають значну самостійність студентів.

Можна виділити такі три стадії виконання кожної лабораторної роботи:

1. Самостійна підготовка до виконання лабораторної роботи;
2. Виконання роботи в лабораторії під керівництвом викладача;
3. Оформлення звіту з лабораторної роботи.

Самостійна підготовка складається з ознайомлення з основами теорії побудови досліджуваних систем та засвоєння змісту роботи.

Кожний студент заздалегідь підготовлює протокол майбутньої роботи (схеми і таблиці вимірюваних величин), в який під час роботи вносяться необхідні результати вимірів і розрахунки. За остаточно оформленому звіту роботи (з усіма графіками і висновками) студент звітує перед викладачем.

Перед початком лабораторної роботи викладач перевіряє готовність студента до майбутньої роботи. При незадовільній підготовці студент до роботи не допускається.

Звіт виконується на окремих аркушах розміром А4 або в зошиті. Звіт має складатися з титульного аркушу, на якому записуються: назва лабораторної роботи, прізвище і ініціали студента, група, курс і факультет, дата проведення роботи, прізвище і ініціали викладача. Далі слідує: програма роботи, результати досліджень у формі таблиць і графіків, розрахунки і висновки по роботі. При цьому висновки мають базуватися на отриманих результатах і бути зіставлені з теоретичними. Звіт з лабораторної роботи оформлюється самостійно кожним студентом і захищається викладачеві перед початком наступної роботи. Студенти, що не подали звіту з виконаної роботи, до наступної роботи не допускаються.

Робота вважається закінченою після здачі викладачеві звіту по роботі і позитивній співбесіді з ним.

Студенти, що вперше проходять курс у лабораторії, зобов'язані засвоїти інструкцію з техніки безпеки, дотримання якої необхідно протягом усього циклу лабораторних робіт. Студенти, що не пройшли інструктаж з техніки безпеки в лабораторії, до занять не допускаються.

1. ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ РУХУ ЛІТАКА

1.1. Основні теоретичні відомості

Рух літального апарата (ЛА) як твердого тіла складається із двох рухів: руху центра мас і руху навколо центра мас. Оскільки в кожному із цих рухів ЛА має три ступені свободи, то в цілому його рух характеризується шістьма ступенями свободи. При великих швидкостях у межах атмосфери, коли ЛА піддається впливу великих сил і моментів, починають виявлятися деформації, що впливають на аеродинаміку і призводять до зміни динамічних характеристик ЛА. У ряді випадків розміщені усередині літального апарата тіла здійснюють заданий рух, тому ЛА необхідно розглядати як систему твердих тел.

Як координати, що визначають положення літального апарата в просторі, звичайно беруть кути Ейлера – Крилова, що обумовлюють орієнтацію пов'язаної з осями ЛА системи координат (СК) χ щодо базової СК. У якості останніх за звичай використовують горизонтальну і швидкісну системи координат.

Для здійснення керованого руху літального апарата необхідно управляти параметрами руху польоту шляхом впливу на сили і моменти, що діють на ЛА. Вплив на аеродинамічні сили і моменти проводиться за допомогою керуючих поверхонь (рулі, елерони, елевони, щитки, стабілізатори) і повітряних гальм. Сила тяги змінюється за допомогою зміни режиму роботи двигуна. Зміна сили ваги відбувається внаслідок зміни запасу палива на літальному апараті, скидання вантажів і ін.

Як регулюючі фактори, що дозволяють впливати на ЛА з метою керування його рухом, можна вибрати кути відхилення рулів висоти δ_v і напрямку δ_n , елеронів δ_s , стабілізатора δ_{cm} і т.д.

Режим польоту визначається багатьма взаємозалежними параметрами. Оскільки між цими параметрами існують однозначні зв'язки, обумовлені з рівнянь руху ЛА, то можна вибрати невелике число параметрів, що характеризують режим польоту. Ці параметри можуть бути обрані в якості регульованих.

Рух літального апарата є єдиним процесом, що описується складною системою диференціальних рівнянь. Однак нерідко складний рух ЛА розбивають на найпростіші види його (кутові рухи і рух центра мас, подовжній і боковий рух і т.д.), що значно спрощує і полегшує вивчення завдання. Похибки, що допускаються при такому наближеному розгляді, у ряді випадків виявляються малими. Допустимість таких припущень і ступінь збереження при цьому основних рис руху ЛА являють собою істотні і складні задачі динаміки польоту.

Якщо маневри відбуваються у вертикальній площині, що збігається із площиною симетрії ЛА, а гіроскопічними моментами обертових частин можна зневажити, то можна розглядати рухи в площині симетрії (подовжній рух) і щодо площини симетрії (боковий рух) як незалежні.

Один із часто використовуваних прийомів спрощення полягає в тому, що

рівняння руху ЛА складаються щодо деякого певного незбуреного режиму польоту. Вважаючи незбурений рух заданим і припускаючи малими відхилення дійсного збуреного руху, можна при додаткових спрощеннях одержати більш прості наближені рівняння, що характеризують рух літального апарата.

Розглянемо плоский рух літального апарату, при якому вектор швидкості центра мас збігається з площиною симетрії (для літакових схем) чи з вертикальною площиною симетрії (для ракетних схем). Такий рух називається подовжнім. Будемо розглядати рух літального апарата в межах атмосфери.

Для виведення рівнянь подовжнього руху введемо наступні позначення: V - швидкість польоту, спрямована по дотичній до траєкторії; Y - підйомна сила; X - сила опору; G - сила ваги; ϑ - кут тангажа; θ - кут нахилу траєкторії; α - кут атаки; $m = G/g$ - маса літального апарата; P - сила тяги, що збігається по напрямку з подовжньою віссю літального апарата; $\tau_a = m/(\rho VS)$ - аеродинамічна постійна часу, де ρ - щільність повітря, S - площа крил (рис.

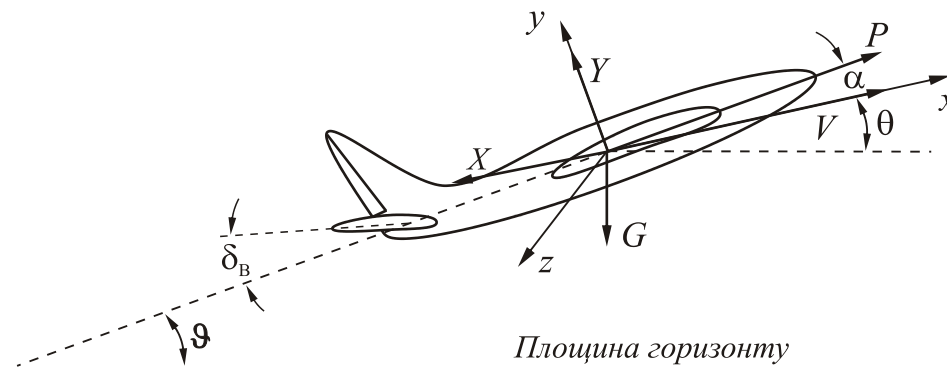


Рис. 1.1. Системи координат

1.1).

Направимо вісь x по дотичній до траєкторії, а вісь y - по нормалі.

Спроектуємо сили, що діють на літальний апарат, на осі координат x, y , одержимо:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta; \quad (1.1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta. \quad (1.2)$$

Позначимо через M_z і J_z відповідно сумарний момент аеродинамічних сил, що діє відносно поперечної осі, яка проходить через центр мас, і момент інерції відносно тієї ж осі. Рівняння моментів відносно поперечної осі літального апарата буде:

$$J_z \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M_z. \quad (1.3)$$

Якщо $M_{ув}$ і J_{ϵ} - шарнірний момент і момент інерції руля висоти відносно його осі обертання, M_{ϵ} - керуючий момент, що створюється системою керу-

вання, то рівняння руху руля висоти буде

$$J_{\epsilon} \frac{d^2 \delta_{\epsilon}}{dt^2} = M_{\epsilon} + M_{ув}. \quad (1.4)$$

У чотирьох рівняннях невідомими є п'ять величин ϑ , θ , α , V , δ_y .

У якості відсутнього п'ятого рівняння візьмемо кінематичне рівняння, що пов'язує величини ϑ , θ , α :

$$\vartheta = \theta + \alpha. \quad (1.5)$$

Рівняння руху (1.1) – (1.5) описують поведінку літального апарата в координатній системі, зв'язаній з літальним апаратом. Для визначення руху в системі координат, зв'язаній з Землею, до цих рівнянь необхідно додати рівняння руху центра мас відносно цієї системи.

В якості таких рівнянь можна взяти наступні вирази:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta + U_y; \quad (1.6)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta + U_x, \quad (1.7)$$

де H і L - висота польоту і пройдена відстань, U_y , U_x - складові швидкості вітру по відповідним напрямкам.

Рівняння (1.1) – (1.7) складають повну систему диференціальних рівнянь подовжнього руху літального апарата. Вони можуть бути використані при дослідженні динаміки керування у випадку великих відхилень від сталого руху.

У подовжньому русі в якості регульованих величин можуть бути взяті кути тангажа ϑ , нахилу траєкторії θ , атаки α , швидкість польоту V , вертикальна швидкість dH/dt , а також висота польоту H і дальність L . Як основні регулюючі органи використовуються руль висоти і тяга двигуна.

Отримана система рівнянь є нелінійною зі змінними коефіцієнтами, розв'язати яку можна тільки чисельними методами із залученням досить потужних обчислювальних машин.

Для одержання лінеаризованих рівнянь руху після встановлення залежності сил і моментів від величин ϑ , θ , α , V , а також від регулюючих факторів, зазвичай використовують методи теорії збурень.

При цьому припускають, що незбурений рух літального апарата характеризується параметрами $\vartheta_0, \theta_0, \alpha_0, V_0, H_0$, що не залежать від часу, а у деякий момент часу внаслідок збурень, що діють на ЛА, з'являються малі прирости $\Delta V, \Delta \vartheta, \Delta \theta, \Delta \alpha, \Delta H$, тобто

$$V = V_0 + \Delta V, \quad \alpha = \alpha_0 + \Delta \alpha, \quad \vartheta = \vartheta_0 + \Delta \vartheta, \quad \theta = \theta_0 + \Delta \theta, \quad H = H_0 + \Delta H.$$

Отже, збурений рух літального апарата складається з незбуреного руху і руху, що характеризується малими відхиленнями. Таке трактування збуреного руху законне доти, поки відхилення $\Delta V, \Delta \vartheta, \dots$ залишаються малими, що має місце для стійких систем. Оскільки одним з основних призначень системи керування є забезпечення стійкості режиму польоту, то законність використання лінеаризованих рівнянь можна вважати забезпеченою.

Розкладаючи сили P, X, Y і моменти $M_z, M_{шв}$ в ряди по малих приростах, обмежуючись лінійними членами приростів, замість рівнянь (1.1) – (1.7) без урахування рівняння руху керуючої поверхні можна записати:

$$\begin{aligned}(p + n_{11})v + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta + n_{14}h &= n_p\delta_p + f_1; \\ -n_{21}v + (p + n_{22})\alpha - (p + n_{23})\vartheta + n_{24}h &= f_2; \\ n_{31}v + (n_0p + n_{32})\alpha + (p^2 + n_{33}p)\vartheta + n_{34}h &= -n_e\delta_e + f_3; \\ \alpha - \vartheta + ph &= v_y,\end{aligned}\tag{1.8}$$

де n_{ij} - коефіцієнти, що залежать від параметрів руху і параметрів літака; f_1, f_2, f_3 - збурення; δ_p - координата, що характеризує положення керуючого органа двигуна; $v = \Delta V/V$.

Замість приростів $\Delta\vartheta, \Delta\theta, \Delta\alpha, \Delta H$ в цих рівняннях записано $\vartheta, \theta, \alpha, h$, додаючи цим величинам зміст тих же приростів.

Рівняння (1.8), що встановлюють зв'язок між регульованими величинами $\vartheta, \theta, \alpha, h$ і регулюючими факторами δ_p і δ_e і характеризують динамічні властивості літальних апаратів у їхньому подовжньому русі, називаються диференціальними рівняннями подовжнього руху літального апарата як керованого об'єкту.

Коефіцієнти n_{ik} рівнянь (1.8) у короткі проміжки часу, що не перевищують аеродинамічну постійну часу τ_a більш ніж на один порядок, можуть бути прийняті сталими. У загальному випадку вони залежать від режимів польоту і значно змінюються при зміні висоти і швидкості польоту.

Рівняння (1.8) надалі являються основою для дослідження подовжнього руху літака.

Реалізація бокового руху при малих відхиленнях можлива при наступних умовах: а) вихідний незбурений рух є подовжнім; б) припустимо зневажити аеродинамічними і гіроскопічними зв'язками між подовжнім і боковим рухами через те, що вони (зв'язки) малі.

У боковому русі в якості регульованих величин можуть бути взяті кути крену γ , курсу ψ , ковзання β . Як основні регулюючі органи використовуються руль повороту і елерони.

Скористаємося розглянутою вище методикою для одержання рівнянь бокового руху літака.

У випадку польоту, близького до горизонтального, з урахуванням малості кута ψ одержимо:

$$\begin{aligned}(p + n_{11})\beta + n_{12}\gamma + n_{13}\psi &= f_1; \\ n_{21}\beta + (p + n_{22})p\gamma + n_{23}p\psi &= -n_{2\vartheta}\delta_\vartheta + f_2; \\ n_{31}\beta + n_{32}p\gamma + (p + n_{33})p\psi &= n_{3\vartheta}\delta_\vartheta - n_{3h}\delta_h + f_3,\end{aligned}\tag{1.9}$$

де n_{ij} - коефіцієнти, що залежать від параметрів руху і параметрів літака; f_1, f_2, f_3 - збурення; $\delta_h, \delta_\vartheta$ - кути відхилення рулів повороту і елеронів відповідно.

Рівняння (1.9) надалі являються основою для дослідження бокового руху літака.

Автоматична стабілізація ЛА здійснюється впливом автопілоту на певні органи керування. При цьому характер необхідного впливу визначається змінами параметрів руху літального апарата і сигналами керування.

З динамічної точки зору автопілот являє собою сукупність елементів, призначення яких полягає в певному перетворенні інформації про рух апарата і сигналів керування у відповідні відхилення органів керування. Тому якою би не була внутрішня структура автопілоту, його варто розглядати в цілому як динамічну ланку, для якої зазначені параметри руху і керуючі сигнали є вхідними змінними, а відхилення органів керування - вихідними. У якості вхідних змінних насамперед вибираються ті параметри руху, зміна яких за певними законами становить задачу даної системи автоматизації. Крім того, у багатьох випадках необхідне введення параметрів, що сприяють підвищенню якості роботи системи. Наприклад, при керуванні кутом тангажу виявляється корисним введення кута атаки, при стабілізації курсу - введення сигналів, що залежать від крену і т.п.

Рівняння, що пов'язує вихідні перемінні автопілоту із вхідними параметрами руху і сигналами управління, називається рівнянням автопілоту. У загальному випадку це рівняння може бути записане у вигляді

$$\Phi(\delta_1, \delta_2) = F(\vartheta, \alpha, \theta, V \dots).$$

Наприклад, для автомата стабілізації подовжнього руху, вважаючи, що управління здійснюється тільки кермом висоти, можна записати

$$D(p) = F(\vartheta, \theta, \alpha, V, H, \delta_e, y).$$

Якщо функція F нелінійна, автопілот називається нелінійним. У випадку лінійності права частина, як і ліва, може бути представлена в операторній формі:

$$D_1(p) = m_\vartheta(p)\vartheta + m_\theta(p)\theta + m_V(p)V + m_H(p)H + m_{\delta_e}(p)\delta_e + m_y(p)y,$$

де $m(p)$ - операторні багаточлени зазвичай не вище другого ступеня.

Аналогічно для автопілоту бокового руху ЛА можна записати

$$D_2(p)\delta_H = m_\psi(p)\psi + m_\gamma(p)\gamma + m_\beta(p)\beta + m_l(p)\Delta l + m_{\delta_H}(p)\delta_H + m_y(p)y;$$

$$D_3(p)\delta_\vartheta = m_\psi(p)\psi + m_\gamma(p)\gamma + m_\beta(p)\beta + m_l(p)\Delta l + m_{\delta_\vartheta}(p)\delta_\vartheta + m_y(p)y.$$

Зокрема, для АП, що здійснюють роздільну стабілізацію рухів курсу і крену, відповідно будемо мати

$$D_2(p)\delta_H = m_\psi(p)\psi + m_\beta(p)\beta + m_l(p)\Delta l + m_{\delta_H}(p)\delta_H + m_y(p)y;$$

$$D_3(p)\delta_\vartheta = m_\gamma(p)\gamma + m_{\delta_\vartheta}(p)\delta_\vartheta + m_y(p)y.$$

З огляду на те, що рівняння

$$D(p)\delta = 0$$

обумовлює власні рухи АП, можна укласти, що багаточлен $D(p)\delta$ характеризує власні динамічні властивості автопілоту, зокрема внесені ним динамічні похибки.

Права частина рівняння АП являє собою так званий закон регулювання;

очевидно, що саме структура рівняння автопілоту обумовлює його вплив на літальний апарат і, отже, поведження системи ЛА - автопілот.

У статичному автопілоті кожному значенню вхідного сигналу відповідає одне певне значення вихідної змінної δ . Особливістю оператора $D(p)$ в цьому випадку є наявність доданка, що не містить p . У задачах автоматичної стабілізації прийнято з метою спрощення обмежуватися у виразі $D(p)$ другим або першим ступенем p , відповідно до чого $D(p)$ може мати один з наступних видів:

$$D(p) = Tp + 1;$$

$$D(p) = (T^2 p^2 + 2\xi Tp + 1).$$

В астатичному АП кожному значенню сигналу може відповідати безліч значень вихідної змінної. У випадку астатизму першого порядку вхідний сигнал однозначно визначає значення першої похідної від вхідної змінної.

Особливість оператора $D(p)$ в цьому випадку полягає у відсутності доданків, що містять p у ступені нижче, ніж перший:

$$D(p) = (Tp + 1)p;$$

$$D(p) = (T^2 p^2 + 2\xi Tp + 1)p.$$

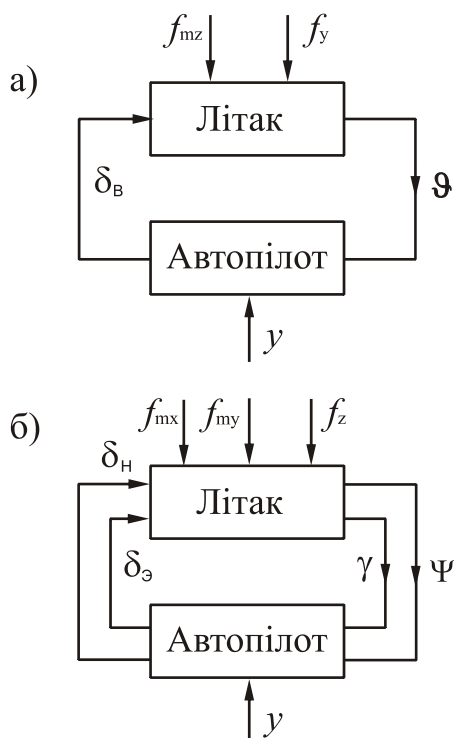
Постійні T і ξ характеризують динамічні похибки автопілоту, що виражаються в запізнюванні і спотворенні вхідних сигналів.

У тому випадку, якщо вони дорівнюють нулю, АП називається ідеальним і можна записати:

$$D(p) = 1 - \text{для статичного АП};$$

$$D(p) = p - \text{для астатичного АП}.$$

Так само, як і рівняння будь-якої динамічної ланки, рівняння АП можуть бути представлені у вигляді передаточних функцій. Для цього необхідно рівняння автопілоту розділити на $D(p)$.



Динаміка повздовжнього руху літака така, що зміни його швидкості ΔV відбуваються повільно, тому реєструючи їх, важко швидко виявляти і усувати виниклі порушення заданого режиму польоту. Також важко надійно і досить точно виміряти відхилення α і θ кутів атаки і нахилу траєкторії. Тому в автоматах повздовжнього руху найчастіше передбачається для керування кутовим рухом вимірювання відхилення кута тангажа ϑ від його номінального значення. Вимірювання ϑ виявляється зручним ще і тому, що може здійснюватися за допомогою досить простих і точних гіроскопічних приладів.

Рис. 1.2. Укрупнені функціональні схеми

Відповідна укрупнена функціональна схема системи літак - автопілот представлена на рис. 1.2,а.

При цьому залежно від порядку похідних, що вводяться, вираз для закону регулювання в задачах стабілізації оберткового руху може мати одну з наступних форм:

$$\begin{aligned} D_1(p)\delta_B &= k_\vartheta \vartheta; \\ D_1(p)\delta_B &= k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}; \\ D_1(p)\delta_B &= k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}} \ddot{\vartheta}. \end{aligned} \quad (1.10)$$

Боковий рух ЛА є більше складним, ніж подовжній, тому що складається із двох взаємозалежних курсового і кренового рухів. Основною задачею керування кутовим рухом у цьому випадку є витримування заданого курсу. Що стосується крену, то в прямолінійному польоті стабілізація цього руху становить інтерес остільки, оскільки крен ЛА може порушувати його курсовий рух.

Не всі кінематичні параметри, що визначають боковий рух, можуть бути виміряні з досить високою точністю. Найбільше точно і порівняно просто можуть бути виміряні величини ψ і γ , які і вибираються в якості основних регульованих змінних кутового бокового руху. При цьому можливо як роздільне керування кутами курсу і крену, так і шляхом одночасного впливу на руль напрямку і елерони. Відповідна останньому випадку укрупнена функціональна схема системи літак - автопілот для керування кутовим положенням в боковому русі представлена на рис. 1.2,б.

1.2. Дослідження подовжнього руху літака

1.2.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей подовжнього руху літака при різних законах керування.

1.2.2. Опис комплексу програм моделювання подовжнього руху

Комплекс програм дозволяє досліджувати подовжній рух літального апарата на основі чисельного інтегрування системи рівнянь (1.8) при статичному і астатичному автопілоті і некерованому літальному апараті. Також програми дозволяють будувати логарифмічні характеристики системи і за ними оцінювати запас стійкості системи літальний апарат-автопілот.

Комплекс програм складається з 10-ти файлів: **autopilot.m**, **autopilot2.m**, **auto_upr.m**, **auto_prch.m**, **auto_graf.m**, **auto_help.m**, **auto_lach.m**, **lach_prod.m**, **auto_pom.m**, **auto_pom1.m**, лістинги яких наведені в додатку Д.4.1.

1.2.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему **MATLAB** і в командному вікні набрати **autopilot**. Після натискання клавіші

Enter, виникне вікно, зображене на рис. 1.3.

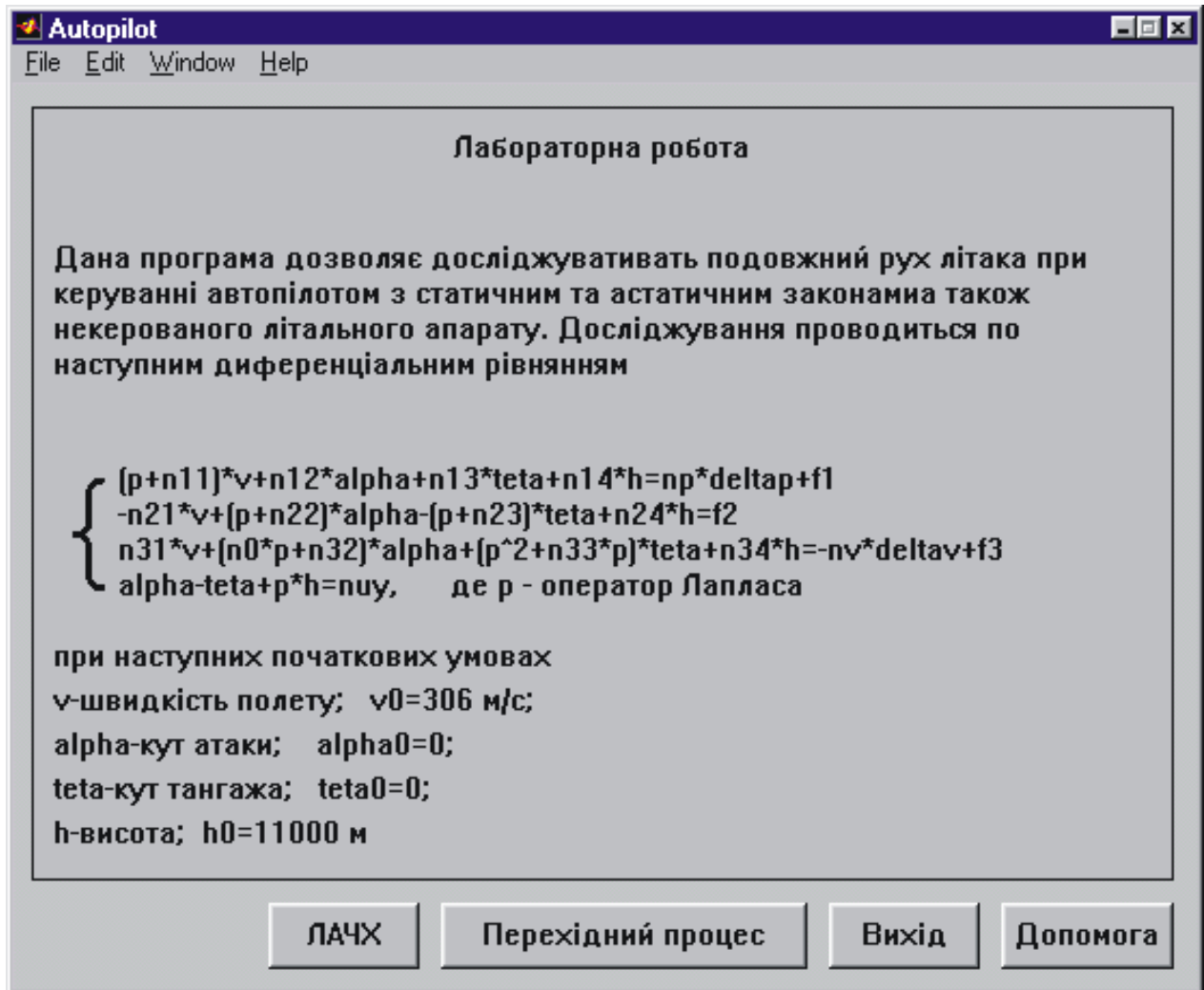


Рис. 1.3. Початковий вигляд вікна

Це вікно має наступні елементи керування:

- клавіша «Допомога» – служить для виклику вбудованої довідки;
- клавіша «Вихід» – служить для завершення роботи з програмою;
- клавіша «Перехідний процес» – служить для переходу до вікна дослідження перехідного процесу.

- клавіша «ЛАЧХ» – служить для переходу до вікна дослідження логарифмічних амплітудно- та фазочастотних характеристик системи.

Тут же зазначені початкові значення швидкості і висоти польоту, кутів атаки і тангажа.

Всі елементи керування цього вікна мають спливаючі підказки.

Після натискання клавіші «Перехідний процес» вікно зникає, а виникає вікно «Введення вихідних даних», зображене на рис. 1.4.

Крім вже описаних елементів керування, вікно має ще клавішу «<Назад>», що дозволяє повернутися до попереднього вікна, а також деякі додаткові

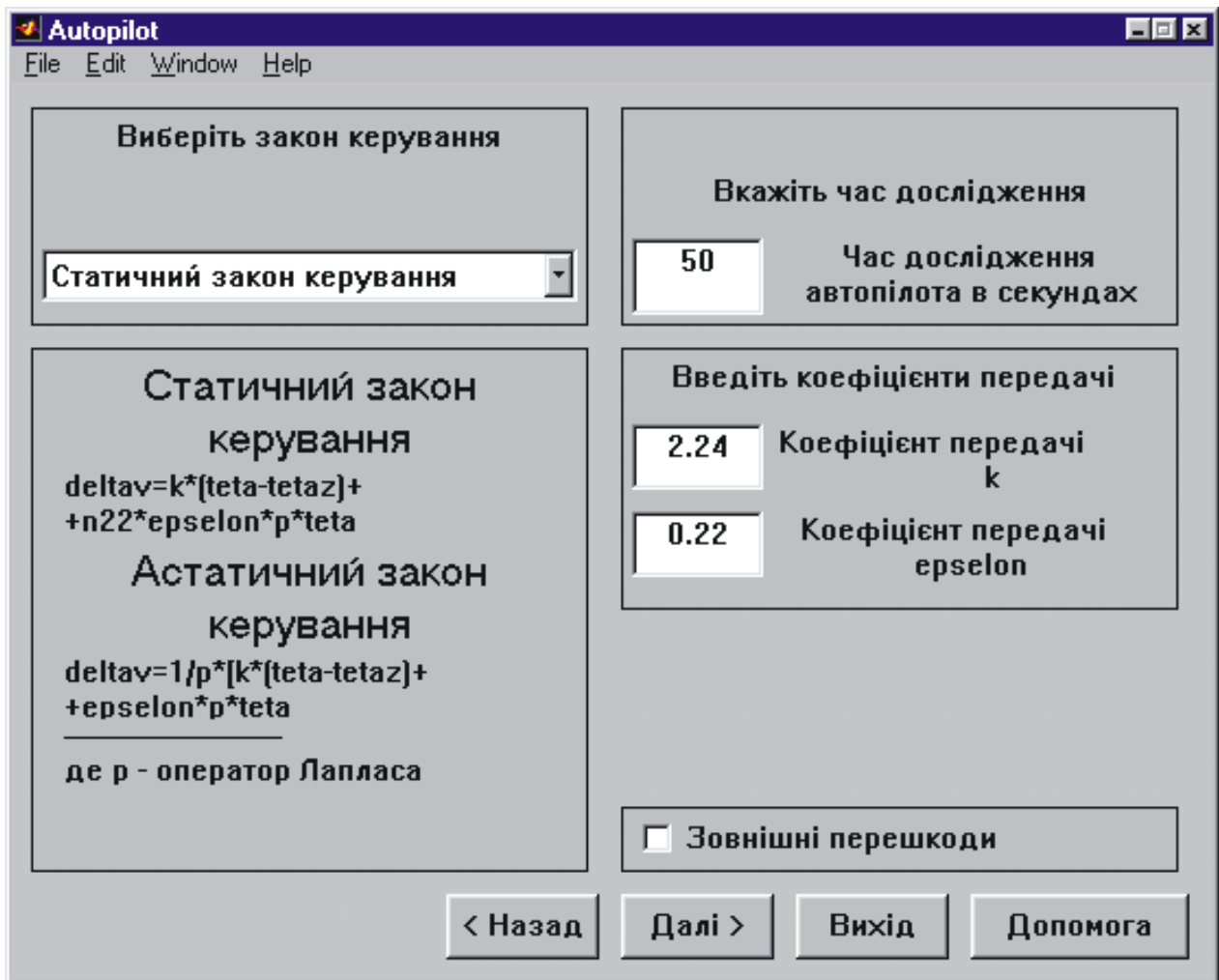


Рис. 1.4. Вікно дослідження перехідних процесів

підвікна, що дозволяють керувати обчислювальним процесом.

Ліве верхнє підвікно – обрання закону керування – має вигляд спадного меню.

У нормальному стані воно має вид текстового рядка, у якому зазначений закон керування. При натисканні на нього рядок розкривається. Нижче вікна вибору закону керування розташоване текстове вікно, в якому виводиться вид законів керування. Це вікно носить винятково інформаційний характер і не дозволяє змінювати зовнішній вигляд.

У правому верхньому куті розташовано підвікно введення часу дослідження. За умовчужанням час дослідження дорівнює 50 секундам. Щоб його змінити, необхідно натиснути правою клавішею мишки на вікні введення і набрати на клавіатурі необхідний час дослідження. Нижче розташовано підвікно введення коефіцієнтів передачі системи. Щоб їх змінити, необхідно проробити операції аналогічні описаним вище.

Знизу праворуч розташовано підвікно вмикання-вимикання зовнішніх

збурень, що мають вид гармонічних коливань.

Після натискання клавіші «Далі»» виникає вікно, що повідомляє про початок процесу обчислення. Після його закінчення з'являється графічне вікно, в якому побудовано перехідний процес по куту тангажа. Вікно має верхнє спадне меню, що дозволяє побудувати графіки перехідних процесів по висоті і швидкості польоту, куту атаки і швидкості зміни кута тангажа ϑ , а також верхнє спадне меню «Розміри», що дозволяє змінювати масштаб графіків.

При дослідженні ЛАЧХ відкривається аналогічне вікно для вводу коефіцієнтів передачі k , ε та постійних часу автопілоту T .

1.2.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.

З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:

- Ціною яких припущень та спрощень збурений рух літального апарата може бути приблизно розділений на подовжній і боковий?

- Які основні типи чутливих елементів застосовуються у системах автоматичної стабілізації?

- Що таке критичний коефіцієнт підсилення системи?

- З яких основних елементів складається автопілот?

- Яке співвідношення називається рівнянням автопілоту?

- Який автопілот називається статичним?

- Який автопілот називається астатичним?

2. Завантажити середовище **MATLAB**.

3. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Для цього варто набрати **autopilot** у командному вікні **MATLAB**.

4. У вікні (рис. 1.3) обрати «Перехідний процес».

5. Обрати у вікні (рис. 1.4) «Виберіть закон керування» статичний закон керування.

6. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» 5 значень коефіцієнта передачі по куту тангажа k (k_ϑ у виразі (1.10)) в діапазоні 0...100, отримати графіки перехідного процесу $\vartheta(t)$ при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі з кутової швидкості ε (k_ε у виразі (1.10)).

7. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» 5 значень коефіцієнта передачі по кутовій швидкості ε в діапазоні 0...10, одержати графіки перехідного процесу $\vartheta(t)$ при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі по куту тангажа k .

8. Для кожного графіка визначити: час закінчення перехідного процесу τ_s , час установлення τ_y , перерегулювання σ і побудувати графіки залежностей: τ_s від k і від ε , τ_y від k і від ε , σ від k і від ε .

9. Зробити висновки за отриманими результатами.

10. Обрати у вікні рис. 1.4 «Виберіть закон керування» астатичний закон керування і провести дослідження по п.п. 6...9.

11. В вікні рис. 3 вибрати «ЛАЧХ».

12. Обрати у вікні «Виберіть закон керування» статичний закон керування.

13. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» п'ять значень коефіцієнта передачі по куту тангажа k в діапазоні 0...100 при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі по кутовій швидкості ε провести дослідження залежності запасу стійкості по амплітуді і фазі системи літальний апарат – автопілот від коефіцієнта передачі з куту тангажа k для ідеального автопілоту.

14. Провести дослідження по п. 13, послідовно вводячи три значення постійної часу автопілоту T в діапазоні 0...1 с.

15. Побудувати графіки запасів стійкості системи по амплітуді і фазі від коефіцієнтів k , ε при різних значеннях постійної часу автопілоту T та графіки запасів стійкості системи по амплітуді і фазі від значення постійної часу автопілоту T .

16. Зробити висновки за отриманими результатами.

17. Вибрати у вікні «Виберіть закон керування» астатичний закон керування і провести дослідження по п.п. 13...16.

18. Зробити висновки по роботі в цілому.

1.2.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- 1) назву роботи;
- 2) мету роботи;
- 3) короткі теоретичні відомості;
- 4) графіки залежності часу закінчення перехідного процесу, перерегулювання та встановлення від коефіцієнта передачі по куту тангажа при фіксованому коефіцієнті по кутовій швидкості тангажа при статичному і астатичному законах керування;
- 5) графіки залежності часу закінчення перехідного процесу, перерегулювання та встановлення від коефіцієнта передачі по кутовій швидкості тангажа при фіксованому коефіцієнті по куту тангажа при статичному і астатичному законах керування;
- 6) графіки залежності запасу стійкості системи від коефіцієнта передачі по куту тангажа при фіксованому коефіцієнті по кутовій швидкості тангажа при статичному і астатичному законах керування;
- 7) графіки залежності запасу стійкості системи від коефіцієнта передачі по кутовій швидкості тангажа при фіксованому коефіцієнті по куту тангажа при статичному і астатичному законах керування;
- 8) графіки залежності запасу стійкості системи від параметрів похибок автопілоту;
- 9) висновки по роботі.

1.2.6. Контрольні запитання

1. Які приклади структурних схем для випадків стабілізації поздовжнього літального апарата можна привести?

2. Які характерні випадки використання автопілотів на літальних апаратах?
3. Які регулювальні органи використовуються при керуванні подовжнім рухом?
4. Як впливає введення в закон регулювання похідних $\dot{\vartheta}$ і $\ddot{\vartheta}$ на динамічні характеристики поовжнього руху літака з автопілотом?
5. Як впливають постійні часу автопілоту на стійкість руху системи літак - автопілот?

1.3. Дослідження бокового руху літака

1.3.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей бокового руху літака за різних законів керування.

1.3.2. Опис комплексу програм моделювання бокового руху

Комплекс програм дозволяє досліджувати боковий рух літального апарата на основі чисельного інтегрування системи рівнянь (1.9) при статичному і астатичному автопілоті і некерованому літальному апараті. Також програми дозволяють будувати логарифмічні характеристики системи і за ними оцінювати запас стійкості системи літальний апарат-автопілот.

Комплекс програм складається з 10-ти файлів: **autopilot1.m**, **autopilot21.m**, **auto_upr1.m**, **auto_prch1.m**, **auto_graf1.m**, **auto_help1.m**, **auto_pom1**, **auto_pom2**, **auto_lach.m**, **lach_bok.m**, лістинги яких приведені в додатку Д.4.2.

1.3.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Запуск програми здійснюється з командного вікна MATLAB командою

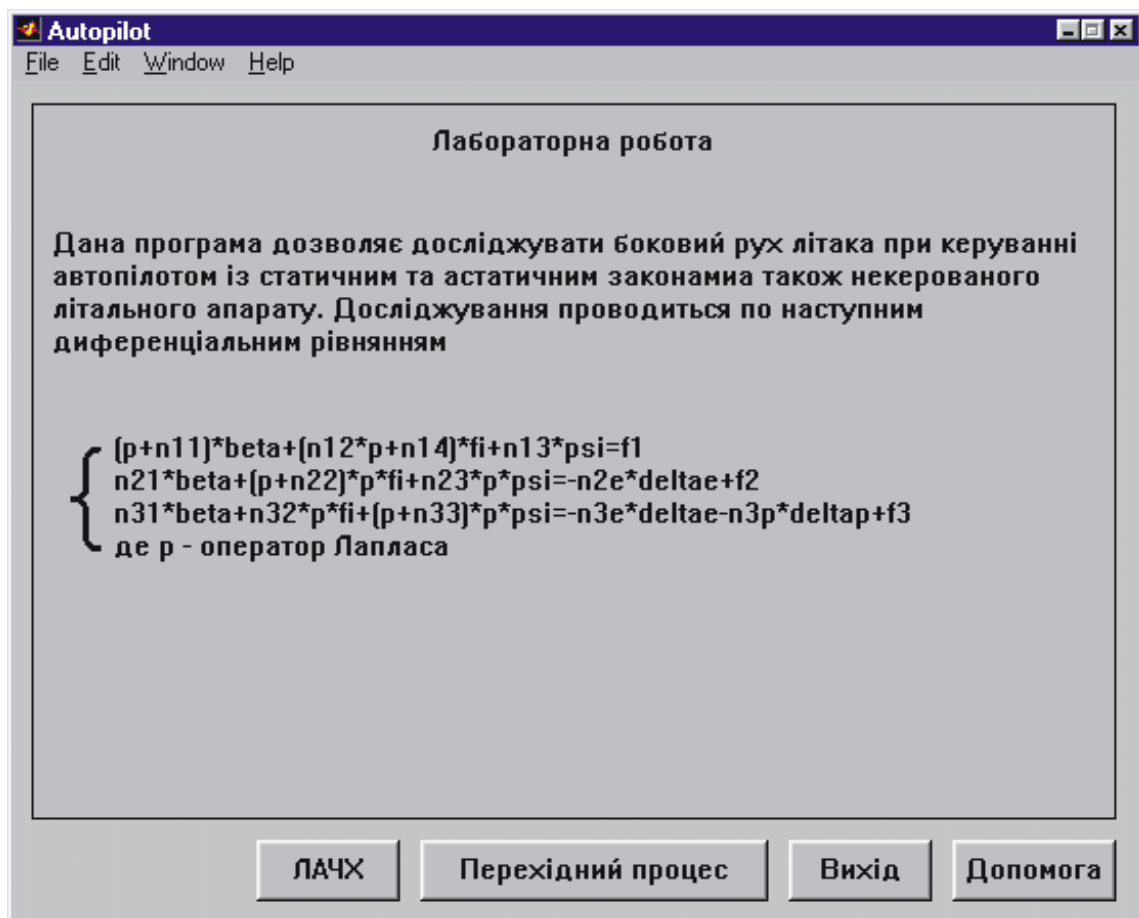


Рис. 1.5. Початкове вікно при дослідженні бокового руху

autopilot1. Після натискання клавіші **Enter**, виникне вікно, зображене на рис. 1.5.

Це вікно має наступні елементи керування:

- клавіша «Допомога» - служить для виклику вбудованої довідки;
- клавіша «Вихід» – служить для завершення роботи з програмою;
- клавіша «ЛАЧХ» - служить для переходу до вікна керування програмою дослідження логарифмічних амплітудно-частотних та фазочастотних характеристик системи.

- клавіша «Перехідний процес» - служить для переходу до вікна керування програмою дослідження перехідних процесів, які відбуваються в системі літальний апарат – автопілот.

Всі елементи керування даного вікна мають спливаючі підказки.

Після натискання клавіші «Перехідний процес» дане вікно закривається і

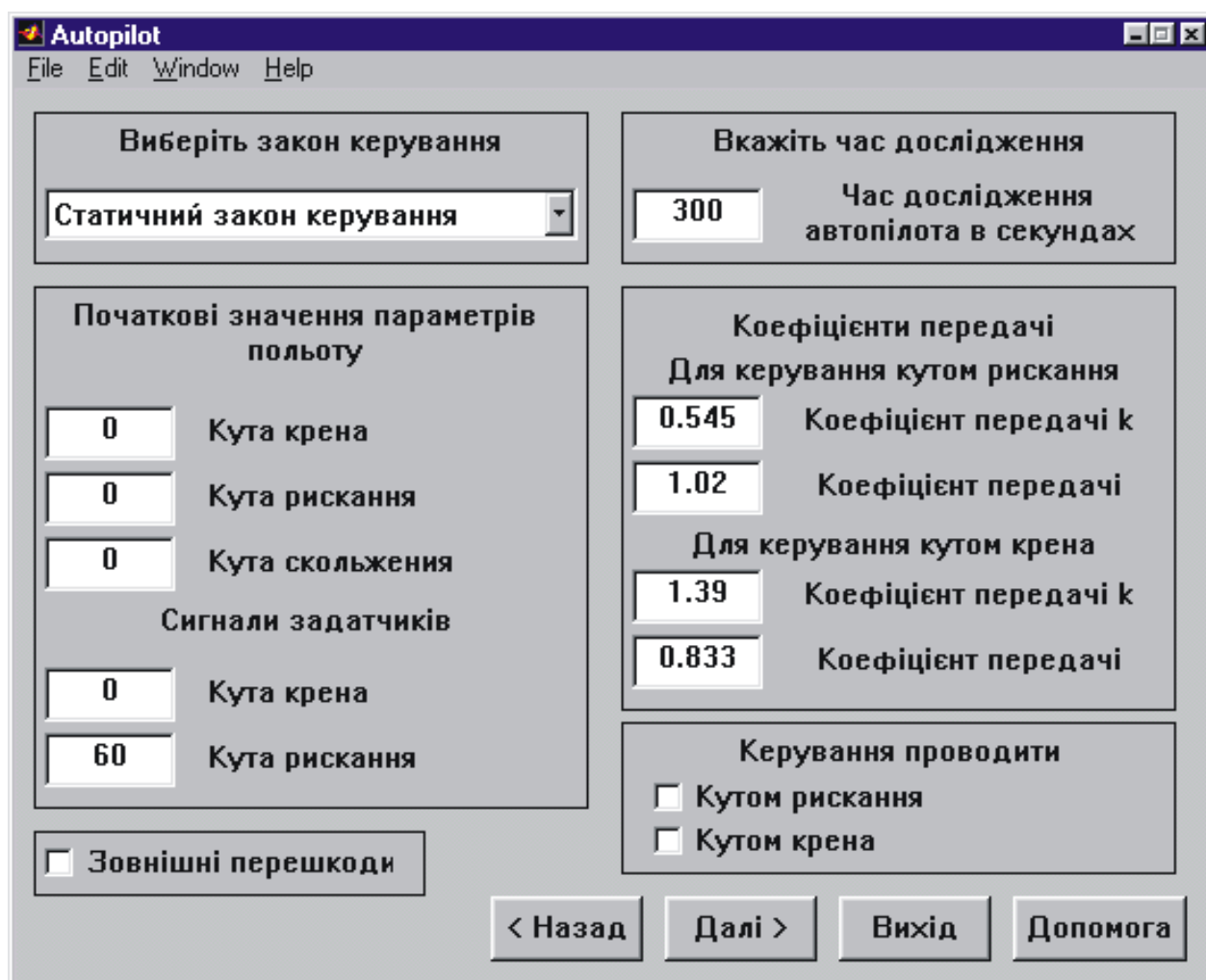


Рис. 1.6. Вікно дослідження перехідних процесів

відкривається вікно «Введення вихідних даних», зображене на рисунку 1.6.

Ліве верхнє вікно – вибір закону керування, має вид спадного меню. У нормальному стані воно має вид текстового рядка, у якому зазначений закон керування. При натисканні на нього рядок розкривається. Нижче вікна вибору закону керування розташоване вікно введення початкових умов і сигналів

здатчиків.

У правому верхньому розі розташовано підвікно введення модельного часу дослідження. За замовчуванням модельний час дослідження дорівнює 300 секундам. Щоб його змінити, необхідно натиснути правою клавішею мишки на вікні введення і набрати на клавіатурі потрібний час. Нижче розташовано підвікно введення коефіцієнтів передачі системи. Щоб їх змінити, необхідно здійснити операції аналогічні тим, що описані вище.

Унизу ліворуч розташовано підвікно вмикання – вимикання зовнішніх збурень, а праворуч – вікно вибору параметра, з якого відбуватиметься керування.

Після натискання клавіші «Далі>» виникає вікно, що повідомляє про початок процесу обчислення. Після закінчення моделювання виникає графічне вікно, в якому побудовано графік перехідного процесу з куту ковзання. Це вікно має верхнє спадне меню, що дозволяє побудувати графіки перехідних процесів з кутів крена і рискання та їх похідних. Також це графічне вікно має верхнє спадне меню «Розміри», що дозволяє змінювати масштаб графіків.

При дослідженні ЛАЧХ відкривається аналогічне вікно для вводу коефіцієнтів передачі k, ε та похибок автопілоту.

1.3.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з теоретичними відомостями. З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:

- які припущення дозволили спростити рівняння руху літака до виразів (1.9)?

- який автопілот називається статичним?

- який автопілот називається астатичним?

- які основні показники якості роботи системи стабілізації руху літального апарата?

- як за допомогою частотних характеристик вирішити питання про стійкість незбуреного руху літального апарата із закріпленими рулями?

2. Завантажити середовище **MATLAB**.

3. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Для цього варто набрати **autopilot1** у командному вікні **MATLAB**.

4. У вікні рис. 1.5 обрати «Перехідний процес».

5. Обрати у вікні рис. 1.6 «Виберіть закон керування» статичний закон керування.

6. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» 5 значень коефіцієнта передачі по куту рискання k в діапазоні $0 \dots 100$, отримати графіки перехідного процесу $\psi(t)$ при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі з кутової швидкості ε .

7. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» 5 значень коефіцієнта передачі по кутовій швидкості ε в діапазоні $0 \dots 10$, отримати графіки перехідного процесу $\psi(t)$ при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі з куту рискання k .

8. Для кожного графіка визначити: час закінчення перехідного процесу

τ_z , час устанавлення τ_y , перерегулювання σ і побудувати графіки залежностей: τ_z від k і від ε , τ_y від k і від ε , σ від k і від ε .

9. Провести дослідження по п.п. 6...8 для кута крена.
10. Зробити висновки за отриманими результатами.
11. Обрати у вікні рис. 6 «Виберіть закон керування» астатичний закон керування і провести дослідження по п.п. 6...10.
12. В вікні рис. 1.5 обрати «ЛАЧХ».
13. Обрати у вікні «Виберіть закон керування» статичний закон керування.
14. Послідовно вводячи у вікні «Введення вихідних даних» п'ять значень коефіцієнта передачі по куту рискання k в діапазоні 0...100 при одному фіксованому значенні коефіцієнта передачі по кутовій швидкості ε провести дослідження залежності запасу стійкості по амплітуді і фазі системи літальний апарат – автопілот від коефіцієнта передачі по куту рискання k для ідеального автопілоту.
15. Провести дослідження по п. 14, послідовно вводячи три значення постійної часу автопілоту T в діапазоні 0...1 с.
16. Побудувати графіки запасів стійкості системи по амплітуді і фазі від коефіцієнтів k , ε при різних значеннях постійної часу автопілоту T та графіки запасів стійкості системи по амплітуді і фазі від значення постійної часу автопілоту T .
17. Зробити висновки за отриманими результатами.
18. Провести дослідження по п.п. 14...17 для кута крена.
19. Вибрати у вікні «Виберіть закон керування» астатичний закон керування і провести дослідження по п.п. 14...17.
20. Зробити висновки по роботі в цілому.

1.3.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- 1) назву роботи;
- 2) мету роботи;
- 3) короткі теоретичні відомості;
- 4) графіки залежності часу закінчення перехідного процесу, перерегулювання та встановлення від коефіцієнтів передачі по кутам рискання і крена при фіксованих коефіцієнтах по кутовій швидкості рискання і крену при статичному і астатичному законах керування;
- 5) графіки залежності часу закінчення перехідного процесу, перерегулювання та встановлення від коефіцієнтів передачі по кутовій швидкості рискання і крену при фіксованих коефіцієнтах по кутах рискання і крену при статичному і астатичному законах керування;
- 6) графіки залежності запасу стійкості системи від коефіцієнтів передачі по кутам рискання і крену при фіксованих коефіцієнтах по кутовій швидкості рискання і крена при статичному і астатичному законах керування;
- 7) графіки залежності запасу стійкості системи від коефіцієнтів передачі

по кутовій швидкості рискання і крену при фіксованих коефіцієнтах по кутам рискання і крену при статичному і астатичному законах керування;

8) графіки залежності запасу стійкості системи від параметрів похибок автопілоту;

9) висновки по роботі

1.3.6. Контрольні запитання

1. Які приклади структурних схем для випадків стабілізації бокового руху літального апарата можете привести?

2. Як впливають постійні часу автопілоту на стійкість руху системи літак - автопілот?

3. Яким шляхом можна досягти збільшення критичного коефіцієнта підсилення системи?

4. Які основні типи чутливих елементів використовуються у системах автоматичної стабілізації бокового руху?

5. Як впливає введення в закон регулювання похідних на сприйнятливність системи до швидкозмінних збурень?

6. З яких основних елементів складається автопілот?

7. Які регулювальні органи використовуються при керуванні боковим рухом літального апарату?

2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕКТРИЧНИХ КЕРМОВИХ ПРИВОДІВ (КЕРМОВИХ МАШИНОК) ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

2.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей електричних кермових машинок літальних апаратів.

2.2. Основні теоретичні відомості

Основне призначення будь-якого типу літального апарата (ЛА) полягає в забезпеченні польоту по необхідній траєкторії. Для цього необхідно, щоб центр мас ЛА утримувався на траєкторії і ЛА займав певні кутові положення щодо базової системи координат. У реальних умовах польоту на ЛА безупинно діють сили і моменти збурення, під дією яких він змінює своє кутове положення щодо центра мас і відхиляється від заданої траєкторії. Тому система керування польотом у найпростішому випадку має складатися із системи керування кутовим рухом ЛА щодо центра мас і системи керування рухом центра мас, що забезпечує прямування за заданою траєкторією.

Зі збільшенням швидкостей польоту ЛА підвищуються вимоги до швидкодії як системи керування в цілому, так і до виконавчих пристроїв, що входять до неї – кермових приводів (КП). Кермові приводи призначені для переміщення або повороту органів керування літального апарата і належать до класу силових слідкувальних приводів.

Для підвищення швидкодії кермового приводу необхідне збільшення швидкості переставлення рулів, а зростання швидкостей польоту призводить до збільшення зусиль, необхідних для перестановки органів керування. Це призводить до істотного збільшення необхідної потужності КП.

З підвищенням швидкодії систем керування швидкісних високоманеврених ЛА кермовий привід здійснює все більший вплив на динаміку системи керування. У цьому випадку КП не може розглядатися як безінерційний елемент системи керування.

2.2.1. Місце і призначення кермового приводу в системі керування

З погляду системи керування рухом кермові приводи є виконавчими пристроями, що переміщують органи керування літального апарату (ЛА) за керувальними сигналами. Як приклад на рис. 2.1 наведена одна з можливих спрощених структурних схем системи автоматичного керування кутом тангажа.

Розглянемо цю схему з точки зору місця розташування приводу і його призначення. Система керування містить кілька замкнутих контурів. Зовнішній замкнений контур Φ_{cm} містить у собі контур кермового приводу Φ_{np} , літальний апарат з передатною функцією $W_{ЛА}$, датчик кутової швидкості $W_{двс}$ і вимірник

кута тангажа (гіровертикаль) $W_{ГВ}$. Контур $W_{ДУС}$ називають контуром

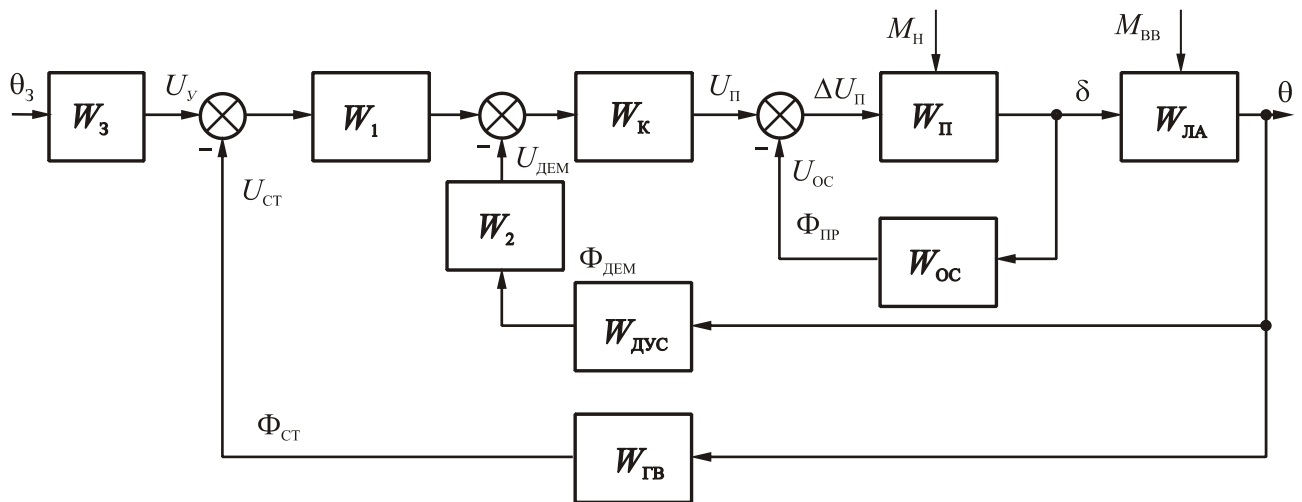


Рис.2.1. Спрощена структурна схема продольного каналу САУ ЛА

демпфірування. Пристрій, що задає W_3 , залежно від параметрів польоту, наприклад, висоти H і швидкості V , формує сигнал керування U_y , який надається до входу системи. W_1 , W_2 є підсилювачами сигналів. У контур системи можуть входити коригувальні пристрої $W_К$.

Завдання системи керування полягає у тому, щоб незалежно від збурювальних моментів $M_{ВВ}$, що діють на ЛА, підтримувати значення кута тангажа ϑ таким, який заданий сигналом U_y задатчика. Кермовий привід, що є виконавчою частиною системи, здійснює переставляння керма висоти, за допомогою якого створюються моменти, що компенсують дію зовнішніх збурень. Кермовий привід є силовим, бо він має долати досить значні моменти зовнішнього навантаження M_H , що діють на кермо висоти при повороті.

Зі схеми на рис. 2.1 видно, що кермовий привід утворює замкнений контур $\Phi_{ПР}$, внутрішній щодо системи керування. Напряга $U_{П}$ є керуючим сигналом привода, $U_{ОС}$ – сигналом зворотного зв'язку, а $\Delta U = U_{П} - U_{ОС}$ – сигналом неузгодженості. Передатна функція прямого ланцюга КП $W_{П}$ описує динаміку підсилювачів, регуляторів і двигуна привода, а передатна функція $W_{ОС}$ визначається характером зворотного зв'язку, який охоплює привід. Зворотний зв'язок найчастіше є жорстким (зворотним зв'язком з положення), тоді

$$W_{ОС} = \frac{\delta(p)}{U_{ОС}(p)} = k_{oc} = const.$$

При цьому КП повертає орган керування ЛА на кут, пропорційний вхідному сигналу $U_{П}$.

Іноді застосовується швидкісний зворотний зв'язок

$$W_{ОС} = \frac{\delta(p)}{U_{ОС}(p)} = k_c p,$$

або ізодромний зворотний зв'язок

$$W_{oc} = \frac{\delta(p)}{U_{oc}(p)} = \frac{k_c p}{T_c p + 1}.$$

2.2.2. Навантаження приводів органів керування

Для змінення напрямку польоту, а також для компенсування дії зовнішніх збурень, до ЛА необхідно прикласти певні керувальні моменти сил. Пристрої, які створюють такі моменти, називають органами керування. Відхилення органів керування здійснюється кермовими приводами (КП). КП призначені перебороти певні зусилля або моменти, що діють на органи керування при їх відхиленні. Величина і характер цих моментів залежать від типу органів керування, їхніх розмірів і конструктивних особливостей, а також від умов польоту. Потрібна швидкість повороту кермового органа і величина навантаження визначають потужність привода і впливають на динаміку привода.

Для керування ЛА можуть застосовуватися різні органи керування - кермо висоти, кермо напрямку, елерони, гальмові щитки, інтерцептори, поворотні сопла реактивних двигунів, газові рулі та ін. Для нормальної аеродинамічної схеми ЛА в більшості випадків використовуються аеродинамічні органи керування – кермо висоти, кермо напрямку і елерони.

РП можуть бути електричними, гідравлічними і пневматичними.

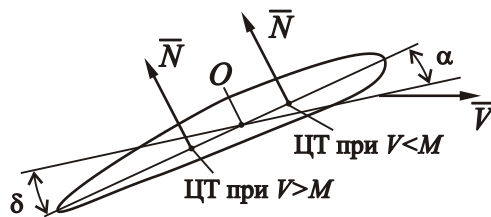


Рис. 2.2. Схема виникнення шарнірного моменту

Для відхилення керма КП має перебороти момент аеродинамічних сил, який діє на кермо навколо осі його обертання. Цей аеродинамічний момент називають шарнірним моментом. Він виникає внаслідок того, що центр тиску аеродинамічних сил, що діють на крило, не збігається з віссю обертання керма.

На рис. 2.2 наведена схема виникнення шарнірного моменту, де використані такі позначення: O – вісь обертання кермаруля; $ЦТ$ – центр тиску аеродинамічних сил; N – нормальна складова аеродинамічних сил, що діють на кермо; α – кут атаки; δ – кут повороту керма; M – число Маха.

Значення моменту, що діє навколо осі керма

$$M_{ш} = Nh,$$

де h – відстань від центра тиску до осі обертання.

Підйомна сила керма перпендикулярна вектору швидкості польоту:

$$Y = N \cos(\alpha + \delta),$$

а за малих значень кутів α і δ можна вважати $Y \approx N$.

Тоді

$$M_{ш} \approx Yh.$$

Підйомна сила визначається формулою

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

де c_y – коефіцієнт підйомної сили руля; $\rho V^2/2$ – швидкісний напір; S – площа крила.

З огляду на останні вирази легко одержати

$$M_{uu} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Коефіцієнт c_y залежить від геометричної форми керм, швидкості польоту, кута атаки, кута повороту керм. За відносно малих кутів α та δ шарнірний момент можна подати у вигляді

$$M_{uu} = M_{uu0} + k_{uu}^\alpha \alpha + k_{uu}^\delta \delta,$$

де k_{uu}^α , k_{uu}^δ можна розглядати як коефіцієнти кутової жорсткості шарнірних моментів з куту атаки і куту повороту руля. Ці коефіцієнти є величинами змінними (залежать від умов польоту ЛА).

Шарнірні моменти зі збільшенням швидкості польоту і габаритних розмірів ЛА можуть сягати досить великих величин. Знизити їх можна шляхом аеродинамічної компенсації керм. Наприклад, при наближенні осі обертання керма до центра тиску зменшується плече h . При $h = 0$ компенсація буде повною. Однак повна компенсація шарнірного моменту на всіх режимах польоту ЛА неможлива, тому що положення центра тиску змінюється залежно від швидкості польоту. Зі збільшенням швидкості центр тиску переміщується до задньої кромки керма (див. рис. 2.2). Мінімальних значень шарнірний момент буде досягати в тому випадку, якщо вісь обертання керма розташувати в середині діапазону можливих переміщень центра тиску. Однак у цьому випадку при малих швидкостях польоту, коли вісь обертання перебуває позаду центра тиску, керми стають статично нестійкими.

Крім розглянутого шарнірного моменту на кермовий привід, який переміщає аеродинамічний рульовий орган, діють також момент сил сухого тертя в осях обертання руля M_{mp} , момент сил в'язкого тертя $M_\delta = k_f \dot{\delta}$, викликаний демпфіруючим ефектом повітряного потоку і динамічний момент $M_u = J_p \ddot{\delta}$ керма. Тут позначено: k_f – коефіцієнт сил в'язкого тертя; J_p – момент інерції керма. Повний момент, який має переборювати кермовий привід, має вигляд

$$M_n = M_{uu0} + k_{uu}^\alpha \alpha + k_{uu}^\delta \delta + k_f \dot{\delta} + J_p \ddot{\delta} + M_{mp}.$$

Величини доданків, що входять у сумарне значення моменту, залежать від умов польоту і класу ЛА. Знання цих величин необхідно для розв'язування двох задач – визначення необхідної потужності двигуна керма і для аналізу впливу складових сумарного моменту на динамічні властивості КП. Задача визначення потужності двигуна є в цьому випадку досить складною, тому що всі складові моменту навантаження на траєкторії польоту ЛА змінюються. Для її розв'язання мають бути відомі екстремальні значення навантажень і необхідний закон руху руля, за якого привід повинен переборювати ці навантаження.

2.2.3. Передатні функції кермового електропривода

Для опису властивостей електроприводу (ЕП) розглянемо рівняння його основних елементів. Для використання в ЕП прийmemo двигун постійного струму.

На вхід підсилювача (напруги і потужності) надходить сигнал неузгодженості $\Delta U = U_{II} - U_{OC}$ (рис. 2.1). Якщо вважати процеси перетворення ΔU безінерційними, то напруга, що надається до якоря двигуна, буде дорівнювати

$$U_{я} = k_y \Delta U,$$

де k_y – коефіцієнт підсилення підсилювача.

За малого вихідного опору підсилювача рівняння рівноваги напруг має вигляд

$$U_{я} = R_{я} i_{я} + L_{я} \frac{di_{я}}{dt} + c_e \Omega_{\text{об}},$$

де $R_{я}, L_{я}$ – активний опір і індуктивність якірної обмотки відповідно; c_e – коефіцієнт протиелектрорушійної сили двигуна; $i_{я}$ – струм якоря; $\Omega_{\text{об}}$ – швидкість обертання ротора двигуна.

При протіканні струму по якору виникає момент

$$M'_{\text{об}} = c_m i_{я},$$

де c_m – коефіцієнт моменту двигуна.

Для узгодження можливостей двигуна з потрібними величинами моментів і швидкостей на кермі застосовують механічний редуктор з коефіцієнтом передачі q (звичайно $q \gg 1$). У цьому випадку момент двигуна, приведений до вихідного вала (осі керма), має значення

$$M_{\text{об}} = M'_{\text{об}} q.$$

Момент двигуна врівноважується сумарним моментом навантаження відносно осі керма:

$$M_{\text{об}} = k_{uu} \delta + k_f \dot{\delta} + J \ddot{\delta} + M_{mp}(\dot{\delta}),$$

де $J = J_{\text{об}} q^2 + J_p$ – сумарний момент інерції, приведений до осі керма; $J_{\text{об}}, J_p$ – моменти інерції ротора двигуна і керма відповідно; $k_{uu} = \Delta M_{uu} / \Delta \delta$ – коефіцієнт шарнірного (позиційного) навантаження; k_f – коефіцієнт сил в'язкого тертя; M_{mp} – момент сил сухого тертя.

З датчика зворотного зв'язку знімається напруга, що надається до входу приводу для порівняння з U_{II} :

$$U_{oc} = k_{oc} \delta,$$

де k_{oc} – крутизна характеристики датчика кута відхилення руля.

По записаних рівняннях складена структурна схема, подана на рис. 2.3.

У літературі (див., наприклад, [5]) досить докладно досліджений вплив сухого тертя на динаміку рульового електропривода. При цьому показано, що сухе тертя незначно впливає на властивості ЕП. Тому його при попередньому

розрахунку можна не враховувати.

З огляду на останнє зауваження, замкнемо внутрішні контури в схемі на рис. 2.3. При цьому зробимо приведення системи до системи з одиничним зворотним зв'язком (методика такого приведення розглянута в Додатку 1).

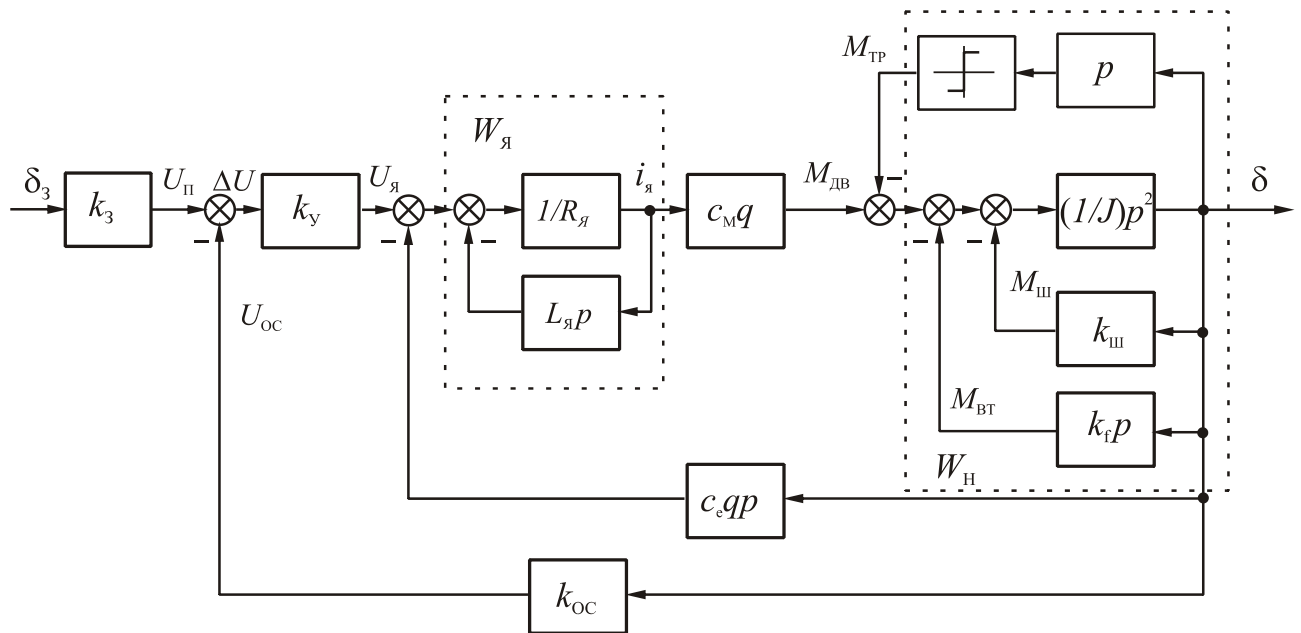


Рис. 2.3. Структурна схема кермового електропривода

Замикаючи контур W_y у схемі (рис. 2.3), матимемо

$$W_y(p) = \frac{1}{R_y(T_y p + 1)},$$

де $T_y = L_y/R_y$ електромагнітна стала часу, яка характеризує наростання струму або моменту, що розвивається двигуном.

Частина структури, що відображає властивості навантаження і розташована правіше координати $M_{об}$ на рис. 2.3, може бути записана в наступному вигляді (без урахування моментів сил сухого тертя):

$$W_n(p) = \frac{1}{|k_{ш}|(T_n^2 p^2 + 2\xi_n T_n p \pm 1)},$$

де $T_n = \sqrt{J/k_{ш}}$; $\xi_n = k_f/(2\sqrt{Jk_{ш}})$.

Відзначимо, що подвійні знаки в останній формулі відповідають різним знакам $k_{ш}$; при недокомпенсованих кермах ($k_{ш} > 0$) слід приймати знак "+", а при перекомпенсованих ($k_{ш} < 0$) знак "-". Надалі будемо вважати $k_{ш} > 0$.

Отже, навантаження відображається коливальною ланкою із власною частотою $\omega_n = 1/T_n$ і декрементом загасання ξ_n . При цьому зазвичай $\xi_n < 1$. Під J слід розуміти сумарний момент інерції, приведений до вихідного вала редуктора (керма): $J = J_{об}q^2 + J_p$, де J_p – момент інерції керма. Через те, що електричні двигуни розвивають малі моменти, силовий редуктор повинен мати велике передатне відношення ($q \gg 1$). У результаті цього звичайно

виконується нерівність $J_{\text{об}}q^2 \gg J_p$, що характеризує одну з найважливіших особливостей електродвигунних приводів – власна інерція якоря двигуна, при-

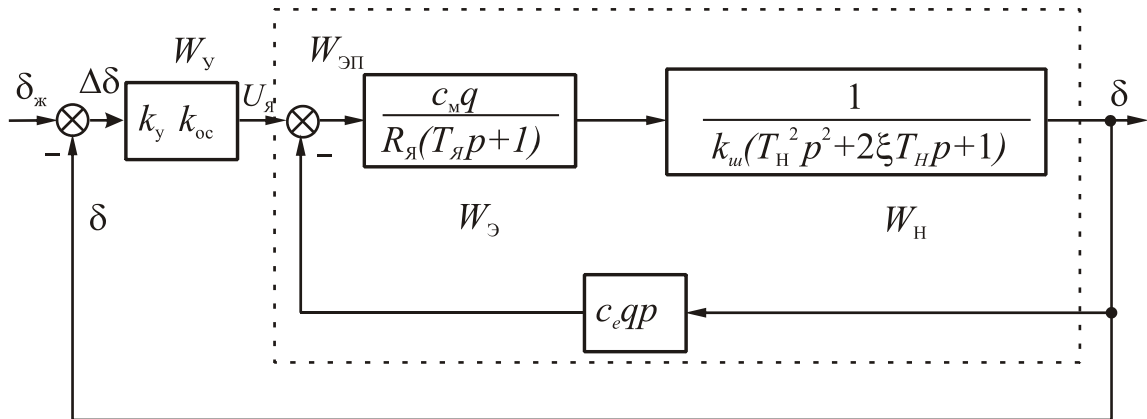


Рис. 2.4. Приведена структурна схема кермового електропривода

ведена до осі руля, значно більше інерції керма.

У результаті перетворень одержимо схему, надану на рис. 2.4.

На підставі структурної схеми (рис. 2.4) передатну функцію силового ЕП як внутрішнього замкненого контура без урахування електронної частини можна записати у вигляді

$$W_{\text{эн}}(p) = \frac{\delta(p)}{U_{\text{я}}(p)} = \frac{k_{\text{эн}}}{T_{\text{н}}^2 T_{\text{я}} p^3 + (2\xi_{\text{н}} T_{\text{н}} T_{\text{я}} + T_{\text{н}}^2) p^2 + (2\xi_{\text{н}} T_{\text{н}} + T_{\text{и}} + T_{\text{я}}) p + 1}, \quad (2.1)$$

де позначено:

$$k_{\text{эн}} = \frac{c_m q}{R_{\text{я}} k_{\text{и}}}, \quad T_{\text{и}} = \frac{c_e c_m q^2}{R_{\text{я}} k_{\text{и}}}, \quad \xi_{\text{н}} = \frac{k_f}{2\sqrt{J k_{\text{и}}}}. \quad (2.2)$$

Отже, у загальному випадку навантаження привода знаменник передатної функції містить поліном третього ступеня.

При урахуванні тільки інерційного навантаження, коли аеродинамічні навантаження відсутні, передатна функція ЕП набуває приймає вигляду

$$W_{\text{эн}}(p) = \frac{\delta(p)}{U_{\text{я}}(p)} = \frac{1}{c_e q p (T_{\text{я}} T_{\text{м}} p^2 + T_{\text{м}} p + 1)}, \quad (2.3)$$

де $T_{\text{м}} = \frac{J R_{\text{я}}}{c_e c_m q^2} = \frac{(J_{\text{об}} q^2 + J_p) R_{\text{я}}}{c_e c_m q^2}$ – електромеханічна стала часу привода.

Електромеханічна стала часу характеризує процес розгону (зростання швидкості руля) і є основною сталою часу привода, яка значно впливає на його динамічні властивості. При дотриманні нерівності $J_{\text{об}} q^2 \gg J_p$ момент інерції руля незначно впливає на величину $T_{\text{м}}$ і на динамічні властивості ЕП.

Часто співвідношення між параметрами системи у виразі (2.1) є такими, що

$$W_{\text{эн}}(p) = \frac{\delta(p)}{U_{\text{я}}(p)} \approx \frac{k_{\text{эн}}}{(T_{\text{м}} p + 1)(T_{\text{я}} p + 1)(T_{\text{и}} p + 1)}. \quad (2.4)$$

Звичайно $T_m \gg T_y$. Тоді передатну функцію (2.3), яка визначає роботу привода без аеродинамічних моментів, можна записати у вигляді

$$W_{\text{эн}} = \frac{\delta(p)}{U_y(p)} \approx \frac{1}{c_e q p (T_m p + 1)(T_y p + 1)} \stackrel{\text{при } T_y \rightarrow 0}{\approx} \frac{1}{c_e q p (T_m p + 1)}. \quad (2.5)$$

Зіставляючи вирази (2.1 або 2.4) і (2.3 або 2.5), можна помітити, що наявність шарнірного моменту приводить до зникнення астатизму і привід стає статичною системою.

Передатна функція розімкненого ЕП з урахуванням електронної частини запишеться у вигляді:

$$W_n(p) = \frac{\delta(p)}{\Delta\delta(p)} = W_y W_{\text{эн}},$$

де $W_y = k_{oc} k_y$.

Наприклад, у разі, коли є аеродинамічне навантаження, з виразу (2.1) отримаємо

$$W_n(p) = \frac{\delta(p)}{\Delta\delta(p)} = \frac{k_{\text{эн}} k_{oc} k_y}{T_n^2 T_y p^3 + (2\xi_n T_n T_y + T_n^2) p^2 + (2\xi_n T_n + T_{\text{ш}} + T_y) p + 1}.$$

Для випадку, коли враховується тільки інерційне навантаження

$$W_n(p) = \frac{\delta(p)}{\Delta\delta(p)} = \frac{k}{p(T_m p + 1)(T_y p + 1)} \stackrel{\text{при } T_y \rightarrow 0}{\approx} \frac{k}{p(T_m p + 1)},$$

де $k = k_{oc} k_y / c_e q$ - коефіцієнт підсилення привода по швидкості (добротність).

Для останнього випадку структурна схема привода наведена на рис. 2.5.

В електроприводі досить просто реалізується корекція динамічних вла-

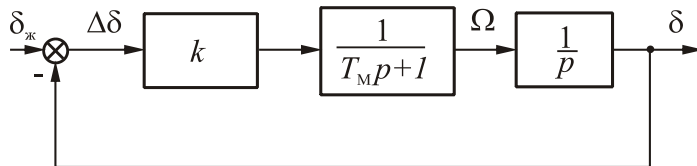


Рис.2.5. Спрощена структурна схема ЕП

стивостей шляхом введення коригувальних пристроїв. Зазвичай синтез коригувальних пристроїв проводиться на ненавантаженому приводі і потім перевіряється стійкість за крайніх значень шарнірного моменту, які можуть існувати в

польоті. При цьому використовується передатна функція розімкнутого привода $W_n(p)$.

2.2.4. Вимоги до динаміки кермового приводу

Останній вираз показує, що в некоректованому ЕП визначальним параметром з точки зору стійкості і смуги пропускання є електромеханічна постійна часу T_m . Тому з умови забезпечення достатнього запасу стійкості по фазі частоту зрізу приводу необхідно обмежувати величиною $\omega_c \leq \omega_m = 1/T_m$.

Розглянемо питання про співвідношення ширини смуг пропускання різних складових системи керування ЛА. Смугу пропускання при цьому будемо визначати частотою зрізу розімкнутого контуру системи або резонансною частотою замкнутого контуру.

Зі збільшенням смуги пропускання збільшується швидкодія системи, але при цьому збільшується вплив перешкод. Тому вибір величини смуги пропускання повинен бути досить обґрунтованим.

Контур системи керування ЛА повинен досить точно відтворювати сигнали керування і відфільтровувати випадкові складові. Якщо смуга пропускання системи керування ω_y обрана малою, то контур керування буде вносити великі амплітудні і фазові перекручування в процес керування. З іншого боку, смуга частот системи керування, що пропускаються, повинна бути більше власних частот $\omega_{ла}$ короткоперіодичних коливань літального апарата, що входить у систему керування як об'єкт керування. Якщо ця умова не виконана, то система керування не зможе повністю використовувати маневрені можливості ЛА. Приблизно прийнято вважати, що керування має достатню швидкодію, якщо

$$\omega_y / \omega_{ла} \geq 2.$$

При збільшенні смуги пропускання системи керування істотно посилюється вплив малих параметрів елементів системи на її динамічні властивості, що ускладнює забезпечення стійкості контуру керування.

На попередніх етапах проектування вдаються до наближених оцінок необхідної швидкодії приводу. Останній, будучи внутрішнім контуром системи керування, повинен відпрацьовувати сигнали цієї системи з достатньою точністю. Тому смуга пропускання рульового приводу ω_m повинна бути більше смуги частот системи керування

$$\omega_m > k_o \omega_y,$$

де коефіцієнт k_o можна розглядати як коефіцієнт необхідної швидкодії КП.

Різні автори по-різному підходять до вибору величини k_o . Бажання полегшити складне завдання забезпечення стійкості контуру керування призводить до того, що вибирають $k_o = 10$. Тоді перекручування, внесені приводом у систему керування, не перевищують одиниць відсотків по амплітуді і декількох градусів по фазі. Фактично при аналізі динаміки системи керування можна вважати привід безінерційною ланкою. Такий підхід до динаміки приводу в принципі некоректний. Збільшення смуги пропускання приводу, навіть незначне, досягається за рахунок значного ускладнення приводу і збільшення його потужності. Орієнтовно можна вважати здійсненою умову

$$\omega_m / \omega_y \approx 3 \dots 3,5.$$

Можливість відтворення приводом вхідного сигналу залежить від того, наскільки потрібні значення швидкості і моменту, що розвиваються ЕП у гармонічному режимі, відповідає наявним. Наявні значення однозначно залежать від паспортних даних використовуваного двигуна. Якщо максимальне значення швидкості і передатне відношення редуктора не забезпечують потрібного значення швидкості, то привід буде перебувати в режимі насичення (обмеження) по швидкості. Те ж саме відноситься і до насичення двигуна по моменту.

Явище насичення двигуна з незалежним збудженням по моменту

пояснюється тим, що зі збільшенням струму якоря, що перевищує номінальне значення $i_{яном}$, різко підсилюється реакція якоря. Суть реакції якоря полягає в тому, що поле, яке створюється обмоткою якоря при $i_{я} > i_{яном}$, зменшує потік збудження, що еквівалентно ефекту розмагнічування двигуна. При досягненні насичення по моменту коефіцієнти c_m і c_e , пропорційні результуючому потоку збудження, стають нелінійними функціями струму якоря, що спадають зі збільшенням струму якоря. Це призводить до погіршення швидкодії і стійкості приводу.

2.3. Програма виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.

З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:

- Назвіть області застосування електричних рульових машинок.
- Що таке шарнірний момент?
- Які навантаження діють на приводи органів керування?

2. Скласти в середовищі Simulink блок-схему електропривода за структурною схемою, наведеною на рис. 2.3 (набрана блок-схема матиме вигляд, поданий на рис. 2.6).

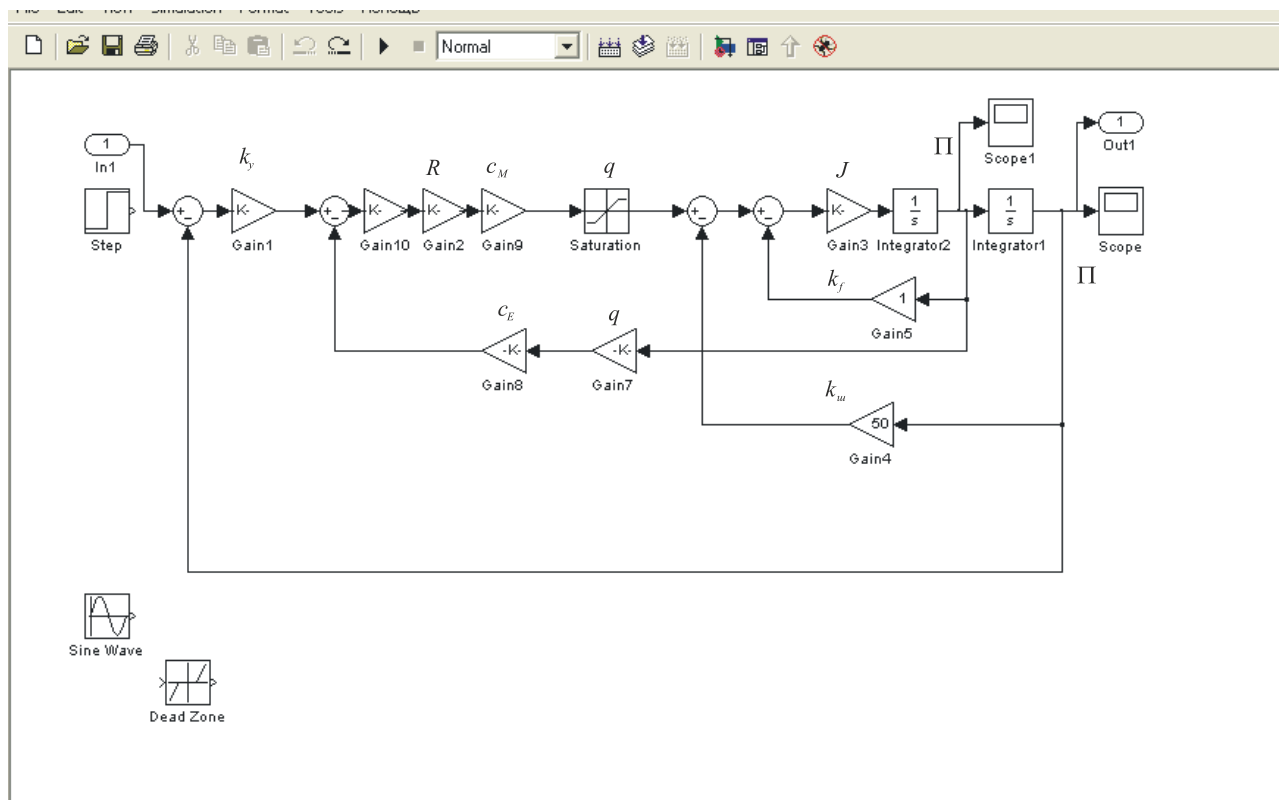


Рис.2.6. Схема набору в Simulink

При цьому покласти $k_s = k_{oc} = 1$, моментом сил сухого тертя і

електромагнітною постійною часу двигуна знехтувати. До входу схеми підключити генератор одиничного сходинок. Передбачити підключення генератора синусоїдального вхідного сигналу, нелінійностей типу «насичення» і «зона нечутливості».

Дослідження провести за наступних вихідних даних:

1) момент інерції руля $J_p = 1 \cdot 10^{-2} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$ (відображається підсилювачем 3 на схемі на рис. 2.6);

2) коефіцієнт швидкісного демпфірування руля $k_f = 1 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ (відображається підсилювачем 5);

3) можливий діапазон зміни коефіцієнта шарнірного навантаження $10 \dots 100 \text{ Н} \cdot \text{м} / \text{рад}$;

4) максимальна швидкість повороту руля $\dot{\delta}_m \geq 3 \text{ рад} / \text{с}$;

5) максимальне відхилення руля $\delta_m = \pm 20^\circ = \pm 0,35 \text{ рад}$;

6) смуга частот вхідного гармонійного сигналу $\omega_{\text{раб}} \leq 31,4 \text{ 1/с}$ ($f \leq 5 \text{ Гц}$);

7) розрахунки за заданих вихідних даних показують [1], що максимальна потрібна потужність двигуна становить 69,5 Вт. Використовуємо двигун постійного струму з незалежним збудженням ДПР-72, що має такі паспортні дані [9]:

- напруга живлення - 27 В;
- потужність - 72 Вт;
- пусковий момент $M'_{\text{ов.пуск}} = 0,46 \text{ Н} \cdot \text{м}$;
- швидкість холостого ходу $\Omega_{xx} = 675 \text{ рад} / \text{с}$;
- опір якоря $R_y = 1,75 \text{ Ом}$;
- момент інерції ротора $J_y = 8 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$;
- коефіцієнт протиЕРС $c_e = 0,038 \text{ В} \cdot \text{с} / \text{рад}$;
- коефіцієнт моменту $c_m = 0,038 \text{ Н} \cdot \text{м} / \text{А}$;
- електромагнітна постійна часу $R_y = 0,005 \text{ с}$.

Проведені по викладеній в [8] методиці розрахунки передатного відношення редуктора дають значення $q = 123 \approx 120$.

Сумарний момент інерції:

$$J = J_{\text{ов}} q^2 + J_p = 8 \cdot 10^{-6} \cdot 120^2 + 0,01 = 0,125 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2.$$

Прийmemo сумарний опір ланцюга якоря з урахуванням падіння напруги на щітках і на вихідних каскадах підсилювача $R_y = 2,5 \text{ Ом}$. Тоді електромеханічні постійні часу привода і двигуна будуть мати значення:

$$T_m = \frac{J R_y}{c_e c_m q^2} = \frac{0,125 \cdot 2,5}{0,038^2 \cdot 120^2} = 0,015 \text{ с}, \quad T_{\text{ов}} = \frac{J_{\text{ов}} R_y}{c_e c_m q^2} = 0,014 \text{ с}.$$

3. Використовуючи наявні чисельні значення параметрів, установити наступні значення коефіцієнтів передачі підсилювачів схеми (рис. 2.6):

- Gain 10 - $k = 1/2,5 = 0,4$ (ланцюг якоря);
- Gain 2 - $k = 0,038$ (c_m);

- Gain 7, Gain 9 - $k=120 (q)$;
- Gain 3 $k=0,125 (J)$;
- Gain 4 - $k=50 (k_u)$;
- Gain 5 - $k=1 (k_f)$;
- Gain 8 - $k=0,038 (c_e)$.
- Step - 0,1 (величина стрибка).

4. 1) змінюючи коефіцієнт передачі підсилювача (Gain 1) у діапазоні 1... 1000, дослідити його вплив на основні показники системи – час закінчення перехідного процесу, похибку відпрацьовування заданого вхідного сигналу при одиничному стрибку, перерегулювання, запаси стійкості по амплітуді і фазі (для останнього дослідження необхідно розірвати головний зворотний зв'язок – див. Додаток 1). По побудованим ЛАЧХ і частоті зрізу зробити висновки про необхідність корекції привода.

Змінюючи величину вхідного стрибка в діапазоні 0,01... 0,2, визначити його вплив на основні показники системи.

2) підключивши на місце стрибкоподібного вхідного сигналу (Step) генератор синусоїдального сигналу (Sine Wave) і змінюючи його частоту в діапазоні 0,1... 1000 1/с, побудувати ЛАЧХ системи шляхом знаходження відношення амплітуд вхідного і вихідного сигналів при декількох значеннях коефіцієнта підсилення.

3) задавши значення коефіцієнта передачі підсилювача Gain 1, що забезпечує усталену роботу системи, дослідити вплив на основні показники системи коефіцієнта шарнірного навантаження k_u в діапазоні 10...100.

Побудувати ЛАЧХ системи при декількох значеннях коефіцієнта k_u .

5. Підключивши перед підсилювачем Gain 10 (якір двигуна) блок Dead Zone, дослідити вплив зони нечутливості по напрузі керування на параметри перехідного процесу і досягну точність.

При цьому задати значення зони нечутливості $\pm 0,5$.

6. Підключивши перед підсилювачем Gain 10 (якір двигуна) блок Saturation, дослідити вплив насичення по напрузі керування на параметри перехідного процесу і досягну точність.

При цьому задати значення меж ± 10 .

7. Підключивши після підсилювача Gain 10 блок Saturation, дослідити вплив насичення по моменту на параметри перехідного процесу і досягну точність.

При цьому задати значення меж у діапазоні $\pm 0,1... 0,3$.

Змінюючи величину вхідного стрибка в діапазоні 0,01... 0,1, визначити його вплив на основні показники системи при наявних обмеженнях на величину наявного моменту.

2.4. Зміст звіту

Звіт має містити:

- 1) назву роботи;

- 2) мету роботи;
- 3) короткі теоретичні відомості;
- 4) необхідні схеми привода;
- 5) узагальнюючі графіки отриманих залежностей основних показників системи від параметрів привода і параметрів навантаження.;
- 6) висновки по роботі.

2.5. Контрольні питання

1. Які вимоги пред'являються до виконавчих елементів автопілотів?
2. Як зворотні зв'язки і шарнірний момент впливають на динамічні характеристики рульових машинок?
3. Запишіть передаточну функцію електричної кермової машинки.
4. Укажіть місце електропривода в загальній структурі системи автоматичного управління літаком на прикладі поздовжнього каналу.

ЛІТЕРАТУРА

1. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом / В.А Боднер. - М.: «Наука», 1964. – 698 с.
2. Лазарев Ю.Ф. «MATLAB 5.x»: учеб. курс / Ю.Ф. Лазарев - К.: Издательская группа «ВНУ»; 2000. - 384 с.
3. Павлов В.А. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты: учеб. пособие / В.А. Павлов, С.А. Поньрко. – М.: "Высшая школа", 1964.– 483 с.
4. Динамика следящих приводов / под редакцией Л.В. Рабиновича. М.: "Машиностроение", 1982. - 345 с.
5. Зайцев Г.Ф., Основы автоматического управления и регулирования / Г.Ф. Зайцев, В.И. Костюк, П.И. Чинаев. – К.: "Техніка", 1975. – 496 с.
6. Каргу Л.И. Основы автоматического регулирования и управления: учеб. пособие / Л.И. Каргу М.: "Высшая школа", 1974. – 430 с.
7. Краснопрошина А.А. Современный анализ систем управления с применением MATLAB, Simulink, Control System / А.А. Краснопрошина. К.: "Корнійчук", 1999. – 205 с.
8. Крымов Б.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами / Б.Г. Крымов. М.: "Машиностроение", 1987. – 264 с.
9. Степанковский Ю.В. Преобразующие устройства приборов. Т.1. Электровигатели. – К.: "Корнійчук", 2002.- 207 с.
10. Теория автоматического регулирования. Кн. 2. Анализ и синтез линейных непрерывных и дискретных систем автоматического регулирования. Серия "Техническая кибернетика" / под общей редакцией В.В. Солодовникова. М.: "Машиностроение", 1967. - 678 с.

ДОДАТКИ

Додаток 1. Деякі відомості з теорії автоматичного керування

Д.1.1. Логарифмічні частотні характеристики ланок і систем

Метод логарифмічних частотних характеристик (ЛЧХ) є простим, наочним і добре розробленим інженерним методом дослідження (аналізу і синтезу) систем автоматичного керування (САК). При використанні цього методу обчислення, пов'язані з побудовою характеристик, скорочуються до мінімуму. Простота методу ЛЧХ пояснюється простотою побудови самих характеристик:

- ЛЧХ системи утворюється додаванням характеристик окремих ланок (при побудові амплітудно - фазової частотної характеристики системи у звичайному масштабі необхідно перемножувати характеристики окремих її ланок);
- точні логарифмічні характеристики ланок замінюються відрізками прямих - асимптотами.

Точні логарифмічні характеристики легко можуть бути побудовані за допомогою ЕОМ.

Застосування методу ЛЧХ дає можливість наочно бачити вплив того або іншого параметра системи на її стійкість і перехідний процес, а також дозволяє порівняно просто визначити характеристику коригувального пристрою, що забезпечує необхідні показники якості системи.

Розглянемо, що являє собою ЛЧХ. Прологарифмуємо комплексну передаточну функцію (КПФ) $W(j\omega) = A(\omega)e^{j\varphi(\omega)}$ та одержимо

$$\ln W(j\omega) = \ln [A(\omega)e^{j\varphi(\omega)}] = \ln A(\omega) + j\varphi(\omega).$$

При цьому, якщо $W(\omega) = W_1(\omega) \cdot W_2(\omega) \cdot W_3(\omega) \cdot \dots \cdot W_k(\omega)$, то $\ln W(\omega) = \ln W_1(\omega) + \ln W_2(\omega) + \ln W_3(\omega) + \dots + \ln W_k(\omega)$, і, відповідно

$\ln A(\omega) = \sum_{k=1}^N \ln A_k(\omega)$. Ця рівність пояснює зміст введення логарифмічної шкали по осі ординат амплітудно – частотної характеристики. У той же час

$\varphi(\omega) = \sum_{k=1}^N \varphi_k(\omega)$. Тому введення логарифмічної шкали по осі ординат фазової

характеристики не потрібне, оскільки фазова характеристика послідовно з'єднаних ланок дорівнює сумі фазових характеристик окремих ланок.

Залежність логарифма модуля КПФ $\ln A(\omega)$ від частоти, відкладеної по осі абсцис у логарифмічному масштабі, називається логарифмічною амплітудною характеристикою (ЛАХ).

Звичайно на графіку прийнято по осі ординат відкладати не $\ln A(\omega)$, а пропорційну йому величину

$$L(\omega) = 20 \lg A(\omega),$$

вимірювану в децибелах.

Залежність аргументу $\varphi(\omega)$ комплексної передаточної функції від часто-

ти, відкладеної по осі абсцис у логарифмічному масштабі, називається логарифмічною фазо - частотною характеристикою (ЛФЧХ).

При побудові логарифмічного масштабу частоти по осі абсцис відкладаються відрізки, пропорційні логарифмам частот, але для зручності користування записують значення самих частот. Тому щодо величини $\lg \omega$ логарифмічна шкала є рівномірною, а щодо частоти ω - нерівномірною.

Якщо одна частота (ω_2) більше іншої (ω_1) у два рази, тобто $\omega_2/\omega_1=2$, то ці частоти відрізняються на одну октаву. Якщо ж $\omega_2/\omega_1=10$, то на одну декаду. Наприклад, інтервал частот від $\omega_1=0,1$ до $\omega_2=100$ містить три декади. Відрізок, що зображує декаду в логарифмічному масштабі, має ту саму довжину для будь-якої ділянки осі частот.

Одна з переваг логарифмічних шкал полягає в тому, що по осі частот масштаб автоматично спадає зі збільшенням частоти. Це дозволяє на одному графіку охопити весь необхідний діапазон частот з детальним аналізом характеру частотних характеристик в області низьких частот, тому що найчастіше саме ці частоти становлять найбільший інтерес.

Бел – логарифмічна одиниця, що відповідає збільшенню відношення в 10 разів (1 Бел – в 10 разів, 2 Бела – в 100 разів, 3 Бела – в 1000 разів і т.д.). Децибел (дБ) дорівнює одній десятій Бела. Один дБ відповідає зміні амплітуди в $\sqrt[20]{10} \approx 1,12$ раз, тобто являє собою порівняно малу величину. Відзначимо, що логарифм – величина безрозмірна і зазначені «одиниці виміру» (декада і децибел) вводяться умовно для зручності. У таблиці Д.1 наведене співвідношення між величинами A і L .

Таблиця Д.1.

A	0,1	0,2	1	1,12	$\sqrt{2}$	2	10	100
L	-20	-14	0	1	3	6	20	40

Графіки $L(\omega)$ і $\varphi(\omega)$ з точністю до вибору масштабів співпадають із графіками звичайних АЧХ і ФЧХ, прийнято називати *діаграмами Боде*.

У таблиці Д.2 наведені ЛЧХ деяких, що найбільш часто зустрічаються на практиці, типових динамічних ланок САК. При цьому реальні ЛАХ замінені асимптотичними характеристиками.

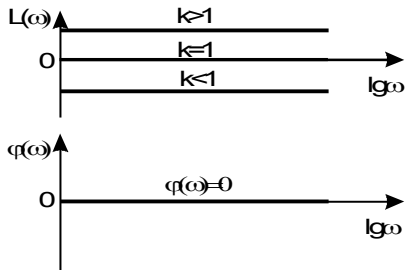
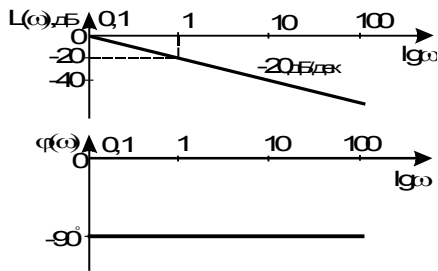
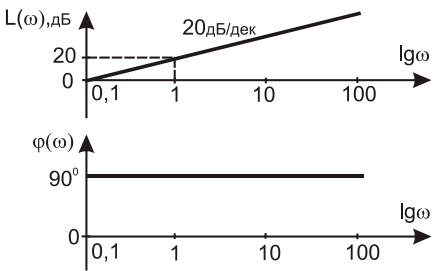
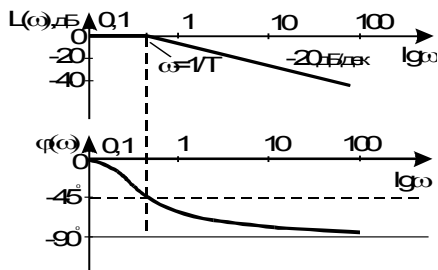
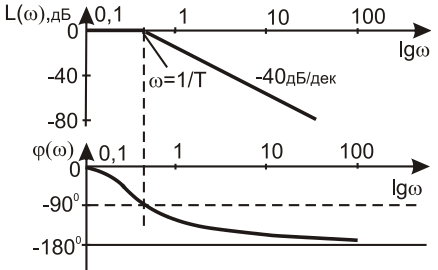
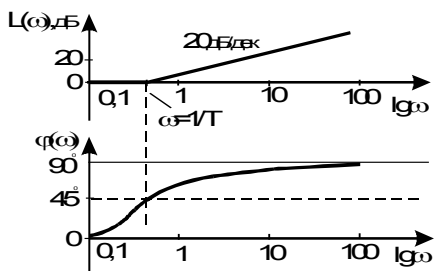
Відзначимо, що для аперіодичної ланки максимальна відмінність реальної ЛАХ від асимптотичної має місце на частоті спряження. Однак ця відмінність невелика (менше 3 дБ), тому практично можна вважати їх співпадаючими. Фазова логарифмічна характеристика $\varphi(\omega) = -\arctg \omega T$ цієї ланки будується по точках.

Для коливальної ланки при визначених параметрах реальна ЛАХ може істотно відрізнятись від асимптотичної. Максимальна відмінність досягається при $\omega = 1/T$. Для побудови логарифмічної фазової характеристики цієї ланки часто користуються наближеними формулами:

$$\varphi(\omega) \approx -2\xi T\omega \quad \text{при } \omega T < 0,4; \quad \varphi(\omega) \approx -\pi + 2\xi/(\omega T) \quad \text{при } \omega T > 2,5.$$

Підрахунок по цих формулах дає помилку не більше 2° .

Таблиця Д.2.

Найменування ланки	Логарифмічні частотні характеристики	Передаточна функція
Підсилювальна (безінерційна)		$W(p) = k$
Інтегруюча		$W(p) = \frac{1}{p}$
Диференціююча		$W(p) = p$
Аперіодична		$W(p) = \frac{1}{Tp + 1}$
Коливальна		$W(p) = \frac{1}{T^2 p^2 + 2\xi Tp + 1}$
Форсууюча		$W(p) = Tp + 1$

Відзначимо також, що диференціююча і форсуюча ланки вносять позитивне фазове зрушення. У силу цієї властивості вони широко використовуються як складові елементи коригувальних пристроїв САК. Крім того, ці ланки а також сполучення диференціюючої ланки з аперіодичною (диференціююча з уповільненням) добре пропускають високі частоти, що призводить до зростання рівня височастотних перешкод. Аперіодична і коливальна ланки добре пропускають низькі частоти і погано - високі.

Для прикладу на рис. Д.1 шляхом підсумовування характеристик елементарних ланок побудовані асимптотичні ЛАХ і ЛФХ системи з передаточною функцією

$$W(p) = \frac{k}{p} \cdot \frac{T_2 p + 1}{(T_1 p + 1)(T_3 p + 1)(T_4 p + 1)}, T_1 > T_2 > T_3 > T_4, k > 0.$$

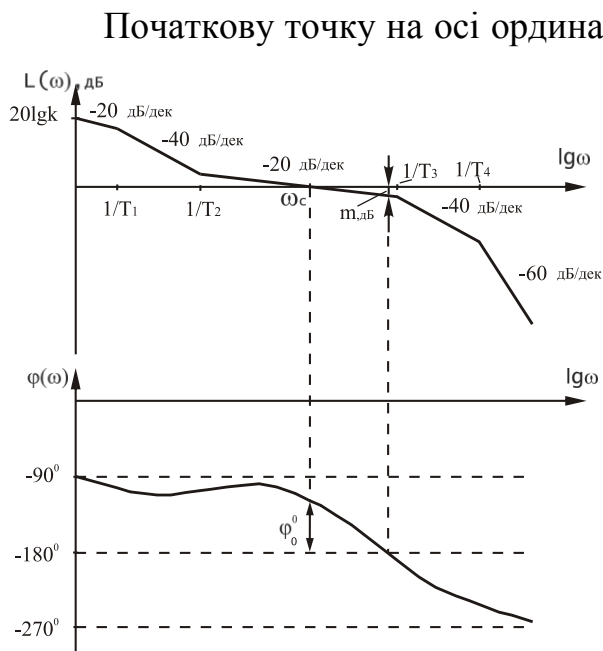


Рис. Д.1. Приклад логарифмічних характеристик системи

Початкову точку на осі ординат ЛАХ визначає коефіцієнт підсилення k і вона дорівнює $20 \lg k$. На першій ділянці від частоти $\omega = \omega_{\min}$ до $\omega_1 = 1/T_1$ нахил в -20 дБ/дек визначається наявністю інтегруючої ланки. На ділянці від $\omega_1 = 1/T_1$ до $\omega_2 = 1/T_2$ нахил характеристики $-20 - 20 = -40$ дБ/дек (проявляється дія першої аперіодичної ланки з постійною часу $T_1 = T_{\max}$). Потім форсуюча ланка разом із двома попередніми визначає нахил характеристики в $-40 + 20 = -20$ дБ/дек. На двох наступних ділянках аперіодичні ланки з постійними часу T_3 і T_4 дають зміну нахилу по -20 дБ/дек, що дає -40 дБ/дек і -60 дБ/дек відповідно.

При наявності сучасної обчислювальної техніки переваги асим-

птотичних ЛАХ і ЛФХ здаються несуттєвими: нескладна програма видає з ЕОМ графіки ЛАХ і ЛФХ із точністю, що перевищує практичні вимоги. Однак спрощений спосіб побудови частотних характеристик продовжує успішно використовуватися на практиці завдяки достоїнствам, які мають асимптотичні ЛАХ у вирішенні таких важливих задач, як знаходження передаточної функції системи по її АЧХ і корекція системи.

Д.1.2. Показники якості роботи САК

Основними можливими показниками, що визначають роботу САК, є такі: запас стійкості (по амплітуді і фазі); коливальність, перерегулювання і час закінчення перехідного процесу, викликаного одиничним впливом; статичні похибки; динамічні похибки. До найважливіших показників якості САК можуть бути також віднесені показники надійності системи, вартості, витрати енергії та ін. Однак у цей час у теорії автоматичного керування не існує досить строгих і

загальних оцінок цих показників.

При використанні частотних характеристик стійкість визначається видом і взаємним розташуванням логарифмічних амплітудної і фазової характеристик відповідної розімкнутої системи. Якщо передаточна функція розімкнутої системи має нулі і полюси тільки в лівій напівплощині (так звана мінімально – фазова система), то замкнута система стійка, якщо для розімкнутої системи при частоті зрізу ω_c фазове зрушення φ_0 за абсолютним значенням не перевищує 180° . При цьому запас стійкості по фазі дорівнює перевищенню φ_0 , що має фазова характеристика над прямою $\varphi = -180^\circ$ (див. рис. Д.1). Запас стійкості m по амплітуді визначається ординатою ЛАХ, що відповідає точці перетинання фазової характеристики із прямою $\varphi = -180^\circ$. Необхідні запаси стійкості можуть бути різними для систем різного призначення. Зокрема, для систем стабілізації літальних апаратів раціональними вважаються значення запасу стійкості по амплітуді 8...10 дБ, по фазі 25...40°.

Для визначення запасів стійкості САК по ЛЧХ необхідно користуватися характеристиками розімкнутої системи. При цьому головний зворотний зв'язок, що розривається, повинен бути одиничним. Якщо ж він неєдиничний, то необхідно попередньо зробити перетворення вихідної системи в еквівалентну з одиничним головним зворотним зв'язком. Розглянемо методику такого перетворення.

На рис. Д.2,а представлена САК з неєдиничним головним зворотним зв'язком. Тут $W(p)$ - передаточна функція прямого ланцюга; W_3 - передаточна функція пристрою, що задає; $W_{иэ}$; - передаточна функція вимірювального пристрою.

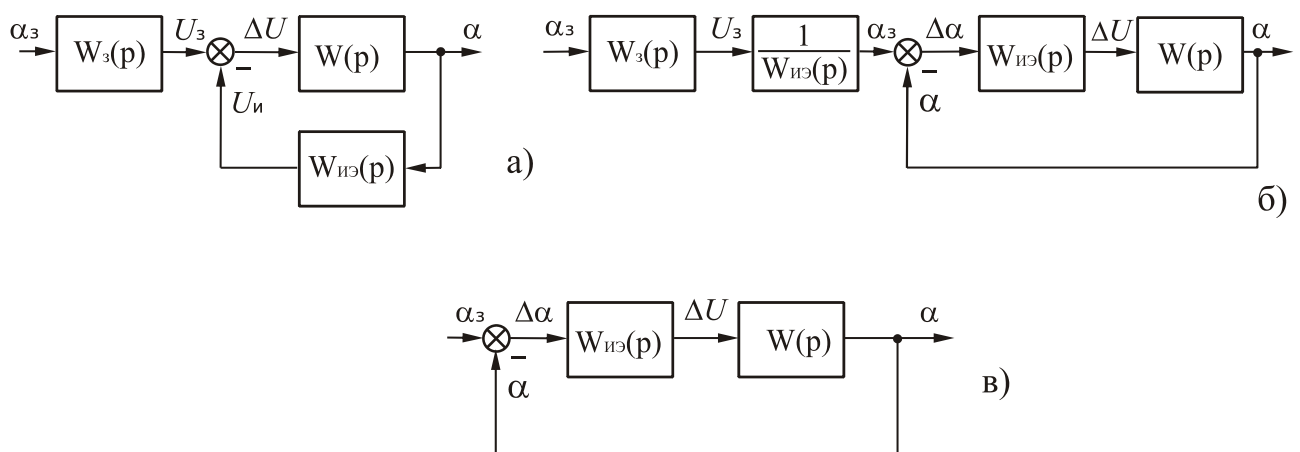


Рис. Д.2. Перетворення системи з неєдиничним зворотним зв'язком

Помноживши і розділивши передаточну функцію замкнutoї системи на $W_{иэ}$, одержимо

$$\Phi(p) = \frac{1}{W_{иэ}(p)} \cdot \frac{W(p) \cdot W_{иэ}(p)}{1 + W(p) \cdot W_{иэ}(p)}$$

На рис. Д.2,б представлена еквівалентна схема системи, побудована

відповідно до останнього виразу.

Зазвичай задаючий і вимірювальний пристрої являють собою підсилювальні елементи. Очевидно, що їхні коефіцієнти передачі повинні бути погоджені таким чином, щоб при рівності заданої і поточної величин $\alpha = \alpha_3$ напруга $\Delta U = 0$. З огляду на це, останню схему можна спростити (рис. Д.2,в).

Якість керування в остаточному підсумку залежить від миттєвих величин помилки, що дорівнюють різниці між заданим і фактичним значеннями регульованої величини:

$$\Delta x(t) = u(t) - x(t).$$

Часто вхідний вплив $u(t)$ і збурення $f(t)$ являють собою випадкові функції часу, які можуть бути задані лише імовірнісними характеристиками. Тому оцінка якості керування за миттєвим значенням похибки не використовується. При випадковому характері вхідного і збурюючого впливів застосовуються імовірнісні оцінки похибки. Однак такий підхід до проблеми якості САК не є єдиним. У ТАК широко використовуються методи, що дозволяють оцінювати якість систем по їх поведінці в типових режимах, коли випадкові по своїй природі впливи апроксимуються типовими функціями часу.

До найбільш важливих і розповсюджених типових впливів відносяться: одиничний стрибок; вплив, що змінюється з постійною швидкістю; вплив, що змінюється з постійним прискоренням; вплив, що змінюється синусоїдально. Критерієм точності слугує значення помилки в сталому режимі $\Delta x_{уст}$.

У САК похибка ε завжди має дві складові. Одна (Δx_u) викликана неточністю відпрацьовування впливу, що задає, а інша (Δx_f) викликана дією збурення. Зображення похибки системи при одиничному зворотному зв'язку має вигляд

$$\Delta x(p) = \Delta x_u(p) + \varepsilon_f(p) = \frac{1}{1+W(p)} u(p) + \frac{W_f(p)}{1+W(p)} f(p) = \Phi_{\varepsilon_u}(p)u(p) + \Phi_{\varepsilon_f}(p)f(p),$$

де $W(p), W_f(p)$ передаточні функції системи в розімкнутому стані і каналу збурення відповідно; $\Phi_{\varepsilon_u}(p), \Phi_{\varepsilon_f}(p)$ - передаточні функції системи по похибках, які викликані впливами, що задає і збурює, відповідно.

У сталому режимі

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta x(t) = \lim_{p \rightarrow 0} \Delta x(p) = \lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon_u}(p)u(p) + \lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon_f}(p)f(p).$$

САК залежно від похибки в сталому режимі при постійному впливі діляться на *статичні* й *астатичні*. Похибки, викликані впливами, що задає і збурює в одній і тій же системі в загальному випадку різні, тому розглядають властивість астатизму системи стосовно конкретного впливу.

Система буде статичною, наприклад, стосовно впливу, що задає, якщо вона буде мати похибку в сталому режимі, тобто якщо

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_u(t) = \lim_{p \rightarrow 0} \varepsilon_u(p) = \lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon_u}(p)u_0 = const \neq 0$$

і астатичною, якщо в сталому режимі похибка системи дорівнює нулю, тобто якщо

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_u(t) = \lim_{p \rightarrow 0} \varepsilon_u(p) = \lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon u}(p) u_0 = 0$$

за умови, що вплив, що задає, являє собою ступінчасту функцію u_0 .

Система буде статичною стосовно впливу, що задає, у вигляді ступінчастої функції, якщо, $\lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon u}(p) \neq 0$, тобто якщо чисельник передаточної функції системи по похибці $\Phi_{\varepsilon u}(p)$ буде мати вільні, що не залежать від p члени. Для замкнутої системи це відповідає випадку, коли в прямому ланцюзі немає інтегруючої ланки, тобто її передаточна функція в розімкнутому стані має вигляд

$$W(p) = D(p)/F_0(p),$$

де $F_0(p)$ - поліном від p , у якому p не є загальним множником і тому має вільні від p члени.

Система буде астатичною стосовно впливу, що задає, у вигляді ступінчастої функції, якщо $\lim_{p \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon u}(p) = 0$, тобто якщо передаточна функція по похибці $\Phi_{\varepsilon u}(p)$ має нуль якого-небудь порядку при $p = 0$. Останнє досягається, якщо в прямому ланцюзі є ν інтегруючих ланок:

$$W(p) = \frac{D(p)}{F_0(p) \cdot p^\nu}.$$

При $\nu = 1$ система має астатизм першого порядку, при $\nu = 2$ - другого, і т.д.; при $\nu = 0$ - нульового, тобто є статичною.

Все вищевикладене стосується і до впливу, що збурює.

Одним способом реалізації необхідного астатизму системи є включення в прямий ланцюг інтегруючих ланок. Іншим способом - введення компенсаційних каналів по впливам, що задає і збурює, відповідно.

Досить повне судження про якість САК дають криві перехідних процесів. Звичайно розглядається перехідний процес, що виникає в системі при впливі

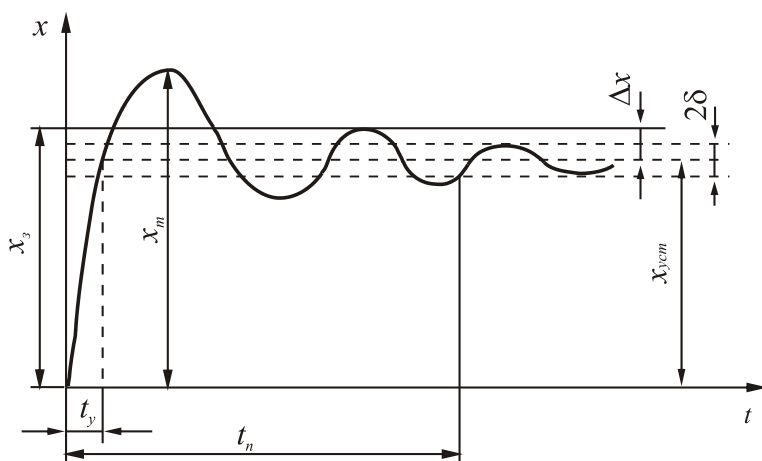


Рис. Д.3. Характеристики перехідного процесу при ступеневій зміні вхідного сигналу

одиночної ступінчастої функції, тобто перехідна функція замкнутої системи.

Перехідний процес при стрибкоподібній зміні вхідного сигналу характеризується такими основними показниками (див. рис. Д.3): вид кривої перехідного процесу; припустима кількість коливань перехідної функції щодо сталого значення $x_{уст}$; перерегулювання σ ; час закінчення перехідного процесу t_n ; ста-

тична похибка Δx . При цьому

$$\sigma = (x_m - x_{уст}) / x_{уст},$$

де $x_m, x_{уст}$ - максимальне і стале значення перехідної функції відповідно;
 $x_{уст} = \lim_{t \rightarrow \infty} x(t)$.

Під часом закінчення перехідного процесу розуміють час, після закінчення якого виконується нерівність

$$|x(t) - x_{уст}| \leq \delta,$$

де δ - наперед задане позитивне число, зазвичай приймають $\delta = (0,01 \dots 0,05)x_{уст}$.

Стала статична похибка

$$\Delta x = x_3 - x_{уст},$$

де x_3 - задане значення вхідної величини (наприклад, $x_3 = 1$ при одиничному стрибку).

Для побудови перехідної функції існують різні методи. Найбільш доступний і широко застосовуваний у цей час метод - моделювання процесу на ЕОМ. Також досить широко використовуються, особливо на перших етапах проектування, аналітичні і графоаналітичні методи.

Деякі показники якості перехідного процесу можуть бути визначені за допомогою ЛЧХ замкнутої системи: час установаження

$$t_y \approx \pi / \omega_1 \text{ або } t_y \approx (1 \dots 2) \cdot 2\pi / \omega_c, \quad (Д.1)$$

де ω_1 - частота, при якій фазовий кут ЛФЧХ приймає значення -90° ; ω_c - частота зрізу.

Перерегулювання приблизно оцінюється співвідношенням

$$\sigma\% < 100 \frac{1,18M_{\max} - M_0}{M_0},$$

де M_0 - значення ЛАХ при $\omega = 0$ (у дБ); M_{\max} - максимальне значення ЛАХ.

Відзначимо, що побудова ЛЧХ замкнутої системи істотно складніша, ніж розімкнутої. Для такої процедури доцільно користуватися номограмами замикання або використовувати обчислювальну техніку.

При використанні ЛЧХ вводять додатковий показник якості системи - ширину смуги пропускання, рівну інтервалу частот, при яких ослаблення амплітуди синусоїдального вхідного сигналу розімкнутої системи становить менше деякого числа (до 30%. Тоді на ЛАЧХ смуга пропускання визначається частотами, для яких амплітуда більше 3 дБ). Різні автори по-різному визначають смугу пропускання. Вибір того або іншого способу для визначення смуги пропускання не має істотного значення, важливо тільки дотримуватися того самого прийнятого способу, щоб уникнути плутанини. Ширина смуги пропускання характеризує швидкодію системи, її здатність відтворювати вхідні сигнали, а також фільтруючі властивості.

Оцінка динамічних похибок системи пов'язана з аналізом поведінки системи при безперервній зміні впливів, що збурюють і керують. При аналізі динамічних похибок прийнято розрізняти випадки, коли вплив, що

розглядається, змінюється по певному заздалегідь відомому, наприклад, синусоїдальному закону, або коли вплив є випадковою функцією часу. Перший підхід більш доцільний при вивченні поведінки системи при зміні керуючого впливу, другий - при аналізі впливу збурень.

Для випадку, коли керуючий вплив $u(t) = u_m \sin \omega_u t$ похибка від нього

$$\Delta x(p) = u(p) / [1 + W(p)].$$

У сталому режимі похибка також буде мінятися за гармонічним законом з тією ж частотою ω_u . Амплітудне (максимальне) значення похибки може бути визначене з цього вираження при підстановці $p = j\omega_u$:

$$\Delta x_m = u_m / |1 + W(j\omega_u)|.$$

Звичайно $u_m \gg \Delta x_m$, тому можна вважати $|1 + W(j\omega)| \gg 1$ і

$$\Delta x_m \approx u_m / |W(j\omega_u)| = u_m / A(\omega_u),$$

де $A(\omega_u)$ - значення АЧХ розімкнутої системи на частоті ω_u .

Звідси випливає вимога до АЧХ розімкнутої системи, при якому забезпечується потрібна точність керування:

$$A(\omega_u) \geq u_m / \Delta x_m$$

або

$$20 \lg A(\omega_u) = L(\omega_u) \geq 20 \lg(u_m / \Delta x_m).$$

Останній вираз обмежує місце розташування ЛАХ вимогами по точності.

Звичайно частоти можливих періодичних збурень порівняно високі, тому зменшення динамічних похибок від їхньої дії вимагає одержання такої ЛАХ замкнутої системи, при якій найнижча частота збурення була б по можливості більше частоти зрізу ω_c .

Задача підвищення точності роботи САК - одна із центральних у теорії автоматичного керування. Вона може бути вирішена за рахунок збільшення загального коефіцієнта підсилення розімкнутої системи, підвищення порядку астатизму, компенсації збурень шляхом застосування методів інваріантності та ін.

Збільшення точності за рахунок загального коефіцієнта підсилення - найпоширеніший і простий метод. Значення сталих похибок обернено пропорційно загальному коефіцієнту підсилення. Так, у статичній системі похибка від зміни вхідного впливу

$$\Delta x_{usc} = u_0 / (1 + k),$$

у системі з астатизмом першого порядку

$$\Delta x_{uc} = \Omega_1 / k$$

і т.д. Тому збільшення загального коефіцієнта підсилення безпосередньо веде до зменшення сталих похибок. При цьому також підвищується швидкодія системи. Однак запас стійкості зменшується (у деяких випадках аж до втрати стійкості), розширюється смуга пропускання системи, що може призвести до посилення дії збурень.

Підвищення точності САК збільшенням порядку астатизму ґрунтується головним чином на введенні в систему інтегруючих пристроїв, що включаються послідовно в прямий ланцюг. Однак при цьому знижується запас стійкості

системи аж до її втрати.

Підвищення запасу стійкості і одержання необхідної швидкодії системи без збільшення похибок досягається раціональним вибором параметрів системи і введенням коригувальних ланок (КЛ), які являють собою динамічні ланки з певними передаточними функціями.

При синтезі КЛ виходять із того, що задано незмінну частину системи, а синтезу підлягають КЛ або змінювана частина системи. При такому підході досить ефективним є метод, що використовує ЛЧХ. Якщо L – ЛАХ вихідної нескоректованої системи, а $L_{ж}$ – бажана ЛАХ, побудована на основі висунутих до системи вимог, то різниця $L_{ж} - L$ дає необхідну ЛАХ послідовної КЛ $L_{нжу}$. По виду $L_{нжу}$ досить просто визначається структура і параметри послідовної коригувальної ланки. Якщо корекція динамічних властивостей системи здійснюється додатковим зворотним зв'язком або прямим паралельним зв'язком, то розрахунок трохи ускладнюється. При розрахунку можуть бути використані формули перерахування послідовної КЛ в еквівалентний зворотний зв'язок або прямий паралельний зв'язок.

Сформулюємо деякі загальні рекомендації з формування бажаної ЛАХ.

1. Вид низькочастотної області ЛАХ (рис. Д.4) визначає головним чином точність роботи системи, середньочастотна область, що прилягає до частоти зрізу ω_c , визначає в основному запас стійкості, тобто якість перехідних процесів. Високочастотна область лише незначно впливає на якість процесів керування.

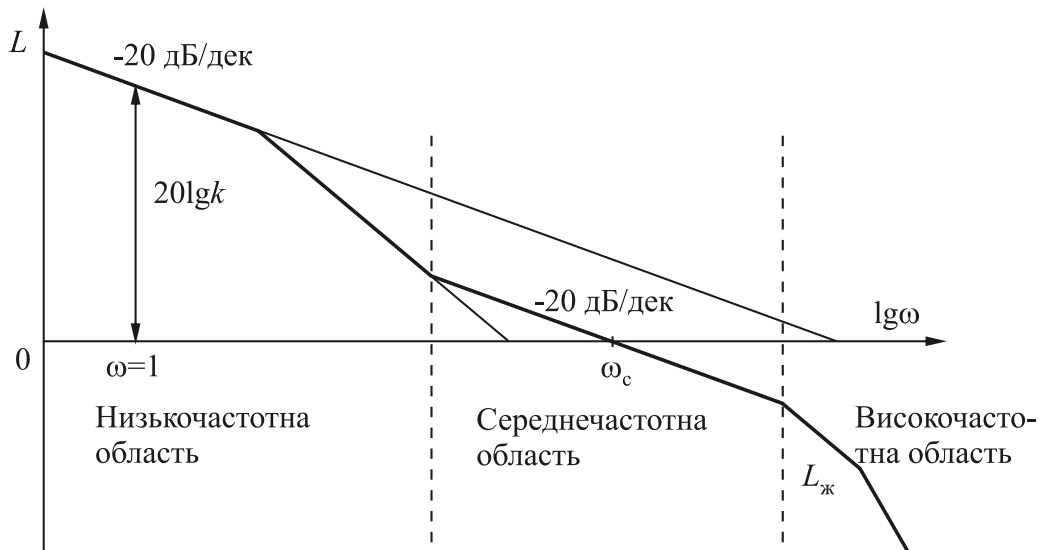


Рис. Д.4. Загальний вид бажаної ЛАХ

2. Бажана ЛАХ у можливо більшому інтервалі частот повинна збігатися з ЛАХ вихідної нескоректованої системи. У противному випадку реалізація КЛ може істотно ускладнитися, особливо якщо потрібно збільшити частоту зрізу і значно підвищити коефіцієнт підсилення на високих частотах.

3. У низькочастотній області нахил бажаної ЛАХ повинен становити -20ν дБ/дек, де ν - порядок астатизму системи. Бажана ЛАХ на частоті $\omega = 1$ 1/с має ординату $20\lg k$, де k - загальний коефіцієнт підсилення розімкнутої системи.

Якщо задано припустиму похибку Δx_m при гармонічному вхідному впливі $g(t) = g_m \sin \omega_g t$, то бажана ЛАХ повинна розташовуватися вище контрольної точки A_k , що має на частоті ω_g ординату

$$L(\omega_g) = 20\lg(g_m/\Delta x_m).$$

Якщо задані припустима похибка Δx_m і максимальні швидкість Ω_m і прискорення ε_m вхідного впливу, то може бути підібраний еквівалентний гармонічний вхідний вплив, у якого амплітуди швидкості і прискорення відповідають максимальним заданим значенням. У цьому випадку ординати контрольної точки A_k

$$L(\omega_g) = 20\lg(\Omega_m^2/\varepsilon_m \Delta x_m).$$

При завданні Ω_m і ε_m може бути отримана так звана заборонна зона для низькочастотної частини ЛАХ. Для цього потрібно побудувати сімейство контрольних точок, у яких амплітуда швидкості як і раніше дорівнює максимальному значенню, а амплітуда прискорення менше максимального і, навпаки, коли амплітуда прискорення дорівнює максимальному значенню, а амплітуда швидкості – менше. Сімейство цих точок утворить дві прямі з нахилами -20 дБ/дек і -40 дБ/дек, що перетинаються на частоті ω_g (рис. Д.5). При прагненні сполучити перші дві асимптоти бажаної ЛАХ із границями заборонної зони варто пам'ятати, що дійсна (не асимптотична) бажана ЛАХ проходить у точці злому на 3 дБ нижче. Тому для запобігання заходу бажаної ЛАХ у заборонну зону її варто підняти над контрольною точкою на $3 \text{ дБ} = 20\lg \sqrt{2}$.

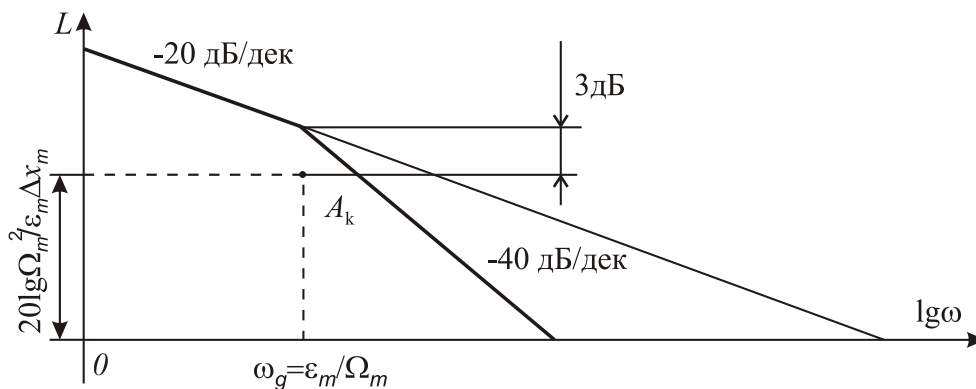


Рис.Д.5. Заборонна зона для низькочастотної частини ЛАХ

4. У районі частоти зрізу ω_c нахил бажаної ЛАХ вибирається рівним -20 дБ/дек, що дозволяє забезпечити необхідний запас стійкості. Чим більше довжина цієї ділянки, тим більше запас стійкості і вище якість перехідного процесу.

Якщо задано або обрано показник коливальності $M = L_m/L_0 = H_m/H_0$ (тут L_m і L_0 - максимальне значення ЛАХ і значення ЛАХ при $\omega = 0$; H_m і H_0 - максимальне значення АЧХ і значення АЧХ при $\omega = 0$), то границі розглянутої ділянки можна визначити як

$$\tau \geq \omega_0^{-1} \sqrt{M/(M-1)};$$

$$T \leq \omega_0^{-1} \sqrt{M(M-1)/(M+1)}.$$

Якщо врахувати малі постійні часу T_i , розташовані в області високих частот, то останнє співвідношення зміниться:

$$T + T_i \leq \omega_0^{-1} \sqrt{M(M-1)/(M+1)}.$$

Якщо система містить коливальну ланку з постійною часу T_k і декрементом загасання ξ , причому $1/T_k \gg \omega_0$, то в суму постійних часу останнього виразу повинна бути включена величина $2\xi T_k$. Крім того, необхідно перевірити, чи не виникає поблизу частоти $\omega_k \approx 1/T_k$, де має місце резонансний пік ЛАХ, друга заборонна зона. Якщо $L(1/T) < 20 \lg |M/(M+1)|$, то така заборонна зона відсутня.

Швидкодія системи в усіх випадках легко оцінюється формулою (Д.1) за значенням частоти зрізу.

Більш повний кількісний зв'язок між показниками якості системи і параметрами бажаної ЛАХ можна встановити за допомогою діаграм.

При синтезі послідовних коригувальних пристроїв використовують три типи ланок: диференціюючі, інтегруючі і інтегро - диференціюючі.

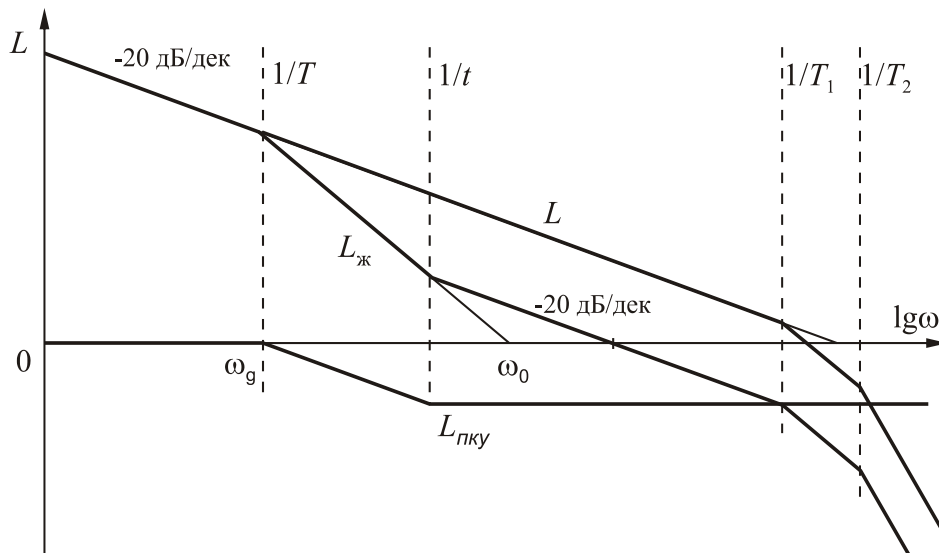


Рис.Д.6. Синтез послідовної корегувальної ланки

Як приклад розглянемо синтез послідовної ланки для найпростішої слідуючої системи, що має в розімкнутому стані передаточну функцію

$$W(p) = \frac{k}{p(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)}.$$

Якщо вимоги до швидкодії не дуже високі, то заборонна зона для ЛАХ розташовується в області порівняно низьких частот (ω_g мало). У цьому випадку взаємне розташування вихідної L і бажаної $L_{ж}$ ЛАХ показано на рис. Д.6. Різницева ЛАХ $L_{нж} = L_{ж} - L$ відповідає ЛАХ послідовної інтегруючої ланки, що має передаточну функцію

$$W_{нж}(p) = \frac{\tau p + 1}{Tp + 1},$$

$$\text{де } T = \frac{1}{\omega_g} = \frac{\Omega_m}{\varepsilon_m}; \tau = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M}{M-1}}; \omega_0 = \sqrt{1,41 \frac{\varepsilon_m}{\Delta x_m}}.$$

Додаток 2. Побудова логарифмічних частотних характеристик у Simulink

Хоча Simulink надає більші можливості по дослідженню систем автоматичного керування, не всі її характеристики можуть бути побудовані в цьому середовищі. Зокрема, не можна побудувати логарифмічні частотні характеристики (діаграми Бode). Тулбокс CONTROL SYSTEM представляє більш широкі можливості по аналізу САУ. Тому часто виникає задача перетворення структурної схеми Simulink у модель CONTROL SYSTEM. Алгоритм такого перетворення наступний.

1. Перетворення створеної в Simulink схеми для моделювання в схему для аналізу.

Для цього необхідно відключити вплив, що задає, до входу системи підключити вхідний порт, а до виходу - вихідний порт (блоки In, Out). Блоки джерел сигналів, що відключаються, суматорів і засобів відображення можна не видаляти, тому що вони не впливають на результат перетворення. При аналізі стійкості необхідно розірвати головний зворотний зв'язок. Приклад вихідної і перетвореної систем приведений на рис. Д.7.

2. У вікні команд Matlab зробити витяг інформації про модель за допомогою команди

```
>>[A,B,C,D]=linmod('ім'я моделі) <OK>
```

де "ім'я моделі" - ім'я, зазначене в заголовку вікна моделі, наприклад, untitled.

При цьому за допомогою функції linmod утворюється опис моделі в просторі станів за допомогою матриць стану A,B,C,D.

3. У вікні команд Matlab зробити перетворення матриць стану в модель CONTROL SYSTEM:

```
>>sys=ss(A,B,C,D) <OK>
```

Параметрами функції ss є матриці стану, sys - ім'я одержуваної матриці.

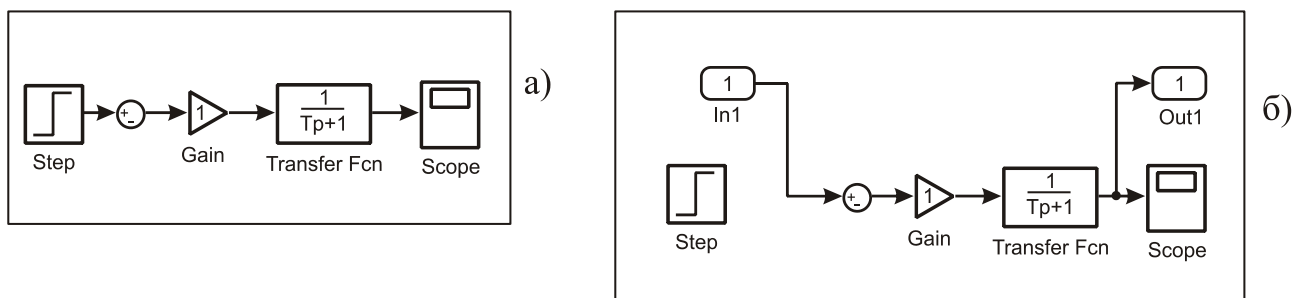


Рис.Д.7. Первинна (а) і перетворена (б) схеми

4. Отримана модель може використовуватися для побудови часових і частотних характеристик системи:

```
>>step(sys) - (будується реакція на одиничний вхідний вплив);
```

```
>>impulse(sys) (будується реакція на вимикання вхідного сигналу)
```

```
>>bode(sys) - будуються ЛАХ і ЛФХ;
```

>>nyquist(sys). - будується АФЧХ.

Можна також одержати представлення системи у вигляді передаточної функції, нулів/полосів/коефіцієнта передачі або в просторі стану:

>>tf(sys)

>>zpk(sys)

>>ss(sys)



Слід зазначити, що при кожній зміні параметрів блоків у схемі Simulink для досліджень по п.4 необхідно щораз робити витяг інформації про моделі і перетворення матриць стану в модель CONTROL SYSTEM (п.п. 2 і 3). Це обставина істотно збільшує час аналізу моделі, набраної в Simulink.

Нагадаємо основні прийоми створення моделі в Simulink.

1. Для переміщення блоків у моделі необхідно перемістити блок у нове положення при натиснутій ЛК миші.

2. Для дублювання блоків у моделі необхідно перемістити блок у нове положення при натиснутій ПК миші.

3. Для установки параметрів блоку необхідно викликати діалогове вікно блоку, для чого необхідно двічі клацнути на ньому ЛК миші.

4. Для зміни орієнтації виділеного блоку необхідно вибрати наступні команди:

Flip Block – поворот блоку на 180°;

Rotate Block - поворот блоку за годинниковою стрілкою на 90°.

Додаток 3. Кермові агрегати (кермові машинки)

Кермові агрегати (кермові машинки) є силовими виконавчими механізмами автопілоту і призначені для здійснення переміщення рулів і елеронів літака.

До кермових агрегатів пред'являються наступні основні вимоги:

1. Зусилля, що розвивається, або момент повинні бути достатніми для подолання шарнірного моменту руля, а швидкість перекладки руля, що розвивається, повинна бути не менше заданого її значення в найважчих умовах.

2. Відносно велика потужність кермового агрегату (кілька десятків або сотень Вт) повинна бути забезпечена при порівняно малій постійній часу і малому запізнюванні.

КМ можуть бути електричними, гідравлічними і пневматичними.

Електричні кермові машинки виконуються на постійному і змінному струмі потужністю в кілька десятків Вт. Всі електричні машинки забезпечуються редукторами. Гідравлічні кермові машинки одержали широке розповсюдження через простоту, велику надійність і компактність. У гідравлічних кермових машинках найбільш просто одержати будь-яке велике зусилля. Вони не мають потреби в редукторах.

Порівнюючи достоїнства і недоліки електро- і гідроприводів, можна відзначити, що по динамічних характеристиках вони приблизно рівноцінні. У гідроприводі простіше одержати більші зусилля або моменти, гідравлічні кермові машинки розвивають більшу потужність на одиницю ваги. В автопілотах з електричними кермовими машинками доводиться застосовувати досить громіздкі підсилювачі, у той час як в автопілотах з гідроприводом від підсилювачів потрібна незначна потужність, що необхідна для переміщення золотника.

Достоїнством електропривода є єдине джерело живлення для всіх агрегатів автопілоту, більша простота передачі енергії, якщо окремі елементи автопілоту розміщуються в різних частинах літака, відсутність трубопроводів, запобіжних і редукційних каналів і т.п. Перевага електроприводів у порівнянні із пневмо- і гідроприводами виявляється особливо відчутною при порівняно невеликих значеннях потужності на валу (десятки Ватів).

Пневматичні кермові машинки, що відрізняються найбільш високими динамічними характеристиками, зокрема, швидкістю, одержали поширення в автопілотах безпілотних літальних апаратів.

Для прикладу наведемо деякі характеристики кермової електричної машинки типу РМ.

Кермова машинка призначена для відхилення рулів літака відповідно сигналам, одержуваним від підсилювача. При відсутності сигналів управління рулі керування втримуються гальмовими зусиллями за допомогою фрикційних дисків.

Кермова машинка складається з наступних основних елементів:

1. Електродвигуна;

2. Передавального механізму;
3. Електричної системи керування (гальмові і робочі соленоїди);
4. Потенціометра зворотного зв'язка.

Для обмеження переміщення рулів до механічних упорів у кермовій машинці є кінцеві вимикачі, які регулюються по-різному для різних типів літаків.

На рис. Д.8 представлена схема кермової машинки РМ.

У роботі кермової машинки розрізняють три режими: режим холостого ходу, режим включення гальмових соленоїдів і режим керування.

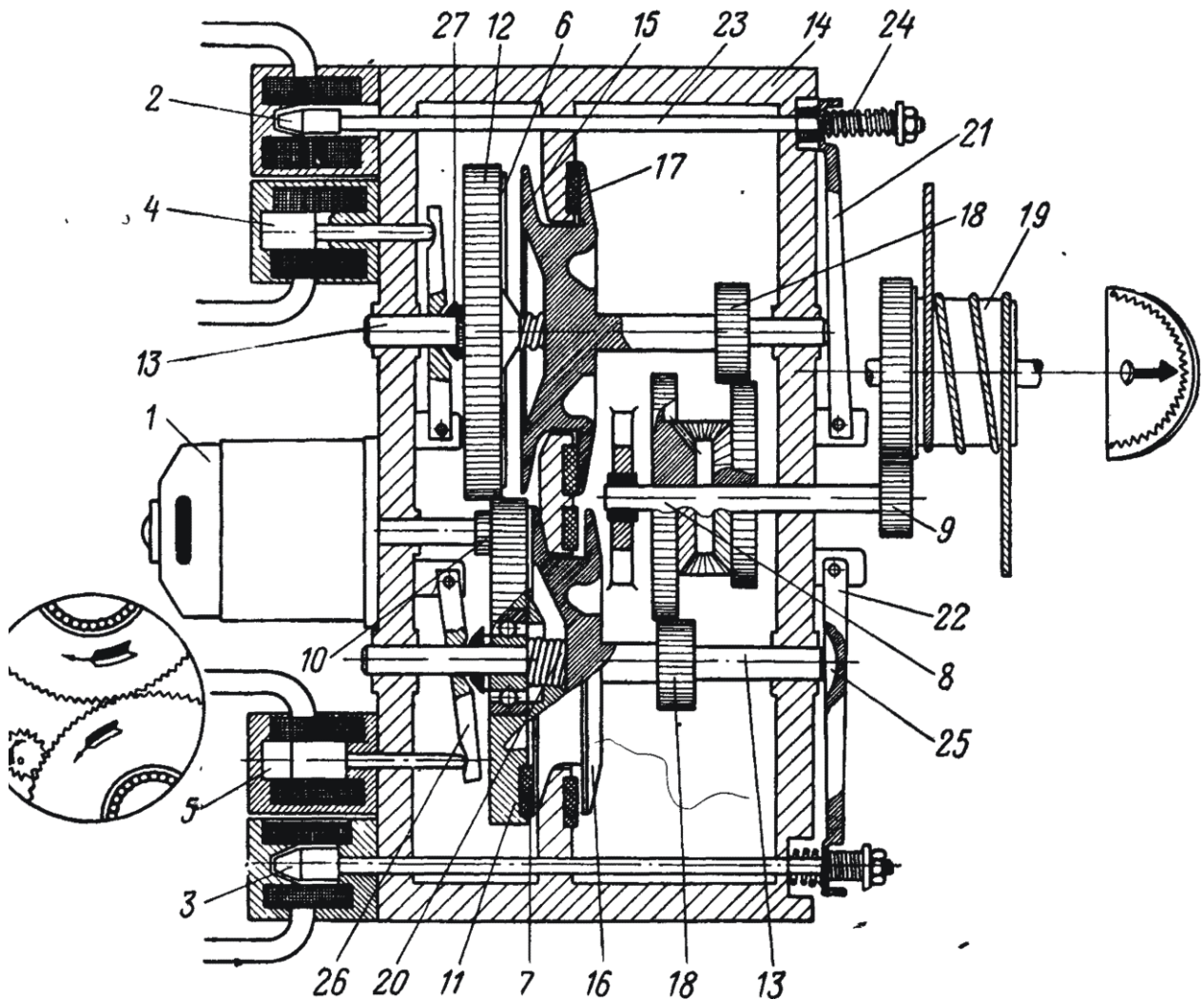


Рис. Д.8. Схема кермової машинки РМ

На рис. Д.8 позначено:

1 - двигун кермової машинки, 2 і 3 - гальмові соленоїди; 4 і 5 - робочі соленоїди; 6 і 7 - фрикційні поверхні робочих дисків (пробки); 8 - диференціал; 9 - шестерна передача на барабан; 10 - шестірня двигуна; 11 і 12 - шестірні фрикційних дисків; 13 - передавальні вали; 14 - корпус кермової машинки; 15 - робочий диск; 16 - гальмовий диск; 17 - фрикційні поверхні гальмових шайб; 18 - шестірні, що зчіплюються з диференціалом; 19 - тросовий барабан; 20 - пружина дисків; 21 і 22 - важелі гальма; 23 - тяга гальмового соленоїда; 24 - натяж-

на пружина гальмового соленоїда; 25 - змінний регулювальний підп'ятник; 26 - важіль робочого соленоїда; 27 - підп'ятник робочого важеля.

На рис. Д.9 наведена електрична схема кермової машинки, побудована по однопровідній системі. Двигун КМ типу Д35 - постійного струму. Для виключення радіоперешкод у ланцюзі двигуна встановлений конденсатор ємністю 1 мкф.

Гальмові соленоїди рульової машини 2 з'єднані паралельно і включаються одночасно з пульта управління автопілоту.

Робочі соленоїди 3 приводяться в дію роздільно при спрацьовуванні одного або іншого реле підсилювача залежно від напрямку сигналу, що подається з потенціометричної мостової схеми автопілоту. Послідовно з обмоткою робочого соленоїда включений кінцевий вимикач 5, що приводиться в дію кулачком, який відрегульований таким чином, що обмежує рух тросового барабана, а, отже, і руля, не даючи йому відхилитися при включеному автопілоті до механічних упорів.

Паралельно обмотці і кінцевому вимикачу включені конденсатори С1 і С2 ємністю 0,5 мкф для іскрогашення.

Потенціометр зворотного зв'язка 4 включений у потенціометричну мостову схему автопілоту.

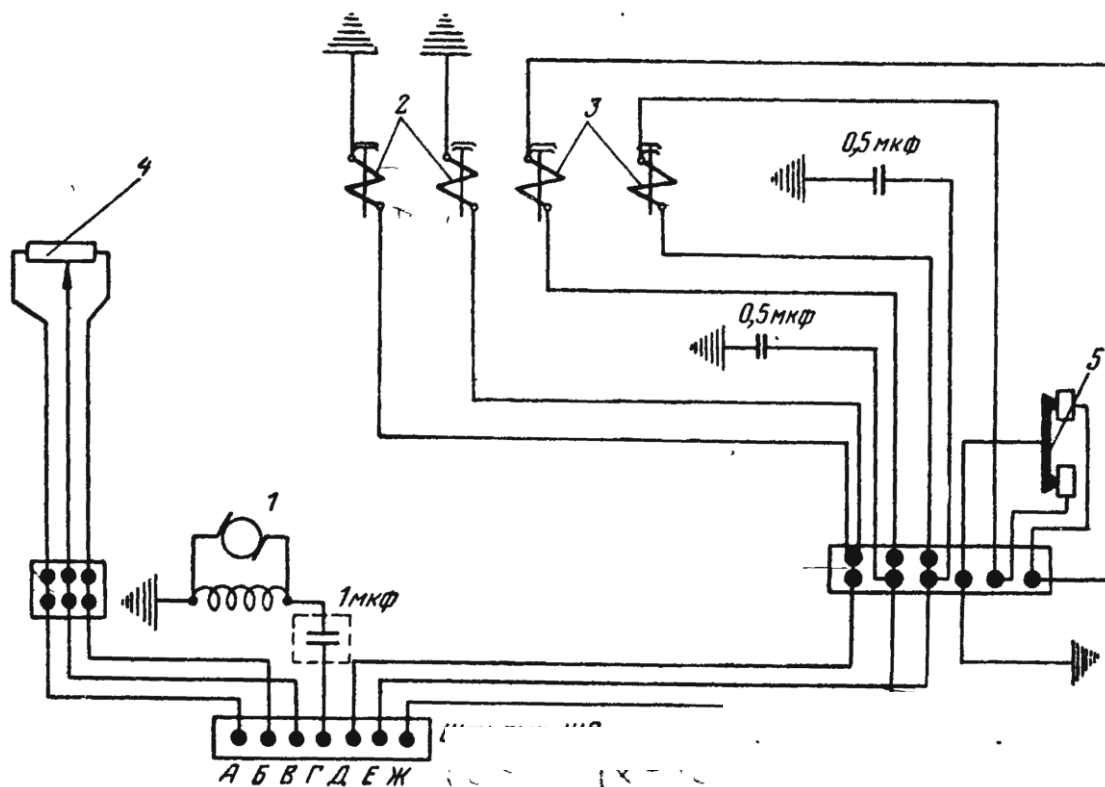


Рис. Д.9. Електрична схема кермової машинки РМ

На рис. Д.9 позначено:

1 - електродвигун; 2 - гальмові соленоїди; 3 - робочі соленоїди; 4 - потенціометр зворотного зв'язка, 5 - кінцеві вимикачі.

Додаток 4. Тексти програм

Д.4.1. Дослідження повздовжнього руху літака

Файл autopilot.m

```

% Моделювання подовжнього каналу автопілота
% Програма оформлення першого підвікна
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
% Коефіцієнти  $\eta$  для наступних параметрів польоту
% Висота  $H=11$  км, швидкість  $M=0,9$ , де  $M$  - число Маха
clear all
clc
global deltap deltav vy k1 k2 k3 k4 k5 iobr pom znuprmen znlist
hf2 vremeya teta
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 Tauto dzeta
% Введення сталих та значень за умовчужанням
H=11000;           % Висота польоту
Vzvuka=340.28;    % Швидкість звуку
M=0.9;           % Число Маха
Uy=0;            % Швидкість вертикальної складової поривів
вієтру
pom=0;
fidl1=5;  fidl2=8;  fidl3=3;
A1=0.5;  A2=0.8;  A3=1;a_pom1=2;
Tauto=0.05;           %Затримка автопілота
dzeta=0.5;
close
hf1=figure('position',[150 60 550 410],'numbertitle','off',...
           'resize','off','name','Autopilot');
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Допомога" -----
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
          'string','Перехідний процес',...
          'position',[200 10 170 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Натисніть цю кнопку,щоб побудувати
графіки перехідного процесу',...
          'callback','autopilot2');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
          'string','ЛАЧХ',...
          'position',[120 10 70 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Натисніть цю кнопку,щоб побудувати
ЛАЧХ',...
          'callback','auto_lach');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
          'string','Вихід',...
          'position',[380 10 70 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення

```

```

роботи',...
    'callback', 'close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
    'string', 'Допомога',...
    'position', [460 10 80 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
    'callback', 'auto_help');
uicontrol(hf1,'style','frame',...
    'position', [10 50 530 350]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['Дана програма дозволяє досліджувативать подовжний
рух ',... 'літака при керуванні автопілотом з статичним та астатич-
ним законами',... 'а також некерованого літального апарату.
',... 'Досліджування проводиться по наступним диференціальним
рівнянням '],...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [20 240 510 100]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', '{',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',52,...
    'fontname','Courier new',...
    'position', [15 165 510 80]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['(p+n11)*v+n12*alpha+n13*teta+n14*h=np*deltap+f1
',...
    '-n21*v+(p+n22)*alpha-(p+n23)*teta+n24*h=f2 ',...
    'n31*v+(n0*p+n32)*alpha+(p^2+n33*p)*teta+n34*h=-nv*deltav+f3
    'alpha-teta+p*h=nuy, де p - оператор Лапласа '],...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [50 160 480 80]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['при наступних початкових умовах'],...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [20 140 510 20]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['v-швидкість польету; v0=306 м/с;'],...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [20 120 510 20]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['alpha-кут атаки; alpha0=0;'],...
    'HorizontalAlignment', 'left',...

```

```

        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position',[20 100 510 20]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['teta-кут тангажа;  teta0=0;'],...
    'HorizontalAlignment','left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position',[20 80 510 20]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', ['h-висота;  h0=11000 м'],...
    'HorizontalAlignment','left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position',[20 60 510 20]);
    uicontrol(hf1,'style','text',...
    'string', 'Лабораторна робота',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',20,...
    'fontname','system',...
    'position',[20 350 510 40]);

```

Файл autopilot2

```

% autopilot2
% Створення вікна введення коефіцієнтів передачі,
% часу інтегрування, вибора закону керування,
% включення\виключення зовнішніх перешкод
close
global znlst hf2 deltap deltav vy k1 k2 k3 k4 k5 iobr pom znupr
znlst hf2 vrema
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 Tauto
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Назад", "Допомога"
hf2=figure('position',[70 320 550 410],'numbertitle','off',...
    'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','Далі >',...
    'position',[280 10 70 30],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'callback','auto_upr');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','Вихід',...
    'position',[360 10 70 30],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
    'callback','close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','Допомога',...
    'position',[440 10 100 30],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...

```



```

        'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
        'callback', 'auto_help');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
        'string', '< Назад',...
        'position', [200 10 70 30],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Повернутися до попереднього вікна',...
        'callback', 'autopilot');
%----- Створення підвікна вкл\викл зовнішніх перешкод -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 50 255 30]);
pomvkl=uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
        'string', 'Зовнішні перешкоди',...
        'position', [290 55 200 20],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Враховувати перешкоди зовнішнього
середовища',...
        'callback', 'if pom==0 pom=1; auto_pom; elseif pom==1
pom=0; end');
%----- Створення меню вибора закону керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [10 300 255 100]);
znlist=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
        'string',{'Статичний закон керування ',...
                'Астатичний закон керування',...
                'Без керуючого сигналу      '},...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 305 245 30],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Виберіть закон керування',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',14,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 340 245 55]);
%----- Створення вікна введення часу інтегрування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 300 255 100]);
vremya=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','50',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',14,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 305 60 35],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Вкажіть час дослідження',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...

```

```

        'fontname','system',...
        'position', [285 340 245 30]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Час дослідження автопілота в секундах',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [350 305 180 35]);
%----- Створення вікон введення коефіцієнтів передачі -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 170 255 120]);

kper=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','2.24',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 225 60 30],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі                               k',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [350 223 180 32]);
epselon1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','0.22',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 185 60 30],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі                               epselon',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [350 183 180 32]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Введіть коефіцієнти передачі',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',14,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 270 240 15]);
%----- Створення тексту законів керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [10 50 255 240]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'deltav=k*(teta-tetaz)+
+n22*epselon*p*teta',...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...

```

```

        'position', [25 200 225 35]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Статичний закон керування',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'FontSize', 14,...
        'position', [15 235 245 50]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Астатичний закон керування',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'FontSize', 14,...
        'position', [15 150 245 50]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'deltav=1/p*[k*(teta-tetaz)+
+epselon*p*teta',...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [25 115 225 35]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', '-----',...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [25 105 225 15]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'де p - оператор Лапласа',...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [25 90 225 15]);

```

Файл auto_lach

```

% autopilot2
% Створення вікна введення коефіцієнтів передачі,
% часу інтегрування, вибору закону керування,
% включення\виключення зовнішніх перешкод
close
global znlist hf2 deltap deltav vy k1 k2 k3 k4 k5 iobr pom znupr
znlist hf2 vrema
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 Tauto
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Назад", "Допомога"
hf2=figure('position',[70 320 550 410],'numbertitle','off',...
        'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
        'string', 'Далі >',...
        'position', [280 10 70 30],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'callback', 'achh_prod');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
        'string', 'Вихід',...
        'position', [360 10 70 30],...
        'fontsize',8,...

```

```

        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
        'callback', 'close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
        'string', 'Допомога',...
        'position', [440 10 100 30],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
        'callback', 'auto_help');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
        'string', '< Назад',...
        'position', [200 10 70 30],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Повернутися до попереднього вікна',...
        'callback', 'autopilot');
%----- Створення підвікна вкл\викл зовнішніх перешкод -----

uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 50 255 70]);
tauto1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string',sprintf('%g',Tauto),...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 95 60 20],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'T автопілота',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [355 95 160 20]);
%uicontrol(hf2,'style','frame',...
%        'position', [280 50 255 30]);
dzeta1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string',sprintf('%g',dzeta),...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 55 60 20],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'DZeta автопілота',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [355 55 160 20]);
%----- Створення меню вибора закону керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...

```

```

        'position', [10 300 255 100]);
znlist=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
    'string',{'Статичний закон керування ',...
        'Астатичний закон керування'},...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 305 245 30],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Виберіть закон керування',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',14,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 340 245 55]);
%----- Створення меню вибору вигляду похибки автопілота
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [280 300 255 100]);
poh_auto=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
    'string',{'Ідеальний автопілот',...
        'Tp+1',...
        'T^2p^2+2dzetaTp+1'},...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 305 245 30],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Виберіть похибку автопілота',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',14,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 340 245 55]);
%----- Створення вікон введення коефіцієнтів передачі
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [280 170 255 120]);
kper=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','2.24',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 225 60 30],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Коефіцієнт передачі                               k',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [350 223 180 32]);
epselon1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0.22',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 185 60 30],...

```

```

        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Коефіцієнт передачі      epselon',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [350 183 180 32]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Введіть коефіцієнти передачі',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',14,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 270 240 15]);
%----- Створення текста законів керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [10 50 255 240]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'deltav=k*(teta-tetaz)+
+n22*epselon*p*teta',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [25 200 225 35]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Статичний закон керування',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'FontSize', 14,...
    'position', [15 235 245 50]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Астатичний закон керування',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'FontSize', 14,...
    'position', [15 150 245 50]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'deltav=1/p*[k*(teta-tetaz)+
+epselon*p*teta',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [25 115 225 35]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', '-----',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [25 105 225 15]);

uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'де p - оператор Лапласа',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [25 90 225 15]);

```

Файл achh_prod

```

% auto_upr
% Моделювання подовжнього каналу автопілота
% Керуюча програма
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
global deltap deltav vy k epselon eta iobr pom znupr znlist hf2
vremya tettaz tau a_pom1 Tauto dzeta
%----- Створення вікна пояснення -----
hf12=figure('position',[250 300 300 100],'numbertitle','off',...
            'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf12,'style','text',...
          'string','Йде процес розрахунку. Зачекайте... Щоб пере-
рвати натисніть Ctrl+C',...
          'HorizontalAlignment','center',...
          'FontSize',14,...
          'position',[0 0 300 100]);
pause(0.5);
%----- Введення початкових умов -----
T11=get(tautol,'string');
Tauto=str2num(T11);
dzeta11=get(dzeta1,'string');
dzeta=str2num(dzeta11);
%----- Вибір закону керування -----
index=get(znlist,'Value');
zn1=get(znlist,'String');
znupr1=zn1{index};
znupr=znupr1(1:3);
%----- Вибір похибки автопілота -----
index=get(poh_auto,'Value');
p1=get(poh_auto,'String');
poh1=p1{index};
poh=poh1(1:3);
%----- Розрахунок коефіцієнтів передачі закону керування ----
k11=get(kper,'string');
k=str2num(k11);
epselon21=get(epselon1,'string');
epselon=str2num(epselon21);
%----- Побудова АЧХ і ФЧХ системи -----
% Введення коефіцієнтів системи ЗДР
n11=0.024; n12=-0.11; n13=0.2; n14=-0.0004;
n21=-0.4; n22=2.4; n23=0; n24=-0.012;
n31=0; n32=38.0; n33=2.45; n34=-0.053;
n0=0.4; nv=49.0; np=0.022;
c1=n0+n11+n22+n33;
c2=n11*(n0+n22+n33)+n33*(n0+n22)+n32+n12*n21;
close
%----- Формування матриць, які описують поведінку ----
%----- системи літальний апарат - автопілот -----
achh=figure('numbertitle','off',...
            'name','АЧХ і ФЧХ');
%----- Введення зворотнього зв'язку статичного закону керування
if znupr=='Ста'

```

```

autop=tf([nv*k nv*k*n22],[1 (c1+nv*epselon) (c2+nv*n22*epselon)
0]);
if poh=='Іде'
    autopilotss=autop;
    set(autopilotss, 'outputname', 'Кут тангажа',...
        'inputname', 'Сигнал задатчика',...
        'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі
керування',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
elseif poh=='Тр+'
    zad=tf(1, [Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss, 'outputname', 'Кут тангажа',...
        'inputname', 'Сигнал задатчика',...
        'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота Т*р+1' '
sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування та
ідеальному автопілоті',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
elseif poh=='Т^2'
    zad=tf(1, [Tauto^2 2*dzeta*Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss, 'outputname', 'Кут тангажа',...
        'inputname', 'Сигнал задатчика',...
        'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота Т^2*р^2+2*Dzeta*Т*р+1' '
sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування та
ідеальному автопілоті',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end

```



```

hmenu=uimenu(achh,'label','&Розміри');
uimenu(hmenu,'label','&Масштаб','callback','zoom');
uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','zoom off');
%----- Введення зворотнього зв'язку астатичного закону керування
elseif znupr=='Аст'
    autop=tf([nv*k n22*nv*k],[1 c1 c2+nv*epselon+nv*n22
nv*n22*epselon 0]);
if poh=='Іде'
    autopilotss=autop;
    set(autopilotss,'outputname','Кут тангажа',...
'inputname','Сигнал задатчика',...
'notes','Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом тангажа',...
'fontname','arial cyr','fontsize',12);
elseif poh=='Тр+'
    zad=tf(1, [Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss,'outputname','Кут тангажа',...
'inputname','Сигнал задатчика',...
'notes','Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота Т*р+1' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування ку-
том тангажа',...
'fontname','arial cyr','fontsize',12);
elseif poh=='Т^2'
    zad=tf(1, [Tauto^2 2*dzeta*Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss,'outputname','Кут тангажа',...
'inputname','Сигнал задатчика',...
'notes','Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',k) ' ' sprintf('epselon = %g',epselon)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота Т^2*р^2+2*Dzeta*Т*р+1' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...

```

```

        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом тангажа',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end
    hmenu=uimenu(achh,'label','&Розміри');
    uimenu(hmenu,'label','&Масштаб','callback','zoom');
    uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','zoom off');
end
ylabel('Фаза (градус); Амплітуда (дБ)')
xlabel('Частота рад/с')

```

Файл auto_upr

```

% auto_upr
% Моделювануя подовжнього каналу автопілота
% Керуюча програма
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
global deltap deltav vy k epselon eta iobr pom znupr znlist hf2
vremya tettaz tau a_pom1 Tauto dzeta
%----- Створення вікна пояснення -----
hf12=figure('position',[250 300 300 100],'numbertitle','off',...
            'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf12,'style','text',...
            'string','Йде процес розрахунку. Зачекайте... Щоб пере-
рвати натисніть Ctrl+C',...
            'HorizontalAlignment','center',...
            'FontSize',14,...
            'position',[0 0 300 100]);
pause(0.5);
%----- Введення початкових умов -----
deltav=0;
deltap=0;
y0=[0 0 0 0 0 0]; % Початкові умови
tettaz=1;
tau=3.8;
%----- Вибір закону керування -----
index=get(znlist,'Value');
zn1=get(znlist,'String');
znupr1=zn1{index};
znupr=znupr1(1:3);
%----- Розрахунок часу інтегрування -----
tfinal1=get(vremya,'string');
tfinal=str2num(tfinal1);
%----- Розрахунок коефіцієнтів передачі закона керування ----
k11=get(kper,'string');
k=str2num(k11);
epselon21=get(epselon1,'string');
epselon=str2num(epselon21);
V0=Vzvuka*M; % Розрахунок швидкості польоту
vy=Uy/V0;
tspan=[0 tfinal];
%----- Інтегрування системи дифференційних рівнянь -----
options=odeset('RelTol',1e-3, 'AbsTol',[1e-5 1e-5 1e-5 1e-5 1e-5

```

```

1e-5]);
[t,y]=ode45('auto_prch',tspan,y0,options);
y(:,1)=306.25+y(:,1);
y(:,4)=11000+y(:,4);
close
%----- Виклик процедури побудови графіків -----
graf=4;
auto_graf;
% Кінець auto_upr

```

Файл auto_prch

```

% avto_prch
% Функція правих частин системи ЗДР, що
% описує канал подовжнього каналу автопілота
function z=prch(t,y);
global deltap deltav vy k epselon eta iobr znupr pom tettaz tau
tspan a_pom
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 i
% Введення коефіцієнтів системи ЗДР
n11=0.024; n12=-0.11; n13=0.2; n14=-0.0004;
n21=-0.4; n22=2.4; n23=0; n24=-0.012;
n31=0; n32=38.0; n33=2.45; n34=-0.053;
n0=0.4; nv=49.0; np=0.022;
%----- Формування перешкоди -----
if pom==1
    if a_pom1==3
        pom1=A1*rectpuls(t-0,fidl1);
        pom2=A2*rectpuls(t-0,fidl2);
        pom3=A3*rectpuls(t-0,fidl3);
    elseif a_pom1==2
        pom1=A1*sin(fidl1*t+0.5);
        pom2=A2*cos(fidl2*t+0.3);
        pom3=A3*sin(fidl3*t+1.25);
    end
end

elseif pom==0 pom1=0; pom2=0; pom3=0;
end
%----- Праві частини системи ЗДР -----
z(1)=-n11*y(1)-n12*y(2)-n13*y(3)-n14*y(4)+np*deltap+pom1;
z(2)=n21*y(1)-n22*y(2)+n23*y(3)-n24*y(4)+y(5)+pom2;
z(3)=y(5);
%----- Статичний закон керування -----
if znupr=='Ста'
    z(6)=k*(y(3)-tettaz)+epselon*n22*y(5);
    deltav=k*(y(3)-tettaz)+epselon*n22*y(5);
%----- Астатичний закон керування -----
elseif znupr=='Аст'
    z(6)=k*(y(3)-tettaz)+epselon*y(5);;
    deltav=y(6);
%----- Без керуючого сигналу -----
else z(6)=0;
end
z(4)=vy-y(2)+y(3);

```

```

z(5)=-n31*y(1)-n0*(n21*y(1)-n22*y(2)+y(5)+n23*y(3)-
n24*y(4)+pom2)...
      -n32*y(2)-n33*y(5)-n34*y(4)-nv*deltav+pom3;
% Транспонування вектора правих частин системи ЗДР
z=z';
% Кінець avto_prch

```

Файл auto_graf

```

% auto_graf
% Процедура побудови графіків
if graf==1
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Швидкість');
elseif graf==2
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Кут атаки');
elseif graf==3
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Швидкість зміни кута тангажа');
elseif graf==4
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Кут тангажа');
elseif graf==5
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Висота');
end
hmenu=uimenu(hfig,'label','&Графіки');
uimenu(hmenu,'label','&Швидкість','callback','graf=1; close, au-
to_graf');
uimenu(hmenu,'label','&Кут атаки','callback','graf=2; close, au-
to_graf');
uimenu(hmenu,'label','&Швидкість зміни кута
тангажа','callback','graf=3; close, auto_graf');
uimenu(hmenu,'label','&Кут тангажа','callback','graf=4; close, au-
to_graf');
uimenu(hmenu,'label','&Висота','callback','graf=5; close, au-
to_graf');
uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','close');
hmenu=uimenu(hfig,'label','&Розміри');
uimenu(hmenu,'label','&Масштаб','callback','zoom');
uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','zoom off');
subplot(3,1,3);
axis('off');
h1=text(0.3,0.8,'Вихідні параметри:
','fontsize',14,'fontname','arial cyr');
if znupr=='Ста';
    h1=text(0.3,0.6,'Закон керування -
статичний','fontsize',12,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.2,0.4,'deltav=k*(teta-
tetaz)+epselon*n22*p*teta',...
           'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.2,0.2,[sprintf('k = %g',k) '
'],...
           'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
sprintf('epselon = %g',epselon)...

```

```

                'p - оператор
Лапласа'], 'fontsize', 10, ...
                'fontname', 'arial cyr');
h1=text(0.3,0.0,sprintf('Сигнал задатчика tetaz= %g
:',tettaz), 'fontsize', 10);
elseif znupr=='Аст';
    h1=text(0.3,0.6,'Закон керування -
астатичний', 'fontsize', 12);
    h1=text(0.2,0.4,'deltav=1/p*[k*(teta-
tetaz)+epselon*p*teta]', ...
            'fontsize', 10, 'fontname', 'arial cyr');
    h1=text(0.2,0.2,[sprintf('k = %g',k) '
sprintf('epselon = %g',epselon)...
                'p - оператор
Лапласа'], 'fontsize', 10, ...
            'fontname', 'arial cyr');
h1=text(0.3,0.0,sprintf('Сигнал задатчика tetaz= %g
:',tettaz), 'fontsize', 10, 'fontname', 'arial cyr');
elseif znupr=='Без';
    h1=text(0.3,0.6,'Без керуючого
сигналу', 'fontsize', 12, 'fontname', 'arial cyr');
h1=text(0.2,0.4,'deltav=0', 'fontsize', 10, 'fontname', 'arial cyr');
end
tm=fix(clock); Tv=tm(4:6);
h1=text(0.8,-0.3,[sprintf(' %g :',Tv) '
date], 'fontsize', 8, 'fontname', 'arial cyr');
h1-text(-0.1,-0.3,'Розробив: Журавський
В.Р.', 'fontsize', 8, 'fontname', 'arial cyr');
h1=text(0.3,-0.3,'Ukraine, NTUU "KPI", cath.
PERSON', 'fontsize', 12, 'fontname', 'arial cyr');
% Побудова графіка швидкості польоту
if graf==1
subplot(3,1,[1 2]);
comet(t,y(:,1));
plot(t,y(:,1));
title('Графік залежності швидкості польоту', 'fontsize', 14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Швидкість польоту, м/с');
% Побудова графіка кута атаки
elseif graf==2
subplot(3,1,[1 2]);
comet(t,y(:,2));
plot(t,y(:,2));
title('Графік залежності кута атаки', 'fontsize', 14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Кут атаки, градус');
% Побудова графіка залежності швидкості зміни кута тангажа польоту
elseif graf==3
subplot(3,1,[1 2]);
comet(t,y(:,5));
plot(t,y(:,5));

```

```

title('Графік залежності швидкості зміни кута тангажа
польоту','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('швидкість зміни кута тангажа, градус/с');
% Побудова графіка кута тангажа польоту
elseif graf==4
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,3));
plot(t,y(:,3));
title('Графік залежності кута тангажа польоту','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Кут тангажа, градус');
% Побудова графіка залежності висоти польоту
elseif graf==5
subplot(3,1,[1 2]);
comet(t,y(:,4));
plot(t,y(:,4));
title('Графік залежності висоти польоту','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Висота польоту, м');
end

```

Файл auto_pom

```

global imp2 imp1 garm2 garm1
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1
hf123=figure('position',[250 300 400 300],'numbertitle','off',...
    'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf123,'style','pushbutton',...
    'string','OK',...
    'position',[85 10 70 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','arial cyr',...
    'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
    'callback','a_pom=1; auto_pom1');
uicontrol(hf123,'style','pushbutton',...
    'string','Cancel',...
    'position',[245 10 70 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','arial cyr',...
    'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
    'callback','a_pom=4; auto_pom1');
uicontrol(hf123,'style','frame',...
    'position',[20 50 175 160]);
garm1=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Вкажіть амплітуду гармонік',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','arial cyr',...

```

```

        'position', [25 160 165 45]);
impl=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Вкажіть амплітуду імпульсів',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...
    'visible','off',...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [25 160 165 45]);
A1_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A1),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [30 130 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 1',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [80 127 105 25]);
A2_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A2),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [30 95 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 2',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [80 92 105 25]);
A3_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A3),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [30 60 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 3',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [80 57 105 25]);
uicontrol(hf123,'style','frame',...
    'position', [205 50 175 160]);
garm2=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Вкажіть кутову частоту гармонік',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...

```

```

        'fontname','arial cyr',...
        'position', [210 160 165 45]);
imp2=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Вкажіть тривалість імпульсу',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...
    'visible','off',...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [210 160 165 45]);
f_i_dl1_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl1),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [215 130 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 1',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [265 127 105 25]);
f_i_dl2_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl2),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [215 95 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 2',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [265 92 105 25]);
f_i_dl3_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl3),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position', [215 60 40 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Перешкода 3',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'position', [265 57 105 25]);
%----- Створення підвікна вкл\викл зовнішніх перешкод -----
uicontrol(hf123,'style','frame',...
    'position', [20 220 360 70]);
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string', 'Виберіть закон зміни перешкоди',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...

```



```

        'fontsize',14,...
        'position', [25 250 350 30]);
kn_garm=uicontrol(hf123,'style','radiobutton',...
    'string', 'Гармонічний',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'value', 1,...
    'position', [50 225 150 30],...
    'callback','a_pom=2; a_pom1=2; auto_pom1');
kn_imp=uicontrol(hf123,'style','radiobutton',...
    'string', 'Імпульсний',...
    'fontsize',10,...
    'position', [220 225 150 30],...
    'callback','a_pom=3; a_pom1=3; auto_pom1');

```

Файл auto_pom1

```

if a_pom==1
    A1=str2num(get(A1_t,'string'));
    A2=str2num(get(A2_t,'string'));
    A3=str2num(get(A3_t,'string'));
    fidl1=str2num(get(f_i_dl1_t,'string'));
    fidl2=str2num(get(f_i_dl2_t,'string'));
    fidl3=str2num(get(f_i_dl3_t,'string'));
    close
elseif a_pom==2
    set(imp1,'visible','off');
    set(imp2,'visible','off');
    set(garm1,'visible','on');
    set(garm2,'visible','on');
    set(kn_imp,'value',0)
elseif a_pom==3
    set(imp1,'visible','on');
    set(imp2,'visible','on');
    set(garm1,'visible','off');
    set(garm2,'visible','off');
    set(kn_garm,'value',0)
elseif a_pom==4
    close;
    set(pomvkl,'value',0);
end

```

Файл auto_help

```

% auto_help
cd c:\
cd c:\Progra~1
cd c:\Progra~1\Intern~1
!iexplore C:\MATLABR11\DKRO\lab1\help\auto_help.htm

```

Д.4.2. Дослідження бокового руху літака

Файл autopilot1

```

% Моделювання бокового руху літака
% Програма оформлення першого підвікна
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
% Коефіцієнти  $\eta$  для наступних параметрів польоту
% Висота  $H=11$  км, швидкість  $M=0,9$ , де  $M$  - число Маха
% Аеродинамічна стала часу  $\tau_{aua}=3,8$  сек
clear all
clc
global znlst hf2 deltap deltav pom znupr znlst hf2 vremeya kper-
risk1 koord
global deltap deltae krisk1 epselonrisk1 psiz kperrisk risk kren
global epselonrisk1 krisk epselonrisk kperkren epselonkren1 kren
epselonkren
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 Tauto dzeta
% Введення сталих та значень за умовчужанням
H=11000; % Висота польоту
Vzvuka=340.28; % Швидкість звуку
M=0.9; % Число Маха
Uy=0; % Швидкість вертикальної складової поривів вітру
pom=0;
risk=0;
kren=0;
koord=0;
close
A1=0.5; A2=0.8; A3=1;a_pom1=2;
fidl1=5; fidl2=8; fidl3=3;
Tauto=0.05; %Затримка автопілота
dzeta=0.5;
hf1=figure('position',[70 320 550 410],'numbertitle','off',...
'resize','off','name','Autopilot');
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Допомога" -----
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
'string','Перехідний процес',...
'position',[200 10 170 30],...
'fontsize',9,...
'tooltipstring','Натисніть цю кнопку,щоб побудувати
графіки перехідного процесу',...
'callback','autopilot21');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
'string','ЛАЧХ',...
'position',[120 10 70 30],...
'fontsize',9,...
'tooltipstring','Натисніть цю кнопку,щоб побудувати
ЛАЧХ',...
'callback','auto_lach1');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
'string','Вихід',...
'position',[380 10 70 30],...
'fontsize',9,...

```

```

        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
        'callback', 'close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf1,'style','pushbutton',...
        'string', 'Допомога',...
        'position', [460 10 80 30],...
        'fontsize',9,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
        'callback', 'auto_help2');
uicontrol(hf1,'style','frame',...
        'position', [10 50 530 350]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
        'string', ['Дана програма дозволяє досліджувати боковий рух
        літака при керуванні автопілотом із статичним та астатичним
законами',...
        'а також некерованого літального апарату. ',...
        'Досліджування проводиться по наступним диференціальним
рівнянням '],...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',10,...
        'position', [20 240 510 100]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
'string', '{',...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',52,...
        'fontname','Courier new',...
        'position', [15 165 510 80]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
'string', ['(p+n11)*beta+(n12*p+n14)*fi+n13*psi=f1 ',...
        'n21*beta+(p+n22)*p*fi+n23*p*psi=-n2e*deltae+f2 ',...
        'n31*beta+n32*p*fi+(p+n33)*p*psi=-n3e*deltae-n3p*deltap+f3
        '
        де p - оператор Лапласа '],...
        'HorizontalAlignment', 'left',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [50 160 480 80]);
uicontrol(hf1,'style','text',...
'string', 'Лабораторна робота',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',20,...
        'fontname','system',...
        'position', [20 350 510 40]);

```

Файл autopilot21

```

% autopilot2
% Створення вікна введення коефіцієнтів передачі,
% часу інтегрування, вибора закону керування,
% включення\виключення зовнішніх перешкод
close
global znlst hf2 deltap deltav pom znupr znlst hf2 vremeya

```

```

kperrisk1 koord
global deltap deltae krisk1 epselonrisk1 pom znupr znlist hf2
vremya psiz kperrisk
global epselonrisk1 krisk epselonrisk kperkren1 epselonkren1 kren
epselonkren risk kren fiz
global kren_nach risk_nach skol_nach kren_zad risk_zad
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1
koord=0;
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Назад", "Допомога"
hf2=figure('position',[70 320 550 410],'numbertitle','off',...
          'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
          'string','Далі >',...
          'position',[300 10 70 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'callback','auto_upr1');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
          'string','Вихід',...
          'position',[380 10 70 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
          'callback','close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
          'string','Допомога',...
          'position',[460 10 80 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
          'callback','auto_help2');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
          'string','< Назад',...
          'position',[220 10 70 30],...
          'fontsize',9,...
          'fontname','system',...
          'tooltipstring','Повернутися до попереднього вікна',...
          'callback','autopilot1');
%----- Створення меню вибора закону керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
          'position',[10 330 255 70]);
znlist=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
                'string',{'Статичний закон керування ',...
                          'Астатичний закон керування'},...
                'fontsize',8,...
                'fontname','system',...
                'position',[15 335 245 30],...
                'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
          'string','Виберіть закон керування',...
          'HorizontalAlignment','center',...

```

```

        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
%----- Створення вікна введення часу інтегрування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 330 255 70]);
vremya=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','300',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 340 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Вкажіть час дослідження',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 370 245 25]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Час дослідження автопілота в секундах',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontname','system',...
        'position', [350 335 180 35]);
%----- Створення вікон введення коефіцієнтів передачі -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 125 255 195]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнти передачі',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 290 240 20]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Для керування кутом рискання',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 270 240 20]);
kperrisk1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','0.545',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 245 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі k',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [350 252 180 15]);
epselonrisk1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','1.02',...

```

```

        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 215 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Коефіцієнт передачі epselon',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [350 222 180 15]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Для керування кутом крена',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 190 240 20]);
kperkren1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','1.39',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 165 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Коефіцієнт передачі k',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [350 172 180 15]);
epselonkren1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0.833',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 135 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Коефіцієнт передачі epselon',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [350 142 180 15]);
%----- Створення вкл\викл законів керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [280 50 255 70]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Керування проводити ',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [320 90 180 25]);
if risk==0

```

```

uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом рискання',...
    'position', [295 75 160 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту
рискання',...
    'callback', 'if risk==0 risk=1; elseif risk==1 risk=0;
end;if kren==1 end;');
elseif risk==1
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом рискання',...
    'value',1,...
    'position', [295 75 160 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту
рискання',...
    'callback', 'if risk==0 risk=1; elseif risk==1 risk=0;
end;if kren==1 end;');
end
if kren==0
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом крена',...
    'position', [295 55 160 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту крена',...
    'callback', 'if kren==0 kren=1; elseif kren==1 kren=0;
end; if risk==1 end;');
elseif kren==1
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом крена',...
    'value',1,...
    'position', [295 55 160 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту крена',...
    'callback', 'if kren==0 kren=1; elseif kren==1 kren=0;
end; if risk==1 end;');
end
%----- Створення підвікна вкл\викл зовнішніх перешкод -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [10 40 180 30]);
pomvkl=uicontrol(hf2,'style','checkbox',...
    'string', 'Зовнішні перешкоди',...
    'position', [15 45 160 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Враховувати перешкоди зовнішнього
середовища',...
    'callback', 'if pom==0 pom=1; auto_pom11; elseif pom==1
pom=0; end;');

```

```

%----- Створення вікон введення початкових умов -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [10 80 255 240]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Початкові значення параметрів польоту',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 270 240 45]);
kren_nach=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 240 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Кута крена',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [90 247 170 15]);
risk_nach=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 210 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Кута рискання',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [90 217 170 15]);
skol_nach=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 180 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Кута скольження',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [90 187 170 15]);
%----- Створення вікон сигналів затчиків -----
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Сигнали задатчиків',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',12,...

```



```

        'fontname','system',...
        'position', [15 150 240 25]);
kren_zad=icontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','0',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 120 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
icontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Кута крена',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [90 127 170 15]);
risk_zad=icontrol(hf2,'style','edit',...
    'string','60',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','system',...
    'position', [15 90 60 25],...
    'BackgroundColor', 'white');
icontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'Кута рискання',...
    'HorizontalAlignment', 'left',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [90 97 170 15]);

```

Файл auto_lach1

```

% autopilot2
% Створення вікна введення коефіцієнтів передачі,
% часу інтегрування, вибора закону керування,
% включення\виключення зовнішніх перешкод
close
global znlst hf2 deltap deltav pom znupr znlst hf2 vrema
kperrisk1 koord
global deltap deltae krisk1 epselonrisk1 pom znupr znlst hf2
vrema psiz kperrisk
global epselonrisk1 krisk epselonrisk kperkren1 epselonkren1 kren
epselonkren risk kren fiz
global kren_nach risk_nach skol_nach kren_zad risk_zad
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1 Tauto dzeta
koord=0;
%----- Створення кнопок "Далі", "Вихід", "Назад", "Допомога"
hf2=figure('position',[70 320 550 410],'numbertitle','off',...
    'resize','off','name','Autopilot');
icontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string', 'Далі >',...
    'position', [300 10 70 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','system',...
    'callback', 'achh_bok');

```

```

uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','Вихід',...
    'position',[380 10 70 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
    'callback','close all, clear all, clear global, clc');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','Допомога',...
    'position',[460 10 80 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
    'callback','auto_help2');
uicontrol(hf2,'style','pushbutton',...
    'string','< Назад',...
    'position',[220 10 70 30],...
    'fontsize',9,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring','Повернутися до попереднього вікна',...
    'callback','autopilot1');
%----- Створення меню вибору закону керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position',[10 330 255 70]);
znlist=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
    'string',{'Статичний закон керування ',...
             'Астатичний закон керування'},...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position',[15 335 245 30],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string','Виберіть закон керування',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','system',...
    'position',[15 370 245 25]);
%----- Створення меню вибору вигляду похибки автопілота
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position',[280 330 255 70]);
roh_auto=uicontrol(hf2,'style','popupmenu',...
    'string',{'Ідеальний автопілот',...
             'Tp+1',...
             'Tp^2+2dzetaTp+1'},...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position',[285 335 245 30],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string','Виберіть похибку автопілота',...
    'HorizontalAlignment','center',...

```

```

        'fontsize',14,...
        'fontname','system',...
        'position', [285 370 245 25]);
%----- Створення вікон введення коефіцієнтів передачі -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [10 125 255 195]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнти передачі',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',12,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 290 240 20]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Для керування кутом рискання',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 270 240 20]);
kperrisk1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','0.545',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 245 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі k',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [80 252 180 15]);
epselonrisk1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','1.02',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 215 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі epselon',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [80 222 180 15]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Для керування кутом крена',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 190 240 20]);
kperkren1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','1.39',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...

```

```

        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 165 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі k',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [80 172 180 15]);
epselonkren1=uicontrol(hf2,'style','edit',...
        'string','0.833',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [15 135 60 25],...
        'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Коефіцієнт передачі epselon',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'position', [80 142 180 15]);
%----- Створення вкл\викл законів керування -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
        'position', [280 230 255 90]);
uicontrol(hf2,'style','text',...
        'string', 'Керування проводити ',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',10,...
        'fontname','system',...
        'position', [320 285 180 25]);

if risk==0
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
        'string', 'Кутом рискання',...
        'position', [295 265 160 20],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Включити керування по куту
рискання',...
        'callback', 'if risk==0 risk=1; elseif risk==1 risk=0;
end;if kren==1 end;');
elseif risk==1
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
        'string', 'Кутом рискання',...
        'value',1,...
        'position', [295 265 160 20],...
        'fontsize',8,...
        'fontname','system',...
        'tooltipstring', 'Включити керування по куту
рискання',...
        'callback', 'if risk==0 risk=1; elseif risk==1 risk=0;
end;if kren==1 end;');

```

```

end
if kren==0
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом крена',...
    'position', [295 235 100 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту крена',...
    'callback', 'if kren==0 kren=1; elseif kren==1 kren=0;
end; if risk==1 end;');
elseif kren==1
uicontrol(hf1,'style','checkbox',...
    'string', 'Кутом крена',...
    'value',1,...
    'position', [295 235 100 20],...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'tooltipstring', 'Включити керування по куту крена',...
    'callback', 'if kren==0 kren=1; elseif kren==1 kren=0;
end; if risk==1 end;');
end
%----- Створення підвікна похибки автопілота -----
uicontrol(hf2,'style','frame',...
    'position', [280 125 255 90]);
tautol=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',Tauto),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 180 60 20],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'T автопілота',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [355 180 160 20]);
%uicontrol(hf2,'style','frame',...
%    'position', [280 50 255 30]);
dzetal=uicontrol(hf2,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',dzeta),...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [285 140 60 20],...
    'BackgroundColor', 'white');
uicontrol(hf2,'style','text',...
    'string', 'DZeta автопілота',...
    'HorizontalAlignment', 'center',...
    'fontsize',8,...
    'fontname','system',...
    'position', [355 140 160 20]);

```

Файл achh_bok

```

% auto_upr
% Моделювануя подовжнього каналу автопілота
% Керуюча програма
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
global deltap deltae krisk1 epselonrisk1 pom znupr znlist hf2
vremya psiz kperrisk
global epselonrisk1 krisk epselonrisk kperkren1 epselonkren1 kkren
epselonkren risk kren fiz
global kper11 k11 kper12 k12 kper21 k21 kper22 k22 koord
global epselonper11 epselon11 epselonper12 epselon12 epselonper21
epselon21 epselonper22 epselon22
global kren_nach risk_nach skol_nach kren_zad risk_zad
%----- Створення вікна пояснення -----
hf12=figure('position',[250 300 300 100],'numbertitle','off',...
    'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf12,'style','text',...
    'string','Йде процес розрахунку. Зачекайте... Щоб пере-
рвати натисніть Ctrl+C',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'FontSize',14,...
    'position',[0 0 300 100]);
pause(0.5);
%----- Введення початкових умов -----
%----- Введення початкових умов -----
T11=get(tauto1,'string');
Tauto=str2num(T11);

dzeta11=get(dzeta1,'string');
dzeta=str2num(dzeta11);
%----- Вибір закону керування -----
index=get(znlist,'Value');
zn1=get(znlist,'String');
znupr1=zn1{index};
znupr=znupr1(1:3);
%----- Вибір похибки автопілота -----
index=get(poh_auto,'Value');
p1=get(poh_auto,'String');
poh1=p1{index};
poh=poh1(1:3);
%----- Розрахунок коефіцієнтів передачі закона керування ----
krisk11=get(kperrisk1,'string');
krisk=str2num(krisk11);
epselonrisk21=get(epselonrisk1,'string');
epselonrisk=str2num(epselonrisk21);
kkren11=get(kperkren1,'string');
kkren=str2num(kkren11);
epselonkren21=get(epselonkren1,'string');
epselonkren=str2num(epselonkren21);
%----- Формування матриць, які описують поведінку ----
%----- системи літальний апарат - автопілот -----
% Введення коефіцієнтів системи ЗДР
n11=0.097;    n12=0;        n13=-1;    n14=-0.039;

```

```

n21=9.5;      n22=4.82;      n23=0.41;
n31=4.3;      n32=0.0058;    n33=0.16;
n2e=19;      n3e=0;        n3p=2.26;
close
achh=figure('numbertitle','off',...
            'name','АЧХ і ФЧХ');
    hmenu=uimenu(achh,'label','&Розміри');
    uimenu(hmenu,'label','&Масштаб','callback','zoom');
    uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','zoom off');
%----- Введення зворотнього зв'язку статичного закону керування
if znupr=='Ста'
    % ----- Статичний закон керування кутом рискання -----
    if risk==1
        autop=tf(n3p*krisk,[1 (n33+n3p*epselonrisk) n31]);
if poh=='Іде'
    autopilotss=autop;
    set(autopilotss,'outputname','Кут рискання',...
        'inputname','Сигнал задатчика',...
        'notes','Система керування боковим рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том рискання',...
        'fontname','arial cyr','fontsize',12);
elseif poh=='Тр+'
    zad=tf(1,[Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss,'outputname','Кут рискання',...
        'inputname','Сигнал задатчика',...
        'notes','Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота Т*р+1' ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том рискання',...
        'fontname','arial cyr','fontsize',12);
elseif poh=='Тр^'
zad=tf(1,[Tauto 2*dzeta*Tauto 1]);
autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss,'outputname','Кут рискання',...
        'inputname','Сигнал задатчика',...

```

```

'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^2*p^2+2*Dzeta*T*p+1$ ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том рискання',...
'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end
% ----- Статичний закон керування кутом крену -----
elseif kren==1
autop=tf(n2e*kkren,[1 n22+n2e*epselonkren n14*n23]);
if poh=='Іде'
autopilotss=autop;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
'inputname', 'Сигнал задатчика',...
'notes', 'Система керування боковим рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том крену',...
'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
elseif poh=='Тр+'
zad=tf(1, [Tauto 1]);
autopilotss=autop*zad;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
'inputname', 'Сигнал задатчика',...
'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T*p+1$ ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том крену',...
'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
elseif poh=='Тр^'

```



```

zad=tf(1, [Tauto 2*dzeta*Tauto 1]);
autopilotss=autop*zad;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
    'inputname', 'Сигнал задатчика',...
    'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^2 * p^2 + 2 * Dzeta * T * p + 1$ ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при статичному законі керування ку-
том крену',...
    'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end
end
%----- Введення зворотнього зв'язку астатичного закону керуван-
ня -----
elseif znupr=='Аст'
%----- Астатичного закону керування кутом рискання-----
if risk==1
autop=tf(n3p*krisk,[1 n33 n31+n3p*epselonrisk 0]);
if poh=='Іде'
autopilotss=autop;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут рискання',...
    'inputname', 'Сигнал задатчика',...
    'notes', 'Система керування боковим рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом рискання',...
    'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
elseif poh=='Тр+'
zad=tf(1, [Tauto 1]);
autopilotss=autop*zad;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут рискання',...
    'inputname', 'Сигнал задатчика',...
    'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...

```

```

        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^p+1$  ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування ку-
том рискання',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
    elseif poh=='Tp^'
    zad=tf(1, [Tauto 2*dzeta*Tauto 1]);
    autopilotss=autop*zad;
    set(autopilotss, 'outputname', 'Кут рискання',...
        'inputname', 'Сигнал задатчика',...
        'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^2*p^2+2*Dzeta*T^p+1$  ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...
        'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом рискання',...
        'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end
%else
% zn1r=0; zn2r=0; zn3r=0; znintegrr=0; znzr=0;
%----- Астатичного закону керування кутом крену -----
    elseif kren==1
        autop=tf(n3p*kkren,[1 n22 n3p*epselonkren+n14*n23 0]);
        if poh=='Іде'
            autopilotss=autop;
            set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
                'inputname', 'Сигнал задатчика',...
                'notes', 'Система керування боковим рухом літака')
            ssautopilotss=ss(autopilotss);
            margin(ssautopilotss);
            h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(0.5,-0.1,['Автопілот ідеальний'],...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом крену',...
                'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
        elseif poh=='Tp+'
            zad=tf(1, [Tauto 1]);
            autopilotss=autop*zad;
            set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
                'inputname', 'Сигнал задатчика',...

```

```

    'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
    ssautopilotss=ss(autopilotss);
    margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^{p+1}$ ' ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування ку-
том крену',...
    'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
    elseif poh=='Tp^'
zad=tf(1, [Tauto 2*dzeta*Tauto 1]);
autopilotss=autop*zad;
set(autopilotss, 'outputname', 'Кут крену',...
    'inputname', 'Сигнал задатчика',...
    'notes', 'Система керування продольним рухом літака')
ssautopilotss=ss(autopilotss);
margin(ssautopilotss);
    h1=text(-0.1,-0.1,['Коефіцієнти передачі автопілота' ' ' '
sprintf('k = %g',krisk) ' ' ' sprintf('epselon =
%g',epselonrisk)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.5,-0.1,['Похибки автопілота  $T^2 \cdot p^2 + 2 \cdot Dzeta \cdot T^{p+1}$ ' ' '
'sprintf('Tauto = %g',Tauto) ' ' ' sprintf('Dzeta =
%g',dzeta)],...
    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    title('ЛАЧХ і ЛФЧХ системи при астатичному законі керування
кутом крену',...
    'fontname', 'arial cyr', 'fontsize', 12);
end
%else
    % zn1k=0; zn2k=0; zn3k=0; znintegrk=0; znzk=0;
end
end
ylabel('Фаза (градус); Амплітуда (дБ)')
xlabel('Частота рад/с')

```

Файл auto_upr1

```

% auto_upr
% Моделювання подовжнього каналу автопілота
% Керуюча програма
% НТУУ КПІ, Кафедра ПСОН
global deltap deltae krisk1 epselonrisk1 pom znupr znlist hf2
vremya psiz kperrisk
global epselonrisk1 krisk epselonrisk kperkren1 epselonkren1 kkren
epselonkren risk kren fiz
global kper11 k11 kper12 k12 kper21 k21 kper22 k22 koord
global epselonper11 epselon11 epselonper12 epselon12 epselonper21
epselon21 epselonper22 epselon22
global kren_nach risk_nach skol_nach kren_zad risk_zad

```

```

%----- Створення вікна пояснення -----
hf12=figure('position',[250 300 300 100],'numbertitle','off',...
    'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf12,'style','text',...
    'string','Йде процес розрахунку. Зачекайте... Щоб пере-
рвати натисніть Ctrl+C',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'FontSize',14,...
    'position',[0 0 300 100]);
pause(0.5);
%----- Введення початкових умов -----
deltae=0;
deltap=0;
y0=[0 0 0 0 0 0 0]; % Початкові умови
kren_nach1=get(kren_nach,'string');
y0(2)=str2num(kren_nach1);
risk_nach1=get(risk_nach,'string');
y0(4)=str2num(risk_nach1);

skol_nach1=get(skol_nach,'string');
y0(1)=str2num(skol_nach1);
kren_zad1=get(kren_zad,'string');
fiz=str2num(kren_zad1);
risk_zad1=get(risk_zad,'string');
psiz=str2num(risk_zad1);
%tau=3.8;
if koord==0
%----- Вибір закону керування -----
index=get(znlist,'Value');
zn1=get(znlist,'String');
znupr1=zn1{index};
znupr=znupr1(1:3);
%----- Розрахунок часу інтегрування -----
tfinal1=get(vremya,'string');
tfinal=str2num(tfinal1);
%----- Розрахунок коефіцієнтів передачі закона керування ----
krisk11=get(kperrisk1,'string');
krisk=str2num(krisk11);
epselonrisk21=get(epselonrisk1,'string');
epselonrisk=str2num(epselonrisk21);
kkren11=get(kperkren1,'string');
kkren=str2num(kkren11);
epselonkren21=get(epselonkren1,'string');
epselonkren=str2num(epselonkren21);
tspan=[0 tfinal];
%----- Координироване керування -----
elseif koord==1
%----- Розрахунок часу інтегрування -----
tfinal1=get(vremya,'string');
tfinal=str2num(tfinal1);
%----- Розрахунок коефіцієнтів передачі закона керування ----
kper111=get(kper11,'string');
k11=str2num(kper111);

```

```

kper121=get(kper12,'string');
k12=str2num(kper121);
kper211=get(kper21,'string');
k21=str2num(kper211);
kper221=get(kper22,'string');
k22=str2num(kper221);
epselonper111=get(epselonper11,'string');
epselon11=str2num(epselonper111);
epselonper121=get(epselonper12,'string');
epselon12=str2num(epselonper121);
epselonper211=get(epselonper21,'string');
epselon21=str2num(epselonper211);
epselonper221=get(epselonper22,'string');
epselon22=str2num(epselonper221);
tspan=[0 tfinal];
end
%----- Інтегрування системи дифференціальних рівнянь -----
options=odeset('RelTol',1e-6, 'AbsTol',[1e-10 1e-10 1e-10 1e-10
1e-10 1e-10 1e-10]);
[t,y]=ode45('auto_prch1',tspan,y0,options);
close
%----- Виклик процедури побудови графіків -----
graf=4;
auto_graf1;

```

Файл auto_prch1

```

% avto_prch1
% Функція правих частин системи ЗДР, що
% описує канал подовжнього каналу автопілота
function z=auto_prch1(t,y);
global deltap deltae znupr pom psiz tspan fiz
global krisk epselonrisk kkren epselonkren risk kren
global kper11 k11 kper12 k12 kper21 k21 kper22 k22 koord
global epselonper11 epselon11 epselonper12 epselon12 epselonper21
epselon21 epselonper22 epselon22
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1
% Введення коефіцієнтів системи ЗДР
n11=0.097;    n12=0;        n13=-1;    n14=-0.039;
n21=9.5;     n22=4.82;     n23=0.41;
n31=4.3;     n32=0.0058;    n33=0.16;
n2e=19;     n3e=0;        n3p=2.26;
%----- Формування перешкоди -----
if pom==1
    if a_pom1==3
        pom1=A1*rectpuls(t-0,fidl1);
        pom2=A2*rectpuls(t-0,fidl2);
        pom3=A3*rectpuls(t-0,fidl3);
    elseif a_pom1==2
        pom1=A1*sin(fidl1*t+0.5);
        pom2=A2*cos(fidl2*t+0.3);
        pom3=A3*sin(fidl3*t+1.25);
    end
elseif pom==0 pom1=0; pom2=0; pom3=0;

```

```

end
if koord==0
%----- Статичний закон керування -----
  %----- Кутом рискання -----
  if znupr=='Ста'
    if risk==1
      z(6)=krisk*(y(4)-psiz)+epselonrisk*y(5);
      deltap=krisk*(y(4)-psiz)+epselonrisk*y(5);
    elseif risk==0 z(6)=0;
    end
  %----- Кутом крену -----
  if kren==1
    z(7)=kkren*(y(2)-fiz)+epselonkren*y(3);
    deltae=kkren*(y(2)-fiz)+epselonkren*y(3);
  elseif kren==0 z(7)=0;
  end

%----- Астатичний закон керування -----
  %----- Кутом рискання -----elseif znupr=='Аст'
  if risk==1
    z(6)=krisk*(y(4)-psiz)+epselonrisk*y(5);
    deltap=y(6);
  elseif risk==0 z(6)=0;
  end
  %----- Кутом крену -----
  if kren==1
    z(7)=kkren*(y(2)-fiz)+epselonkren*y(3);
    deltae=y(7);
  elseif kren==0 z(7)=0;
  end
end
%----- Координироване керування -----
elseif koord==1
  deltae=k11*y(2)+epselon11*y(3)+k12*y(4)+epselon12*y(5)-
  k12*psiz;
  deltap=k21*y(2)+epselon21*y(3)+k22*y(4)+epselon22*y(5)-k22*psiz;
  z(6)=0;
  z(7)=0;
end
%----- Праві частини системи ЗДР -----
z(1)=-n11*y(1)-n12*y(3)-n14*y(2)-n13*y(5)+pom1;
z(2)=y(3);
z(3)=-n21*y(1)-n22*y(3)-n23*y(5)-n2e*deltae+pom2;
z(4)=y(5);
z(5)=-n31*y(1)-n32*y(3)-n33*y(5)+n3e*deltae-n3p*deltap+pom3;
% Транспонування вектора правих частин системи ЗДР
z=z';
% Кінець avto_prch

```

Файл auto_graf1

```

% auto_graf
% Процедура построения графиков
if graf==1

```

```

hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Кут крена');
elseif graf==2
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Кут рискання');
elseif graf==3
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Швидкість зміни кута рискання');
elseif graf==4
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Кут скольження');
elseif graf==5
hfig=figure('numbertitle','off',...
            'name','Швидкість зміни кута крена');
end
hmenu=uimenu(hfig,'label','&Графіки');
uimenu(hmenu,'label','&Кут крену','callback','graf=1; close, au-
to_graf1');
uimenu(hmenu,'label','&Кут рискання','callback','graf=2; close,
auto_graf1');
uimenu(hmenu,'label','&Швидкість зміни кута
рискання','callback','graf=3; close, auto_graf1');
uimenu(hmenu,'label','&Кут скольження','callback','graf=4; close,
auto_graf1');
uimenu(hmenu,'label','&Швидкість зміни кута
крена','callback','graf=5; close, auto_graf1');
uimenu(hmenu,'label','&Виход','callback','close');
hmenu=uimenu(hfig,'label','&Розміри');
uimenu(hmenu,'label','&Масштаб','callback','zoom');
uimenu(hmenu,'label','&Вихід','callback','zoom off');
subplot(3,1,3);
axis('off');
h1=text(0.3,0.8,'Вихідні параметри:
','fontsize',14,'fontname','arial cyr');
if koord==0
%----- Статичний закон керування -----
if znupr=='Ста';
    h1=text(0.3,0.6,'Закон керування -
статичний','fontsize',12,'fontname','arial cyr');
    h1=text(0.2,0.45,'Керування проводить-
ся:','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
    %----- Керування кутом рискання -----
    if risk==1
        h1=text(0.52,0.45,'кутом
рискання','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(-0.1,0.3,'deltap=krisk*(psi-
psiz)+epselonrisk*p*psi',...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(-0.1,0.15,[sprintf('krisk = %g',krisk) '
' sprintf('epselonrisk = %g',epselonrisk)],...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(0.8,0.15,'p - Оператор
Лапласа','fontsize',10,'fontname','arial cyr');

```

```

        h1=text(-0.1,-0.05,sprintf('Сигнал задатчика psiz= %g
:',psiz),'fontsize',10);
        %----- i крену ----
        if kren==1
            h1=text(0.72,0.45, 'i кутом
крену','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(0.52,0.3, 'deltae=kkren*(fi-
fiz)+epselonkren*p*fi;',...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(0.33,0.15,[sprintf('kkren = %g',kkren) ' '
sprintf('epselonkren = %g',epselonkren)],...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(0.25,-0.05,sprintf('fiz= %g
:',fiz),'fontsize',10);
        end
        %----- Керування тільки кутом крена -----
        elseif risk==0
            if kren==1
                h1=text(0.52,0.45, 'Кутом
крену','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
                h1=text(-0.1,0.3, 'deltae=kkren*(fi-
fiz)+epselonkren*p*fi;',...
                    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
                h1=text(-0.1,0.15,[sprintf('kkren = %g',kkren) ' '
sprintf('epselonkren = %g',epselonkren)],...
                    'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
                h1=text(0.25,-0.05,sprintf('Сигнал задатчика fiz= %g
:',fiz),'fontsize',10);
            end
        end
    elseif znupr=='Аст';
        h1=text(0.3,0.6,'Закон керування -
астатичний','fontsize',12,'fontname','arial cyr');
        h1=text(0.2,0.45, 'Керування
проводиться:', 'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        %----- Керування кутом рискання -----
        if risk==1
            h1=text(0.52,0.45, 'кутом
рискання','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(-0.1,0.3, 'deltap=krisk*(psi-
psiz)+epselonrisk*p*psi;',...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(-0.1,0.15,[sprintf('krisk = %g',krisk) ' '
sprintf('epselonrisk = %g',epselonrisk)],...
                'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(0.8,0.15, 'p - Оператор
Лапласа','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
            h1=text(-0.1,-0.05,sprintf('Сигнал задатчика psiz= %g
:',psiz),'fontsize',10);
            %----- i крену ----
            if kren==1
                h1=text(0.72,0.45, 'i кутом
крену','fontsize',10,'fontname','arial cyr');

```



```

        h1=text(0.52,0.3,'deltae=kkren*(fi-
fiz)+epselonkren*p*fi;',...
            'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(0.33,0.15,[sprintf('kkren = %g',kkren) ' '
sprintf('epselonkren = %g',epselonkren)],...
            'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(0.25,-0.05,sprintf('fiz= %g
:',fiz),'fontsize',10);
    end
    %----- Керування тільки кутом крена -----
elseif risk==0
    if kren==1
        h1=text(0.52,0.45, 'Кутом
крену','fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(-0.1,0.3,'deltae=kkren*(fi-
fiz)+epselonkren*p*fi;',...
            'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(-0.1,0.15,[sprintf('kkren = %g',kkren) ' '
sprintf('epselonkren = %g',epselonkren)],...
            'fontsize',10,'fontname','arial cyr');
        h1=text(0.25,-0.05,sprintf('Сигнал задатчика fiz= %g
:',fiz),'fontsize',10);
    end
end
elseif koord==1
end
tm=fix(clock); Tv=tm(4:6);
h1=text(0.8,-0.3,[sprintf(' %g :',Tv) ' '
date],'fontsize',8,'fontname','arial cyr');
h1-text(-0.1,-0.3,
'fontsize',8,'fontname','arial cyr');
h1=text(0.25,-0.3,'Ukraine, NTUU "KPI", cath.
PSON','fontsize',12,'fontname','arial cyr');
% Побудова графіка крену літака
if graf==1
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,2));
plot(t,y(:,2));
title('Графік залежності крену літака','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Кут крену, град');
% Побудова графіка кута рискання
elseif graf==2
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,3));
plot(t,y(:,4));
title('Графік залежності кута рискання','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Кут рискання, градус');
% Побудова графіка залежності швидкості зміни кута рискання

```

```

elseif graf==3
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,5));
plot(t,y(:,5));
title('Графік залежності швидкості зміни кута
рискання','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('швидкість зміни кута рискання, градус/с');
% Побудова графіка кута скольження
elseif graf==4
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,1));
plot(t,y(:,1));
title('Графік залежності кута скольження','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('Кут скольження, градус');
% Побудова графіка залежності швидкості зміни крену
elseif graf==5
subplot(3,1,[1 2]);
%comet(t,y(:,4));
plot(t,y(:,3));
title('Графік залежності швидкості зміни крену','fontsize',14);
grid;
xlabel('Час, с');
ylabel('швидкість зміни кута крену, м');
end

```

Файл auto_pom11

```

global imp2 imp1 garm2 garm1
global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1

hf123=figure('position',[250 300 400 300],'numbertitle','off',...
'resize','off','name','Autopilot');
uicontrol(hf123,'style','pushbutton',...
'string','OK',...
'position',[85 10 70 30],...
'fontsize',9,...
'fontname','arial cyr',...
'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для завершення
роботи',...
'callback','a_pom=1; auto_pom21');
uicontrol(hf123,'style','pushbutton',...
'string','Cancel',...
'position',[245 10 70 30],...
'fontsize',9,...
'fontname','arial cyr',...
'tooltipstring','Натисніть цю кнопку для виклику
довідки',...
'callback','a_pom=4; auto_pom1');
uicontrol(hf123,'style','frame',...
'position',[20 50 175 160]);

```

```

garm1=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Вкажіть амплітуду гармонік',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[25 160 165 45]);
impl=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Вкажіть амплітуду імпульсів',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'visible','off',...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[25 160 165 45]);
A1_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A1),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[30 130 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 1',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[80 127 105 25]);
A2_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A2),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[30 95 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 2',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'position',[80 92 105 25]);
A3_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',A3),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[30 60 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 3',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[80 57 105 25]);
uicontrol(hf123,'style','frame',...
    'position',[205 50 175 160]);

```

```

garm2=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Вкажіть кутову частоту гармонік',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[210 160 165 45]);
imp2=uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Вкажіть тривалість імпульсу',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',12,...
    'visible','off',...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[210 160 165 45]);
f_i_dl1_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl1),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[215 130 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 1',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'position',[265 127 105 25]);
f_i_dl2_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl2),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[215 95 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 2',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'position',[265 92 105 25]);
f_i_dl3_t=uicontrol(hf123,'style','edit',...
    'string',sprintf('%g',fidl3),...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'position',[215 60 40 25],...
    'BackgroundColor','white');
uicontrol(hf123,'style','text',...
    'string','Перешкода 3',...
    'HorizontalAlignment','center',...
    'fontsize',10,...
    'position',[265 57 105 25]);
%----- Створення підвікна вкл\викл зовнішніх перешкод -----
uicontrol(hf123,'style','frame',...
    'position',[20 220 360 70]);
uicontrol(hf123,'style','text',...

```

```

        'string', 'Виберіть закон зміни перешкоди',...
        'HorizontalAlignment', 'center',...
        'fontsize',14,...
        'position', [25 250 350 30]);
kn_garm=uicontrol(hf123,'style','radiobutton',...
    'string', 'Гармонічний',...
    'fontsize',10,...
    'fontname','arial cyr',...
    'value', 1,...
    'position', [50 225 150 30],...
    'callback','a_pom=2; a_pom1=2; auto_pom1');
kn_imp=uicontrol(hf123,'style','radiobutton',...
    'string', 'Імпульсний',...
    'fontsize',10,...
    'position', [220 225 150 30],...
    'callback','a_pom=3; a_pom1=3; auto_pom1');

```

Файл auto_pom21

```

global fidl1 fidl2 fidl3 A1 A2 A3 a_pom1
if a_pom==1
    A1=str2num(get(A1_t,'string'));
    A2=str2num(get(A2_t,'string'));
    A3=str2num(get(A3_t,'string'));

    fidl1=str2num(get(f_i_dl1_t,'string'));
    fidl2=str2num(get(f_i_dl2_t,'string'));
    fidl3=str2num(get(f_i_dl3_t,'string'));
    close
elseif a_pom==2
set(imp1,'visible','off');
set(imp2,'visible','off');
set(garm1,'visible','on');
set(garm2,'visible','on');
set(kn_imp,'value',0)
elseif a_pom==3
set(imp1,'visible','on');
set(imp2,'visible','on');
set(garm1,'visible','off');
set(garm2,'visible','off');
set(kn_garm,'value',0)
elseif a_pom==4
    close;
    set(pomvkl,'value',0);
    pom=0;
end

```

Файл auto_help2

```

% auto_help2
cd c:\
cd c:\Progra~1
cd c:\Progra~1\Intern~1
!iexplore C:\Matlab\DKRO\lab2\help2\auto_help2.htm

```