



Дослідження контурів автоматичного керування рухом повітряних суден

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний авіаційний університет

Методичні вказівки студентам

щодо виконання лабораторних робіт з дисципліни

**"ОСНОВИ АВТОМАТИЗОВАНОГО КЕРУВАННЯ РУХОМ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Київ 2012

УДК 629.735.051–52(076.5)

ББК 052–05 я 73–5

Б836

Укладачі: А.П. Козлов, М.К. Філяшкін

Рецензент В.О. Рогожин

Затверджено на засіданні науково-методично-редакційної ради Інституту інформаційно-діагностичних систем 15 червня 2012 року.

Методичні вказівки студентам до виконання лабораторних робіт.

Уклад.: А.П. Козлов, М.К. Філяшкін. –
К.: НАУ, 2012.–128с.

Надаються описи лабораторних робіт за розділами дисципліни “Основи автоматизованого керування рухом повітряних суден”.

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

ПЕРЕДМОВА

Для сучасних літальних апаратів (ЛА) характерним є широке застосування систем автоматичного управління (САУ) практично на всіх режимах та етапах польоту. Без таких систем неможливе ефективне використання авіаційної техніки навіть при вирішуванні найпростіших льотних задач.

Впровадження САУ в процес управління обумовлюється не тільки зміною пілотажних характеристик ЛА, головним чином характеристик стійкості та керованості, але й зростанням тенденцій інформаційного об'єднання САУ з комплексами бортового обладнання. На сучасних літаках САУ перетворились із засобів, що полегшують льотчику процес управління літаком, у засоби, які суттєво підвищують ефективність і безпеку польоту.

Надійна робота автоматизованих систем управління можлива лише при суворому дотриманні всіх правил технічної експлуатації, що вимагає від інженерно-технічного персоналу знань принципів роботи таких систем, а також певних практичних навичок, зокрема, з аналізу статичних і динамічних характеристик різноманітних контурів автоматичного управління повітряними суднами, наприклад, при порушенні регулювання передаточних чисел.

Лабораторні роботи по дослідженню контурів автоматичного управління повітряними суднами мають мету прищепити студентам навички експериментального та наукового дослідження, а також аналізу несправностей систем автоматичного управління польотом ЛА.

Дані методичні вказівки відповідають навчальним програмам дисциплін “Основи автоматизованого управління рухом” та “Пілотажні комп'ютерно-інтегровані комплекси” і призначені для студентів факультету систем управління, що навчаються за спеціальностями 8.092502 та 8.100107, а також для студентів інших факультетів, які вивчають навчальні дисципліни пов'язані з автоматичним управлінням польотом ЛА.

Лабораторні роботи виконуються на цифровій обчислювальній техніці, зокрема, на персональних комп'ютерах.

ОПИС ПРОГРАМИ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ

Програма моделювання динаміки контурів автоматичного управління польотом створена у середовищі системи програмування Delphi на платформі операційної системи Windows. Оскільки система Delphi є наступницею Windows вона підтримує основні прийоми роботи в цьому середовищі. Програми, що створені на основі Delphi мають розвинутий “*windows-інтерфейс*” и управляються мишкою звичним для системи Windows способом, використовуючи вбудовані в інтерфейс різноманітні кнопки, перемикачі, прапорці. Програми можуть містити у себе додаткові панелі-вікна, які можна згорнути розгорнути, закривати; введення інформації в програму здійснюється з використанням діалогових вікон.

Базовою мовою програмування в Delphi служить Object Pascal – об’єктно-орієнтований Паскаль, основою якого є мова Turbo Pascal. На цій мові описуються процедури з дослідження контурів автоматичного управління польотом.

Дослідження контурів автоматичного управління здійснюється шляхом моделювання динаміки польоту літального апарата і відповідного каналу САУ. Програма здійснює інтегрування диференціальних рівнянь, що описують динаміку руху повітряного судна, з певними початковими умовами у вигляді заданих збурень и якщо політ керований з відповідним законом управління. Числові результати інтегрування перетворюються в графічну інформацію за допомогою сервісної програми побудови графіків Chart, яка є одним з компонентів системи Delphi. Графіки перехідних процесів виводяться у вікно панелі Chart і, якщо необхідно, зберігаються у файлі графіків.

Інтегрування диференціальних рівнянь, що описують динаміку руху літака, здійснюється сервісною підпрограмою *RK*, з використанням методу Рунге-Куты, або більш простим методом – методом Ейлера. Ці програми, у свою чергу, на кожному кроці звертаються до підпрограми FCT, що описує диференціальні рівняння, які підлягають інтегруванню і записані у формі Коші, а також до сервісної програми побудови графіків Chart.

Програма дозволяє здійснювати до трьох рішень однієї і тієї ж задачі з варіаціями коефіцієнтів диференціальних рівнянь або всього файла вхідних даних, зберігаючи при цьому всі попередні результати рішення задачі. Це дає можливість здійснювати порівняльний аналіз впливу тих або інших вхідних даних на динаміку процесів управління повітряним судном.

Програма має інтерфейс, вікно якого розгортається одразу після запуску програми. На рис. 1 показані основні компоненти вікна інтерфейсу програми.

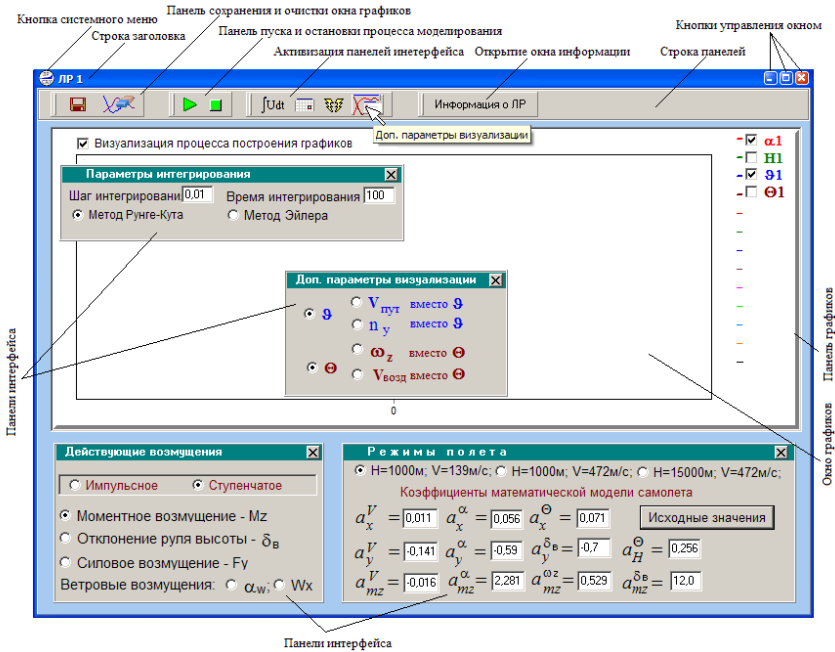



Рис. 1

Це вікно є стандартним вікном операційної системи Windows і тому воно може бути розгорнутим на весь екран, згорнутим або закритим. Ці операції здійснюються звичними для системи Windows способами з використанням кнопок у правій частині стрічки заголовку, або через системне меню, яке відкривається кнопкою

з піктограмою . Стрічка заголовку відображає номер лабораторної роботи, наприклад ЛР 1.

Під стрічкою заголовку знаходиться стрічка панелей, в якій розташовані чотири панелі з кнопками керування режимами роботи програми. Кнопки позначені піктограмами, які пояснюють їхнє призначення. Призначення кнопок, також вказується у підказках, які з'являються при наведенні курсору на певну кнопку в стрічці заголовку та в стрічці панелей (див. рис 1).

Центральну частину інтерфейсу займає панель графіків з вікном виведення графіків перехідних процесів. У правій частині панелі графіків розташовується група прапорців що визначають параметри, для яких повинні бути побудовані графіки перехідних процесів при виконанні певного пункту лабораторної роботи. Якщо серед основних параметрів візуалізації немає необхідного параметра, то відкривши вікно „ **Дод. параметри візуалізації** ” у стрічці панелей (кнопка на якій зображена панель на фоні графіків), можна змінити один з основних параметрів на інший. Наприклад встановити перемикач “**пу замість Φ** ”, або “ **ω замість Θ** ”. Після побудови графіків перехідних процесів, як наслідок рішення задачі при певних вихідних умовах (рішення активується кнопкою **СТАРТ** на панелі пуску и припинення процесу моделювання) дана група прапорців зникає і з'являється друга (див. рис.2), у якій активовані такі самі прапорці, що й в першій групі. Перед другим рішенням можна поміняти (добавити або відмінити) активацію певного прапорця. Після другого рішення з'являється третя група прапорців, а після третього – знову перша група.

Програма дозволяє здійснювати до трьох рішень однієї і тієї ж задачі з варіаціями коефіцієнтів диференціальних рівнянь, що описують модель літака, або законів управління, якщо досліджується контур управління. При цьому зберігаються всі попередні результати рішення задачі у вигляді графіків перехідних процесів. Це дає можливість здійснювати порівняльний аналіз впливу тих або інших чинників на динаміку процесів управління повітряним судном.

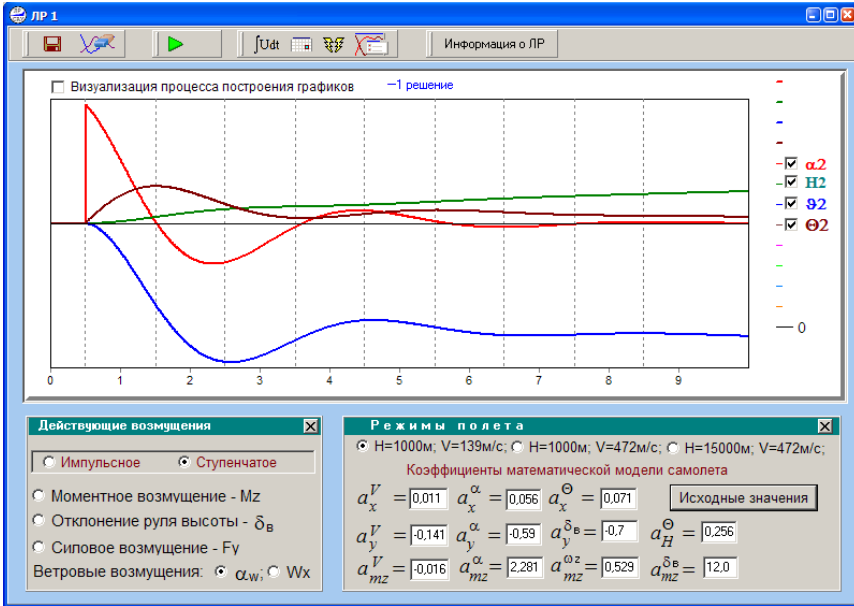



Рис. 2

Табло у верхній частині панелі графіків показує номера рішень. Після третього рішення доцільно очистити вікно графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластика. Вікно очищається автоматично, якщо після третього рішення знову натиснути кнопку СТАРТ. Зміст вікна графіків можна зберегти як графічний файл з розширенням *.bmp, натиснувши кнопку збереження з класичною піктограмою . Збережені файли використовуються при оформленні звітів про лабораторні роботи. Рекомендується одразу після збереження результатів моделювання зробити певні надписи на графіках використовуючи, наприклад редактор графічних зображень *Paint*. На комп'ютерах з потужним процесором можна спостерігати процес побудови графіків перехідних процесів у часі, активізувавши прапорець у верхній лівій частині панелі графіків.

На панелі „Параметри інтегрування”, яка активізується кнопкою з піктограмою $\int Udt$, задаються час та крок інтегрування, а також обирається метод інтегрування. До речі, процес моделювання можна припинити кнопкою СТОП, до закінчення часу моде-

лювання. Панель „**Параметри інтегрування**”, а також панель „**Дод. параметри візуалізації**” автоматично зникають з екрану вікна графіків після натиснення кнопки СТАРТ, але можуть бути закриті й звичними для системи Windows способом – кнопкою  у правій частині заголовку панелі.

Дві головні панелі інтерфейсу – панель „**Діючі збурення**” та панель „**Режими польоту**” або панель „**Закони управління**” за умовчанням завжди активовані. Вони знаходяться у нижній частині вікна інтерфейсу і у принципі можуть бути закриті, а потім знову активовані кнопками з відповідними піктограмами. Робота з даними панелями описується в конкретних лабораторних роботах.

Натиснувши кнопку «**Інформація про ЛР**», можна ознайомитися з метою та з завданням на конкретну лабораторну роботу.

Лабораторна робота 1

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ ПОЗДОВЖНЬОГО РУХУ ЛІТАКА ЯК ОБ'ЄКТА УПРАВЛІННЯ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджується вплив керуючих дій та основних збурень, змін аеродинамічних характеристик, а також висоти та швидкості польоту на динаміку поздовжнього руху некерованого літака.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- системи координат і їхня взаємна орієнтація;
- сили і моменти, що діють на літак, рівняння просторового руху;
- рівняння поздовжнього руху та їх лінеаризація, характеристика основних коефіцієнтів лінеаризованих рівнянь (коефіцієнта a_{mz}^{α} , що характеризує поздовжню статичну стійкість з кута атаки та коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$, що характеризує власне аеродинамічне демпфірування ЛА);
- критерії оцінки пілотажних характеристик літака (критерії поздовжньої стійкості та керованості).

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив східчастих моментних і вітрових збурень на характер поздовжнього руху некерованого ЛА. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

2. Дослідити відмінності у поведінці ЛА при моментному збуренні і при відхиленні руля висоти. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

3. Дослідити вплив коефіцієнтів, що характеризують момент поздовжньої статичної стійкості з кута атаки – a_{mz}^{α} і момент власного аеродинамічного демпфірування – $a_{mz}^{\omega z}$, на характер поздовжнього руху некерованого ЛА. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

4. Дослідити вплив висоти і швидкості польоту на характер поздовжнього руху некерованого ЛА. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

До поздовжнього руху відносять рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання при нейтральному положенні руля направлення й органів управління креном (елеронів). При цьому відбуваються два поступальних та один обертальний рух. Поступальний рух здійснюється вздовж вектора швидкості та по нормалі до нього, а обертальний рух відбувається навколо поперечної осі OZ . Поздовжній рух характеризується кутом атаки α , кутом нахилу траєкторії Θ , кутом тангажа ϑ , швидкістю V та висотою польоту H , а також кутом відхилення руля висоти δ_v і тягою P силової установки.

Замкнена система рівнянь, яка описує поздовжній рух літака, може бути відділена з повної системи рівнянь за умов, що параметри бічного руху, а також кути відхилення органів управління δ_e , δ_n дорівнюють нулю.

З урахуванням цих припущень повна система рівнянь, що описує ізольований поздовжній рух літака, зводиться до вигляду:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta; \\
 mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta; \\
 I_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\
 \alpha &= \vartheta - \Theta; \\
 \dot{H} &= V \sin \Theta,
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

де $mg = G$, g – прискорення вільного падіння

У цієї системі перші два рівняння сил розкриває закон збереження кількості руху. Рівняння записані в траєкторній системі координат і визначають зміни швидкості польоту V та кута нахилу траєкторії Θ під впливом тяги P , сили ваги G і аеродинамічних сил: піднімальної сили Y_a та сили лобового опору X_a .

При записуванні в траєкторній системі координат у рівняннях сил добре проглядається динаміка зміни параметрів польоту під дією аеродинамічних сил і, крім того, рівняння сил мають простий вигляд, оскільки вісь OX_K траєкторної системи координат збігається з вектором швидкості, а проєкції вектора швидкості на осі OY_K , OZ_K дорівнюють нулю.

Третє рівняння системи розкриває закон збереження моменту кількості руху. Рівняння записане у зв'язаній системі координат і описує зміну швидкості обертання літака – ω_z під впливом аеродинамічного моменту M_z (I_z – осьовий момент інерції).

Четверте рівняння це кінематичне співвідношення, що описує зміну кута тангажа ϑ шляхом інтегрування кутової швидкості ω_z .

П'яте рівняння системи це геометричне співвідношення, яке визначає кут атаки α за інформацією про кут тангажа ϑ і кут нахилу траєкторії Θ .

Останнє рівняння системи описує траєкторний рух літака – зміну висоти польоту H .

Система рівнянь (1.1) є нелінійною, оскільки містить у своєму складі функціональні залежності:

$$Y_a = c_{y_a}(\alpha, V, \delta_B) \rho V^2 / 2 S; \quad X_a = c_{x_a}(\alpha, V) \rho V^2 / 2 S;$$

$$M_z = m_z(V, \alpha, \omega_z, \delta_B) \rho V^2 / 2 S b_A; \quad P = P(H, V, \delta_{c,\Gamma}),$$

де $c_{y_a} = c_{y_a}(\alpha, V, \delta_B)$ – коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили, який залежить від кута атаки α , швидкості польоту V та кута відхилення руля висоти δ_B ; $c_{x_a} = c_{x_a}(\alpha, V)$ – коефіцієнт сили лобового опору; $\rho = \rho(H)$ – густина повітря; S – площа крила; b_A – середня аеродинамічна хорда; $m_z = m_z(V, \alpha, \omega_z, \delta_B)$ – коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа, який залежить від швидкості польоту, кута атаки α , кутової швидкості обертання літака ω_z , кута δ_B ; Залежність $P = P(H, V, \delta_{c,\Gamma})$ описує висотно-швидкісні характеристики авіаційного двигуна, а $\delta_{c,\Gamma}$ це відхилення сектора газу.

Подальше спрощення математичної моделі поздовжнього руху літака – це лінеаризація системи рівнянь (1.1).

Лінеаризуючи рівняння (1.1) без урахування впливу сектора газу на тягу двигуна, отримаємо:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{V} &= -a_x^V \Delta V - a_x^\Theta \Delta \Theta - a_x^\alpha \Delta \alpha + \dot{W}_x; \\
 \Delta \dot{\Theta} &= -a_y^V \Delta V - a_y^\alpha \Delta \alpha + a_y^{\delta_B} \Delta \delta_B + F_y^{3\delta}; \\
 \Delta \dot{\omega}_z &= -\Delta a_{mz}^V V - \Delta a_{mz}^{\omega_z} \omega_z - \Delta a_{mz}^\alpha \alpha + \Delta a_{mz}^{\delta_B} \delta_B + M_{mz}^{3\delta}; \\
 \Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z; \\
 \Delta \alpha &= \Delta \vartheta - \Delta \Theta + \alpha_w; \\
 \Delta \dot{H} &= -a_H^\Theta \Delta \Theta,
 \end{aligned} \tag{1.2}$$

де ΔV ; $\Delta \Theta$; $\Delta \vartheta$; $\Delta \alpha$; $\Delta \omega_z$; ΔH – відхилення параметрів польоту від програмних; $\Delta \delta_B$ – відхилення руля висоти.

Коефіцієнти системи рівнянь (1.2) визначаються для заданого режиму польоту за аеродинамічними характеристиками досліджуваного літака з урахуванням приведення системи до в безрозмірної форми. При запису коефіцієнтів використовують прийняту в аеродинаміці форму запису частинних похідних, наприклад, $\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = M_z^\alpha$, (верхній індекс відповідає параметру, від якого береться похідна). Тоді

$$\begin{aligned}
 a_x^V &= \frac{1}{m} (X_a^V - P^V \cos \alpha_0); \quad a_x^\alpha = \frac{1}{mV_0} (X_a^\alpha + P_0 \sin \alpha_0); \quad a_x^\Theta = \frac{g}{V_0}; \\
 a_y^V &= \frac{-1}{m} (Y_a^V + P^V \sin \alpha_0); \quad a_y^\alpha = \frac{-1}{mV_0} (Y_a^\alpha + P_0 \cos \alpha_0); \quad a_y^{\delta_B} = \frac{Y_a^{\delta_B}}{mV_0} \\
 a_{mz}^V &= \frac{-M_z^V}{I_z}; \quad a_{mz}^\alpha = \frac{-M_z^\alpha}{I_z}; \quad a_{mz}^{\omega_z} = \frac{-M_z^{\omega_z}}{I_z}; \quad a_{mz}^{\delta_B} = \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}; \quad a_H^\Theta = \frac{-V_0 \rho_0 S}{m}
 \end{aligned}$$

В праві частини рівнянь математичній моделі (1.2) додані складові, що враховують діючі на літак збурення:

– збурення, що порушують рівновагу сил діючих на літак, наприклад скидання вантажу, (збурення $F_y^{3\delta}$ у другому рівнянні);

– збурення, що порушують рівновагу моментів, діючих на літак (збурюючий момент $M_z^{\text{зб}}$ у третьому рівнянні), наприклад випуск шасі, переміщення у середини фюзеляжу важких вантажів (підготовка вантажу до десантування), тобто моменти, що еквівалентні відхиленню руля висоти, але які не змінюють піднімальну силу літака);

– вітрові збурення. Вплив вертикальної складової вітрових збурень враховується шляхом додавання до геометричного рівняння кута вітру α_w . Вплив поздовжньої складової вітрових збурень (зустрічний або ходовий вітер) враховується шляхом додавання до першого рівняння сил складової \dot{W}_x , яка враховує швидкість вітру.

Для зрозуміння фізики взаємодії аеродинамічних сил і моментів, що виникають у польоті проаналізуємо динаміку поздовжнього руху літака при східчастому відхиленні руля висоти.

Реакція літака на східчасте відхилення руля висоти.

При відхиленні руля висоти виникає момент $M_z(\delta_B)$, який обертає літак з кутовою швидкістю ω_z навколо поперечної осі OZ , при цьому змінюється кут тангажа та кут атаки (рис. 1.1).

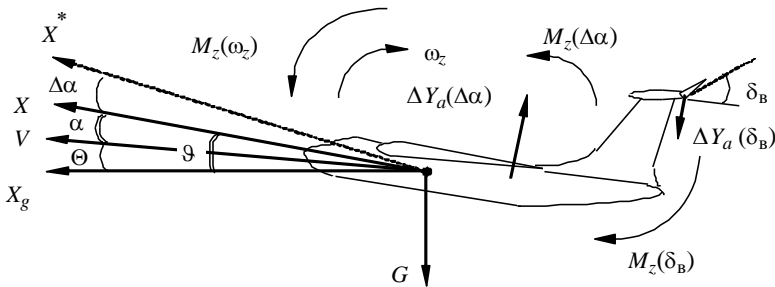


Рис. 1.1

Зміна кута атаки викликає приріст піднімальної сили $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$ і відповідний цьому момент поздовжньої статичної стійкості $M_z(\Delta\alpha)$, який протидіє моменту $M_z(\delta_B)$ і на певному куті атаки його компенсує. Зміна кута атаки припиняється, але оскільки літак володіє моментом інерції I_z , то усталювання нового значення кута атаки

має коливальний характер. Кутові коливання літака демпфіруються моментом власного аеродинамічного демпфірування $M_z(\omega_z)$.

Приріст піднімальної сили $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$ починає змінювати напрям вектора швидкості (кута нахилу траєкторії Θ), що у свою чергу впливає на кут атаки. Зберігаючи балансуювання моментів, синхронно зі зміною кута Θ продовжує змінюватись кут тангажа, при цьому кут атаки залишається постійним.

Кутові рухи на цьому інтервалі часу відбуваються з великою частотою, тобто мають короткий період, ось чому їх називають *короткоперіодичними*.

Після закінчення короткоперіодичного руху стає помітним зміна швидкості польоту не лише за напрямком, але також за розміром, в основному, за рахунок дії сили $G\sin\Theta$. Зміна швидкості ΔV впливає на приріст піднімальної сили і, як наслідок, на кут нахилу траєкторії, що у свою чергу знову змінює швидкість польоту. Виникають повільно згасаючі коливання вектора швидкості за розміром та напрямком. У темпі зі зміною кута нахилу траєкторії змінюється також кут тангажа, кут атаки при цьому залишається незмінним.

Ці рухи характеризуються низькою частотою, згасають повільно тому, їх прийнято називати *довгоперіодичними* або *фугоїдними*.

Типовий вигляд перехідних функцій поздовжнього руху літака при східчастому моментному збуренні приведений на рис. 1.2.

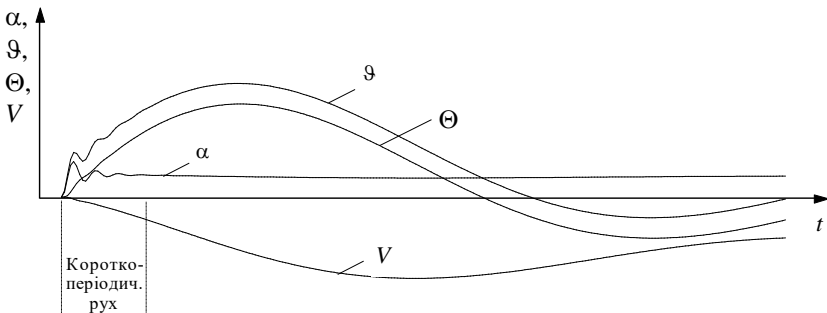


Рис. 1.2

Відмітимо, що при розгляданні динаміки поздовжнього руху літака не враховувалась додаткова піднімальна сила $\Delta Y_a(\delta_B)$, яка

створюється рулем висоти і яка при наборі висоти спрямована на зменшення загальної піднімальної сили. Тому, особливо для важкого літака, на першому етапі набору висоти спостерігається так звана “просадка”, тобто початкове зменшення кута нахилу траєкторії з одночасним збільшенням кута тангажа. Це відбувається доки приріст піднімальної сили $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$ не компенсує силу $\Delta Y_a(\delta_v)$.

При проведенні досліджень динаміки поздовжнього руху літака необхідно оцінювати вплив різноманітних факторів на стійкість та керованість літака.

Під **стійкістю** літака розуміють його здатність протидіяти збуренням і без втручання пілота зберігати вихідний режим польоту після припинення дії збурення. А під **керованістю** літака розуміють його здатність змінювати з визначеною якістю вихідний режим польоту при відхиленні органів управління.

У динаміці польоту характеристики стійкості та керованості умовно розділяють на статичні та динамічні.

Статична стійкість визначає початкову тенденцію до усунення збурень, що діють на літак. Для поздовжнього руху вона характеризується ступенем поздовжньої статичної стійкості з перевантаження та з швидкості польоту.

Статична керованість характеризує розмір усталеного значення параметра польоту, що виникає внаслідок одиничного керуючого впливу.

До **керуючих впливів** відносять: переміщення важелів управління, зусилля на важелях, а також відхилення рульових поверхонь. **Параметри польоту**, за якими оцінюється поздовжня керованість, можуть бути або **нормальне перевантаження** або **кутова швидкість тангажа**.

Динамічна стійкість і керованість характеризується показниками якості перехідних процесів, які зокрема можуть формулюватися в термінах перехідних функцій (час перехідного процесу, коефіцієнт згасання (коливальність), частота коливань, тощо).

Об'єкт дослідження

У роботі досліджується динаміка поздовжнього руху літака, яка описується системою лінійних диференціальних рівнянь (1.2).

Значення коефіцієнтів лінійної моделі руху літака для різних висот і швидкостей польоту наведені в табл. 1.1.

Таблиця 1.1

Режим	H, м	V, м/с	a_x^V a[1]	a_x^θ a[2]	a_x^α a[3]	a_y^V a[4]	a_y^α a[5]	$a_y^{\delta_{\omega}}$ a[6]	a_{mz}^V a[7]	a_{mz}^α a[8]	$a_{mz}^{\omega z}$ a[9]	$a_{mz}^{\delta_{\omega}}$ a[10]	a_H^θ a[11]
“1”	1000	139	0,011	0,071	0,056	-0,141	-0,59	-2,00	-0,016	2,281	0,529	12	0,256
“2”	1000	472	0,020	0,021	0,047	-0,163	-2,00	-6,79	1,021	26,38	1,800	60	0,870
“3”	15000	472	0,008	0,021	0,059	-0,042	-0,35	-1,19	0,207	4,751	0,316	10	0,153

Коефіцієнти розраховані для гіпотетичного літака, який має такі характеристики:

$$S = 50 \text{ м}^2; b_a = 6 \text{ м}; m = 30000 \text{ кг}; J_z = 5 \times 10^5 \text{ н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; P = 2,62 \times 10^5 \text{ н};$$

$$c_y^\alpha = 4,6; m_z^\alpha = 0,37; m_z^{\bar{\alpha}} = 0,41; m_z^{\bar{\omega z}} = 1,5,$$

крім того, враховують залежності аеродинамічних характеристик від висоти, швидкості та числа М польоту.

Динаміка поздовжнього руху досліджується при впливах на літак різноманітних збурень.

Вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі «Діючі збурення» (див. рис. 1.3). Додаткова панель на панелі «Діючі збурення» дозволяє обрати тип діючого збурення: „Імпульсне” або „Східчасте”. При виконанні кожного чергового запуску програма сперши обнулює всі діючі збурення, а потім активізує збурення, яке включене на панелі. При встановленні імпульсного збурення воно діє на протязі 1 секунди, а потім обнуляється.

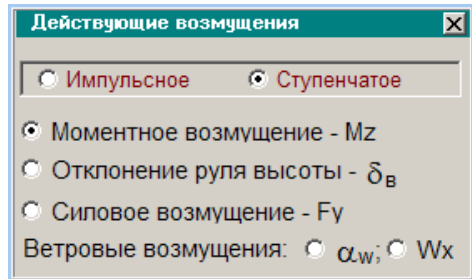


Рис. 1.3

Динаміка поздовжнього руху також досліджується при змінах аеродинамічного компонування літака, зокрема при змінах поздовжньої статичної стійкості з кута атаки та власного аеродинаміч-

ного демпфірування, від яких залежать коефіцієнти математичної моделі літака. Зміни коефіцієнтів математичної моделі здійснюються за допомогою панелі «**Режими польоту**» (див. рис. 1.4).

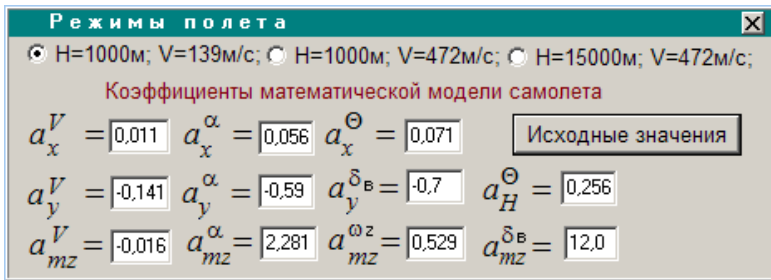


Рис. 1.4

При завданні нових значень коефіцієнтів математичної моделі необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта на панелі з’являється транспарант „**Помилка введення!!**” і даний коефіцієнт обнуляється. Для повернення вихідних значень коефіцієнтів передбачена кнопка „**Вихідні значення**”.



При проведенні досліджень впливу висоти та швидкості польоту на динаміку поздовжнього руху на панелі «**Режими польоту**» передбачена група перемикачів, за допомогою яких змінюється весь файл коефіцієнтів математичної моделі.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи


Включити комп’ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім’ям ЛР САУ, в якій відкрити папку з ім’ям ЛР_1 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-1). Натиснувши кнопку «**Інформація**», можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно «**Інформація**», приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив східчастого моментного збурення на характер поздовжнього руху літака:



– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 100 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме

такі параметри вже заданні). Панель «**Параметри інтегрування**» активізується піктограмою ; Кнопкою  у верхній правій частині панелі закрийте панель (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання).

– На панелі «**Діючі збурення**», задати збурення: „**Моментне збурення – M_z** ” та „**Східчасте**” (за умовчанням саме такі збурення вже встановлені);

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: α_1 , ϑ_1 , Θ_1 , (кут атаки, кут тангажа, кут нахилу траєкторії) та кнопкою  запустити задачу на рішення;

– Перегляньте графіки перехідних процесів $\Theta(t)$, $\vartheta(t)$, $\alpha(t)$. Зверніть увагу на явний розподіл поздовжнього руху на короткоперіодичний та довгоперіодичний, уясніть які параметри практично не змінюються в довгоперіодичному русі;

– Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit”, яка знаходиться в папці ЛР_1, під власним ім'ям, наприклад “p1_1_tet_alf_DPD.bmp”. Рекомендується одразу після збереження результатів моделювання зробити певні надписи на графіках. Для чого згорнути вікно інтерфейсу програми й запустити стандартну програму „Paint” для роботи з графікою. Для прискорення оформлення графіків перехідних процесів в папці „Zvit” знаходиться файл „Шаблон.bmp”, в якому вже підготовлені деякі можливі варіанти підписів до графіків перехідних процесів. Необхідно відкрити цей файл, скопіювати весь його зміст (команди „Виділити все” – Ctrl + A, а потім „Копіювати” – Ctrl + C) і закрити файл. Відкрити збережений файл з графіками перехідних процесів, наприклад файл “p1_1_tet_alf_DPD.bmp” і збільшити нижню частину його вікна (підвести курсор до нижнього маркера вікна і коли він перетвориться до вигляду  потягнути мишку вниз). Вставити копійований зміст шаблону (Ctrl + V) і перетягнути його в вільну частину вікна. Виділяючи необхідні підписи перетягнути їх і в обрані місця біля графіків перехідних процесів. По закінченні повернути вікно і вихідне положення (підвести курсор до нижнього маркера вікна і потягнути мишку вгору) при цьому підписи, що не були використані просто зникнуть. Зберегти підписаний файл.

– Для більш детального перегляду тільки короткоперіодичного руху скористатися технологією відокремлення та збільшення частини екрану вікна графіків. З цією метою слід, використовуючи мишку (див. рис. 1.5), обвести курсором ту частину графіків перехідних процесів, яку слід збільшити. Причому починати обведення необхідно з лівої верхньої точці. Утримуючи натиснутою праву кнопку мишки можна переміщувати графіки по вікну вслід за курсором.

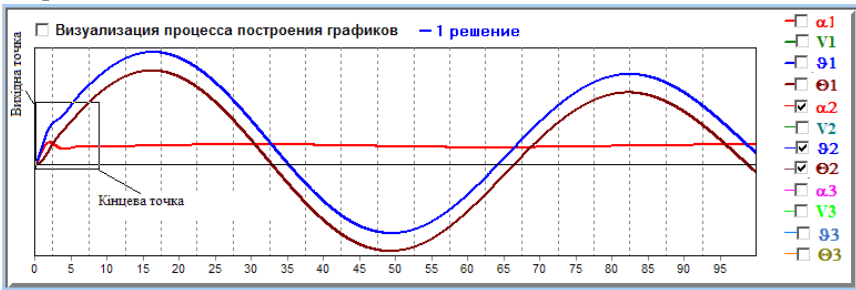


Рис. 1.5

Для повернення вихідного розміру екрану (**обов'язково перед виконанням чергового пункту роботи**) слід обвести будь-яку частину екрану у зворотному порядку: з нижньої правої точки до верхньої лівої;

– Проаналізувавши поведінку літака у короткоперіодичному русі, зберегти файл графіків короткоперіодичного руху в папку „Zvit” під власним ім'ям, наприклад “p1_2_tet_alf_KPD.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластику;

– Отримайте графіки перехідних процесів $V(t)$, $H(t)$. Оскільки параметр V не відноситься до основних параметрів візуалізації, то, кликнувши піктограму із зображенням панелі на фоні графіків відкрити панель додаткових параметрів візуалізації і змінити параметри візуалізації, (замість Θ підключити V , клацнувши кнопку « V ввод замість Θ »). Закрити панель додаткових параметрів візуалізації (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання).

– У правій частини вікна графіків встановити прапорці візуалізації **V1, H1** та запустити задачу на рішення;

– Переглянути та проаналізувати графіки перехідних процесів $V(t)$, $H(t)$. Впевнитися, що ці параметри змінюються тільки в довгоперіодичному русі. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p1_3_H_V.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Відкривши панель додаткових параметрів візуалізації повернути параметри візуалізації у вихідне положення. Закрити панель додаткових параметрів візуалізації. Очистити панель графіків.

2. Дослідити вплив вертикального вітрового збурення на поздовжній рух літака:

– На панелі «Параметри інтегрування», встановити час інтегрування 15 с (закрити панель), на панелі «Діючі збурення», задати параметри: „Вітрові збурення: α_w ” та „Східчасть”;

– Встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: **$\alpha 1$, H1, $\vartheta 1$, $\Theta 1$** і запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\alpha(t)$, $H(t)$, $\vartheta(t)$, $\Theta(t)$ та проаналізувати поведінку ЛА при влученні у вертикальний повітряний потік. Зверніть увагу на те, в момент влучання ЛА в повітряний потік ($t \approx 0,5\text{с}$) кут атаки стрибком змінюється на кут вітру α_w (змінюється напрямок повітряної швидкості), а ЛА під впливом моменту поздовжньої статичної стійкості з кута атаки $M_z(\alpha)$ „клює” на вітер, тобто змінює кутову орієнтацію (див. $\vartheta(t)$). Також зверніть увагу на те, що висота польоту та кут нахилу траєкторії $\Theta(t)$ (напрямок шляхової швидкості) у порівнянні з кутом тангажа $\vartheta(t)$ практично не змінюються, тобто ЛА ефективно парирує вітрові збурення. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p2_1_alfa_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

– Наприкінці цього пункту отримайте графіки перехідних процесів $H(t)$, $\vartheta(t)$, $\Theta(t)$ у довгоперіодичному русі ($t \approx 600\text{с}$ – бажано збільшити крок інтегрування навіть до 0,1). Передивитись та

проаналізуйте поведінку ЛА при влученні у вертикальний повітряний потік на значному відрізку часу. Впевнитися, що літак й в довгоперіодичному русі практично не відходить від початкової висоти польоту, здійснюючи біля неї згасаючі коливання.

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p2_2_H_tet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

3. Дослідити відмінності в характері короткоперіодичного руху літака при дії суто моментного збурення та при східчастому відхиленні руля висоти:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 3с і повернути шаг інтегрування до 0,01с (відмінності будуть спостерігатися тільки на початковому етапі руху літака), а на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Відхилення руля висоти – δ_v** ” та „**Східчасте**”;

– Для більш яскравого проявлення відмінностей в поведінці літака при відхиленні руля висоти на панелі «**Режими польоту**» змінити значення коефіцієнта $a_y^{\delta v}$, з -0,7 до -1,7. (Увага до знаків: обов’язково « , », а не « . »);

– Встановити прапорці візуалізації **Θ1**, і **Н1**, і запустити задачу на рішення, фіксуючи графіки перехідних процесів Θ , $H(t)$;

– На панелі «**Діючі збурення**» замінити збурення на „**Моментне збурення – M_z** ” і отримати повторне рішення;

– Проаналізувати відмінності в поведінці літака при дії різних збурень, бути готовим дати фізичну інтерпретацію цих відмінностей;

– Збережіть файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p3_db_ Mz.bmp” (не забувайте про технологію відокремлення та збільшення частини вікна графіків). Бажано підписати збережений графік.

– Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «**Вихідні значення**» повернути вихідне значення коефіцієнта $a_y^{\delta v}$.

4. Дослідити вплив моменту поздовжньої стійкості з кута атаки (коефіцієнт a_{mz}^{α}) на динаміку поздовжнього руху літака при відхиленні руля висоти:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 10 с, а на панелі «**Діючі збурення**», задати „**Відхилення руля висоти – δv** ” та „**Східчасте**”;

– Для отримання графіків перехідних процесів по куту атаки встановити прапорець візуалізації **$\alpha 1$** , але враховуючи, що поздовжню керованість літака зазвичай оцінюють за нормальним перевантаженням $n_y = \alpha \frac{V_0}{g} a_y^{\alpha}$ (для сталого режиму польоту ці па-

раметри рівнозначні) можна активізувати параметр n_y , відкривши панель «**Доп. параметри візуалізації**», а потім встановити прапорець візуалізації **$ny 1$** . Запустити задачу на рішення, фіксуючи графіки перехідних процесів по куту атаки $\alpha(t)$ або по нормальному перевантаженню $n_y(t)$;

– На панелі «**Режими польоту**» задати нове значення коефіцієнта a_{mz}^{α} , зменшивши його з 2,281 до 1,0. (Увага до знаків: обов'язково « , », а не « . »). Отримати повторне рішення;

– Збільшити значення коефіцієнта a_{mz}^{α} , приблизно до 4,0. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив коефіцієнта a_{mz}^{α} на статичні та динамічні характеристики стійкості та керованості літака. Звернути увагу на сталі значення кута атаки (нормального перевантаження) (статичні характеристики) при однаковому відхиленні руля висоти, але при різних значеннях коефіцієнта a_{mz}^{α} та на зміну частоти коливань і коливальність перехідних процесів (динамічні характеристики). Зрозуміло, що статичні характеристики стійкості протилежні статичним характеристикам керованості, тобто надмірна стійкість заважає керованості літака;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім'ям, наприклад “p4_1_alf.bmp”. Бажано підписати

збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта a_{mz}^{α} ;

- Повторити попередні пункти, фіксуючи графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$ або $\omega_z(t)$. Параметр ω_z можна активізувати, відкривши панель «Доп. параметри візуалізації»; (за швидкістю зміни кута тангажа також оцінюють поздовжню керованість літака);

- Проаналізувати вплив коефіцієнта a_{mz}^{α} на стійкість та керованість літака (на швидкість зміни кута тангажа);

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p4_2_tet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта a_{mz}^{α} ;

5. Дослідити вплив коефіцієнта аеродинамічного демпфування $a_{mz}^{\omega z}$ на характер поздовжнього руху літака:

- Не змінюючи «Параметри інтегрування» (10 с і 0,01 с) і «Діючі збурення», встановити прапорець візуалізації $\alpha 1$ або $\nu 1$ і запустити задачу на рішення, отримати графік перехідних процесів по куту атаки $\alpha(t)$ або по нормальному перевантаженню;

- На панелі «Режими польоту» задати нове значення коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$, зменшивши його з 0,529 до 0,05. Отримати повторне рішення;

- Збільшити значення коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$, приблизно до 2,0. Запустити задачу на третє рішення;

- Проаналізувати вплив коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$ на керованість літака. Звернути увагу на зміну коливальності перехідних процесів при різних значеннях коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$ та на зміну усталеного значення досліджуваного параметра;

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p5_1_alf.bmp”. Бажано підписати

збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$;

- Повторити попередні пункти, фіксуючи графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, або $\omega_z(t)$. Параметр ω_z можна активізувати, відкривши панель «Доп. параметри візуалізації»;

- Проаналізувати вплив коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$ на керованість літака (на швидкість зміни кута тангажа та на коливальність перехідних процесів);

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p5_2_tet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта $a_{mz}^{\omega z}$;

6. Дослідити вплив висоти і швидкості польоту на характер поздовжнього руху літака:

- Не змінюючи «Параметри інтегрування» (10 с і 0,01 с) і «Діючі збурення» („Відхилення руля висоти – δv ”), встановити прапорець візуалізації **ny1** (параметр n_y активізувати, відкривши панель «Доп. параметри візуалізації»); На панелі «**Режими польоту**» повинний бути активізований прапорець режиму « $H=1000m$; $V=139m/c$ ». Запустити задачу на рішення і отримати графік перехідних процесів з нормального перевантаження $n_y(t)$ (параметра за яким оцінюють поздовжню керованість літака);

- Змінюючи режими польоту шляхом перемикання прапорців « $H = 1000m$; $V = 472m/c$ » і « $H = 15000m$; $V = 472m/c$ » на панелі «**Режими польоту**» (при цьому змінюються коефіцієнти моделі літака), отримати ще два графіка перехідних процесів з нормального перевантаження ;

- Проаналізувати вплив висоти і швидкості польоту на характер поздовжнього короткоперіодичного руху літака, зокрема на його поздовжню керованість;

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p6_1_ny_db.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

– Очистити панель графіків, а на панелі «**Режими польоту**» встановити прапорець « $H=1000\text{м}; V=139\text{м/с}$ »;

– Для оцінювання впливу висоти та швидкості на стійкість поздовжнього руху літака (здатність протидіяти збуренням і без втручання пілота зберігати вихідний режим польоту після припинення дії збурення) на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Моментне збурення – M_z** ” та „**Імпульсне**”;

– Для фіксації не тільки короткоперіодичного а і довго періодичного руху на панелі «**Параметри інтегрування**» збільшити час інтегрування до 200с (бажано зменшити крок інтегрування);

– Встановити прапорець візуалізації **91**. Запустити задачу на рішення, фіксуючи графік перехідного процесу по куту тангажа $\vartheta(t)$;

– Змінюючи режими польоту, перемикаючи прапорці на панелі «**Режими польоту**» отримати ще два графіка перехідних процесів по куту тангажа для « $H = 1000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ » і « $H = 15000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ »;

– Проаналізувати вплив висоти і швидкості польоту на характер поздовжнього руху літака, зокрема на його поздовжню стійкість;

– Використовуючи технологію відокремлення та збільшення частини вікна графіків, окремо зберегти графіки перехідних процесів по куту тангажа для короткоперіодичного руху в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “р6_2_tet_KPD.bmp”. Бажано підписати збережений графік.

– Поверніть вікно графіків у вихідне положення і збережіть повні графіки перехідних процесів по куту тангажа в папку „Zvit” під ім’ям, наприклад “р6_2_tet_DPD.bmp”. Бажано підписати збережений графік. Очистити панель графіків;

– Повторити цей пункт лабораторної роботи, фіксуючи графік перехідного процесу зі швидкості польоту $V(t)$;

– Проаналізувати вплив висоти і швидкості польоту на характер довгоперіодичного руху літака, зокрема на стійкість літака з швидкості польоту;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “р6_3_V.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

7. Дослідити вплив східчастого силового збурення та вплив поздовжнього вітрового збурення на характер поздовжнього руху літака

– Для перегляду початкового етапу руху літака при скиданні вантажу на панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування $3с$, шаг – $0,01 с$; на панелі «**Режими польоту**» встановити прапорець « $H=1000м$; $V=472м/с$ » (найкращі характеристики стійкості); на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Силове збурення – F_y** ” та „**Східчасте**”;

– Встановити прапорці для візуалізації параметрів: **ϑ_1** , **Θ_1** і **α_1** , запустити задачу на рішення;

– Проаналізувати як змінюються кутові параметри руху літака на початковому етапі після скидання вантажу;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_1_tet_TET_alf_Fy.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування $600с$, шаг – $0,05 с$. Встановити прапорці для візуалізації параметрів: **ϑ_1** , **V_1** і запустити задачу на рішення;

– Проаналізувати як змінюються швидкість польоту та кут тангажа після скидання вантажу в довгоперіодичному русі;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_1_tet_V_Fy.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Повторити цей підпункт лабораторної роботи, фіксуючи графік перехідного процесу $H(t)$;

– Проаналізувати як змінюються висота польоту після скидання вантажу;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_1_H_Fy.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– На панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Вітрові збурення: – W_x** ” та „**Східчасте**”;

– Встановити прапорці для візуалізації параметрів: **ϑ_1** , **V_1** і запустити задачу на рішення;

- Відкрити панель додаткових параметрів візуалізації й активізувати параметр шляхової швидкості (прапорець „Vпут замість ϑ ”), закрити панель. На панелі графіків встановити прапорець для фіксації шляхової швидкості $V_{п2}$ і не очищуючи панель графіків запустити задачу на повторне рішення;
- Проаналізувати як змінюються повітряна та шляхова швидкість польоту, а також кут тангажа після влучення літака у вітровий потік;
- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_2_tet_V_Wx.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;
- Повторити цей пункт лабораторної роботи, фіксуючи графік перехідного процесу $H(t)$;
- Проаналізувати як змінюються висота польоту після влучення літака у вітровий потік;
- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_2_H_Wx.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім’ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

- графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);
- докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробіть помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\vartheta(t)$, $V(t)$.

Лабораторна робота 2

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ БІЧНОГО РУХУ ЛІТАКА ЯК ОБ'ЄКТА УПРАВЛІННЯ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджується вплив керуючих дій, основних аеродинамічних характеристик, а також висоти і швидкості польоту на динаміку бічного руху некерованого літака.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- системи координат і їхня взаємна орієнтація;
- сили і моменти, що діють на літак;
- рівняння бічного руху та їхня лінеаризація, характеристика основних коефіцієнтів лінеаризованих рівнянь:

a_{my}^{β} – характеризує путьову статичну стійкість;

a_{mx}^{β} – характеризує поперечну статичну стійкість;

$a_{mx}^{\omega x}, a_{my}^{\omega y}$ – характеризують аеродинамічне демпфірування;

$a_{mx}^{\omega y}, a_{my}^{\omega x}$ – характеризують спіральні моменти;

- критерії оцінки пілотажних характеристик літака (критерії бічної стійкості та керованості).

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив східчастих моментних і вітрових збурень на характер бічного руху некерованого літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

2. Дослідити вплив коефіцієнтів, що характеризують спіральні моменти, на характер бічного руху некерованого ЛА. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

3. Дослідити вплив коефіцієнтів, що характеризують путьову і поперечну статичну стійкість, на характер бічного руху при відхиленні елеронів і руля направлення. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

4. Дослідити вплив висоти і швидкості польоту на характер бічного руху некерованого літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

До бічного руху літака прийнято відносити рух центра мас літака вздовж поперечної осі та його обертання навколо нормальної осі OY і поздовжньої осі OX зв'язаної системи координат. До параметрів бічного руху відносять кути ковзання β , крену γ та рискання ψ й їх кутові швидкості, а також бічне переміщення літального апарата Z . Управління бічним рухом здійснюється шляхом відхилення елеронів δ_e та руля напрямлення δ_n .

При вивченні ізольованого бічного руху вважають, що його параметри не залежать від характеристик поздовжнього руху. Це припущення виконується при постійності кінематичних параметрів поздовжнього руху V , α , Θ .

З урахуванням цих припущень повна система, що описує бічний рух літака, виділяється з системи рівнянь просторового руху й набуває вигляду:

$$\begin{aligned}
 -mV \dot{\Psi} &= -P \sin \beta \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \\
 I_x \dot{\omega}_x &= M_x; \\
 I_y \dot{\omega}_y &= M_y; \\
 \dot{\psi} &= \omega_y; \\
 \dot{\gamma} &= \omega_x; \\
 \beta &= \psi - \Psi
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

У цієї системі перше рівняння сил розкриває закон збереження кількості руху. Рівняння записано в траєкторній системі координат і визначає зміну кута шляху Ψ під впливом піднімальної сили Y_a , та бічної сили Z_a . Тут також враховується незначний (з урахуванням малості кута ковзання β) вплив тяги двигуна P .

При записуванні в траєкторній системі координат у рівняннях сил добре проглядається динаміка зміни параметрів польоту під дією аеродинамічних сил і, крім того, рівняння сил мають простий вигляд, оскільки вісь OX_K траєкторної системи координат збігається

ся з вектором швидкості, а проекції вектора швидкості на осі OY_K , OZ_K дорівнюють нулю.

Наступні два рівняння системи розкривають закон збереження моменту кількості руху. Ці рівняння записані у зв'язаній системі координат і описують зміну швидкості обертання літака (зокрема ω_x , ω_y) під впливом аеродинамічних моментів M_x та M_y . (I_x , I_y – осьові моменти інерції)

Наступні два рівняння це кінематичні співвідношення, що описують зміну кутів крену γ і рискання ψ шляхом інтегрування кутових швидкостей ω_x , ω_y .

Останє рівняння системи це геометричне співвідношення, яке визначає кут ковзання β за інформацією про кут шляху Ψ і кут рискання ψ .

Система рівнянь (2.1) є нелінійною, оскільки містить у своєму складі функціональні залежності:

$$\begin{aligned} Z_a &= c_{z_a}(\beta, \delta_H) \rho V^2 / 2 S; \\ M_x &= m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H) \rho V^2 / 2 S l; \\ M_y &= m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H) \rho V^2 / 2 S l. \end{aligned}$$

де $c_{z_a} = c_{z_a}(\beta, \delta_H)$ – коефіцієнт аеродинамічної бічної сили, який залежить від кута ковзання β та кута відхилення руля направлення δ_H ; $\rho = \rho(H)$ – густина повітря; S – площа крила; l – розмах крила; $m_x = m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H)$, $m_y = m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H)$ – коефіцієнти аеродинамічного моменту крену та аеродинамічного моменту рискання, які залежать від кута ковзання β , кутової швидкості обертання літака ω_x , ω_y та кутів відхилення руля направлення δ_H і елеронів δ_e ;

Подальше спрощення рівнянь бічного руху літака – це лінеаризація системи рівнянь.

Лінеаризуючи рівняння (2.1), з урахуванням $\gamma_a \approx \gamma$ отримаємо:

$$\begin{aligned}
\Delta\dot{\Psi} - a_z^\beta \Delta\beta - a_z^\gamma \Delta\gamma &= a_z^{\delta_H} \Delta\delta_H; \\
\Delta\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta\omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \Delta\omega_y + a_{m_x}^\beta \Delta\beta &= a_{m_x}^{\delta_H} \Delta\delta_H + a_{m_x}^{\delta_e} \Delta\delta_e + M_x^{\text{збур}}; \\
\Delta\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \Delta\omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta\omega_y + a_{m_y}^\beta \Delta\beta &= a_{m_y}^{\delta_H} \Delta\delta_H + a_{m_y}^{\delta_e} \Delta\delta_e + M_y^{\text{збур}}; \quad (2.2) \\
\Delta\dot{\Psi} &= \Delta\omega_y; \\
\Delta\dot{\gamma} &= \Delta\omega_x; \\
\Delta\beta &= \Delta\psi - \Delta\Psi + \beta_w.
\end{aligned}$$

де $\Delta\gamma$; $\Delta\Psi$; $\Delta\psi$; $\Delta\beta$; $\Delta\omega_x$; $\Delta\omega_y$ – відхилення параметрів польоту від програмних; $\Delta\delta_e$, $\Delta\delta_H$ – відхилення елеронів і руля направлення відповідно.

Коефіцієнти системи рівнянь (2.2) визначаються для заданого режиму польоту за аеродинамічними характеристиками досліджуваного літака за допомогою таких співвідношень:

$$\begin{aligned}
a_z^\beta &= \frac{P}{mV} - \frac{\rho VS}{2m} c_{za}^\beta; \quad a_z^{\delta_H} = \frac{\rho VS}{2m} c_{za}^{\delta_H}; \\
a_z^\gamma &= -\frac{Y_a}{mV} \quad \text{при } Y_a = mg \text{ (горизонтальний політ)} - a_z^\gamma = -\frac{g}{V}; \\
a_{m_x}^{\omega_x} &= -K_x m_x^{\omega_x}; \quad a_{m_x}^{\omega_y} = -K_x m_x^{\omega_y}; \quad a_{m_x}^\beta = -K_x m_x^\beta; \\
a_{m_x}^{\delta_e} &= K_x m_x^{\delta_e}; \quad a_{m_x}^{\delta_H} = K_x m_x^{\delta_H}; \\
a_{m_y}^{\omega_x} &= -K_y m_y^{\omega_x}; \quad a_{m_y}^{\omega_y} = -K_y m_y^{\omega_y}; \quad a_{m_y}^\beta = -K_y m_y^\beta; \\
a_{m_y}^{\delta_e} &= K_y m_y^{\delta_e}; \quad a_{m_y}^{\delta_H} = K_y m_y^{\delta_H}, \\
\text{де } -K_x &= \frac{\rho V^2}{2J_x} S \cdot l, \quad K_y = \frac{\rho V^2}{2J_y} S \cdot l.
\end{aligned}$$

В праві частини другого третього та останнього рівнянь математичній моделі (2.2) додані складові, що враховують діючі на літак збурення:

– збурення, що порушують рівновагу моментів, діючих на літак, наприклад: відмова двигуна для багатомоторного літака (збурюючий момент $M_y^{\text{збур}}$ у третьому рівнянні), скидання вантажу з

під одного півкрила (збурюючий момент $M_x^{збур}$ у другому рівнянні). Дію цих збурень можна звести до додаткового відхилення елементів і руля направлення.

– вітрові збурення. Вплив горизонтальної складової вітрових збурень враховується шляхом додавання до геометричного рівняння кута знесення β_w .

Для зрозуміння фізики взаємодії аеродинамічних сил і моментів, що виникають у польоті проаналізуємо динаміку ізольованих бічних рухів літака при східчастому відхиленні органів управління.

Реакція літака на відхилення руля направлення

При східчастому відхиленні руля направлення виникає момент $M_y(\delta_H)$ (коефіцієнт $a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H$ в системі рівнянь (2.2)), який обертає літак з кутовою швидкістю ω_y навколо нормальної осі OY , при цьому яскраво виявляється, так званий, малий бічний рух.

Фізика поведінки літака у відповідь на відхилення руля направлення $M_y(\delta_H)$ ілюструється рис. 2.1. Обертання літака на-

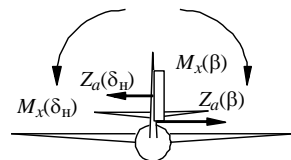
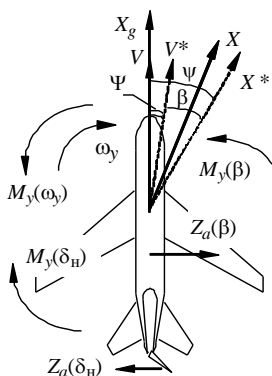


Рис. 2.1

вколо осі OY викликає появу кута рихання ψ і кута ковзання β , який у свою чергу спричиняє силу $Z_a(\beta)$ (коефіцієнт $a_z^\beta \Delta \beta$ в системі рівнянь (2.2)) і момент шляхової статичної стійкості $M_y(\beta)$ (коефіцієнт $a_{m_y}^\beta \Delta \beta$ в системі рівнянь (2.2)), спрямований проти моменту $M_y(\delta_H)$. На певному куті ковзання момент $M_y(\beta)$ компенсує момент $M_y(\delta_H)$, але оскільки літак володіє інерційністю, то процес усталювання кута ковзання має коливальний характер. Аеродина-

мічний демпфіруючий момент $M_y(\omega_y)$ (коефіцієнт $a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y$ в системі рівнянь (2.2)) згладжує коливання ЛА з кута ковзання.

Не збалансована сила $Z_a(\beta)$ починає змінювати напрям вектора швидкості, змінюється кут шляху Ψ , який у свою чергу впливає на кут ковзання. Для збереження балансу з моментів синхронно зі зміною кута шляху Ψ продовжує змінюватися кут рискання ψ , літак розвертається з постійним кутом ковзання β .

Сила $Z_a(\beta)$ прикладається вище центра мас і створює момент поперечної статичної стійкості $M_x(\beta)$ (коефіцієнт $a_{m_x}^{\beta} \Delta \beta$ в системі рівнянь (2.2)), який нахиляє літак у бік розвороту. Коливання літака з кута ковзання передаються на рух з рискання та з крену. Спіральний момент $M_x(\omega_y)$ (коефіцієнт $a_{m_x}^{\omega_y} \Delta \omega_y$ в системі рівнянь (2.2)) також бере участь у нахиленні літака, а спіральний момент $M_y(\omega_x)$ (коефіцієнт $a_{m_y}^{\omega_x} \Delta \omega_x$ в системі рівнянь (2.2)) практично не впливає на динаміку малого бічного руху.

Сила $Z_a(\delta_H)$ також створює момент крену $M_x(\delta_H)$ (коефіцієнт $a_{m_x}^{\delta_H} \Delta \delta_H$ в системі рівнянь (2.2)). Співвідношення моментів $M_x(\delta_H)$ і $M_x(\beta)$ характеризують пряму або зворотну реакцію літака по куту крену на відхилення руля напрямлення. При $|M_x(\delta_H)| > |M_x(\beta) + M_x(\omega_y)|$ літак нахиляється у бік протилежний розвороту.

Перехідні функції малого бічного руху при східчастому моментному збуренні M_y мають вигляд, наведений на рис. 2.2.

Слід звернути увагу, що в цьому випадку зміна кута рискання випереджає зміну кута шляху.

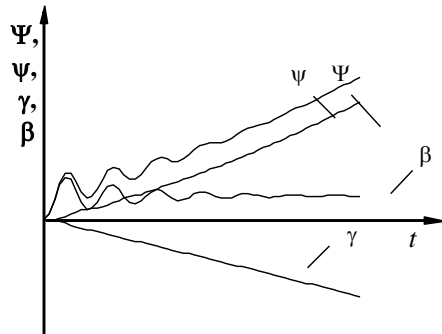


Рис. 2.2

У режимі так званого плоского розвороту моменти крену компенсуються пілотом або системою автоматичного управління, тобто, виконується умова $\gamma = 0$.

Але в малому бічному русі літак починає кренитися, і виникає складова піднімальної сили (коефіцієнт $a_z^\gamma \Delta\gamma$ в системі рівнянь (2.2)), яка спричиняє розвиток великого бічного руху. Літак починає ковзати на похилене півкрило, знову виникають аеродинамічні сили і моменти. У великому бічному русі значну роль починають відіграти спіральні моменти. Але великий бічний рух доцільно розглядати на поведінці вже нахиленого літака або на прикладі динаміки руху літака при відхиленні елеронів.

Реакція літака на відхилення елеронів

При відхиленні елеронів (рис.2.3) виникає момент $M_x(\delta_e)$ (коефіцієнт $a_{m_x}^{\delta_e} \Delta\delta_e$ в системі рівнянь (2.2)) і літак починає обертатися з кутовою швидкістю ω_x навколо поперечної осі OX , виникає кут крену γ . Демпфіруючий момент $M_x(\omega_x)$ (коефіцієнт $a_{m_x}^{\omega_x} \Delta\omega_x$ в системі рівнянь (2.2)) протидіє обертанню літака. При нахиленні літака з'являється бічна сила $Z_G^{Y_a}$ (коефіцієнт $a_z^\gamma \Delta\gamma$ в системі рівнянь (2.2)) як результуюча сили ваги та піднімальної сили.

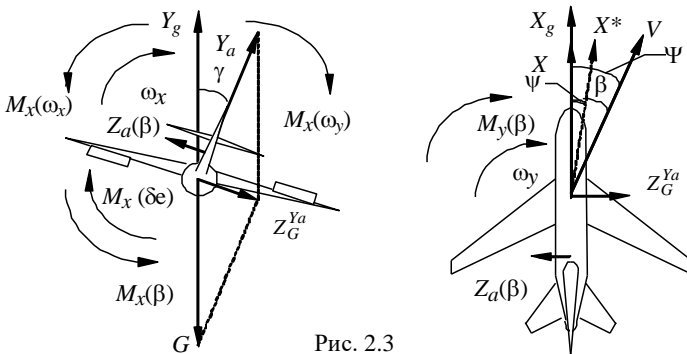


Рис. 2.3

Ця сила повертає вектор швидкості; починає змінюватися кут шляху Ψ , при цьому виникає кут ковзання β і відповідні сила $Z_a(\beta)$ та момент шляхової статичної стійкості $M_y(\beta)$, який розвертає позадю віль літака з кутовою швидкістю ω_y услід за вектором швидкості, тобто змінюється кут рискання ψ . Сила $Z_a(\beta)$ спрямована назустріч сили Z_G^{Ya} , тому вона декілька зменшує швидкість зміни кута шляху Ψ .

Сила $Z_a(\beta)$ також спричиняє момент поперечної статичної стійкості $M_x(\beta)$, який прагне вивести літак з крену, а кутова швидкість ω_y – спіральний момент $M_x(\omega_y)$, який намагається збільшити кут крену. Якщо $|M_x(\omega_y)| > |M_x(\beta)|$, то виникає так звана спіральна нестійкість, кут крену після повернення елеронів до нейтралі продовжує збільшуватися, і літак розвертається зі зростаючою кутовою швидкістю.

Характер процесів зміни параметрів польоту у відповідь на відхилення елеронів ілюструється перехідними функціями, наведеними на рис. 2.4 (реакція на східчате відхилення елеронів) та на рис. 2.5 (реакція на імпульсне відхилення елеронів). Слід звернути увагу, що в цьому випадку на відміну від реакції на східчате збурення M_y зміна кута шляху випереджає зміну кута рискання.

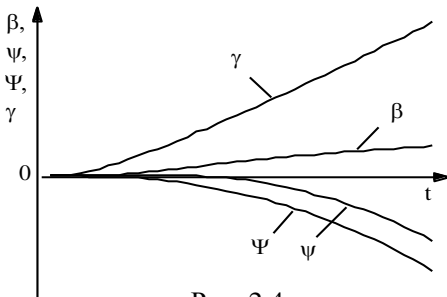


Рис. 2.4

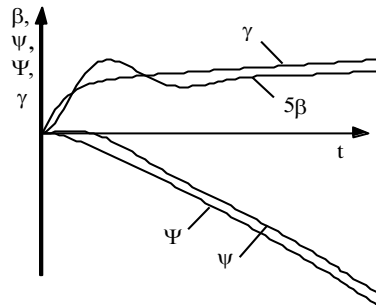


Рис. 2.5

Об'єкт и дослідження

У роботі досліджується динаміка бічного руху літака, що описується системою лінійних диференціальних рівнянь (2.2) п'ятого порядку.

Значення коефіцієнтів лінійної моделі руху літака для різних висот і швидкостей польоту наведені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Режим	H, м	V, м/с	$a_{mx}^{\alpha x}$ a[1]	$a_{mx}^{\alpha y}$ a[2]	a_{mx}^{β} a[3]	$a_{mx}^{\delta \varepsilon}$ a[4]	$a_{mx}^{\delta n}$ a[5]	$a_{my}^{\alpha x}$ a[6]	$a_{my}^{\alpha y}$ a[7]	a_{my}^{β} a[8]	$a_{my}^{\delta \varepsilon}$ a[9]	$a_{my}^{\delta n}$ a[10]	a_z^{β} a[11]	a_z^{γ} a[12]	$a_z^{\delta n}$ a[13]
“1”	1000	130	1,76	1,19	7,8	-5	-5	0,032	0,424	3,23	0,15	-1,05	0,154	-0,07	-0,012
“2”	1000	472	5,96	2,05	28,3	-45	-25	0,108	1,44	55,8	1,7	-12	0,522	-0,02	-0,041
“3”	15000	472	1,05	0,51	3,16	-6	-4	0,019	0,019	7,64	0,3	-21	0,092	-0,02	-0,021

Коефіцієнти розраховані для гіпотетичного літака, який має такі характеристики:

$$S = 50 \text{ м}^2; \quad l = 14,6 \text{ м}; \quad m = 30000 \text{ кг}; \quad J_x = 7 \times 10^4 \text{ н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; \quad J_y = 5,8 \times 10^4 \text{ н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; \\ c_z^{\beta} = -1,2; \quad m_y^{\bar{\omega}y} = -0,3; \quad m_y^{\bar{\omega}x} = -0,0225; \quad m_x^{\bar{\omega}x} = -0,15,$$

крім того, враховують залежності аеродинамічних характеристик від висоти, швидкості та числа М польоту.

Динаміка бічного руху досліджується при впливах на літак різноманітних збурень. Вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі «Діючі збурення» (див. рис. 2.6). Додаткова панель на панелі «Діючі збурення» дозволяє обрати тип діючого збурення: „Імпульсне” або „Східчасте”. При виконанні кожного чергового запуску програма сперши обнулює всі діючі збурення, а потім активізує збурення, яке включене на панелі. При встановленні імпульсного збурення воно діє на протязі 1 секунди, а потім обнуляється.

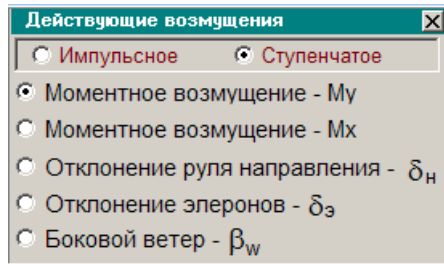


Рис. 2.6

Динаміка бічного руху також досліджується при змінах аеродинамічного компонування літака, зокрема при змінах шляхової та поперечної статичної стійкості, власного аеродинамічного демпфювання, від яких залежать коефіцієнти математичної моделі літака. Зміни коефіцієнтів математичної моделі здійснюються за допомогою панелі «**Режими польоту**» (див. рис. 2.7).

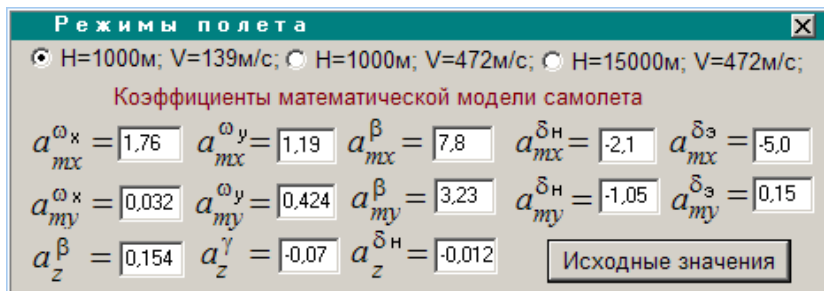


Рис. 2.7

При завданні нових значень коефіцієнтів математичної моделі необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта на панелі з’являється транспарант „**Помилка введення!**” і даний коефіцієнт обнуляється. Для повернення вихідних значень коефіцієнтів передбачена кнопка „**Вихідні значення**”.

При проведенні досліджень впливу висоти та швидкості польоту на динаміку бічного руху на панелі «**Режими польоту**» передбачена група перемикачів, за допомогою яких змінюється весь файл коефіцієнтів математичної моделі.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи

Включити комп’ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім’ям LR_SAU, в якій відкрити папку з ім’ям LR2 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-2). Натиснувши кнопку «**Інформація**», можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно «**Інформація**», приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив моментного збурення M_y на характер бічного руху літака:

– На панелі інтерфейсу «Параметри інтегрування», установити час інтегрування 5 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже завданні) Панель «Параметри інтегрування» активізується піктограмою $\int U dt$; Кнопкою \boxtimes у верхній правій частині панелі закрийте панель (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі інтерфейсу «Діючі збурення», задати збурення: „Моментні збурення: M_y ” та „Східчасте” (за умовчанням саме такі збурення вже активізовані);

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: γ_1 , Ψ_1 , ψ_1 (кут крену, кут шляху, кут рискання) та кнопкою \blacktriangleright запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\gamma(t)$, $\Psi(t)$, $\psi(t)$ і проаналізувати як під впливом моментного збурення M_y літак розвертається з одночасним входом в крен. Звернути увагу на те, що зміна кута рискання $\psi(t)$ випереджає зміну кута шляху $\Psi(t)$. Для більш детального перегляду тільки графіків $\Psi(t)$, $\psi(t)$ можна скористатися технологією відокремлення та збільшення частини екрану вікна графіків (див. рис.2.8). З цією метою слід,

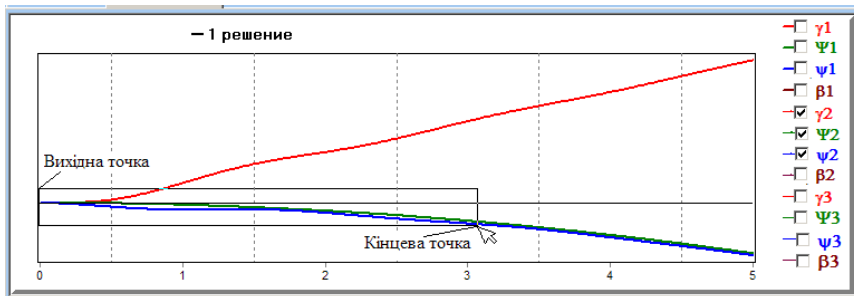




Рис.2.8

використовуючи мишку, обвести курсором ту частину графіків перехідних процесів, яку слід збільшити. Причому починати обведення необхідно з лівої верхньої точки. Для повернення вихідного розміру екрану (обов'язково перед виконанням чергового пунк-

ту роботі) слід обвести будь-яку частину екрану у зворотному порядку: з нижньої правої точки до верхньої лівої.

– Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку D:\LR_SAU\LR2\Zvit під власним ім'ям, наприклад "p1_1_gam_psi.bmp". Рекомендується одразу після збереження результатів моделювання зробити певні надписи на графіках. Для чого згорнути вікно інтерфейсу програми й запустити стандартну програму „Paint” для роботи з графікою. Для прискорення оформлення графіків перехідних процесів в папці „Zvit” знаходиться файл „Шаблон.bmp”, в якому вже підготовлені деякі можливі варіанти підписів до графіків перехідних процесів. Необхідно відкрити цей файл, скопіювати весь його зміст (команди „Виділити все” – Ctrl + A, а потім „Копіювати” – Ctrl + C) і закрити файл. Відкрити збережений файл з графіками перехідних процесів, наприклад файл “p1_1_gam_psi.bmp” і збільшити нижню частину його вікна (підвести курсор до нижнього маркера вікна і коли він перетвориться до вигляду  потягнути мишку вниз). Вставити копійований зміст шаблону (Ctrl + V) і перетягнути його в вільну частину вікна. Виділяючи необхідні підписи перетягнути їх і в обрані місця біля графіків перехідних процесів. По закінченні повернути вікно і вихідне положення (підвести курсор до нижнього маркера вікна і потягнути мишку вверх) при цьому підписі, що не були використані просто зникнуть. Зберегти підписаний файл.

– Розгорнути вікно інтерфейсу програми LR-2 і очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластіку;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута ковзання – **β 1**. Для переглядання характеру зміни кута ковзання β не тільки в малому бічному русі, а й у великому збільшити час інтегрування до 20с та запустити задачу на рішення;

– Переглянути графік перехідного процесу $\beta(t)$;

– Проаналізувати відміни в поведінці літака в плоскому розвороті у порівнянні з розворотом при одночасним нахиленням літака по крену. Для чого імітувати парировання всіх моментів, що викликають нахилення літака, шляхом обнуління коефіцієнтів:

$a_{mx}^{\omega x}$, $a_{mx}^{\omega y}$, a_{mx}^{β} на панелі «**Режими польоту**». Запустити задачу на повторне рішення.

– Переглянути і проаналізувати графік перехідних процесів $\beta_2(t)$ в режимі плоского розвороту на фоні вже існуючого графіка $\beta_1(t)$ при розвороті з одночасним нахиленням літака по крену. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p1_2_beta.bmp”. Бажано підписати збережений графік. Очистити панель графіків;

– На при кінці даного пункту проаналізувати відміни в змінах кута рискання та кута шляху в плоскому розвороті у порівнянні з розворотом при одночасним нахиленням літака по крену. Для чого у правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: Ψ_1 , ψ_1 (кут шляху, кут рискання) та запустити задачу моделювання режиму плоского розвороту (коефіцієнти $a_{mx}^{\omega x}$, $a_{mx}^{\omega y}$, a_{mx}^{β} обнулені) на рішення. Переглянути графік перехідного процесу $\Psi(t)$, $\psi(t)$. На панелі «**Режими польоту**» повернути попередні значення коефіцієнтів: $a_{mx}^{\omega x}$, $a_{mx}^{\omega y}$, a_{mx}^{β} , для чого натиснути кнопку «**Вихідні значення**». Встановивши прапорець «**Візуалізація процесу побудови графіків**», запустити задачу на повторне рішення. Приблизно на 5...6 секунді зупинити процес моделювання кнопкою ■ («Стоп»). Можна не користатися режимом візуалізації, але після побудови графіків програмою використовуючи технологію відокремлення та збільшення частини екрану вікна графіків відрізати нижню частину екрану для більш детального перегляду обох варіантів перехідних процесів;

– Переглянути і проаналізувати графік перехідних процесів $\Psi_2(t)$, $\psi_2(t)$ в режимі розвороту з одночасним нахиленням літака по крену на фоні вже існуючого графіка $\Psi_1(t)$, $\psi_1(t)$ при плоскому розвороті. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p1_3_psi.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

2. Дослідити вплив моментного збурення M_x на характер бічного руху літака:

– На панелі інтерфейсу «Параметри інтегрування», установити час інтегрування 5 с і крок інтегрування 0,01 с, а на панелі інтерфейсу «Діючі збурення», задати збурення: „Моментні збурення: M_x ” та „Східчасте”;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: Ψ_1 , ψ_1 , β_1 (кут шляху, кут рискання, кут ковзання) та запустити задачу на рішення;

– Переглянути і проаналізувати графіки перехідних процесів $\Psi(t)$, $\psi(t)$, $\beta(t)$ при впливі східчастого моментного збурення M_x . Зверніть увагу на те, що зміна кута шляху $\Psi(t)$ у цьому випадку випереджає зміну кута рискання $\psi(t)$, а в перехідних процесах з кута ковзання $\beta(t)$ практично відсутня коливальна складова. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p2_1_psi_beta.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Отримайте графік перехідних процесів $\gamma(t)$, при впливі збурення M_x . Можна додатково отримати графік перехідних процесів $\gamma_2(t)$, при впливі збурення M_y (переключить збурення з M_x на M_y та запустити задачу на повторне рішення) и порівняти графіки перехідних процесів $\gamma_1(t)$ при збуренні M_x на фоні графіків перехідних процесів $\gamma_2(t)$. Зверніть увагу на те, що зміна кута крену при збуренні M_x ($\gamma_1(t)$) по-перше немає коливальної складової на відміну від збурення M_y , а по-друге випереджає зміну кута крену при збуренні M_y ($\gamma_2(t)$), тобто є першопричиною розвитку бічного руху. Збережіть файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p2_2_gam.bmp”. Бажано підписати збережений графік.

3. Дослідити вплив вітрового збурення на характер бічного руху літака:

– На панелі інтерфейсу «**Параметри інтегрування**», установити час інтегрування 20 с, а на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Бічний вітер – β_w** ” та „**Східчасте**”;

– Встановити прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: γ_1 , Ψ_1 , ψ_1 , β_1 і запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\gamma(t)$, $\Psi(t)$, $\psi(t)$, $\beta(t)$ та проаналізувати поведінку ЛА при влученні в бічний повітряний потік. Зверніть увагу на те, в момент влучання ЛА в бічний повітряний потік ($t \approx 0,5$ с) кут ковзання стрибком змінюється на кут знесення β_w (змінюється напрямок повітряної швидкості), а ЛА під впливом моменту шляхової стійкості розвертається на вітер (див. зміну $\psi(t)$). Також зверніть увагу на те, що кут шляху $\Psi(t)$ (напрямок шляхової швидкості) практично не змінюється, тобто ЛА ефективно парирує вітрові збурення. Зберегти результати моделювання в папку „Zvit” під власним ім'ям, наприклад “p3_beta_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

4. Дослідити вплив моменту шляхової стійкості (коефіцієнт a_{my}^β), на динаміку бічного руху літака при відхиленні рулів (руля направлення та елеронів):

– На панелі інтерфейсу «**Параметри інтегрування**», установити час інтегрування 10 с, а на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Відхилення рулів: – δ_n** ” та „**Східчасте**”;

– Встановити прапорець візуалізації β_1 і запустити задачу на рішення, фіксуючи графіки перехідних процесів по куту ковзання $\beta(t)$ (параметра за яким оцінюють шляхову керованість літака);

– На панелі «**Режими польоту**» задати нове значення коефіцієнта a_{my}^β , зменшивши його з 3,23 до 2,23. (**Увага до знаків:** обов'язково « , », а не « . »). Отримати повторне рішення;

- Збільшити значення коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$, приблизно до 6,23.

Запустити задачу на третє рішення;

- Проаналізувати вплив коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$ на керованість літака при відхиленні руля направлення. Звернути увагу на зміну величини кута ковзання при однаковому відхиленні руля направлення, але при різних значеннях коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$ та на зміну частоти коливань перехідних процесів $\beta(t)$;

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p4_1_beta_dn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$;

- Встановивши тільки прапорець візуалізації $\psi 1$, оцінити вплив моменту шляхової стійкості (коефіцієнт $a_{m_y}^\beta$), на динаміку зміни кута рискання при відхиленні руля направлення, фіксуючи тільки графіки перехідних процесів $\psi(t)$ (кут крену при відхиленні руля направлення не є показником шляхової керованості літака, оскільки повинний утримуватися пілотом або САУ близьким до нуля). Рекомендовані значення коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$ при досліджуванні реакції на відхилення δ_n такі: $a_{m_y}^\beta=4,23$ при збільшенні і $a_{m_y}^\beta=2,23$ при зменшенні (відкривши панель додаткових параметрів візуалізації і встановивши прапорець „ ω_y замість Ψ ” можна фіксувати графіки $\omega_y(t)$, а не $\psi(t)$);

- Проаналізувати вплив коефіцієнта, що характеризує шляхову статичну стійкість $a_{m_y}^\beta$, на керованість літака (на швидкість зміни кута рискання) при відхиленні руля направлення;

- Зберегти результати моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p4_2_psi_dn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта $a_{m_y}^\beta$;

– Для дослідження впливу моменту шляхової стійкості на поведінку ЛА при відхиленні елеронів на панелі «Діючі збурення», задати параметри: „Відхилення рулів: – δ_3 ” та „Східчасте”;

– На панелі «Параметри інтегрування» щоб був помітним вплив моменту шляхової стійкості при малих кутах ковзання на поперечну керованість літака збільшити час інтегрування до 20 с;

– Встановивши прапорці візуалізації $\gamma 1, \psi 1$ повторити попередні пункти оцінювання впливу моменту шляхової стійкості (коефіцієнт a_{my}^β), на динаміку бічного руху літака але вже при східчастому відхиленні елеронів, фіксуючи графіки перехідних процесів $\gamma(t), \psi(t)$ (швидкість змін цих параметрів визначає шляхову та поперечну керованість літака). Рекомендується зменшувати коефіцієнт a_{my}^β до 1,23, а збільшувати до 11,23;

– Проаналізувати вплив коефіцієнта a_{my}^β на керованість літака. Звернути увагу на зворотній вплив шляхової стійкості на бічну керованість при відхиленні елеронів у порівнянні з управлінням через руль напрямлення.

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p4_3_gam_psi_de.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідне значення коефіцієнта a_{my}^β .

5. Дослідити вплив моменту поперечної стійкості (коефіцієнт a_{mx}^β) на динаміку бічного руху літака при відхиленні рулів (руля напрямлення та елеронів):

– Не змінюючи настройки параметрів інтегрування і встановивши прапорці для візуалізації параметрів першого рішення: $\gamma 1, \psi 1$, отримати графіки перехідних процесів $\gamma(t), \psi(t)$ у відповідь на відхилення руля напрямлення (на панелі «Діючі збурення», задати параметри: „Відхилення рулів: – δ_n ” та „Східчасте”);

– Перегляньте графіки перехідних процесів $\gamma(t)$, $\psi(t)$ та проаналізувати поведінку ЛА по крену при відхиленні руля направлення. Зверніть увагу на особливість початкової зміни кута крену при відхиленні руля направлення та на її відмінність при дії суто моментного збурення M_y ;

– Зменшивши коефіцієнт a_{mx}^β до 5,8, отримати графіки перехідних процесів, на яких спостерігається ефект зворотної реакції літака по крену на відхилення руля направлення, як прямий вплив зменшення поперечної стійкості;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p5_1_ohrat_reaksia_gam_dn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідні значення коефіцієнтів.

– Встановивши тільки прапорець візуалізації $\psi 1$, оцінити вплив моменту шляхової стійкості (коефіцієнт a_{mx}^β), на динаміку зміни кута рискання при відхиленні руля направлення, фіксуючи тільки графіки перехідних процесів $\psi(t)$. Рекомендовані значення коефіцієнта a_{mx}^β при досліджуванні реакції на відхилення δ_H такі: $a_{mx}^\beta = 9,8$ при збільшенні і $a_{mx}^\beta = 6,8$ при зменшенні;

– Проаналізувати вплив коефіцієнта, що характеризує поперечну статичну стійкість a_{mx}^β , на керованість літака при відхиленні руля направлення. Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p5_2_psi_dn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідні значення коефіцієнта a_{mx}^β ;

– Встановивши прапорці візуалізації $\gamma 1$, $\psi 1$, отримати графіки перехідних процесів $\gamma(t)$, $\psi(t)$ для різних значень коефіцієнта, що характеризує поперечну статичну стійкість a_{mx}^β , при східчастому відхиленні елеронів. Рекомендовані значення коефіцієнта a_{mx}^β

при досліджуванні реакції на відхилення δ_3 такі: $a_{mx}^\beta = 0,8$ при зменшенні і $a_{mx}^\beta = 37,8$ при збільшенні;

– Проаналізувати вплив коефіцієнта, що характеризує поперечну статичну стійкість a_{mx}^β , на керованість літака при відхиленні елеронів. Зверніть увагу, що при великому значенні поперечної стійкості проявляється ефект зависання літака по крену.

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p5_3_gam_psi_de.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідні значення коефіцієнтів.

6. Дослідити вплив коефіцієнта $a_{mx}^{\omega y}$, що характеризує спіральний момент крену, на динаміку бічного руху літака при відхиленні елеронів:

– На панелі інтерфейсу «Параметри інтегрування», установити час інтегрування 20 с, а на панелі «Діючі збурення», задати параметри: „Відхилення рулів: – δ_3 ” та „Східчасть”;

– Встановити прапорці візуалізації γ_1 , а на панелі «Режими польоту» з метою імітування у літака зависання по крену збільшити коефіцієнт a_{mx}^β , що характеризує поперечну статичну стійкість, до 37,8. Запустити задачу на рішення, фіксуючи графік перехідного процесу по куту крену $\gamma(t)$ (швидкість зміни кута крену визначає поперечну керованість літака);

– Двічі збільшуючи коефіцієнт $a_{mx}^{\omega y}$, що характеризує спіральний момент крену (до $a_{mx}^{\omega y} = 5,19$, а потім до $a_{mx}^{\omega y} = 8,19$) проаналізувати його вплив на керованість літака при відхиленні елеронів δ_3 . Зверніть увагу на ліквідацію зависання літака по крену при збільшенні поперечної стійкості до $a_{mx}^{\omega y} = 5,19$, а також на появу ефекту спіральної нестійкості при подальшому збільшенні цього коефіцієнту;

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p6_1_gam_de.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

- Очистити панель графіків. Натиснувши кнопку «Вихідні значення» повернути вихідні значення коефіцієнтів математичної моделі.

7. Дослідити вплив висоти і швидкості польоту на характер бічного руху літака:

- На панелі інтерфейсу «**Параметри інтегрування**», установити час інтегрування 20 с, а на панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Відхилення рулів: – δ_3** ” та „**Східчасте**”;

- Встановити прапорець візуалізації γ_1 , а на панелі «**Режими польоту**» прапорець режиму « $H=1000\text{м}; V=139\text{м/с}$ ». Кнопкою «**СТАРТ**» запустити задачу на рішення, фіксуючи графік перехідного процесу по куту крену $\gamma(t)$ (швидкість зміни кута крену визначає поперечну керуваність літака);

- Змінюючи режими польоту, перемикаючи прапорці « $H = 1000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ » і « $H = 15000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ » на панелі «**Режими польоту**» (при цьому змінюються коефіцієнти моделі літака) отримати ще два графіка перехідних процесів по куту крену;

- Проаналізувати вплив висоти і швидкості польоту на характер бічного руху літака, зокрема на його поперечну керуваність;

- Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_1_gam_de.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

- Очистити панель графіків, а на панелі «**Режими польоту**» встановити прапорець « $H=1000\text{м}; V=139\text{м/с}$ »;

- На панелі «**Діючі збурення**», задати параметри: „**Відхилення рулів: – δ_n** ” та „**Східчасте**”;

- Встановити прапорець візуалізації β_1 . Кнопкою «**СТАРТ**» запустити задачу на рішення, фіксуючи графік перехідного процесу по куту ковзання $\beta(t)$ (за кутом ковзання, яке тотожне бічному перевантаженню, оцінюють шляхову керуваність літака);

– Змінюючи режими польоту, перемикаючи прапорці на панелі «**Режими польоту**» отримати ще два графіка перехідних процесів по куту ковзання для « $H = 1000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ » і « $H = 15000\text{м}; V = 472\text{м/с}$ »;

– Проаналізувати вплив висоти і швидкості польоту на характер бічного руху літака, зокрема на його шляхову керованість;

– Зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit” під власним ім’ям, наприклад “p7_2_beta_dn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім’ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У ЗВІТІ З ЛАБОРАТОРНОЇ РОБОТИ КРІМ ТОГО ЩО ВЖЕ Є У ШАБЛОНІ ПОВИННІ БУТИ НАДАНІ:

– графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);

– докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробить помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\beta(t)$, $\omega_y(t)$.

Лабораторна робота 3

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ ПОЗДОВЖНЬОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджуються засоби поліпшення поздовжньої стійкості та керованості літака на прикладах демпфера тангажа й автомата стійкості.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- критерії оцінки пілотажних характеристик літака (критерії поздовжньої стійкості та керованості);
- демпфер тангажа та його вплив на динамічні характеристики стійкості та керованості;
- автомат стійкості і його вплив на характеристики стійкості та керованості;
- вплив пружкості конструкції на динаміку контурів управління та засоби послаблення впливу аеропругких коливань.

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив демпфера тангажа на якість процесів управління поздовжнім рухом літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
2. Дослідити контури демпфірування з урахуванням пружких коливань конструкції. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
3. Дослідити вплив автомата стійкості на якість процесів управління поздовжнім рухом літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

Задача поліпшення динамічних характеристик літака вирішується з використанням спеціальних засобів часткової автоматизації управління літаком: демпферів та автоматів стійкості. За виконавчі пристрої цих засобів використовують сервоприводи з жорстким зворотним зв'язком, що включаються в проводку системи управління за послідовною схемою, яка забезпечує сумісну роботу пілота й автоматики. У цьому випадку пілот при ручному управлінні відчуває роботу пристроїв автоматики тільки як поліпшення пілотажних характеристик літака, на положенні важеля управління дія засобів автоматики не позначається.

Демпфери й автомати стійкості, як окремі (автономні) пристрої, використовують тільки на літаках другого покоління. На сучасних літаках вони або об'єднуються в окремі комплексні системи стійкості та керованості, або входять до складу системи автоматичного управління і вмикаються в роботу при переході САУ в режим демпфірування (режим сумісного штурвального управління).

Аеродинамічне компонування обумовлює наявність у літака власних демпфіруючих моментів, які виникають при обертанні літака і гасять його кутові коливання відносно зв'язаних осей. Досвід авіації показує, що за рахунок тільки аеродинамічного компонування неможливо створити літак, що володіє хорошими демпфіруючими якостями на всіх режимах польоту. Тому власні аеродинамічні моменти ЛА підсилюють і коректують за рахунок використання демпферів. Демпфер за допомогою датчиків вимірює кутову швидкість обертання літака і пропорційно її величині відхиляє рульову поверхню, створюючи додатковий демпфіруючий момент.

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} \omega_z.$$

Таким чином, *демпфери призначені для підсилення та коректування власних демпфіруючих моментів літака, що гасять його кутові коливання, з метою забезпечення прийнятних динамічних характеристик стійкості та керованості* в усьому діапазоні висот і швидкостей польоту. Зокрема демпфер тангажа створює більш ефективне гасіння короткоперіодичних коливань

поздовжнього кутового руху. Відхилення руля висоти δ_B^{pa} створює додатковий момент $M_z(\delta_B)$, який підсилює власний момент аеродинамічного демпфірування $M_z(\omega_z)$. При стабілізації кута тангажа пілот не помічає втручання демпфера в управління літаком, а ефект дії демпфера сприймає як поліпшення власного аеродинамічного демпфірування.

Але якщо пілот намагається виконати маневр у вертикальній площині з кутовою швидкістю ω_z і відхиляє руль висоти на величину δ_B^p , то демпфер, зменшуючи коливальність перехідного процесу, одночасно реагує також на постійну складову кутової швидкості та відхиляє руль висоти протилежно діям пілота на величину δ_B^{pa} ($\delta_B = \delta_B^p + \delta_B^{pa}$), зменшуючи сталі значення кутової швидкості ω_z . Це сприймається пілотом як погіршення маневрених характеристик літака і, зокрема, як погіршення статичних характеристик поздовжньої керованості.

Для збереження статичних характеристик маневреності у коло датчика кутової швидкості включається ізодромна ланка $T\omega_z p / T\omega_z p + 1$ і закон управління демпфера набуває вигляду

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z$$

Стала часу ізодромної ланки T_{ω_z} обирається такою, що у діапазоні частот короткоперіодичних коливань літака вона поводить себе як суто підсилююча ланка, і демпфер на цих частотах виконує свою основну роль, демпфіруючи коливання літака з кутової швидкості. Через це низькочастотну, а, головне, постійну складову кутової швидкості ω_z ізодромна ланка не пропускає на вхід сервопривода. Тому на усталеному маневрі відхилення руля висоти від рульового агрегату демпфера δ_B^{pa} дорівнює нулю і демпфер не заважає пілоту виконувати енергійне маневрування у вертикальній площині.

Отже, такий демпфер одночасно з поліпшенням демпфірування зберігає статичні характеристики поздовжньої керованості.

Навіть евристичний аналіз контуру управління з першим варіантом закону управління показує, що збільшення передаточного числа K_{ω_z} (збільшення додаткового моменту демпфірування, яке досліджувалося на прикладі некерованого літака), викликає зменшення коливальності перехідних процесів і погіршення статичних характеристик керованості. Але збільшення передаточного числа K_{ω_z} має ще додатковий негативний ефект. Справа в тому, що контури стійкості та керованості відносяться до високочастотних контурів управління. Тому при значних збільшеннях коефіцієнтів підсилення таких контурів управління починає відігравати свою роль інерційність сервоприводів, яка проявляється у появі високочастотних кутових коливань.

Демпфери не повністю вирішують проблему поліпшення динамічних якостей літака, оскільки вони цілеспрямовано підвищують тільки недостатнє аеродинамічне демпфірування. Але пілотажні характеристики залежать також від статичної стійкості літака. Необхідний ступінь статичної стійкості руху ЛА забезпечується автоматами стійкості.

У термінах передаточних функцій запас шляхової та поздовжньої статичної стійкості з перевантаження однозначно визначається показниками динамічних характеристик стійкості та керованості – власними частотами недемпфірованих коливань ω_β , ω_α , які визначають час спрацювання, тобто швидкодію контуру управління. Тому ***автомати стійкості підвищують шляхову або поздовжню статичну стійкість з перевантаження з одночасним зростанням швидкодії контурів управління.***

Конструктивно принципи побудови автоматів стійкості не відрізняються від демпферів. Але за датчики інформації, наприклад, в автоматах поздовжньої стійкості використовують або датчик кута атаки, або датчик нормального перевантаження, сигнал якого пропорційний куту атаки. Додаткове відхилення руля висотом стійкості, яке пропорційне куту атаки або нормальному перевантаженню, наприклад, $\delta_B^{pa} = K_{n_y} n_y$ підсилює власний момент поздовжньої статичної стійкості з перевантаження $M_z(\alpha)$.

Але підсилення поздовжньої статичної стійкості з перевантаження погіршує демпфірування кутових рухів, тому доцільно здійснювати комплексну корекцію статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості. Цю задачу вирішують автомати поздовжнього управління, які у простішому варіанті являють собою сполучення демпфера тангажа і автомата стійкості. Закон управління рулем висоти у цьому випадку має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{\text{pa}},$$

де $\delta_B^{\Pi} = K_B x_B$;

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{n_y} n_y + K_{\omega_z} \omega_z.$$

Підсилення поздовжньої статичної стійкості погіршує статичну керованість літака. Зменшення поздовжньої статичної керованості сприймається пілотом як погіршення пілотажних характеристик. Для відновлення поздовжньої статичної керованості можна включити в закон управління автомата поздовжнього управління сигнал відхилення важеля управління від балансувального положення $K_{x_B} x_B$. Закон управління у цьому випадку має вигляд:

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{n_y} (n_y - n_{y_3}) + K_{\omega_z} \omega_z$$

де $n_{y_3} = -\frac{K_{x_B}}{K_{n_y}} x_B$ – задане важелем управління значення нормального перевантаження в усталеному режимі польоту.

Такий автомат поздовжнього управління, зберігаючи статичні характеристики керованості, підвищує швидкодію управління, а при дії збурень аналогічно автомату стійкості покращує статичну стійкість літака з перевантаження. Складова $K_{\omega_z} \omega_z$ закону управління забезпечує ефективне гасіння короткоперіодичних коливань поздовжнього кутового руху.

Елементи конструкції ЛА у польоті зазнають пружні деформації під впливом різних збурень: аеродинамічних сил органів управління та крила, турбулентності атмосфери, тощо. У літака як у пружної системи можуть збуджуватися коливання різних тонів (поєднання форми та частоти коливань конструкції). Амплітуди

коливань певного тону залежать від точок координат конструкції, наприклад, змінюються вздовж розмаху крила. Цю залежність називають *функцією форми* коливань даного тону

Відомо, що амплітуда пружних коливань з ростом тону зменшується. Тому на динаміку контуру управління найсильніше впливає перший тон пружних коливань. На рис. 3.1 зображена функція форми першого тону пружних коливань фюзеляжу. Характерними точками функції форми є вузли – точки, які не беруть участі в коливаннях і пучність – точка з максимальної амплітудою коливань.

У керованому польоті пружні коливання можуть підсилюватися, оскільки до процесу розвитку коливань конструкції підключається система автоматичного управління. Відомо, що на динаміку контуру управління найсильніше впливає перший (самий низькій) тон пружних коливань, а контури, в яких найсильніше проявляється цей ефект це контури демпфірування, які мають найширшу смугу пропускання.

Якщо датчик кутової швидкості демпфера розташовується в передній частині фюзеляжу, то сигнали пружних коливань з датчика, надходячи до руля висоти, будуть створювати сили, які збільшують вигинання фюзеляжу, тобто підсилюють аеропружні коливання. До того ж, високочастотні відхилення руля висоти створюють знакозмінні моменти, що призводять до коливань поздовжньої осі з частотою близькою до коливань першого тону, тобто пружні коливання переходять у кутові. Це явище отримало назву *аероавторпружних коливань*, які при певних умовах переходять в “апаратурний флатер”, що призводить до руйнування конструкції літака. До аналогічних наслідків призводить розташування датчика в задній частині фюзеляжу, перед пучністю, але ефект підсилення аеропружних коливань, як правило, не виникає.

При наближенні датчика кутової швидкості до пучності вплив аеропружних коливань на динаміку контура демпфірування зменшується. При розташуванні датчика кутової швидкості в пучності першого тону, він буде здійснювати під впливом згинальних деформацій тільки поступальний рух, тобто не буде відтворювати

сигнали пружних коливань. Однак координати пучності в польоті змінюються, тому для послаблення впливу пружних коливань на роботу контуру демпфірування в коло сигналу датчика кутової швидкості встановлюється смуговий фільтр – „фільтр пробка”, який настроєний на частоту першого тону пружних коливань. Передаточна функція такого фільтра має вигляд:

$$W_1(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_1 p + \omega_1^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_1 p + \omega_1^2}, \text{ де } \xi_1 \ll \xi_2.$$

Цей фільтр зменшує сигнал датчика кутової швидкості на частотах близьких до частот першого тону і практично не викривлює сигнали іншої частоти.

Для усунення впливу старших тонів пружних коливань на контури демпфірування у колі датчика кутової швидкості встановлюють фільтр типу

$$W_2(p) = \frac{1}{T_\phi^2 p^2 + 2\xi_\phi T_\phi p + 1}, \text{ де } \xi_\phi > 0,5,$$

який зрізує сигнали з частотою більше $1/T_\phi$.

Об'єкт дослідження

У роботі досліджується закон управління рулем висоти, що в узагальненому вигляді може бути поданий таким чином:

$$\delta_B = \delta_B^l + \delta_B^{pa};$$

$$\delta_B^l = K_B X_B; \delta_B^{pa} = K_{\omega z} \frac{T_{\omega z} p}{T_{\omega z} p + 1} W_\phi^{изг}(p) \omega_z + K_{ny} n_y + K_{xv} X_B. \quad (3.1)$$

Поздовжній рух літака як об'єкта управління описується системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -a_x^V V - a_x^\theta \theta - a_x^\alpha \alpha; \\
\dot{\theta} &= -a_y^V V - a_y^\alpha \alpha + a_y^{\delta\theta} \delta_\theta; \\
\dot{\omega}_z &= -a_{mz}^V V - a_{mz}^{\omega z} \omega_z - a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^{\delta\theta} \delta_\theta + m_{z\theta}; \\
\dot{\vartheta} - \omega_z &= 0; \\
\alpha &= \vartheta - \theta + \alpha_w; \\
n_y &= -\frac{V_0}{g} \cdot a_y^\alpha \alpha.
\end{aligned} \tag{3.2}$$

У рівняннях (3.1), (3.2) прийняті такі позначення:

$$V = \frac{\Delta V}{V_0}; \theta = \Delta\theta; \omega_z = \Delta\omega_z; \alpha = \Delta\alpha; \vartheta = \Delta\vartheta; n_y = \Delta n_y - \text{відхилен-$$

ня параметрів польоту від програмних, які задані у безрозмірній формі;

$\delta_B^{\text{л}}$, δ_B^{pa} – відхилення руля висоти льотчиком і рульовим агрегатом; a_x^V , a_x^θ , a_x^α ... $a_{mz}^{\delta\theta}$ – коефіцієнти системи рівнянь (3.2), що прийняті рівними їх значенням для “1” режиму польоту (див. ЛР 1);

K_B – передаточне число проводки управління; K_{ω_z} , K_{n_y} , K_{xv} – передаточні числа закону управління; T_{ω_z} – стала часу ізодромного фільтра в колі сигналу ω_z ; $W_\phi^{\text{изг}}(p)$ – смугової фільтр першого тону (ω_0) пружких коливань,

$$W_\phi^{\text{изг}}(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_0 p + \omega_0^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_0 p + \omega_0^2}, \text{ де } \xi_2 > \xi_1.$$

$m_{z\theta}$, α_w – зовнішні збурення.

При виконанні лабораторної роботи вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі інтерфейсу програми «**Діючі збурення**». Докладно про роботу з цією панеллю викладено в опису лабораторної роботи №1.

В роботі дослідженню підлягають контури з такими законами управління:

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega z} \omega_z; \quad (3.3)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega z} \frac{T_{\omega z} p}{T_{\omega z} p + 1} \omega_z; \quad (3.4)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega z} W_{\phi}^{изг}(p) \omega_z; \quad (3.5)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega z} \omega_z + K_{ny} n_y; \quad (3.6)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega z} \omega_z + K_{ny} n_y + K_{xB} X_B. \quad (3.7)$$

Закони управління (3.3) ÷ (3.7) є окремими варіантами закону управління (3.1).

Вибір досліджуваного варіанту закону управління здійснюється з окремої панелі інтерфейсу програми – панелі «**Закони управління**» (див. рис. 3.2). Перемикачі „1”...”5” у заголовку панелі дозволяють обрати досліджуваний варіант (від (3.3) до (3.7) відповідно) закону управління. При цьому у верхній частині вікна з’являється формула, яка описує досліджуваний закон управління. На панелі також відкриваються діалогові віконця через які можна змінювати передаточні числа досліджуваного закону управління.

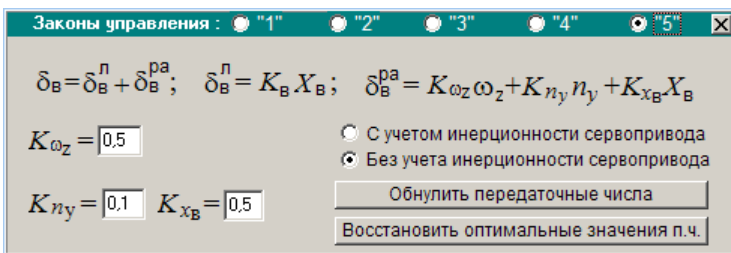


Рис. 3.2

При завданні нових значень передаточних чисел необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта з’являється транспарант „Помилка введення!!” і дане передаточне число відновлюється до свого оптимального значення. Відновити оптимальні значення передаточних чисел можна також натиснувши на панелі кнопку «**Відновити оптимальні значення п.ч.**». Кнопка «**Обнулити передаточні числа**» вимикає автоматику – іноді це потрібно для проведення порівняльного аналізу.

При дослідженні деяких контурів демпфірування оцінюється вплив інерційності привода на динаміку контурів управління. Як математична модель реального сервопривода тут використовується ланка другого порядку яка враховує інерційність рульового агрегату. Підключення цієї моделі до досліджуваного контуру управління здійснюється перемикачем „3 урахування інерційності сервопривода” – „Без урахування інерційності сервопривода”.

При дослідженні контурів демпфірування аеропругкого літака – закон управління (3.5) (кнопка „3” на заголовку панелі) на панелі (див. рис. 3.3) з’являється перемикач „Без смугового фільтра” – „Включення фільтра в коло ДУС”.

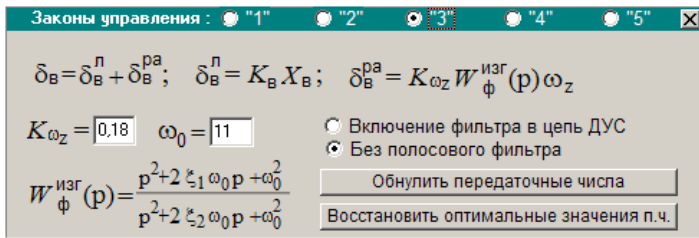


Рис. 3.3

При проведенні цих досліджень за математичну модель пругких коливань першого тону використовується коливальна ланка зі слабким демпфіруванням. Пругкі коливання збуджуються як відхиленням руля висоти, так і зовнішніми збуреннями і накладаються на покази датчика кутових коливань. Оскільки амплітуда кутової швидкості прогину поздовжньої осі в різних точка фюзеляж різна (в пучності вона дорівнює нулю, а у вузлах максимальна), то в програмі передбачена зміна положення датчика кутової швидкості (ДУС) вздовж осі ОХ. При дослідженні цих контурів демпфірування (кнопка „3” на заголовку панелі «Закони управління») на панелі графіків з’являється додаткова панель «Положення ДУС на осі ОХ» (див. рис. 3.4), за допомогою якої можна змінювати положення датчика кутової швидкості відносно пучності (у відсотковому співвідношенні до бази





Рис. 3.4

„пучність – передній вузол”). При 0% ДУС знаходиться у пучності, при 100% – у вузлі. Панель зникає з екрану графіків при запуску процесу моделювання і може бути знову викликана кнопкою з піктограмою „**Положення ДУС на осі ОХ**” розташованою в групі кнопок „**Активізація панелей інтерфейсу**”.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи


Включити комп'ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім'ям ЛР САУ, в якій відкрити папку з ім'ям ЛР_3 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-3). Натиснувши кнопку «**Інформація**», можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно «**Інформація**», приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив демпфера тангажа на характер позовжнього руху літака:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже завданні). Панель «**Параметри інтегрування**» активізується піктограмою ; Кнопкою  у верхній правій частині панелі закрийте панель (панель також зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив „**Відхилення пілотом штурвала – X_B** ” та „**Східчасте**” (за умовчанням саме такий вплив вже встановлений);


– Упевнитися, що на транспаранті панелі «**Закони управління**» активізований прапорець „1” – закон управління (3.3), формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Упевнитися, що прапорці врахування інерційності показують „**Без врахування інерційності сервопривода**”;



– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кутової швидкості тангажа – ω_1 , за якою оцінюють позовжню керованість літака та кнопкою  запустити процес моделювання контуру демпфірування із законом управління (3.3);

– На панелі «**Закони управління**» задати нове значення коефіцієнта $K_{\omega z}$, зменшивши його з 0,18 до 0,018. (Увага до знаків: обов'язково « , », а не « . »). Отримати повторне рішення;

– Збільшити значення передаточного числа $K_{\omega z}$, приблизно до 0,48. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив передаточного числа $K_{\omega z}$ у законі управління (3.3) на статичні та динамічні характеристики поздовжньої керованості літака. Звернути увагу на сталі значення кутової швидкості тангажа (статичні характеристики) та на зміну частоти коливань і коливальність перехідних процесів (динамічні характеристики);

– Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit_3”, яка знаходиться в папці ЛР_3, під власним ім'ям, наприклад “p1_1_wz.bmp”. Рекомендується одразу після збереження результатів моделювання зробити певні надписи на графіках. Очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластика. Кнопкою «Відновити оптимальні значення п.ч.» повернути вихідне значення передаточного числа $K_{\omega z}$;

– Можна повторити попередні пункти фіксуючі нормальне перевантаження n_y (другий параметр, за яким оцінюють поздовжню керованість літака). Оскільки параметр n_y не відноситься до основних параметрів візуалізації, то, кликнувши піктограму із зображенням панелі на фоні графіків („Дод. параметри візуалізації”) відкрити панель додаткових параметрів візуалізації і змінити параметри візуалізації, (замість  підключити n_y , клацнувши кнопку « n_y замість »). Закрити панель додаткових параметрів візуалізації (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання) і активізувати прапорець **ny1**;

– Проаналізувавши результати моделювання, зберегти файл графіків в папку „Zvit_3” під власним ім'ям, наприклад “p1_2_ny.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, відновити оптимальні значення передаточних чисел;

– На панелі «**Закони управління**» підключити до програми моделювання контурів демпфірування модель сервоприводів – активізувати прапорець „**З урахування інерційності сервопривода**”. У вікні графіків встановити прапорець – $\omega z1$ та запустити процес моделювання контуру демпфірування із законом (3.3) з оптимальним значенням передаточного числа $K_{\omega z}$;

– На панелі «**Закони управління**» значно збільшити передаточне число $K_{\omega z}$, встановивши його з 0,18 до 1,18. Отримати повторне рішення;

– На панелі «**Закони управління**» деактивізувати модель сервоприводів – клацнути кнопку „**Без врахування інерційності сервопривода**”. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив інерційності сервопривода на динамічні характеристики контуру демпфірування. Зверніть увагу на появу високочастотних коливань;

– Збережіть файл графіків в папку „Zvit_3”, наприклад як “p1_3_wz_CP.bmp”. Підписати збережені графіки. Очистити панель графіків. Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» повернути вихідне значення передаточного числа $K_{\omega z}$;

– Не змінюючи установок, встановити прапорець – **ny1** для фіксації нормального перевантаження і запустити на рішення задачу моделювання контуру демпфірування із законом управління (3.3) при керуючому впливі льотчика **Xв** ;

– Відключити демпфер, клацнувши на панелі «**Закони управління**» кнопку „**Обнулити передаточні числа**”. Запустити задачу на повторне рішення;

– На транспаранті панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” для моделювання контуру демпфірування із законом управління (3.4) – з ізодромною ланкою у колі сигналу ωz . Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління з’явилася у середній частині панелі. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив демпферів з різними законами управління на статичні характеристики поздовжньої керованості літака (на маневреність літака). Статичні характеристики поздовж-

ньої керованості оцінюються за сталим значенням нормального перевантаження або кутової швидкості;

- Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_3”, наприклад з ім'ям “p1_4_nu_izodr'wz_wz.bmp” або при фіксації кутової швидкості тангажа з ім'ям “p1_4_wz_izodr'wz_wz.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

- При наявності часу можна для закону управління (3.4) проаналізувати вплив змін передаточного числа та сталої часу на статичні та динамічні характеристики поздовжньої керованості літака, фіксуючи, наприклад, нормальне перевантаження. При дослідженні впливу сталої часу необхідно враховувати, що зміна T_{ω_z} впливає на загальний коефіцієнт підсилення ($T_{\omega_z} \cdot K_{\omega_z}$), тому при зміні T_{ω_z} необхідно одночасно змінювати передаточне число K_{ω_z} таким чином, щоб загальний коефіцієнт підсилення сигналу ω_z залишався постійним. Рекомендується при $T_{\omega_z} = 0,6$ збільшити K_{ω_z} до 0,48, а при $T_{\omega_z} = 2,6$ зменшити K_{ω_z} до 0,11.

- Якщо такі дослідження виконані, то збережіть результати досліджень впливу K_{ω_z} в папку „Zvit_3”, з ім'ям файлу “p1_5_nu_izodr_Kwz.bmp”, а результати досліджень впливу T_{ω_z} з ім'ям файлу “p1_5_nu_izodr_Twz.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

2. Дослідити вплив демпфера тангажа на характер поздовжнього руху аеропругкого літака:

- На транспаранті панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3”. При цьому до програми моделювання підключається модель аеропругких коливань для проведення досліджень контуру демпфірування із законом управління (3.5) – зі смуговим фільтром у колі сигналу ω_z . Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а на панелі графіків з'явилася додаткова панель «**Положення ДУС на осі ОХ**». Клацнувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”, відключити демпфер тангажа;

– Відкрити панель додаткових параметрів візуалізації і активізувати прапорець « $\omega_{\text{ДУС}}$ замість α » (замість α підключити сигнал, що вимірює датчик кутової швидкості, встановлений в певній точці фюзеляжу літака) та прапорець « ω_{\sim} замість Θ ».

– Встановити прапорець $\omega_{\sim 1}$ для фіксації кутової швидкості вигинання поздовжньої осі літака в певній точці фюзеляжу. Впевнитися, що на додатковій панелі «**Положення ДУС на осі ОХ**» задано положення 50%, тобто ДУС знаходиться посередині між пучністю і переднім вузлом;

– При керуючому впливі льотчика **Хв**, не змінюючи параметрів інтегрування: час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с, запустити процес моделювання динаміки поздовжнього руху літака з урахуванням пружких коливань, фіксуючі кутову швидкості вигинання поздовжньої осі літака в цієї точці фюзеляжу;

– Знову викликати додаткову панель «**Положення ДУС на осі ОХ**» і змінити точку встановлення датчика на 100% , тобто перемістити її у вузол. Запустити задачу на повторне рішення;

– Перемістити точку встановлення датчика поближче до пучності, наприклад до 5%. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати як змінюється амплітуда кутової швидкості вигинання поздовжньої осі літака в різних точках фюзеляжу.

– Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_3”, наприклад з ім'ям “p2_wz_fuzelag_demf_ON.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– На панелі «**Положення ДУС на осі ОХ**» задати 60%, тобто встановити ДУС поближче до переднього вузла. Встановити прапорець для фіксації кутової швидкості тангажа ω_{z1} (кутової швидкості обертання літака) і прапорець ω_{d1} для фіксації змін кутової швидкості у місці розташування датчика, який вимірює і кутову швидкості обертання фюзеляжу і кутову швидкості вигинання поздовжньої осі літака у місці розташування датчика;

– При керуючому впливі льотчика **Хв**, не змінюючи параметрів інтегрування: час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с, запустити процес моделювання динаміки поздовжнього руху літака з урахуванням пружких коливань;

– Проаналізувати покази датчика кутової швидкості й впевнитися, що в його показах присутня високочастотна складова, яка характерна для першого тону аеропружних коливань конструкції літака;

– Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_3”, наприклад з ім'ям “p2_1_wz_izg_demf_ON.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Клацнувши на панелі «**Закони управління**» кнопку «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» підключити демпфер тангажа. Впевнитися, що смуговий фільтр в законі управління демпфера відсутній (активний прапорець „Без смугового фільтру”). Встановити прапорець для фіксації кутової швидкості тангажа ω_1 (кутова швидкості обертання літака) і запустити задачу на перше рішення;

– На панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „Включення фільтру в коло ДУС”, тобто підключити в коло сигналу кутової швидкості смуговий фільтр. Запустити задачу на друге рішення;

– На транспаранті панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „1”. При цьому від програми моделювання відключається модель аеропругких коливань, а в контур управління підключається демпфер із законом управління (3.3). Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив демпфера тангажа з законом управління (3.5) на динаміку контуру управління поздовжнім рухом літака, схильного до пружких коливань. Звернути увагу на резонансні явища в контурі управління, що викликають “апаратурний флатер”. Порівняйте процеси в контурах управління кутовим рухом літака, схильного до пружких коливань, і літака, у якого пружкі коливання конструкції відсутні;

– Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_3”, наприклад з ім'ям “p2_1_wz_izg_demf_OFF.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

3. Дослідити вплив автомата стійкості на характер поздовжнього руху літака:

– На панелі «**Діючі збурення**», задати „**Моментне збурення Mz**” та „**Східчасте**”;

– На транспаранті панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4” для моделювання контуру автомата стійкості із законом управління (3.6). Формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Клацнувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”, відключити автоматику;

– Встановити прапорець для фіксації кута тангажа ϑ_1 і не змінюючи параметри інтегрування : час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с, запустити на рішення задачу моделювання динаміки поздовжнього короткоперіодичного руху некерованого літака;

– Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» підключити автомат стійкості й знову запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру поліпшення характеристик стійкості із законом управління (3.5) при впливі на літак збурення **Mz**;

– На панелі «**Діючі збурення**», задати „**Відхилення пілотом штурвала - Хв**”. (з урахуванням коефіцієнта, що характеризує ефективність руля висоти, керуючий вплив буде таким же як момент збурення);

– Підтвердивши східчастий характер впливу, запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру поліпшення характеристик стійкості із законом управління (3.5) при керуючому впливі **Хв**;

– Проаналізувати графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$ трьох рішень, звернуть увагу на вплив автомата стійкості із законом управління (3.5) на характеристики стійкості та керованості літака (на швидкість зміни кута тангажа). і задокументувати результати виконаного пункту; Збережіть файл графіків в папку „Zvit_3”, наприклад як “p3_1_tet_AУ.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

– Повторіть виконані пункти, фіксуючи графіки перехідних процесів $\alpha(t)$. Збережіть отримані графіки в папку „Zvit_3”, наприклад як “p3_1_alf_AУ.bmp”. Очистити панель графіків.

– На транспаранті панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „5” для моделювання контуру автомата поздовж-

нього управління із законом управління (3.7). Формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі;

- Повторіть попередні пункти, фіксуючи графіки перехідних процесів $\alpha(t)$, $\vartheta(t)$;

- Проаналізувати вплив автомата поздовжнього управління із законом управління (3.7) на якість перехідних процесів поздовжнього руху. Звернути увагу на швидкодію контуру управління та статичні характеристики керованості. Порівняти проведені дослідження з аналогічними для автомата стійкості, що реалізує закон управління (3.6);

- Збережіть отримані графіки в папку „Zvit_3”, наприклад як “p3_2_tet_APY.bmp” та “p3_2_alf_APY.bmp” Очистити панель графіків;

- На панелі «Діючі збурення», задати „Моментне збурення Mz ” та „Східчасте”. Встановити прапорець для фіксації кута атаки α_1 ;

- не змінюючи інші установки, для проведення надалі порівняльного аналізу запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру поліпшення характеристик стійкості із законом управління (3.7) при дії збурення Mz ;

- На панелі «**Закони управління**» збільшити на порядок передаточне число K_{ny} . Запустити задачу на повторне рішення;

- Зменшити передаточне число K_{ny} на порядок щодо першого значення. Знову запустити задачу на рішення;

- Проаналізувати, як впливає зміна передаточного числа K_{ny} на якість перехідних процесів поздовжнього руху літака;

- Збережіть отримані графіки в папку „Zvit_3”, наприклад як “p3_3_alf_Kny.bmp” Очистити панель графіків. Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» повернути вихідні значення передаточних чисел;

- На панелі «Діючі збурення», задати „Відхилення пілотом штурвала - $Xв$ ” та „Східчасте”. Встановити прапорець для фіксації кута атаки α_1 ;

- На панелі «**Закони управління**», клацнувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”, відключити автоматику. Запусти-

ти на рішення задачу моделювання динаміки поздовжнього руху літака без автомата стійкості при керуючому впливі **Xв**, що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» підключити автоматику. Знову запустити на рішення задачу моделювання динаміки поздовжнього руху літака, але вже з автоматом стійкості при керуючому впливі **Xв**, що надалі також буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Зменшити або збільшити на порядок передаточне число K_{ny} відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Впевнитися що при цьому порушується статична керованість літака (при одному и тому же відхиленні штурвала літак переходить на інший кут атаки). Графіки перехідних процесів можна не фіксувати.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім'ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

– графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);

– докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробить помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\vartheta(t)$, $\alpha(t)$.

Лабораторна робота 4

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ БІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНOSTІ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджуються засоби поліпшення бічної стійкості та керованості літака на прикладах демпфера крену, демпфера рискання й автомата шляхової стійкості.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- критерії оцінки пілотажних характеристик літака (критерії бічної стійкості та керованості);
- демпфер крену і його вплив на динамічні характеристики поперечної стійкості та керованості;
- демпфер рискання і його вплив на динамічні характеристики шляхової стійкості та керованості;
- автомат шляхової стійкості, автомат бічного управління та їхній вплив на характеристики бічної стійкості та керованості.

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив демпфера крену на якість процесів управління бічним рухом літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
2. Дослідити вплив демпфера рискання на якість процесів управління бічним рухом літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
3. Дослідити вплив автомата шляхової стійкості на якість процесів управління бічним рухом літака. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

Задача поліпшення динамічних характеристик літака вирішується з використанням спеціальних засобів часткової автоматизації управління літаком: демпферів та автоматів стійкості. За виконавчі пристрої цих засобів використовують сервоприводи з жорстким зворотним зв'язком, що включаються в проводку системи управління за послідовною схемою, яка забезпечує сумісну роботу пілота й автоматики. Таким чином сумарне відхилення, наприклад, руля направлення дорівнює, $\delta_n = \delta_n^p + \delta_n^{pa}$, де δ_n^p – відхилення руля від пілота, а δ_n^{pa} – відхилення руля від автоматики. У цьому випадку пілот при ручному управлінні відчуває роботу пристроїв автоматики тільки як поліпшення пілотажних характеристик літака, на положенні важеля управління дія засобів автоматики не позначається.

Демпфери й автомати стійкості, як окремі (автономні) пристрої, використовують тільки на літаках другого покоління. На сучасних літаках вони або об'єднуються в окремі комплексні системи стійкості та керованості, або входять до складу системи автоматичного управління і вмикаються в роботу при переході САУ в режим демпфірування (режим сумісного штурвального управління).

Аеродинамічне компонування обумовлює наявність у літака власних демпфіруючих моментів, які виникають при обертанні літака і гасять його кутові коливання відносно зв'язаних осей. Власні аеродинамічні моменти ЛА підсилюють і коректують за рахунок використання демпферів. Демпфер за допомогою датчиків вимірює кутову швидкість обертання літака і пропорційно її величині відхиляє рульову поверхню, створюючи додатковий демпфіруючий момент.

Таким чином, демпфери призначені для підсилення та коректування власних демпфіруючих моментів літака, що гасять його кутові коливання, з метою забезпечення прийнятних динамічних характеристик стійкості та керованості в усьому діапазоні висот і швидкостей польоту.

Зокрема демпфер ристання призначений для більш ефективного гасіння коливальної складової бічного руху літака. Проте на

відміну від демпферів тангажа та рискання, які гасять кутові коливання, демпфер крену в основному призначений для збільшення швидкодії управління креном, а також зменшує коливальність перехідних процесів при управлінні літаком по крену.

Демпфери рискання частіше всього використовують закон управління вигляду

$$\delta_{\text{Н}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y, \quad (4.1)$$

При такому законі управління статичні характеристики стійкості та керованості літака залишаються незмінними на відміну демпфера з пропорційним законом управління

$$\delta_{\text{Н}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \omega_y,$$

тобто демпфер (4.1) не заважає пілоту виконувати маневрування у горизонтальній площині.

Демпфер крену, який реалізує пропорційний закон управління

$$\delta_5^{\text{pa}} = K_{\omega_x} \omega_x, \quad (4.2)$$

зменшуючи час перехідного процесу, зменшує також сталі значення кутової швидкості крену. Це позитивно позначається на стійкості руху, оскільки зменшується вплив на літак збурень, у тому числі вплив кутових коливань руху з рискання на рух з крену. Однак при виконанні маневру з крену демпфер із законом управління (4.2) заважає пілоту, статичні характеристики поперечної керованості погіршуються і це негативно сприймається пілотом. Тому для збереження тільки статичних характеристик керованості в демпферах крену використовують закон управління:

$$\delta_e = \delta_e^{\text{п}} + \delta_e^{\text{pa}},$$

де $\delta_e^{\text{п}} = K_{x_e} x_e$;

$$\delta_e^{\text{pa}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{x_e} x_e.$$

Сигнал $K_{x_e} x_e$ знімається з датчика положення важеля і спочатку підсилює вплив керуючого сигналу пілота. В усталеному режимі сигнал демпфера $K_{\omega_x} \omega_x$ компенсує додаткове відхилення

елеронів від сигналу $K_{x_e} x_e$, тому елерони повертаються до того положення, на яке їх відхилив пілот, тобто статичні характеристики поперечної керованості не змінюються. По суті сигнал $K_{x_e} x_e$ вилучає з сигналу кутової швидкості постійну складову $\omega_{x_{ст}}$

Демпфери не повністю вирішують проблему поліпшення динамічних якостей літака, оскільки вони цілеспрямовано підвищують тільки недостатнє аеродинамічне демпфірування. Але пілотажні характеристики залежать також від статичної стійкості літака. Необхідний ступінь статичної стійкості руху ЛА забезпечується автоматами стійкості.

У термінах передаточних функцій запас шляхової та позовжньої статичної стійкості з перевантаження однозначно визначається показниками динамічних характеристик стійкості та керованості – власними частотами недемпфированих коливань $\omega_\beta, \omega_\alpha$, які визначають час спрацювання, тобто швидкодію контура управління. Тому ***автомати стійкості підвищують шляхову або позовжню статичну стійкість з перевантаження з одночасним зростанням швидкодії контурів управління.***

Конструктивно принцип побудови автоматів стійкості не відрізняється від принципів побудови демпферів. Сервоприводи автоматів стійкості також вбудовують у проводку системи управління літака за послідовною схемою, яка забезпечує сумісну роботу пілота і автомата стійкості. Але як датчики інформації, наприклад, в автоматах шляхової стійкості застосовують або флюгерний датчик кута ковзання, або частіше датчик бічного перевантаження.

Сигнал n_z з датчика бічного перевантаження після підсилення надходить до сервопривода, який відхиляє руль направлення. При цьому створюється момент $M_y(\delta_H)$ у бік компенсації кута ковзання, що підсилює власний момент шляхової стійкості $M_y(\beta)$. Оскільки рульовий агрегат сервопривода включений в проводку управління послідовно, то пілот при управлінні відчуває роботу автомата стійкості тільки як поліпшення пілотажних характеристик літака; на положенні педалей дія автомата стійкості не позначається. Закон управління автомата стійкості у цьому випадку має вигляд:

$$\delta_{\text{H}}^{\text{pa}} = K_{n_z} n_z$$

Вплив підсилення моменту шляхової стійкості детально аналізувався при виконанні лабораторної роботи №2. Тому робота автомата шляхової стійкості сприймається пілотом як підвищення шляхової статичної стійкості при дії збурень і як погіршення статичної керованості з одночасним зростанням швидкодії у відповідь на керуючі впливи.

Зменшення шляхової статичної керованості не сприймається пілотом як погіршення пілотажних характеристик, оскільки енергійних маневрів за допомогою руля направлення літак не виконує. Проте в момент виконанні координованого розвороту автомат шляхової стійкості, компенсуючи кут ковзання, зменшує бічну силу $Z(\beta)$, яка протидіє результуючій силі ваги та піднімальній силі Z_Y^G , що змінює напрям вектора швидкості, тобто автомат шляхової стійкості підвищує швидкість зміни траєкторії польоту (додаткова сила $Z(\delta_{\text{H}})$, що створюється рулем направлення, на багато менше сили $Z(\beta)$, яка компенсується). До того ж, на початок розвороту автомат стійкості, створюючи момент від руля направлення $M_y(\delta_{\text{H}})$, форсовано сполучає поздовжню вісь з вектором швидкості.

Таким чином, автомат шляхової стійкості при виконанні координованого розвороту підвищує його енергійність, тобто поліпшує статичні характеристики бічної керованості.

Оскільки автомат стійкості декілька погіршує демпфірування кутових рухів $\xi_{\text{ост}} < \xi_{\alpha}$, то доцільно здійснювати комплексну корекцію статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості. Комплексна корекція статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості літака у бічному русі забезпечується автоматами бічного управління (АБУ). У простішому варіанті АБУ являє собою сполучення демпфера та автомата шляхової стійкості. Але визначною особливістю АПУ є тісний взаємозв'язок каналів елеронів і руля направлення.

Перехресні зв'язки можуть бути за відхиленням штурвала з крену $K_{x_e}^{\text{H}} x_e$,

$$\delta_{\text{H}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \omega_y + K_{n_z} n_z + K_{x_e}^{\text{H}} x$$

або за кутовою швидкістю крену $K_{\omega_x}^{\text{H}} \omega_x$.

$$\delta_{\text{H}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \omega_y + K_{n_z} n_z + K_{\omega_x}^{\text{H}} \omega_x$$

Перехресний зв'язок, створює випереджаючі (по відношенню до кута ковзання) відхилення руля направлення. Справа в тому, що при нахиленні літака з'являється ковзання через кінематичний перехід кута атаки в кут ковзання. Відхиляючи руль направлення одночасно з відхиленням елеронів (саме так діє пілот при виконанні енергійного маневру в бічній площині), АБУ попереджує появу кута ковзання. При цьому вирішується низка задач. По-перше, підвищується енергійність маневру (руль направлення створює додатковий момент у бік розвороту). По-друге, при нахиленні літака практично не виникає кут ковзання, а це попереджує звалювання літака через несиметричну обтечу крила на великих кутах атаки. І, нарешті, додатковим відхиленням руля направлення у бік розвороту АБУ, компенсуючи кут ковзання, збільшує кутову швидкість ривання ω_y і відповідний спіральний момент $M_x(\omega_y)$. Сумісно з моментом управління $M_x(\delta_e)$ спіральний момент "підкручує" літак, запобігаючи "зависання" з крену.

Об'єкт дослідження

У роботі досліджуються закони управління елеронами і рулем направлення, які в узагальненій формі можуть бути подані у вигляді:

$$\delta_{\text{y}} = \delta_{\text{y}}^{\text{л}} + \delta_{\text{y}}^{\text{pa}} \quad (4.1)$$

$$\delta_{\text{y}}^{\text{л}} = K_{\text{y}} X_{\text{y}}; \quad \delta_{\text{y}}^{\text{pa}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{x_e} X_{\text{y}}$$

$$\delta_{\text{H}} = \delta_{\text{H}}^{\text{л}} + \delta_{\text{H}}^{\text{pa}};$$

$$\delta_{\text{H}}^{\text{л}} = K_{\text{H}} X_{\text{H}}; \quad \delta_{\text{H}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y + K_{n_z} n_z + K_{\omega_x}^{\text{H}} \omega_x \quad (4.2)$$

Бічний рух літака як об'єкта управління описується системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_x &= -a_{mx}^{\omega x} \omega_x - a_{mx}^{\omega y} \omega_y - a_{mx}^{\beta} \beta + a_{mx}^{\delta_H} \delta_H + a_{mx}^{\delta_{\Theta}} \delta_{\Theta} + m_{x\epsilon}; \\
\dot{\omega}_y &= -a_{my}^{\omega x} \omega_x - a_{my}^{\omega y} \omega_y - a_{my}^{\beta} \beta + a_{my}^{\delta_H} \delta_H + a_{my}^{\delta_{\Theta}} \delta_{\Theta} + m_{y\epsilon}; \\
\dot{\Psi} &= a_z^{\beta} \beta + a_z^{\gamma} \gamma + a_z^{\delta_H}; \\
\dot{\psi} &= \omega_y; \\
\dot{\gamma} &= \omega_x; \\
\beta &= \psi - \Psi + \beta_w.
\end{aligned} \tag{4.3}$$

У рівняннях (4.1), (4.2) прийняті такі позначення:
 $\gamma = \Delta\gamma$; $\Psi = \Delta\Psi$; $\psi = \Delta\psi$; $\beta = \Delta\beta$ – відхилення параметрів польоту від програмних, які задані у безрозмірній формі;

$\omega_x = \dot{\gamma}$; $\omega_y = \dot{\psi}$ – кутові швидкості крену та рискання ($1/c$);

δ_{Θ}^{Π} , $\delta_{\Theta}^{\text{pa}}$ – відхилення елеронів льотчиком і рульовим агрегатом;

δ_H^{Π} , δ_H^{pa} – відхилення руля направлення льотчиком і рульовим агрегатом; $m_{x\epsilon}$, $m_{y\epsilon}$, β_w – зовнішні збурення;

$a_{mx}^{\omega x}$, $a_{mx}^{\omega y}$, a_{mx}^{β} ... $a_z^{\delta_H}$ – коефіцієнти системи рівнянь (4.3), прийняті рівними їх значенням для “1” режиму польоту (див. ЛР 2);

K_{ω_x} , K_{ω_y} , K_{nz} , $K_{x\epsilon}$, $K_{\omega_x}^H$ – передаточні числа законів управління;

K_{Θ} , K_H – передаточні числа проводки управління;

T_{ω_y} – стала часу ізодромного фільтра в колі сигналу ω_y ;

Дослідженню підлягають контури з такими законами управління:

$$\delta_{\Theta}^{\text{pa}} = K_{\omega_x} \omega_x; \tag{4.4}$$

$$\delta_{\Theta}^{\text{pa}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{x\epsilon} X_{\epsilon}; \tag{4.5}$$

$$\delta_H^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \omega_y; \tag{4.6}$$

$$\delta_H^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} P}{T_{\omega_y} P + 1} \omega_y; \tag{4.7}$$

$$\delta_H^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} P}{T_{\omega_y} P + 1} \omega_y + K_{\omega_x}^H \omega_x; \tag{4.8}$$

$$\delta_n^{pa} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y + K_{\omega_x}^n \omega_x + K_{n_z} n_z . \quad (4.9)$$

Закони управління (4.4) ÷ (4.9) є окремими варіантами законів управління (4.1), (4.2).

Вибір досліджуваного варіанту закону управління здійснюється з окремої панелі інтерфейсу програми – панелі «**Закони управління**» (див. рис. 4.1). Перемикачі „1”...”6” у заголовку панелі дозволяють обрати досліджуваний варіант (від (4.4) до (4.9) відповідно) закону управління. При цьому у верхній частині вікна з’являється формула, яка описує досліджуваний закон управління. На панелі також відкриваються діалогові віконця через які можна змінювати передаточні числа досліджуваного закону управління.

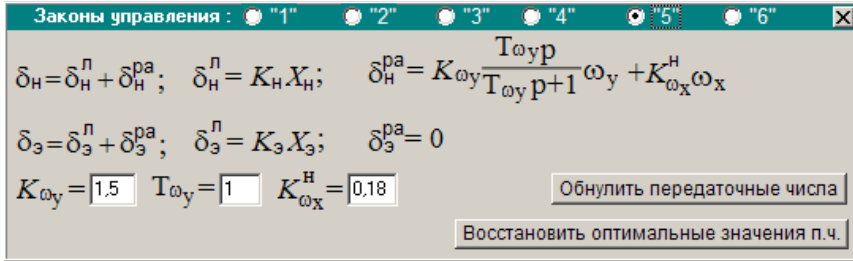


Рис. 4.1

При завданні нових значень передаточних чисел необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта з’являється транспарант „**Помилка введення!**” і дане передаточне число відновлюється до свого оптимального значення. Відновити оптимальні значення передаточних чисел можна також натиснувши на панелі кнопку «**Відновити оптимальні значення п.ч.**». Кнопка «**Обнулити передаточні числа**» вимикає автоматику – іноді це потрібно для проведення порівняльного аналізу.

При проведенні деяких досліджень необхідно штучно погіршити власну шляхову стійкість літака або емітувати ефект зависання літака з крену. Тому при проведенні цих досліджень на панелі «**Закони управління**» (див. рис. 4.2) з’являються додаткові прапорці „**Погіршення шляхової стійкості**” та „**Ефект зависання літака з крену**”. При активізації першого прапорця зменшується

коефіцієнт $a_{m_y}^\beta$ математичної моделі літака, а при активізації другого збільшується коефіцієнт $a_{m_x}^\beta$

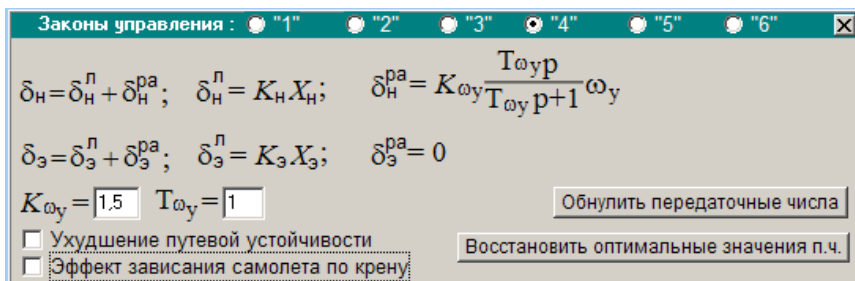


Рис. 4.2

На відміну від досліджень, що здійснюються лабораторних роботах №1...№3 в цієї роботі передбачені дослідження динаміки виконання розвороту нахиленого літака, а також динаміки плоского розвороту. Тому на панелі «Діючі збурення» передбачені нові керуючі впливи (див. рис. 3.4): відхилення педалей при стабілізації нульового кута крену – „Відхилення педалей – X_n ($X_z = K_l(\gamma - \gamma_z)$; $\gamma_z = 0$)”, а також відхилення штурвалу з метою стабілізації заданого кута крену – „Відхилення штурвалу – X_z ($X_z = K_l(\gamma - \gamma_z)$; $\gamma_z = 30$ град)”. Окрім цих збурень в програмі передбачені стандартні збурення, які вже використовувалися при проведенні досліджень бічного руху літака, наприклад в лабораторній роботі №2.

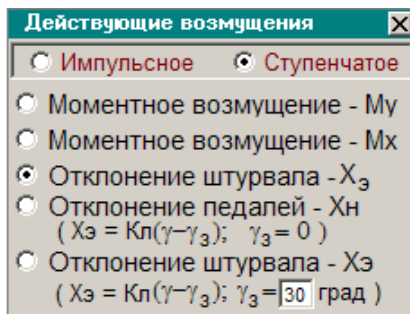




Рис. 3.4

Порядок і методика виконання лабораторної роботи


Включити комп'ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім'ям ЛР САУ, в якій відкрити папку з ім'ям ЛР_4 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-4). Натиснувши кнопку «Інформація», можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно «Інформація», приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив демпфера крену на характер бічного руху літака:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 5 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже завданні). Панель «**Параметри інтегрування**» активізується піктограмою ; Кнопкою  у верхній правій частині панелі закрійте панель (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив „**Відхилення штурвала – X_3** ” та „**Східчасте**” (за умовчанням саме такий вплив вже встановлений);


– Упевнитися, що на заголовку панелі «**Закони управління**» активізований прапорець „1” для дослідження закону управління (4.4), а формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Для відключення автоматики натиснути кнопку „**Обнулити передаточні числа**”;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута крену – γ_1 , а також кутової швидкості крену – ωx_1 (за кутовою швидкістю крену оцінюють поперечну керованість літака). Кнопкою  запустити на рішення задачу моделювання динаміки бічного руху літака без контурів автоматики при керуючому впливі X_3 , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» підключити демпфер із законом управління (4.4), натиснувши кнопку „**Відновити оптимальні значення п.ч.**”. Отримати повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2”, тим самим переключити закони управління демпфера крену з (4.4) на (4.5). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління з’явилася у середній частині панелі. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив демпфера крену із законами управління (4.4), (4.5) на якість перехідних процесів бічного руху. Звернути особливу увагу на зміну швидкодії контуру управління і на зміни керованості літака;

– Для більш детального перегляду графіків скористатися технологією відокремлення та збільшення частини екрану вікна графіків. Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit_4”, яка знаходиться в папці ЛР_4, під власним ім’ям, наприклад “p1_1_wx_gam_Хe.bmp”. Рекомендується одразу після збереження результатів моделювання зробити певні надписи на графіках. Очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластика;

– На панелі «**Діючі збурення**», змінити керуючий вплив „**Відхилення штурвала – X_3** ” на „**Моментне збурення – M_x** ” . Знову встановити прапорці для візуалізації кута крену – γ_1 , та кутової швидкості крену – ω_{x1} и повторити виконані пункти, але при впливі на літак моментного збурення;

– Проаналізувати вплив демпфера крену на якість перехідних процесів бічного руху, зокрема на покращення статичної стійкості. До речі графіки перехідних процесів в контурах демпфірування обох законів управління співпадають. Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p1_2_wx_gam_Мx.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

2. Дослідити вплив демпфера рискання на характер бічного руху літака:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 15 с і крок інтегрування 0,01 с;

– На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив льотчика $X_3 = K_l (\gamma - \gamma_3)$ (заданий кут крену $\gamma_3 = 30^\circ$). Встановити прапорець для візуалізації кутової швидкості розвороту – ω_{y1} ;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” для дослідження закону управління (4.6). Формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Для відключення автоматики натиснути кнопку „**Обнулити передаточні числа**”;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки розвороту нахиленого літака без демпфера рискання, що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» підключити демпфер рискання з законом управління (4.6), натиснувши кнопку „**Відновити оптимальні значення п.ч.**”. Отримати повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4”, тим самим переключити закони управління демпфера рискання з (4.6) на (4.7). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління з’явилася у середній частині панелі, а прапорці „**Погіршення шляхової стійкості**” та „**Ефект зависання літака з крену**”, які з’являються на панелі, не активовані. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив демпфера рискання із законами управління (4.6), (4.7) на якість перехідних процесів бічного руху, звернувши увагу на зміну керованості літака (на сталу кутову швидкість розвороту);

– Збережіть результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p2_1_wy_gam_z.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Повторити виконані пункти, фіксуючи кут крену $\gamma(t)$ та кут ковзання $\beta(t)$;

– Використовуючи технологію відокремлення та збільшення частини екрану вікна графіків, проаналізуйте вплив демпфера рискання із законами управління (4.6), (4.7) на зміну кута ковзання $\beta(t)$ (нижня частина графіків). Зверніть увагу на збільшення кута ковзання при розвороті при використанні закону (4.6). Збільшуючи верхню частину вікна графіків $\gamma(t)$ зверніть увагу, як збільшення кута ковзання через момент поперечної стійкості $M_x(\beta)$ заважає пілоту утримувати заданий кут крену.

– Збережіть відокремлені частини вікна графіків як результати моделювання в папку „Zvit_4” під різним ім’ям, наприклад “p2_1_beta_gam_z.bmp” та “p2_1_gama_gam_z.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

3. Дослідити вплив сигналу перехресного зв'язку $K_{\omega_x}^H \omega_x$ з каналу елеронів у канал руля направлення на характер бічного руху літака:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 15 с і крок інтегрування 0,01 с. Встановити прапорець для візуалізації кутової швидкості розвороту – ω_1 ;

– Упевнитися, що на заголовку панелі «**Закони управління**» активізований прапорець „4”, тобто підключений закон управління демпфера рискання (4.7), а формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Впевнитися, що прапорці „**Погіршення шляхової стійкості**” та „**Ефект завищення літака з крену**”, які з’являються на панелі, не активовані. Відключити демпфер, натиснувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”. Не змінюючи параметри панелі «**Діючі збурення**» ($X_3 = \text{Кл} (\gamma - \gamma_3)$), запустити на рішення задачу моделювання динаміки розвороту нахиленого літака без демпфера рискання, що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» підключити демпфер рискання з законом управління (4.7), натиснувши кнопку „**Відновити оптимальні значення п.ч.**”. Отримати повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „5”, тим самим переключити закон управління демпфера рискання з (4.7) на (4.8), а саме підключити сигнал перехресного зв’язку з каналу елеронів у канал руля направлення. Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління з’явилася у середній частині панелі. Запустити задачу на третє рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\omega_y(t)$ і проаналізувати вплив перехресного зв’язку з каналу елеронів у канал руля направлення на якість перехідних процесів бічного руху, звернувши увагу на форсування початкової фази розвороту літака;

– Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p3_1_wy_gam_z.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Встановити прапорець для візуалізації кута рискання ψ_1 , для чого попередньо відкрити панель додаткових параметрів візуалізації і активізувати прапорець « **ψ замість β** »;

– Послідовно переключаючи на заголовку панелі «**Закони управління**» прапорці з „3” на „4”, а з „4” на „5”, отримати три графіка перехідних процесів $\psi(t)$ для варіантів законів управління демпфера riskання (4.6), (4.7) та (4.8) ;

– Проаналізувати як впливає демпфер riskання з різними законами управління на динаміку розвороту нахиленого літака. Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під ім’ям, наприклад “p3_2_psi_gam_z.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 5 с і крок інтегрування 0,01 с. На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив „**Відхилення штурвала – X₃**” та „**Східчасте**”. Встановити прапорець для візуалізації кута крену – γ_1 ;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4”, тим самим підключити закон управління демпфера riskання (4.7);

– На панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „**Ефект зависання літака з крену**” (в математичній моделі літака при цьому збільшується коефіцієнт a_{mx}^{β});

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки нахилення літака з демпфером riskання (4.7), фіксуючи графік перехідного процесу $\gamma(t)$. Впевнитися в наявності ефекту зависання літака з крену;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „5”, тим самим підключити закон управління демпфера riskання (4.8). Знову запустити задач на рішення;

– Переглянувши графіки $\gamma(t)$, впевнитися що демпфер з законом управління (4.8) компенсує ефект зависання літака з крену;

– Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p3_3_gam_zavis.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, де активізувати прапорець „**Ефект зависання літака з крену**”.

4. Дослідити вплив автомата шляхової стійкості на характер бічного руху літака:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 15 с і крок інтегрування 0,01 с. Встановити прапорці для візуалізації кутової швидкості розвороту ω_{y1} і кута ковзання β_1 ;

– На панелі «**Закони управління**» відключити демпфер, натиснувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”;

– На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив льотчика $X_3 = K_l (\gamma - \gamma_3)$ (заданий кут крену $\gamma_3 = 30^\circ$) і запустити на рішення задачу моделювання динаміки розвороту нахиленого літака без демпфера ризикування, що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3”, тобто підключений закон управління демпфера ризикування (4.6), впевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Отримати повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „6”. При цьому в каналі руля направлення формується закон управління автомата бічного управління (4.9), тобто в закон управління підключаються складові $K_{nz}n_z$ і $K_{\omega x}^H \omega_x$. Формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі «**Закони управління**». Впевнитися, що прапорець „**Погіршення шляхової стійкості**” не активований. Запустити задачу на третє рішення;

– Переглянувши графіки $\beta(t)$, $\omega_y(t)$ трьох рішень, проаналізувати вплив автомата бічного управління на якість перехідних процесів при виконанні розвороту, звернувши увагу на зміну керованості літака (на сталу кутову швидкість розвороту) та на сталі значення кута ковзання;

– Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім'ям, наприклад “p4_1_wy_beta_3_6.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– Знову встановити прапорці для візуалізації кутової швидкості розвороту ω_1 і кута ковзання β_1 і запустити на рішення задачу моделювання динаміки розвороту нахиленого літака з автоматом бічного управління, що реалізує закон управління (4.9), яка надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» онулити передаточне число $K_{\omega x}^H$, тобто виключити з закону управління сигнал перехресного зв'язку. (Увага до знаків: обов'язково « , », а не « . »). Запустити на рішення задачу моделювання динаміки розвороту нахиленого літака з автоматом шляхової стійкості (без перехресного зв'язку з каналу елеронів у канал руля направлення);

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4”, тим самим переключити закон управління рулем направлення на демпфер рискання з ізодромом у колі сигналу кутової швидкості (закон управління (4.7)). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління з'явилася у середній частині панелі. Запустити задачу на третє рішення;

– Провести порівняльний аналіз впливу автомата бічного управління, автомату шляхової стійкості та демпферу з ізодромом у колі сигналу кутової швидкості на якість перехідних процесів при виконанні розвороту. Звернути увагу на практично не помітну зміну статичної керованості літака (на сталу кутову швидкість розвороту) та на суттєву зміну початкового етапу розвороту;

– Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім'ям, наприклад “p4_2_wy_beta_st.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– На панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „**Погіршення шляхової стійкості**” і повторити попередні дослідження для літака з погіршеною шляховою стійкістю.

– Провести порівняльний аналіз впливу автомата бічного управління, автомату шляхової стійкості та демпферу з ізодромом у колі сигналу кутової швидкості на якість перехідних процесів при виконанні розвороту. Звернути увагу на зміну статичної керованості літака без складової автомата шляхової стійкості;

– Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p4_2_wy_beta_now_st.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

– На панелі «**Діючі збурення**», задати керуючий вплив „**Відхилення педалей – X_n ($X_3 = K(\gamma - \gamma_3)$; $\gamma_3 = 0$)**”, тобто умови виконання плоского розвороту. Встановити прапорець для візуалізації кутової швидкості розвороту ω_1 ;

– На панелі «**Закони управління**» де активізувати прапорець „**Погіршення шляхової стійкості**”, а на заголовку панелі включити прапорець „6”, тобто підключити закон управління автомата бічного управління (4.9);

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки плоского розвороту із стабілізацією нульового кута крену через канал елеронів і з контуром автоматики в каналі руля направлення, що реалізує закон управління (4.9);

– На заголовку панелі «**Закони управління**» включити прапорець „4”, тобто сформувані закон управління (4.7);

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки плоского розвороту з демпфером ризику, що реалізує закон управління (4.7), що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» вимкнути контур автоматики каналу руля направлення, натиснувши кнопку „**Обнулити передаточні числа**”;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки плоского розвороту без контуру автоматики в каналі руля направлення;

– Проаналізувати вплив автомата шляхової стійкості та демпфера ризику на якість перехідних процесів виконання плоского розвороту (зміна коливальності і частоти коливань руху літака по ризику в порівнянні з контуром демпфірування). Звернути увагу на зміну керованості літака (на сталу кутову швидкість розвороту). Вважаючи керуючий вплив збуренням, наприклад, моментом від несинхронної роботи двигунів багатомоторного літака, оцінити вплив контуру автоматики на шляхову стійкість;

- Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p4_3_wy_Xn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;
- Повторити виконаний пункт фіксуючи графіки перехідних процесів $\psi(t)$ та $\beta(t)$;
- Зберегти результати моделювання в папку „Zvit_4” під власним ім’ям, наприклад “p4_3_psi_beta_Xn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків;

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім’ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

- графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);
- докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробіть помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\beta(t)$, $\omega_y(t)$.

Лабораторна робота 5

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ КУТОМ ТАНГАЖА

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджується динаміка поздовжнього руху літака при різних законах управління кутом тангажа, визначається вплив настроювання передаточних чисел з відповідних параметрів на якість перехідних процесів кутового руху літака.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- принципи побудови автопілотів;
- контури автоматичного управління кутом тангажа;
- методи аналізу контурів автоматичного управління.

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив величин передаточних чисел у різних законах управління на основні показники якості перехідних процесів. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
2. Дослідити статичні характеристики різних контурів автоматичного управління кутом тангажа. Зафіксувати графіки перехідних процесів.
3. Дослідити швидкодію різних контурів управління кутом тангажа. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

Автоматичні системи, які складаються з об'єкту управління та керуючого пристрою, що сприймає інформацію про параметри об'єкту, являють собою систему зі зворотним зв'язком, яка працює за принципом відхилення. Саме до цього класу систем відносяться системи автоматичного управління польотом літака.

Типовий канал системи автоматичного управління літака містить у собі такі необхідні елементи:

- датчики інформації (вимірники параметрів польоту);
- проміжні елементи, що об'єднуються в обчислювач (узгоджувальні, порівнюючі, задавальні та коректуючі пристрої);

- сервопривод, який складається з підсилювача потужності та виконавчого пристрою (рульового агрегату), що охоплені від'ємним зворотним зв'язком.

Розв'язання певних задач автоматичного управління польотом здійснюється окремими контурами систем автоматичного управління. Контури управління кутовим рухом призначені для управління та стабілізації кутового положення літака, яке характеризується кутами крену, тангажа та ристання. Контури управління кутовим рухом і контури стабілізації висоти традиційно називаються автопілотами.

Автопілот тангажа забезпечує управління і стабілізацію кутового положення літака, відхиляючи відповідні рульові поверхні. Ці органи управління створюють управляючі моменти відносно поперечної осі, змінюючи кут тангажа. До таких органів управління відносяться руль висоти або стабілізатор. Як вимірник поточного кута тангажа можуть використовуватися гіровертикалі типу АГД, ЦГВ, або комплексні систему типу курсовертикалей.

Системи автоматичного управління характеризується статичними та динамічними властивостями. Зміна властивостей системи в потрібному напрямку досягається корекцією керуючих впливів за певними законами – законами управління. Закон управління визначає залежність відхилення рульового органу (руля висоти) від параметрів польоту. Наприклад, відхилення руля висоти пропорційне відхиленню поточного кута тангажа від заданого

$$\delta_v = K_g (\vartheta - \vartheta_z)$$

пропорційність визначається передаточним числом K_g закону управління. При наявності відхилення поточного кута тангажа від заданого руль висоти відхиляється і під впливом моменту $M_z(\delta_v)$ літак намагається повернутися до заданого кута тангажа.

З точки зору теорії автоматичного управління позиційний сигнал – це основний керуючий сигнал, який забезпечує стабілізацію заданого параметру польоту. Але керуючі таким складним динамічним об'єктом, як літак тільки за сигналом відхилення, неможливо забезпечити якісні статичні та динамічні характеристики процесу управління. Тому до закону управління додаються коректуючі впливи.

Коректуючі елементи можуть додавати в закон управління крім позиційного сигналу – сигналу відхилення похідну та інтеграл від позиційного сигналу.

Похідна від позиційного сигналу, забезпечуючи демпфірування коливань перехідного процесу, надає системі стійкості, але не впливає на статичні властивості системи (на помилку стабілізації). Часто замість диференціювання позиційного сигналу використовують еквівалентні сигнали. Наприклад, замість сигналу $p\vartheta$ використовується сигнал ω_z , який отримують від датчика кутової швидкості

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

Інтегральна складова, підвищуючи ступінь астатизму, поліпшує статичні властивості системи (точність управління), але погіршує її стійкість. Закон управління рулем висоти в режимі стабілізації кута тангажа з введенням інтегральної складової має вигляд

$$\delta_B = K_{\omega_z}\omega_z + \left(K_{\vartheta} + \frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{p} \right) (\vartheta - \vartheta_3)$$

Оптимальний вибір коефіцієнтів підсилення (передаточних чисел) кожного з сигналів закону управління є задачею синтезу контуру управління, яка зазвичай здійснюється за певною методикою. Дослідження ж впливу змін передаточних чисел на статичні та динамічні властивості системи управління є задачею аналізу контуру управління, який може здійснюватися аналітично або шляхом математичного моделювання.

Сервопривод перетворює керуючі сигнали обчислювача в переміщення органів управління літака, при цьому від характеристик сервопривода багато у чому залежить якість управління. Сервопривод системи автоматичного управління – це силова системи стеження зі зворотним зв'язком. Залежно від типу зворотного зв'язку розрізняють сервоприводи з жорстким, гнучким (швидкісним) й ізодромним від'ємними зворотними зв'язками.

При жорсткому зворотному зв'язку забезпечується пропорційність між вхідним керуючим сигналом і відхиленням рульової поверхні. Попередні приклади законів управління записані саме

для контурів управління із сервоприводом з жорстким зворотним зв'язком.

При гнучкому й ізодромному зворотному зв'язку сервопривод зберігає інтегруючі властивості виконавчого механізму, забезпечуючи пропорційність між вхідним сигналом і швидкістю відхилення рульової поверхні. Тому при записуванні законів управління підкреслюється що саме швидкість відхилення руля висоти ($p\delta_B$) пропорційна керуючому сигналу, наприклад, для сервопривода з гнучким зворотним зв'язком

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

для сервопривода з ізодромним зворотним зв'язком

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z$$

При цьому сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком при високочастотному вхідному сигналі поводить себе як сервопривод з жорстким зворотним зв'язком, а низькочастотні та, що важливо, постійні складові вхідного сигналу відпрацьовує як сервопривод з гнучким зворотним зв'язком. Таким чином канали автоматичного управління з гнучким та ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі формують інтеграл від усієї суми керуючого сигналу, намагаючись поліпшити статичні якості (точність) системи.

Еквівалентний закону управління для сервопривода з ізодромним зворотним зв'язком закон управління кутом тангажа на основі сервопривода з жорстким зворотним зв'язком буде мати вигляд

$$\delta_B = \frac{T_u p + 1}{T_u p} [K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z]$$

Тобто, відхилення руля висоти пропорційне керуючому сигналу $\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z$ плюс інтегралу від керуючого сигналу

$\delta_B = \frac{1}{T_u p} [K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z]$. Ця особливість контурів з

ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі робить їх найбільш привабливими в існуючих системах автоматичного управління повітряними суднами.

При дослідженні статичних характеристик систем автоматичного управління оцінюється вплив окремих збурень на точність стабілізації певних параметрів польоту. Постійно діючі моментні збурення відносно осі OZ в усталеному режимі повинні бути компенсовані відхиленням руля висоти. Тому при автоматичному управлінні для астатичної (безпомилкової) стабілізації кута тангажа необхідно використовувати канали з ізодромним зворотним зв'язком або вводити інтеграл у закон управління автопілота тангажа з жорстким зворотним зв'язком.

Принциповим питанням при дослідженні динаміки автоматичного управління польотом є оцінка вітрових збурень. Відмітимо, що парирування вітрових збурень літак здійснює за рахунок зміни кута тангажа (літак “клює” на висхідний потік повітря). Автопілот, стабілізуючи кут тангажа, затягує дію вітрових збурень, оскільки літак позбавлений можливості парирувати вітрові збурення за рахунок повороту навколо центра мас.

Об'єкт дослідження

У роботі досліджуються такі закони управління кутом тангажа:

$$\delta_{\theta} = K_{\omega z} \omega_z + K_{\theta} (\theta - \theta_3); \quad (5.1)$$

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + \left(K_{\theta} + \frac{K_{\tilde{\theta}}}{P} \right) (\theta - \theta_3); \quad (5.2)$$

$$\frac{T_u P}{T_u P + 1} \delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{\theta} (\theta - \theta_3); \quad (5.3)$$

$$\frac{T_u P}{T_u P + 1} \delta_B = K_{\omega z} \frac{T_{\omega z} P}{T_{\omega z} P + 1} \omega_z + K_{\theta} (\theta - \theta_3); \quad (5.4)$$

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{n_y} (n_y - n_{y3}), \quad (5.5)$$

де $n_{y3} = \frac{K_{\theta}}{K_{n_y}} (\theta - \theta_3)$.

Поздовжній рух літака як об'єкта управління описується системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -a_x^V V - a_x^\Theta \Theta - a_x^\alpha \alpha; \\
\dot{\Theta} &= -a_y^V V - a_y^\alpha \alpha + a_y^{\delta_B} \delta_B; \\
\dot{\omega}_z &= -a_{mz}^V V - a_{mz}^{\omega_z} \omega_z - a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^{\delta_B} \delta_B + m_{z\delta}; \\
\dot{\mathfrak{G}} - \omega_z &= 0; \\
\alpha &= \mathfrak{G} - \Theta + \alpha_w; \\
n_y &= -\frac{V_0}{g} \cdot a_y^\alpha \alpha.
\end{aligned} \tag{5.6}$$

У рівняннях (5.1) ÷ (5.6) прийняті такі позначення:

$V = \frac{\Delta V}{V_0}$; $\Theta = \Delta\Theta$; $\omega_z = \Delta\omega_z$; $\alpha = \Delta\alpha$; $\mathfrak{G} = \Delta\mathfrak{G}$; $n_y = \Delta n_y$ – відхилення параметрів польоту від програмних, які задані у безрозмірній формі;

δ_B – відхилення руля висоти рульовим агрегатом;

$a_x^V, a_x^\Theta, a_x^\alpha \dots a_{mz}^{\delta_B}$ – коефіцієнти системи рівнянь (3.2), що прийняті рівними їх значенням для “1” режиму польоту (див. ЛР 1);

$K_{\omega_z}, K_{\mathfrak{G}}, K_{\tilde{\mathfrak{G}}}, K_{n_y}$ – передаточні числа закону управління;

T_{ω_z} – стала часу ізодромного фільтра в колі сигналу ω_z ;

T_u – стала часу ізодромного зворотного зв’язку у сервоприводі;

\mathfrak{G}_z, n_{yz} – задані значення кута тангажа і нормального перевантаження; $m_{z\delta}, \alpha_w$ – зовнішні збурення.

Сигнал кутової швидкості, що надходить для формування закону управління, враховує похибки датчика, тобто

$$\hat{\omega}_z = \omega_z + F_{\omega_z},$$

де F_{ω_z} – похибка виміру кутової швидкості.

Ізодромна ланка в колі сигналу кутової швидкості формується за схемою віднімання

$$\omega_z - \frac{\omega_z}{T_{\omega_z} p + 1} = \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Формування іздромного зворотного зв'язку в сервоприводі замінюється формуванням суми керуючого сигналу й інтеграла від цієї суми:

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_e = U_{unp} \quad \text{звідси} \quad \delta_e = \frac{T_u p + 1}{T_u p} U_{unp} = U_{unp} + \frac{U_{unp}}{T_u p}.$$

При виконанні лабораторної роботи вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі інтерфейсу програми «**Діючі збурення**» (див. рис. 5.1). Докладно про роботу з цією панеллю викладено в опису лабораторної роботи №1. В цієї роботі окрім зовнішніх збурень у вигляді моментних і вітрових збурень передбачено введення в контур управління задавального впливу у вигляді заданого кута тангажа, а також збурюючи впливів у вигляді похибок вимірювання кутової швидкості - похибки ДУС. До того ж крім імпульсного або східчастого моментного збурення існує можливість проведення досліджень з лінійно зростаючим моментним збуренням.

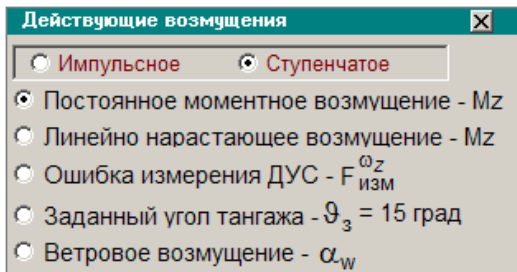


Рис. 5.1

Вибір досліджуваного варіанту закону управління здійснюється з окремої панелі інтерфейсу програми – панелі «**Законо управління**» (див. рис. 5.2). Перемикачі „1”...”5” у заголовку пане-

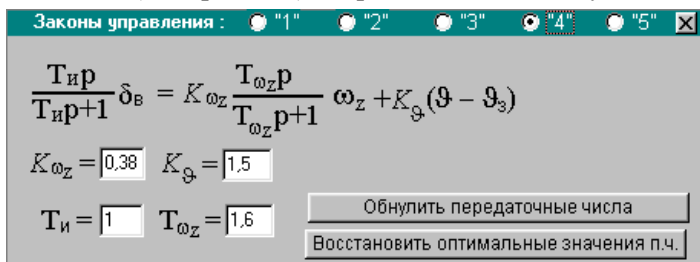


Рис. 5.2

лі дозволяють обрати досліджуваний варіант (від (5.1) до (5.5) відповідно) закону управління. При цьому у верхній частини вікна



з'являється формула, яка описує досліджуваний закон управління. На панелі також відкриваються діалогові віконця через які можна змінювати передаточні числа досліджуваного закону управління.

При завданні нових значень передаточних чисел необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов'язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта з'являється транспарант „Помилка введення!!” і дане передаточне число відновлюється до свого оптимального значення. Відновити оптимальні значення передаточних чисел можна також натиснувши на панелі кнопку «Відновити оптимальні значення п.ч.». Кнопка «Обнулити передаточні числа» вимикає автоматику – іноді це потрібно для проведення порівняльного аналізу.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи

Включити комп'ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім'ям ЛР САУ, в якій відкрити папку з ім'ям ЛР_5 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-5). Натиснувши кнопку **«Інформація»**, можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно **«Інформація»**, приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив величин передаточних чисел у статичному автопілоті тангажа на основні показники якості перехідних процесів:

– На панелі **«Параметри інтегрування»**, встановити час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже завданні). Панель **«Параметри інтегрування»** активізується піктограмою ; Кнопкою  у верхній правій частині панелі закрийте панель (панель також зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі **«Діючі збурення»**, задати збурюючий вплив **„Постійне моментне збурення - Mz”** та **„Східчасте”** (за умовчанням саме такий вплив вже встановлений);


– Упевнитися, що на заголовку панелі «**Закони управління**» активізований прапорець „1” – закон управління (5.1) статичного автопілоту тангажа, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.38$, $K_{\vartheta} = 1.5$;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – **91** та кнопкою ► запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.1) при впливі на літак постійного збурюючого моменту M_z ;

– На панелі «**Закони управління**» задати нове значення коефіцієнта K_{ω_z} , зменшивши його з 0,38 до 0,18. (Увага до знаків: обов’язково « , », а не « . »). Отримати повторне рішення;

– Збільшити значення передаточного числа K_{ω_z} , приблизно до 1,38. Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_{ω_z} у законі управління (5.1) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа. Звернути увагу на наявність помилки стабілізації при реалізації закону управління (5.1);

– Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit_5”, яка знаходиться в папці LP_5, під власним ім’ям, наприклад “p1_1_Kwz.bmp”. Рекомендується одразу підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластика. Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» повернути вихідне значення передаточного числа K_{ω_z} ;

– Знову встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – **91** і запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.1) при впливі на літак постійного збурення M_z , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Збільшуючи і зменшуючи передаточне число K_9 у два рази щодо оптимального значення, одержати ще два рішення;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_9 у законі управління (5.1) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа. Звернути увагу на зміну помилки стабілізації кута тангажа.

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p1_2_Ktet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, відновити оптимальні значення передаточних чисел.

2. Дослідити вплив величин передаточних чисел в астатичному автопілоті тангажа на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи установок інтегрування і збурень, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” для моделювання астатичного автопілоту тангажа із законом управління (5.2). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.38$, $K_9 = 1.5$; $K_{\tilde{g}} = 1.0$;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – **91** та запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.2) при впливі на літак постійного збурення Mz ;

– Збільшуючи і зменшуючи передаточне число K_9 у два рази щодо оптимального значення, одержати ще два рішення;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_9 у законі управління (5.2) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації тангажа;

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p2_1_Ktet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Відновити оптимальні значення передаточних чисел.

– Знову запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.2) при впливі на літак постійного збурення M_z , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Збільшуючи і зменшуючи передаточне число $K_{\tilde{g}}$, одержати ще два рішення. Рекомендується збільшувати $K_{\tilde{g}}$ до 3,0, а зменшувати до 0,5 ;

– Проаналізувати вплив передаточного числа $K_{\tilde{g}}$ у законі управління (5.2) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа;

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p2_2_Ktet_integr.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Не змінюючи установок запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.2) при впливі на літак постійного збурення M_z , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На панелі «Діючі збурення», задати збурюючий вплив у вигляді лінійно зростаючого збурення – M_z . Знову запустити задачу на рішення. Звернути увагу на помилку стабілізації тангажа.

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “ p2_3_Mz_izm.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

3. Дослідити вплив величин передаточних чисел в автопілоті тангажа з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи установок інтегрування і збурень, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” для моделювання автопілоту тангажа з ізодромним зворотним зв’язком і з законом управління (5.3). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.38$, $K_g = 1.5$, а стала часу $T_{и} = 1$;

- Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.3) при впливі на літак постійного збурення Mz ;
- Збільшуючи в чотири рази і зменшуючи в два рази щодо оптимального значення передаточне число K_{ω_z} , одержати ще два рішення;
- Проаналізувати вплив передаточного числа K_{ω_z} у законі управління (5.3) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа;
- Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p3_1_Kwz.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Відновити оптимальні значення передаточних чисел.
- Знову запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.3) при впливі на літак постійного збурення Mz , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;
- Збільшуючи і зменшуючи передаточне число K_g у два рази щодо оптимального значення, одержати ще два рішення;
- Проаналізувати вплив передаточного числа K_g у законі управління (5.3) на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа.
- Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p3_2_Ktet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Відновити оптимальні значення передаточних чисел.

Примітка. Додатково можна, змінюючи сталу часу ізодрому T_u , проаналізувати її вплив на якість перехідних процесів стабілізації кута тангажа.

4. Дослідити статичні характеристики контуру стабілізації кута тангажа для різних законів управління:

- На панелі «Діючі збурення», задати збурення „Вітрове збурення - α_w ” та „Східчає”. На заголовку панелі «Закони управління» активізувати прапорець „1” – закон управління (5.1) статичного автопілота тангажа та відключити автопілот клацнувши на панелі «Закони управління» кнопку „Обнулити передаточні числа”;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – **91**, кута нахилу траєкторії **01** та кнопкою ► запустити на рішення задачу моделювання динаміки поздовжнього руху некерованого літака при влученні у висхідний повітряний потік, яка надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» підключити автопілот тангажа із законом управління (5.1);

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління (5.1) при впливі на літак вітрового збурення **alfa_w**;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2”, тобто сформуванати астатичний закон управління (5.2);

– Знову запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління астатичного автопілоту тангажа (5.2) при впливі на літак вітрового збурення;

– Проаналізувати вплив вітрового збурення на точнісні характеристики контуру стабілізації кута тангажа для статичного й астатичного законів управління. Оцінити негативний вплив контуру стабілізації кута тангажа, що парює вітрове збурення, на рух центра мас літака;

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p4_1_alf_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

Примітка. Додатково можна повторити виконані пункти, фіксуючи висоту польоту. Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p4_1_H_alf_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

– На панелі «**Діючі збурення**», замість „**Вітрове збурення - α_w** ”, увести похибку вимірника датчика кутової швидкості „**Похибка вимірювання ДУС**” як збурюючий вплив, підтвердивши східчастий характер впливу; На заголовку панелі «**Закони управ-**

ління» повинний бути активований прапорець „2” – закон управління (5.2) астатичного автопілоту;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорець для візуалізації тільки кута тангажа – **91** (кут нахилу траєкторії **01** відключити);

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута тангажа із законом управління астатичного автопілоту тангажа (5.2) при наявності похибки вимірювання кутової швидкості;

– На заголовку панелі **«Закони управління»** активізувати перемикач „3” – закон управління автопілоту тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі типу (5.3); Запустити задачу на друге рішення;

– На заголовку панелі **«Закони управління»** активізувати перемикач „4” – закон управління автопілоту тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі типу та з іподромною ланкою в колі датчика кутової швидкості типу (5.4). Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а параметри закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.38$, $K_{\vartheta} = 1.5$; $T_{\omega_z} = 1.6$; $T_{\text{и}} = 1.0$; Запустити задачу на третє рішення;

– Проаналізувати вплив похибок у вимірі кутової швидкості на точносні характеристики контуру стабілізації кута тангажа. Переконалися, що контур управління на основі автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі при відсутності ізодрому в колі датчика кутової швидкості є статичним відносно постійної складової похибки датчика кутової швидкості;

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім'ям, наприклад “p4_2_F_izm.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків.

Примітка. Статичні характеристики контурів управління по відношенню до моментного збурення M_z оцінити за результатами виконаних пунктів 1 ÷ 3.

5. Дослідити швидкодію контурів відпрацьовування заданого кута тангажа для різних законів управління:

– На панелі «Діючі збурення», задати керуючий вплив „Заданий кут тангажа – $\vartheta_z = 15$ град” та „Східчасте”. На заголовку панелі «Закони управління» активізувати прапорець „1” – закон управління (5.1) статичного автопілота тангажа;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – ϑ_1 і заданого кута тангажа ϑ_{z1} . Кнопкою ► запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру відпрацьовування заданого кута тангажа із законом управління (5.1);

– На заголовку панелі «Закони управління» активізувати прапорець „2” – закон управління (5.2) астатичного автопілота тангажа;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки відпрацьовування заданого кута тангажа із законом управління (5.2);

– На заголовку панелі «Закони управління» активізувати прапорець „5” – закон управління (5.5) управління кутом тангажа крізь контур нормального перевантаження. Упевнитися, що формула, яка описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а параметри закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 1.6$, $K_{\vartheta} = 18.5$; $K_{n_y} = 0.1$. Запустити задачу на третє рішення;;

– Проаналізувати швидкодію відпрацьовування заданого кута тангажа в контурах із різноманітними законами управління. Звернути увагу на зміну часу спрацьовування в контурі із законом управління (5.5) і на збільшення перегулювання в контурі із законом управління (5.2).

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_5” під власним ім’ям, наприклад “p5_tet_zad.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім'ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

- графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);
- докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробіть помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\vartheta(t)$, $\Theta(t)$.

Лабораторна робота 6

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ КУТОМ КРЕНУ ТА РИСКАННЯ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджується динаміка бокового руху літака при різноманітних законах управління кутом крену і рискання, визначається вплив настроювання передаточних чисел з відповідних параметрів на якість перехідних процесів кутового руху літака.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- контури автоматичного управління кутом крену;
- контури автоматичного управління кутом рискання;
- методи аналізу контурів автоматичного управління.

Завдання на виконання лабораторної роботи

1. Дослідити вплив величин передаточних чисел у різних законах управління на основні показники якості перехідних процесів. Одержати роздрук перехідних процесів. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

2. Дослідити статичні характеристики різних контурів автоматичного управління кутом крену та рискання. Одержати роздрук перехідних процесів. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

Автопілоти крену забезпечують управління і стабілізацію кута крену літака через органи управління кутом крену. Ці органи управління створюють управляючі моменти відносно повздовжньої осі, змінюючи кут крену літака. До таких органів управління відносяться елерони, інтерцептори, диференціальний стабілізатор тощо. Як вимірник поточного кута крену може використовуватися датчик авіагоризонту (АГД), гіровертикалі, системи курсовертикалей, а як вимірник кутової швидкості датчик кутової швидкості типу ДУС. Стабілізація кута крену на деяких етапах польоту є необхідною умовою виконання польотного завдання. Наприклад, на етапі

аерофотографування необхідна точна кутова стабілізація, щоб запобігти нечіткості зображення.

Контури автоматичного управління кутовим рухом літака традиційно називають автопілотами. Контури управління можуть бути реалізовані з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі (у теперішній час контури з гнучким зворотним зв'язком в існуючих системах автоматичного управління польотом практично не використовують). Докладно про типові канали автоматичного управління літака викладено в скорочених теоретичних питаннях лабораторної роботи №5.

Контури управління кутом крену будуються на основі контурів демпфірування, реалізуючи у простішому випадку закон управління $\delta_\psi = K_{\omega_x} \omega_x + K_\gamma (\gamma - \gamma_3)$ і в свою чергу є основою для побудови контурів управління кутом рискання, оскільки на сучасних літаках автоматичне управління рисканням реалізується через канал елеронів за, так звану, перехресною схемою. Варіант закону управління автопілоту рискання перехресної схеми може мати вигляд

$$\delta_\epsilon = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

де
$$\gamma_3 = \frac{K_\psi}{K_\gamma} (\psi - \psi_3).$$

Причому контур крену забезпечує структурну стійкість контуру управління кутом рискання в автопілотах перехресної схеми і відіграє роль демпфіруючого сигналу для руху літака з рискання. Руль направлення у цьому випадку використовується для демпфірування коливань літака навколо нормальної осі та для компенсації ковзання. Очевидно, що при точній компенсації ковзання, наприклад при реалізації закону управління в каналі руля направлення у вигляді

$$\delta_H = K_{\omega_y} \omega_y + \left(K_{n_z} + \frac{K_{\tilde{n}_z}}{p} \right) n_z,$$

управління рисканням здійснюється в режимі координованого розвороту. До речі на першому етапі автоматизації управління польотом для стабілізації кута рискання використовувався руль направ-

лення. Автопілоти, які реалізовували такий спосіб стабілізації кута рискання, звалися автопілотами прямої схеми

Як вимірник кута рискання (курсу) зазвичай використовується система курсовертикалі СКВ. Використання курсових систем як датчиків інформації надає право називати канали управління такого типу автопілотами курсу. Суть контуру управління при цьому не змінюється, оскільки кут рискання і курс літака відрізняються тільки знаком.

Принциповим питанням при дослідженні динаміки автоматичного управління польотом є оцінка діючих на літак збурень.

Постійно діючий момент збурення $M_x^{3\delta}$ повинний компенсуватися моментом відхилених елеронів. Тому при автоматичному управлінні для астатичної (безпомилкової) стабілізації кутів крену та рискання можна використовувати канали з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі або вводити в закон управління автопілотів з жорстким зворотним зв'язком інтеграл з крену (при стабілізації кута крену), або з рискання (при стабілізації кута рискання). Наприклад при введенні інтеграл з рискання закон управління має вигляд

$$\delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x$$

$$\text{де } \gamma_3 = \frac{1}{K_\gamma} \left(K_\psi + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) (\psi - \psi_3)$$

Постійно діючий момент $M_y^{3\delta}$ в усталеному режимі компенсується моментом шляхової стійкості $M_y(\beta)$, але при цьому залишається незрівноваженою сила $Z(\beta)$ (див. рис.6.1). Сила $Z(\beta)$ в усталеному режимі може бути зрівноважена тільки силою Z_G^Y (рівнодійна підйомної сили Y_a та сили ваги G) за рахунок створення залишкового крену.

З іншого боку, сила $Z(\beta)$ викликає незрівноважений момент $M_x(\beta)$, який пра-

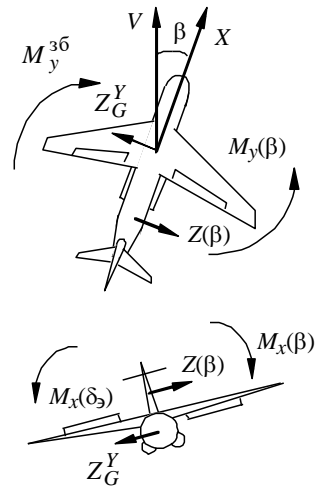


Рис. 6.1

гне зменшити залишковий кут крену. Цей момент компенсується відхиленням елеронів, тобто моментом $M_x(\delta_e)$. Таким чином, в усталеному режимі при дії збурюючого моменту $M_y^{зб}$ елерони повинні бути відхилені й крім того має місце залишковий кут крену.

В статичному автопілоті з жорстким зворотним зв'язком (без введення інтеграла від $\Delta\psi$ в закон управління) утримати елерони у відхиленому положенні можна тільки сигналом помилки $\Delta\psi = \psi - \psi_3$. В астатичному автопілоті з жорстким зворотним зв'язком (введення інтеграла від $\Delta\psi$ в закон управління) стале відхилення елеронів і компенсація сигналу залишкового кута крену на вході сервоприводу забезпечується усталеним сигналом інтеграла від помилки $\Delta\psi = \psi - \psi_3$, сама помилка $\Delta\psi$ у цьому випадку дорівнює нулю, тобто в такому автопілоті забезпечується астатична стабілізація курсу при ненульовому залишковому крені.

Контур управління курсом, що побудований на основі автопілоту з ізодромним зворотним зв'язком, буде мати статичну помилку при дії постійного збурення $M_y^{зб}$, оскільки сигнал залишкового кута крену на вході сервоприводу можна компенсувати тільки сигналом помилки стабілізації курсу $(\psi - \psi_3)$.

Якщо припустити, що канал руля направлення забезпечує астатичну компенсацію кута ковзання, то процеси у контурі залишаються такими ж, тільки сила $Z(\beta)$ замінюється силою $Z(\delta_H)$. Але сила $Z(\delta_H)$ значно менше сили $Z(\beta)$, тому залишковий крен, а в статичному автопілоті й помилка стабілізації курсу, будуть значно менше.

Оптимальний вибір коефіцієнтів підсилення (передаточних чисел) кожного з сигналів закону управління є задачею синтезу контуру управління, яка зазвичай здійснюється за певною методикою. Дослідження ж впливу змін передаточних чисел на статичні та динамічні властивості системи управління є задачею аналізу контуру управління, який може здійснюватися аналітично або шляхом математичного моделювання.

Об'єкт дослідження

У роботі досліджуються закони управління елеронами в режимі стабілізації кута крену та рискання. Канал руля направлення при цьому працює в режимі демпфірування або в режимі підсилення шляхової стійкості. Закони управління елеронами, що підлягають дослідженням мають вигляд:

$$\delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} (\gamma - \gamma_3); \quad (6.1)$$

$$\frac{T_{\text{И}} p}{T_{\text{И}} p + 1} \delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} (\gamma - \gamma_3); \quad (6.2)$$

$$\delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} \gamma - K_{\psi} (\psi - \psi_3); \quad (6.3)$$

$$\delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} \gamma - \left(K_{\psi} + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) (\psi - \psi_3); \quad (6.4)$$

$$\frac{T_{\text{И}} p}{T_{\text{И}} p + 1} \delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} \gamma - K_{\psi} (\psi - \psi_3). \quad (6.5)$$

У каналі руля направлення використовуються наступні закони управління:

$$\delta_{\text{Н}} = K_{\omega_y} \omega_y, \quad (6.6)$$

$$\delta_{\text{Н}} = K_{\omega_y} \omega_y + \left(K_{n_z} + \frac{K_{\tilde{n}_z}}{p} \right) n_z \quad (6.7)$$

Боковий рух літака, як об'єкта управління, описується системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\dot{\omega}_x = -a_{m_x}^{\omega_x} \omega_x - a_{m_x}^{\omega_y} \omega_y - a_{m_x}^{\beta} \beta + a_{m_x}^{\delta_{\text{Н}}} \delta_{\text{Н}} + a_{m_x}^{\delta_{\text{э}}} \delta_{\text{э}} + m_{x\epsilon};$$

$$\dot{\omega}_y = -a_{m_y}^{\omega_x} \omega_x - a_{m_y}^{\omega_y} \omega_y - a_{m_y}^{\beta} \beta + a_{m_y}^{\delta_{\text{Н}}} \delta_{\text{Н}} + a_{m_y}^{\delta_{\text{э}}} \delta_{\text{э}} + m_{y\epsilon};$$

$$\dot{\psi} = a_z^{\beta} \beta + a_z^{\delta_{\text{Н}}} \delta_{\text{Н}} + a_z^{\delta_{\text{э}}} \delta_{\text{э}} + m_{\psi\epsilon};$$

$$\dot{\psi} = \omega_y;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x;$$

$$\beta = \psi - \Psi$$

(6.8)

Закони управління : "1" "2" "3" "4" "5" "6"

$\delta_{\text{Н}} = K_{\omega_y} \omega_y + \left(K_{n_z} + \frac{K_{\tilde{n}_z}}{p} \right) n_z; \quad \frac{T_{\text{И}} p}{T_{\text{И}} p + 1} \delta_{\text{э}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} \gamma - K_{\psi} (\psi - \psi_3)$

$K_{\omega_y} = 2.5 \quad K_{n_z} = -0.8 \quad K_{\tilde{n}_z} = -1 \quad K_{\omega_x} = 0.6 \quad K_{\gamma} = 0.35 \quad K_{\psi} = 1.1$

$T_{\text{И}} = 1$

Без учета боковой силы Z ($\delta_{\text{Н}}$), создаваемой рулем направления

Рис. 6.3

У рівняннях (6.1) ÷ (6.8) прийняті такі позначення:
 $\gamma = \Delta\gamma$; $\Psi = \Delta\Psi$; $\psi = \Delta\psi$; $\beta = \Delta\beta$ – відхилення параметрів польоту від програмних, які задані у безрозмірній формі;
 $\omega_x = \dot{\gamma}$; $\omega_y = \dot{\psi}$ – кутові швидкості крену та ристання ($^1/c$);
 δ_ω – відхилення елеронів; δ_n – відхилення руля направлення;
 $a_{mx}^{\omega x}, a_{mx}^{\omega y}, a_{mx}^\beta \dots a_z^{\delta n}$ – коефіцієнти системи рівнянь (6.7), прийняті рівними їхнім значенням для “1” режиму польоту (див. ЛР 2);
 $K_{\omega x}, K_\gamma, K_\psi, K_{\dot{\psi}}, K_{\omega y}, K_{nz}, K_{n\dot{z}}$ – передаточні числа законів управління; $m_{x\omega}, m_{y\omega}, \beta_w$ – зовнішні збурення;
 T_i – стала часу ізодромного зворотного зв'язку.

При виконанні лабораторної роботи вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі інтерфейсу програми «**Діючі збурення**» (див. рис. 6.2). Докладно про роботу з цією панеллю викладено в опису лабораторної роботи №1.

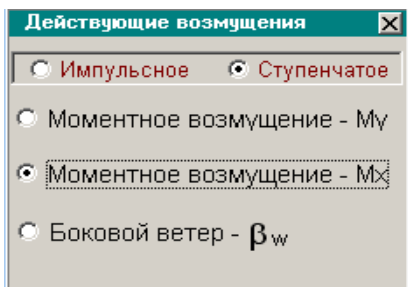


Рис. 6.2

Вибір досліджуваного варіанту закону управління здійснюється з окремої панелі інтерфейсу програми – панелі «**Закони управління**» (див. рис. 6.3). Перемикачі „1”...”5” у заголовку панелі дозволяють обрати досліджуваний варіант (від (6.1) до (6.7) відповідно) закону управління. При цьому у верхній частині вікна з’являється формула, яка описує досліджуваний закон управління.

На панелі також відкриваються діалогові віконця через які можна змінювати передаточні числа досліджуваного закону управління.

При завданні нових значень передаточних чисел необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта з’являється транспарант „Помилка введення!!” і дане передаточне число відновлюється до свого оптимального значення. Відновити оптимальні значення передаточних чисел можна також натиснувши

на панелі кнопку «Відновити оптимальні значення п.ч.». Кнопка «Обнулити передаточні числа» вимикає автоматику – іноді це потрібно для проведення порівняльного аналізу.

Додатковий прапорець на панелі «**Закони управління**» – „Без врахування бічної сили $Z(\delta_n)$ ” дозволяє проводити окремі дослідження по впливу складової $a_z^{\delta_n} \delta_n$ на статичні характеристики контурів управління кутом рискання.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи

Включити комп'ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім'ям ЛР САУ, в якій відкрити папку з ім'ям ЛР_6 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-6). Натиснувши кнопку «**Інформація**», можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно «**Інформація**», приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив величин передаточних чисел у статичному автопілоті крену на основні показники якості перехідних процесів:

– На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 10 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже завданні). Панель «**Параметри інтегрування**» активізується піктограмою $\int U dt$; Кнопкою у верхній правій частині панелі закрійте панель (панель також зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі «**Діючі збурення**», задати збурюючий вплив „**Моментне збурення - Mx**” та „**Східчасте**” (за умовчанням саме такий вплив вже встановлений);

– Упевнитися, що на заголовку панелі «**Закони управління**» активізований прапорець „1” – закон управління (6.1) статичного автопілоту крену, а в каналі руля направлення закон управління (6.6) – пропорційний демпфер рискання. Формули, що описують ці закони управління висвітлюються у верхній частині панелі, а


передаточні числа законів управління відповідають: $K_{\omega_x} = 0.2$, $K_\gamma = 0.85$, $K_{\omega_y} = 1.5$;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута крену – γ_1 та кнопкою ► запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута крену із законом управління (6.1) при впливі на літак постійного збурення M_x ;

– На панелі «**Закони управління**» задати нове значення коефіцієнта K_{ω_x} , зменшивши його з 0,2 до 0,02. (Увага до знаків: обов’язково « , », а не « . »). Отримати повторне рішення;

– Збільшити передаточне число K_{ω_x} у чотири рази відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_{ω_x} у законі управління (6.1) на якість перехідних процесів стабілізації кута крену. Звернути увагу на наявність помилки стабілізації при реалізації закону управління (6.1);

– Натиснувши кнопку  зберегти файл результатів моделювання в папку „Zvit_6”, яка знаходиться в папці ЛР_6, під власним ім’ям, наприклад “p1_1_Kwx.bmp”. Рекомендується одразу підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, натиснувши кнопку з піктограмою у вигляді ластіку. Кнопкою «**Відновити оптимальні значення п.ч.**» повернути вихідне значення передаточного числа K_{ω_x} ;

– Знову встановити прапорець для візуалізації кута тангажа – γ_1 і запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута крену із законом управління (6.1) при впливі на літак постійного збурення M_x , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Збільшуючи і зменшуючи передаточне число K_γ відносно оптимального значення, одержати ще два рішення. Рекомендовані значення передаточного числа: $K_\gamma = 2,85$ при збільшенні та $K_\gamma = 0,5$ при зменшенні;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_γ у законі управління (6.1) на якість перехідних процесів стабілізації кута крену. Звернути увагу на зміну помилки стабілізації кута крену.

– Зберегти файл графіків в папку „Zvit_6” під власним ім’ям, наприклад “p1_2_Kgam.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Очистити панель графіків, відновити оптимальні значення передаточних чисел.

2. Дослідити вплив величин передаточних чисел в автопілоті крену з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі на основні показники якості перехідних процесів:

– Відкривши панель «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 20 с і крок інтегрування 0,01 с. На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” для моделювання контурів управління кутом крену на основі автопілоту з законом управління (6.2) – з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі. У каналі руля направлення залишається демпфер із законом управління (6.6). Упевнитися, що формули, які описують ці закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_x} = 0.6$, $K_\gamma = 0.35$,

$K_{\omega_y} = 1.5$, $T_{\text{и}} = 1,0$;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорець для візуалізації кута крену – $\gamma 1$ і, не змінюючи діючих на літак збурень, запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута крену із законом управління (6.2) при впливі на літак постійного збурення M_x ;

– Повторити пункт 1, досліджуючи вплив передаточних чисел K_{ω_x} , K_γ у законі управління (6.2) на якість перехідних процесів стабілізації кута крену. Рекомендовані значення передаточних чисел: $K_\gamma = 4,35$ при збільшенні, $K_\gamma = 0,15$ при зменшенні; $K_{\omega_x} = 1.6$ при збільшенні, $K_{\omega_x} = 0.1$ при зменшенні. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації кута крену;

- Зберегти файли графіків в папку „Zvit_6”, наприклад як “p2_1_Kwx.bmp” та “p2_2_Kgam.bmp”. Бажано підписати збережені графіки. Кнопкою «Відновити оптимальні значення п.ч.» повернути вихідні значення передаточних чисел. Очистити панель графіків.

3. Дослідити вплив величин передаточних чисел у статичному автопілоті рискання на основні показники якості перехідних процесів:

– Відкривши панель «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 30 с і крок інтегрування 0,01 с. На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” для моделювання контурів управління кутом рискання на основі статичного автопілоту з законом управління (6.3) – з жорстким зворотним зв’язком у сервоприводі. У каналі руля направлення залишається демпфер із законом управління (6.6). Упевнитися, що формули, які описують ці закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають:

$$K_{\omega_x} = 0.2, K_{\gamma} = 0.85, K_{\psi} = 5.25, K_{\omega_y} = 1.5;$$

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута крену – $\gamma 1$ та кута рискання $\psi 1$ і, не змінюючи діючих на літак збурень, запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.3) при впливі на літак постійного збурення Mx ;

– Зменшуючи та збільшуючи передаточне число K_{γ} відносно оптимального, отримати ще два рішення. Рекомендовані значення передаточного числа: $K_{\gamma} = 1,85$ при збільшенні, $K_{\gamma} = 0,5$ при зменшенні;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$ трьох рішень і задокументувати результати виконаного підпункту у файл з ім’ям, наприклад, “p3_1_Kgam.bmp”;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_{γ} у законі управління (6.3) на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Звернути увагу на помилку стабілізації кута рискання і на відсутність залишкового крену. Очистити панель графіків. Кноп-

кою «Відновити оптимальні значення п.ч.» повернути вихідні значення передаточних чисел;

– Знову встановити прапорці для візуалізації кута крену – γ_1 та кута рискання ψ_1 запусити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.3) і оптимальними значеннями передаточних чисел при впливі на літак постійного збурення M_x , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– Збільшуючи і зменшуючи передаточне число K_ψ відносно оптимального значення, одержати ще два рішення. Рекомендовані зміни передаточного числа K_ψ : – 10,25 при збільшенні, – 2,25 при зменшенні;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$ трьох рішень і задокументувати результати підпункту у файл з ім'ям, наприклад, “р3_2_Kpsi.bmp”;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_ψ у законі управління (6.3) на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Звернути увагу на зміну помилки стабілізації кута рискання. Очистити панель графіків. Кнопкою «Відновити оптимальні значення п.ч.» повернути вихідні значення передаточних чисел/

4. Дослідити вплив величин передаточних чисел в астатичному автопілоті рискання на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи параметри інтегрування, на заголовку панелі «Закони управління» активізувати прапорець „4” для моделювання контурів управління кутом рискання на основі астатичного автопілоту з законом управління (6.4) – з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі. У каналі руля направлення залишається демпер із законом управління (6.6). Упевнитися, що формули, які описують ці закон управління висвітлюється у середній частити панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_x} = 0.2$, $K_\gamma = 0.85$, $K_\psi = 5.25$, $K_{\tilde{\psi}} = 0,95$, $K_{\omega_y} = 1.5$;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута крену – γ_1 та кута рискання ψ_1 і, не змінюючи

діючих на літак збурень, запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.4) при впливі на літак постійного збурення Mx ;

– Далі повторити пункт 3, досліджуючи вплив передаточних чисел K_γ , K_ψ на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Рекомендовані значення передаточних чисел: $K_\gamma = 1,85$ при збільшенні, $K_\gamma = 0,65$ при зменшенні; $K_\psi = 10,25$ при збільшенні, $K_\psi = 3,25$ при зменшенні. Додатково проаналізувати вплив передаточного числа $K_{\dot{\psi}}$. Рекомендовані зміни передаточного числа: $K_{\dot{\psi}} = 1,95$ при збільшенні $K_{\dot{\psi}} = 0,55$ при зменшенні;

– Проглядаючи графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$, задокументувати результати виконаних підпунктів в папку „Zvit_6”, наприклад як файли “p4_1_Kgam.bmp”, “p4_2_Kpsi.bmp” та “p4_2_Kpsi_int.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточних чисел у законі управління (6.4) на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації кута рискання.

5. Дослідити вплив величин передаточних чисел в автопілоті рискання з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи параметри інтегрування, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „5” для моделювання контурів управління кутом рискання на основі автопілоту з законом управління (6.5) – з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі. У каналі руля направлення залишається демпфер із законом управління (6.6). Упевнитися, що формули, які описують ці закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_x} = 0,6$, $K_\gamma = 0,35$, $K_\psi = 1,1$, $K_{\omega_y} = 1,5$, $T_{и} = 1,0$;

– У правій частині вікна графіків повинні бути активовані прапорці для візуалізації кута крену – $\gamma 1$ та кута рискання $\psi 1$. Не

змінюючи діючих на літак збурень, запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.5) при впливі на літак постійного збурення M_x ;

– Далі повторити попередній пункт, досліджуючи вплив передаточних чисел K_γ , K_ψ на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Рекомендовані значення передаточних чисел: $K_\gamma = 0,95$ при збільшенні, $K_\gamma = 0,2$ при зменшенні; $K_\psi = 2.1$ при збільшенні, $K_\psi = 0.5$ при зменшенні;

– Проглядаючи графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$, задокументувати результати виконаних підпунктів в папку „Zvit_6”, наприклад як файли “p5_1_Kgam.bmp”, “p5_2_Kpsi.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточних чисел у законі управління (6.5) на якість перехідних процесів стабілізації кута рискання. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації кута рискання.

– Очистити панель графіків. Кнопкою «Відновити оптимальні значення п.ч.» повернути вихідні значення передаточних чисел.

6. Дослідити статичні характеристики контуру стабілізації кута рискання для різних законів управління:

– Не змінюючи параметри інтегрування, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” для моделювання контурів управління кутом рискання на основі статичного автопілоту з законом управління (6.3) – з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі. У каналі руля направлення залишається демпфер із законом управління (6.6);

– На панелі «**Діючі збурення**», задати збурюючий вплив „**Моментне збурення - M_u** ” та „**Східчасть**”;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута крену – γ_1 та кута рискання ψ_1 і запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.3) при впливі на літак постійного збурення M_u ;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» перемикнути прапорці з „3” на „4” для моделювання контурів управління кутом рискання на основі астатичного автопілоту з законом управління (6.4) – з жорстким зворотним зв’язком у сервоприводі. Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.4) при впливі на літак постійного збурення M_u ;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» знову перемикнути прапорці з „4” на „5” для моделювання контурів управління кутом рискання з законом управління (6.5) – з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі. Запустити на третє рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$ трьох рішень і задокументувати результати виконаного підпункту в папку „Zvit_6”, наприклад як файли “p6_1_Mu.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив моментного збурення M_u на точнісні характеристики контурів стабілізації кута рискання для різних законів управління. Звернути увагу на наявність залишкового кута крену, а також на помилку стабілізації кута рискання при реалізації закону управління (6.5);

– Не змінюючи установок запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання із законом управління (6.5) при впливі на літак постійного моменту збурення M_u , що надалі буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „6” при цьому змінюється закон управління в каналі руля направлення на (6.7), тобто в закон управління додаються складова n_z і складова $\frac{n_z}{p}$, яка забезпечує астатичну компенсацію ков-

зання. В каналі ж елеронів залишається закон управління (6.5) – закон управління кутом рискання на основі сервопривода з ізодромним зворотним зв’язком. Упевнитися, що формули, які описують ці закони управління висвітлюється у середній частині панелі, при

цьому передаточні числа закону управління в каналі руля направлення відповідають: $K_{\omega_y} = 1.5$, $K_{n_z} = -0.6$, $K_{\tilde{n}_z} = -0.8$;

– Запустити на друге рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації кута рискання при впливі на літак постійного збурення M_u із законом управління в каналі елеронів (6.5), а в каналі руля направлення – (6.7);

– Звернути увагу на зміну знаку й на суттєве зменшення залишкового кута крену, а також на зміну знаку і зменшення помилки стабілізації кута рискання;

– На панелі «**Закони управління**» встановити прапорець „**Без врахування бічної сили $Z(\delta_n)$, що створюється рулем направлення**”. При цьому в третьому рівнянні математичної моделі літака (6.8) анулюється складова $a_z^{\delta_n} \delta_n$. Запустити задачу на третє рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\gamma(t)$ трьох рішень і задокументувати результати виконаного підпункту в папку „Zvit_6”, наприклад як файли “p6_1_gam_psi_on_Zn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Повторити цей підпункт фіксуючи графіки перехідних процесів $\beta(t)$, $\delta_n(t)$. Для фіксації відхилення руля направлення δ_n слід на панелі „**Додаткові параметри візуалізації**” перемикнути прапорець „ **δ_n замість γ** ”. Зберегти отримані графіки в папку „Zvit_6”, наприклад як “p6_1_dn_beta_on_Zn.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив різних законів управління рулем направлення на точнісні характеристики контуру стабілізації кута рискання з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі елеронів при дії збурення M_u . Обґрунтувати причини появи, а потім зникнення залишкового крену і відповідно помилки стабілізації рискання;

– На панелі «**Закони управління**» зняти прапорець „**Без врахування бічної сили $Z(\delta_n)$, що створюється рулем направлення**”. На заголовку панелі встановити прапорець „3” для моделювання в каналі елеронів контуру управління кутом рискання на

основі статичного автопілоту з законом управління (6.3) – з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі, а у каналі руля направлення демфера рискання із законом управління (6.6);

– На панелі «**Діючі збурення**», задати збурюючий вплив „**Бічний вітер - βw** ” та „**Східчасте**”;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута рискання – ψ_1 та кута ковзання β_1 , вимкнути автоматичне управління, натиснувши на панелі «**Закони управління**» кнопку „**Обнулити передаточні числа**”, і запустити на рішення задачу моделювання динаміки руху некерованого літака при влученні у бічний повітряний потік, яка у подальшому буде використовуватися для порівняльного аналізу;

– На панелі «**Закони управління**» підключити автоматичне управління, натиснувши на панелі «**Закони управління**» кнопку „**Відновити оптимальні значення передаточних чисел**”, і знову запустити на рішення задачу моделювання контуру стабілізації кута рискання із статичним законом управління (6.3) при впливі на літак вітрового збурення;

– На панелі «**Закони управління**» підключити астатичний закон управління кутом рискання, переключивши на її панелі прапорці в положення, наприклад „5” (закон управління кутом рискання (6.5) на основі сервопривода з ізодромним зворотним зв'язком). У каналі руля направлення залишається демфер із законом управління (6.6). Запустити на третє рішення задачу моделювання контуру стабілізації кута рискання з астатичним законом управління;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\psi(t)$, $\beta(t)$ трьох і задокументувати результати виконаного підпункту в папку „Zvit_6”, наприклад як файли “p6_2_beta_psi.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Переконатися у відсутності помилки стабілізації при впливі на літак вітрового збурення навіть для статичного автопілота рискання;

– Повторити цей підпункт фіксуючи графіки перехідних процесів бічного відхилення центра мас літака $Z(t)$. Для фіксації цього параметру слід на панелі „**Додаткові параметри візуаліза-**

ції” перемикнути прапорець „**Z замість β** ”. Зберегти отримані графіки в папку „Zvit_6”, наприклад як “p6_2_Z.bmp”. Бажано підписати збережені графіки.;

– Оцінити вплив контуру стабілізації кута рискання, що парює вітрове збурення, на рух центра мас літака.

Примітка. Статичні характеристики контурів управління по відношенню до моментного збурення M_x оцінити за результатами виконаних пунктів 1 ÷ 5.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи та задокументувавши його результати, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім’ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

– графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);

– докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробить помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\psi(t)$, $\beta(t)$.

Лабораторна робота 7

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ

Мета роботи

У лабораторній роботі досліджується динаміка контурів управління висотою польоту, визначається вплив настроювання передаточних чисел за відповідними параметрах на якість перехідних процесів руху центра мас літака.

Методичні вказівки

Повторити такі теоретичні питання дисципліни:

- принципи побудови автопілотів;
- контури автоматичного управління висотою польоту;
- методи аналізу контурів автоматичного управління.

Завдання на виконання лабораторної роботи

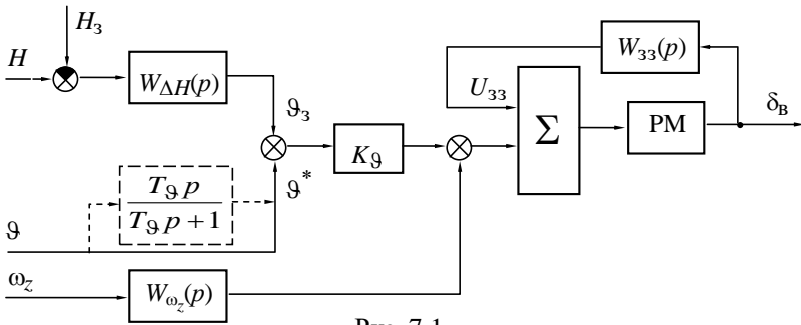


Рис. 7.1

1. Дослідити вплив величин передаточних чисел у різних законах управління на основні показники якості перехідних процесів контурів управління висотою польоту. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

2. Дослідити статичні характеристики контурів автоматичного управління висотою польоту при дії різноманітних збурень. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

3. Дослідити вплив ізодромної ланки в колі сигналу кута тангажа. Зафіксувати графіки перехідних процесів.

Скорочені теоретичні питання

Управління висотою відноситься до найбільш високого рівня управління польотом (траєкторного) і є основою для реалізації польотного завдання. При цьому стабілізація заданої висоти є одним з основних режимів польоту.

Управляти траєкторією польоту в поздовжній площині можна, або змінюючи кут тангажа, або керуючи нормальним перевантаженням. Тому автоматичне управління висотою H будується на основі контурів управління кутом тангажа ϑ або нормальним перевантаженням n_y . Управління висотою польоту через контур нормального перевантаження у переважній більшості краще, оскільки такий контур більш швидкодійний й ефективніше парює вітрові збурення, але забезпечення стійкості такого контуру при відсутності у законі управління сигналу кута тангажа потребує додаткових заходів.

За датчик відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту – висоти, на якій здійснюється вмикання режиму, застосовується коректор висоти типу КВ-11, КВ-16. Як що до складу бортового обладнання входить система повітряних сигналів, то цю інформацію доцільніше отримувати саме від цієї системи.

Структура траєкторного контуру управління, що побудований на основі автопілоту тангажа, відрізняється тим, що задане значення кута тангажа формується залежно від закону управління висотою польоту. Узагальнена структурна схема автопілоту тангажа, що реалізує управління висотою польоту, зображена на рис.7.1.

Найпростіший типовий закон управління висотою польоту, що реалізований в автопілоті тангажа з жорстким зворотним зв'язком, має вигляд:

$$\delta_v = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де $\vartheta_3 = -\frac{K_H}{K_\vartheta} (H - H_3)$; K_H , K_ϑ – передаточні числа закону управ-

ління.

Перетворюючи цей закон управління, запишемо

$$\delta_B = K_\vartheta \vartheta + K_H (H - H_3) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

Сигнал кута тангажа в контурі управління висотою польоту забезпечує структурну стійкість контура та демпфірує коливання центра мас літака.

Постійно діюче моментне збурення має бути компенсовано відхиленням руля висоти від балансувального положення. У цьому випадку на вхід сервопривода автопілота з жорстким зворотним зв'язком в усталеному режимі надходить сигнал із датчика зворотного зв'язку (див. рис. 7.1), який у свою чергу повинен бути компенсований сигналом управління. Вертикальна швидкість в усталеному режимі зникає за рахунок відновлення вихідного (балансувального) кутового положення. При цьому $\vartheta = 0$. Тому компенсація сигналу зворотного зв'язку можлива тільки за рахунок сигналу помилки стабілізації висоти польоту $\Delta H_{ст} = H - H_3 \neq 0$.

Астатична стабілізація висоти при постійно діючому моментному збуренні, яке компенсується відхиленням руля висоти, забезпечується введенням у закон управління автопілота з жорстким зворотним зв'язком інтеграла від помилки ΔH

$$\delta_B = K_{\omega_z} \omega_z + K_\vartheta \vartheta + K_H (H - H_3) + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} (H - H_3),$$

або використанням каналів з ізодромним зворотним зв'язком

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = K_{\omega_z} \omega_z + K_\vartheta \vartheta + K_H (H - H_3).$$

У першому випадку сталий сигнал зворотного зв'язку при постійному відхиленні руля висоти буде компенсуватись сигналом інтеграла, а у другому випадку сигнал зворотного зв'язку в усталеному режимі через іподромну ланку на вхід сервопривода не проходить, компенсувати його непотрібно, тому сигнал управління також повинен дорівнювати нулю.

При влученні літака у висхідний струм повітря миттєво вини-

кає приріст кута атаки $\Delta\alpha = \alpha_w$ та відповідний приріст піднімальної сили.

Приріст піднімальної сили викликає вертикальну швидкість \dot{H} , яка зникає за рахунок відновлення балансу сил по нормалі до траєкторії. Останнє може бути виконано за рахунок ліквідування приросту кута атаки (піднімальної сили), який викликається вітром, шляхом зменшення кутového положення (кута тангажа) на кут α_w . При цьому відновлюється балансування, тому балансувальне положення руля висоти залишається незмінним. Зауважимо, що стабілізація кута тангажа уповільнює процес відпрацювання вітрового збурення.

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода (див. рис. 7.1) надходить сигнал $\vartheta = \alpha_w$. Способи компенсації цього сигналу на вході сервопривода визначають помилку стабілізації висоти після закінчення перехідного процесу. Для астатичної стабілізації висоти компенсація цього сигналу повинна здійснюватися або з використання інтеграла в законі управління автопілота з жорстким зворотним зв'язком або шляхом ізодромовання сигналу кута тангажа в каналах з ізодромним зворотним зв'язком за законом управління

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta + K_H (H - H_3)$$

Для підвищення точності стабілізації висоти при входженні літака у вертикальні потоки повітря доцільно здійснювати управління на основі автопілотів перевантаження, а замість сигналу кута тангажа, що забезпечує стійкість контуру управління висотою, вводити сигнал вертикальної швидкості \dot{H} .

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{n_y} n_y + K_{\dot{H}} p (H - H_3) + K_H (H - H_3)$$

Цей сигнал отримують диференціюванням сигналу коректора висоти. На відміну від сигналу тангажа, сигнал вертикальної швидкості в усталеному режимі дорівнює нулю, дорівнює нулю також надмірне перевантаження. Тому при дії вертикального вітру навіть

без введення інтеграла забезпечується астатична стабілізація заданої висоти польоту.

Об'єкт дослідження

У роботі досліджуються такі закони управління висотою по льоту:

– контур, побудований на основі статичного автопілота тангажа

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{\vartheta} \vartheta + K_H (H - H_3) + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} (H - H_3); \quad (7.1)$$

– контур, побудований на основі статичного АПУ

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{n_y} n_{n_y} + K_{\dot{H}} p (H - H_3) + K_H (H - H_3); \quad (7.2)$$

– контур, побудований на основі автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв'язком

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{\vartheta} \vartheta + K_H (H - H_3); \quad (7.3)$$

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta + K_H (H - H_3); \quad (7.4)$$

Поздовжній рух літака як об'єкта управління описується системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -a_x^V V - a_x^\Theta \Theta - a_x^\alpha \alpha; \\ \dot{\Theta} &= -a_y^V V - a_y^\alpha \alpha + a_y^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\omega}_z &= -a_{mz}^V V - a_{mz}^{\omega z} \omega_z - a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^{\delta_B} \delta_B + m_{z\beta}; \\ \dot{\vartheta} - \omega_z &= 0; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta + \alpha_w; \\ n_y &= -\frac{V_0}{g} \cdot a_y^\alpha \alpha; \\ \dot{H} &= -a_H^\Theta \Theta. \end{aligned} \quad (7.5)$$

У рівняннях (7.1) ÷ (7.5) прийняті такі позначення:

$$V = \frac{\Delta V}{V_0}; \theta = \Delta\theta; \omega_z = \Delta\omega_z; \alpha = \Delta\alpha; \vartheta = \Delta\vartheta; n_y = \Delta n_y; H = \Delta H - \text{відхилення параметрів польоту від програмних, які задані у безрозмірній формі}; H_3 - \text{задане значення висоти польоту};$$

δ_B – відхилення руля висоти рульовим агрегатом САУ;

$a_x^V, a_x^\theta, a_x^\alpha \dots a_{mz}^{\delta_B}$ – коефіцієнти системи рівнянь (7.5), прийняті рівними їхнім значенням для “1” режиму польоту (див. ЛР 1);

$K_{\omega_z}, K_\vartheta, \dots, K_H$ – передаточне число закону управління;

T_ϑ – стала часу ізодромного фільтра в колі сигналу ϑ ;

T_u – стала часу ізодромного зворотного зв’язку в сервоприводі;

$m_{z\theta}, \alpha_w$ – зовнішні збурення.

Ізодромна ланка в колі сигналу тангажа формується за схемою віднімання

$$\vartheta - \frac{\vartheta}{T_\vartheta p + 1} = \frac{T_\vartheta p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta.$$

Формування ізодромного зворотного зв’язку у сервоприводі в підпрограмі FCT замінюється формуванням суми керуючого сигналу й інтеграла від цієї суми:

$$\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = U_{\text{упр}}, \text{ звідси } \delta_B = \frac{T_u p + 1}{T_u p} U_{\text{упр}} = U_{\text{упр}} + \frac{U_{\text{упр}}}{T_u p}.$$

При виконанні лабораторної роботи вибір збурення здійснюється перемикачами на панелі інтерфейсу програми «Діючі збурення» (див. рис. 7.2). Докладно про роботу з цією панеллю викладено в опису лабораторної роботи №1. В цієї роботі окрім зовнішніх збурень у вигляді моментних і вітрових

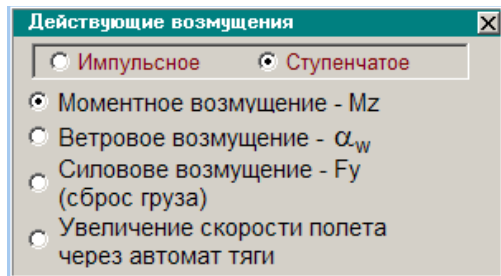


Рис. 7.2

збурень передбачено збурення яке імітує скидання вантажу, а також збурення у вигляді збільшення швидкості польоту, яке здійснюється автоматичним пристроєм – автоматом тяги.

Вибір досліджуваного варіанту закону управління здійснюється з окремої панелі інтерфейсу програми – панелі «**Закони управління**» (див. рис. 7.3). Перемикачі „1”...”4” у заголовку панелі дозволяють обрати досліджуваний варіант (від (7.1) до (7.4) відповідно) закону управління. При цьому у верхній частини вікна з’являється формула, яка описує досліджуваний закон управління. На панелі також відкриваються діалогові віконця через які можна змінювати передаточні числа досліджуваного закону управління.

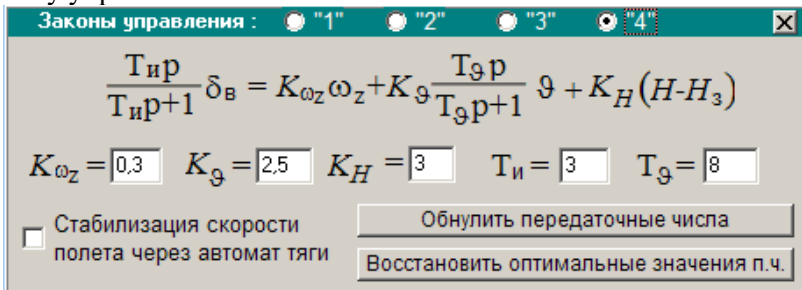


Рис. 7.3

При завданні нових значень передаточних чисел необхідно особливу увагу приділяти роздільним знакам – обов’язково « , », а не « . ». При невірному завданні коефіцієнта з’являється транспарант „Помилка введення!!” і дане передаточне число відновлюється до свого оптимального значення. Відновити оптимальні значення передаточних чисел можна також натиснувши на панелі кнопку «Відновити оптимальні значення п.ч.». Кнопка «Обнулити передаточні числа» вимикає автоматику – іноді це потрібно для проведення порівняльного аналізу.

Додатковий прапорець на панелі «Закони управління» – „Стабілізація швидкості польоту через автомат тяги” дозволяє проводити порівняльні дослідження по впливу некерованої зміни швидкості польоту на статичні характеристики контурів управління висотою польоту.

Порядок і методика виконання лабораторної роботи

Включити комп'ютер, на диску D знайти та відкрити папку з ім'ям LP САУ, в якій відкрити папку з ім'ям LP_7 і запустити програму лабораторної роботи (файл LR-7). Натиснувши кнопку **«Інформація»**, можна ознайомитися з метою та з завданням на лабораторну роботу. Закривши вікно **«Інформація»**, приступити до виконання першого пункту лабораторної роботи.

1. Дослідити вплив величини передаточного числа K_g у контурі управління висотою польоту (на основі статичного автопілота тангажа) на основні показники якості перехідних процесів:

– На панелі **«Параметри інтегрування»**, встановити час інтегрування 50 с і крок інтегрування 0,01 с (за умовчанням саме такі параметри вже заданні). Панель **«Параметри інтегрування»** активізується піктограмою **∫Udt**; Кнопкою у верхній правій частині панелі закрийте панель (панель також зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання);

– На панелі **«Діючі збурення»**, задати збурюючий вплив **„Моментне збурення - Mz”** та **„Східчасте”** (за умовчанням саме такий вплив вже встановлений);

– Упевнитися, що на заголовку панелі **«Закони управління»** активізований прапорець „1” – закон управління (7.1) астатичного контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.3$, $K_g = 2.5$, $K_H = 3.0$, $K_{\tilde{H}} = 0.4$;

– У правій частині вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута тангажа – **91** та висоти польоту **H1**, кнопкою **▶** запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти польоту із законом управління (5.1) при впливі на літак постійного збурюючого моменту Mz ;

– На панелі «**Закони управління**» збільшити передаточне число K_G у два рази. (Увага до знаків: обов'язково « , », а не « . »). Запустити задачу на повторне рішення;

– Зменшити передаточне число K_G удвічі щодо оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p1_Ktet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_G у законі управління (7.1) на якість перехідних процесів стабілізації висоти польоту. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації висоти польоту при реалізації закону управління (7.1), а також на зміни високочастотної та низькочастотної складової у перехідних процесах з кута тангажа.

2. Дослідити вплив величини передаточного числа K_{ny} у контурі управління висотою польоту (на основі АПУ) на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи установок інтегрування і збурень, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” – закон управління (7.2) контуру стабілізації висоти польоту через автомат поздовжньої стійкості – автомат поздовжнього управління (АПУ), формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.7$, $K_{n_y} = 0.1$, $K_H = 1.5$, $K_{\dot{H}} = 4.0$;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.2) при впливі на літак постійного збурення M_z ;

– На панелі «**Закони управління**» збільшити передаточне число K_{n_y} у три рази. Запустити задачу на повторне рішення;

– Зменшити передаточне число K_{n_y} на порядок відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p2_Kny.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_{ny} у законі управління (7.2) на якість перехідних процесів стабілізації висоти польоту. Звернути увагу на наявність помилки стабілізації висоти польоту при реалізації закону управління (7.2).

3. Дослідити вплив величини передаточного числа K_g у контурі управління висотою польоту (на основі автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв’язком) на основні показники якості перехідних процесів:

– Не змінюючи установок інтегрування і збурень, на заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” – закон управління (7.3) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} = 0.3$, $K_g = 2.5$, $K_H = 3.0$, $T_H = 3.0$;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.3) при впливі на літак постійного збурення Mz ;

– На панелі «**Закони управління**» збільшити передаточне число K_g у два рази. Запустити задачу на повторне рішення;

– На панелі «**Закони управління**» зменшити передаточне число K_g удвічі відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p3_Ktet.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_g у законі управління (7.3) на якість перехідних процесів стабілізації висоти

польоту. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації при реалізації закону управління (7.3).

4. Дослідити вплив величини передаточного числа K_H у контурі управління висотою польоту (на основі автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв'язком) на основні показники якості перехідних процесів:

– На панелі «**Закони управління**» відновити оптимальні значення передаточних чисел натиснувши відповідну кнопку. Не змінюючи установок інтегрування і збурень запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.3) при впливі на літак постійного збурення Mz , фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа та висоті польоту;

– На панелі «**Закони управління**» збільшити передаточне число K_H у три рази. Запустити задачу на повторне рішення;

– Зменшити передаточне число K_H у три рази відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p4_KH.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати вплив передаточного числа K_H у законі управління (7.3) на якість перехідних процесів стабілізації висоти польоту.

5. Дослідити вплив величини сталої часу T_u у контурі управління висотою польоту (на основі автопілота тангажа з ізодромним зворотним зв'язком) на основні показники якості перехідних процесів:

– На панелі «**Закони управління**» відновити оптимальні значення передаточних чисел натиснувши відповідну кнопку. Не змінюючи установок інтегрування і збурень запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.3) при впливі на літак постійного збурення Mz , фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа та висоті польоту;

- На панелі «**Закони управління**» збільшити сталу часу $T_{и}$ у два рази. Запустити задачу на повторне рішення;
- Зменшити сталу часу $T_{и}$ на порядок відносно оптимального значення. Знову запустити задачу на рішення;
- Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p5_Tu.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;
- Проаналізувати вплив сталої часу ізодромного зворотного зв’язку $T_{и}$ у законі управління (7.3) на якість перехідних процесів стабілізації висоти польоту. Звернути увагу на високочастотну складову у перехідних процесах з кута тангажа при зменшенні сталої часу. Можна додатково зменшити сталу часу $T_{и}$ до 0,1 і впевнитися що при цьому втрачається стійкість контуру управління.

6. Дослідити статичні характеристики контурів управління висотою польоту:

- Не змінюючи установок інтегрування: крок інтегрування 0,01 с і час інтегрування 50 с, на панелі «**Діючі збурення**», задати збурюючий вплив „**Вітрове збурення - α_w** ” та „**Східчасте**”.
- На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „1” – закон управління (7.1) астатичного контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі.
- Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.1) при впливі на літак вітрового збурення, фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа та висоті польоту;
- На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” – закон управління (7.2) контуру стабілізації висоти польоту через автомат поздовжнього управління, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частині панелі. Запустити задачу на повторне рішення;
- На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” – закон управління (7.3) контуру стабілізації висоти

польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частити панелі. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p6_1_alf_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Упевнитися, що літак парирує вітрове збурення шляхом зміни кута тангажа. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації висоти для законів управління (7.1), (7.2) і на наявність помилки для закону управління (7.3);

– Не змінюючи ніяких установок запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.3) при впливі на літак вітрового збурення, фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа та висоті польоту. Це рішення у подальшому буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4” – закон управління (7.4) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі та з ізодромним кута тангажа. Формула, що описує цей закон управління висвітлюється у середній частити панелі, а передаточні числа закону управління відповідають: $K_{\omega_z} =$

0.3, $K_{\vartheta} = 2.5$, $K_H = 3.0$, $T_H = 3.0$, $T_{\vartheta} = 8.0$;

– Щоб згадати як змінюється кут атаки при парируванні вітрового збурення слід додатково отримати графік перехідного процесу $\alpha(t)$. Оскільки параметр α не відноситься до основних параметрів візуалізації, то, кликнувши піктограму із зображенням панелі на фоні графіків відкрити панель додаткових параметрів візуалізації і змінити параметри візуалізації, (замість Θ підключити α , клацнувши кнопку « α замість Θ »). Закрити панель додаткових параметрів візуалізації (панель зникає з екрану автоматично після запуску процесу моделювання). Запустити задачу на повторне рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$ двох рішень, а також $\alpha(t)$ і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p6_2_alf_w.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати зміни статичних характеристик контурів управління висотою польоту, впевнитися що контур управління з законом управління (7.4) забезпечує астатичну стабілізацію висоти польоту. Зверніть увагу на те, в момент влучання ЛА в повітряний потік ($t \approx 0,5\text{с}$) кут атаки стрибком змінюється на кут вітру α_W (змінюється напрямом повітряної швидкості), а ЛА під впливом моменту поздовжньої статичної стійкості з кута атаки $Mz(\alpha)$ „клює” на вітер, тобто змінює кутову орієнтацію (див. $\vartheta(t)$). При цьому кут атаки повертається до вихідного значення;

– Очистити панель графіків. На панелі «**Параметри інтегрування**», встановити час інтегрування 250 с і крок інтегрування 0,1 с. На панелі «**Діючі збурення**», задати збурюючий вплив „**Силowe збурення – F_y (Скидання вантажу)**” та „**Східчасте**”;

– У правій частини вікна графіків встановити прапорці для візуалізації кута тангажа – ϑ_1 , висоти польоту H_1 , кута атаки α_1 та швидкості польоту V_1 .

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „1” – закон управління (7.1) астатичного контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.1) при впливі на літак збурення у вигляді зміни ваги вантажу, фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа, висоті та швидкості польоту;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” – закон управління (7.2) контуру стабілізації висоти польоту через автомат поздовжнього управління. Запустити задачу на повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” – закон управління (7.3) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $\alpha(t)$, $H(t)$, $V(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p6_3_1_Fy.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати як забезпечується стабілізація висоти польоту у процесі некерованої зміни балансування літака через зміну його ваги. Впевнитися, що контури управління (7.2), (7.3) не забезпечують стабілізацію висоти польоту доки відбувається повільний процес перебалансування літака – швидкість польоту через скидання вантажу повільно збільшується поки зростаючий лобовий опір не врівноважить баланс сил за швидкісною віссю. Балансування у вертикальній площині забезпечується зміною кута тангажа (кута атаки) горизонтального польоту. В контурі з астатичним законом управління на цей час має місце похибка стабілізації висоти польоту;

– Очистити панель графіків. На панелі «**Параметри інтегрування**», повернути час інтегрування до 50 с, а крок інтегрування до 0,01 с. На панелі «**Закони управління**» встановити прапорець „**Стабілізація швидкості польоту через автомат тяги**” (в програмі підключається додатковий контур автоматичного управління швидкістю польоту, який змінює тягу авіаційного двигуна за законом управління $\delta_p = \left(K_V + \frac{K_V}{p} \right) (V_3 - V)$, забезпечуючи безпомилкову стабілізацію швидкості).

– Повторити виконаний підпункт, почергово підключаючи закони стабілізації висоти (7.1), (7.2), (7.3) і фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа, куту атаки, висоті та швидкості польоту;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $\alpha(t)$, $H(t)$, $V(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p6_3_2_Fy_AT.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Проаналізувати як змінився час перехідних процесів у контурах управління висотою польоту при автоматичній стабілізації швидкості польоту;

– На панелі «**Параметри інтегрування**», знову встановити час інтегрування 250 с, а крок інтегрування до 0,1 с. Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.3) при впливі на літак збурення у вигляді зміни ваги вантажу, фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа, висоті та швидкості польоту. Це рішення у подальшому буде використовуватися для проведення порівняльного аналізу;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „4” – закон управління (7.4) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі та з ізодромованням кута тангажа. Запустити задачу на повторне рішення;

– На панелі «**Закони управління**» зняти прапорець „**Стабілізація швидкості польоту через автомат тяги**”. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$, $V(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “р6_3_3_Fy.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Упевнитися, що контур із законом управління (7.4) на відміну від контуру із законом управління (7.3) забезпечує астатичну стабілізацію висоти польоту. Звернути увагу на різні значення кута тангажа горизонтального польоту при стабілізації швидкості польоту й при збільшенні швидкості;

– На панелі «**Параметри інтегрування**», повернути час інтегрування до 50 с, а крок інтегрування до 0,01 с. На панелі «**Діючі збурення**», задати збурення і вигляді „**Збільшення швидкості польоту через автомат тяги**” (до програми знову підключається контур автоматичного управління швидкістю польоту через автомат тяги, який в даному випадку забезпечує зміну швидкості).

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „1” – закон управління (7.1) астатичного контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа;

– Запустити на рішення задачу моделювання динаміки контуру стабілізації висоти із законом управління (7.1) при збільшенні швидкості польоту, фіксуючи перехідні процеси по куту тангажа, висоті та швидкості польоту;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „2” – закон управління (7.2) контуру стабілізації висоти польоту через автомат поздовжнього управління. Запустити задачу на повторне рішення;

– На заголовку панелі «**Закони управління**» активізувати прапорець „3” – закон управління (7.3) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі. Знову запустити задачу на рішення;

– Переглянути графіки перехідних процесів $\vartheta(t)$, $H(t)$, $V(t)$ трьох рішень і зберегти результати виконаного пункту в папку „Zvit_7”, наприклад як файл “p6_4_Vz.bmp”. Бажано підписати збережені графіки;

– Упевнитися, що стабілізація висоти польоту в даному випадку забезпечується шляхом зміни кута тангажа горизонтального польоту. Звернути увагу на відсутність помилки стабілізації висоти тільки для закону управління (7.1) і на наявність помилки для законів управління (7.2), (7.3);

– Додатково, активізувавши на заголовку панелі «**Закони управління**» прапорець „4” – закон управління (7.4) контуру стабілізації висоти польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв’язком у сервоприводі та з ізодромним кута тангажа і отримавши графіки перехідних процесів, упевнитися що закон управління (7.4) забезпечує астатичну стабілізацію висоти польоту. Графіки перехідних процесів можна не документувати.

Завершення лабораторної роботи

Закінчивши останній пункт лабораторної роботи, кнопкою закрити програму.

Примітка: при наявності часу можна почати оформлювати звіт з лабораторної роботи. Шаблон звіту – файл з ім’ям „Шаблон отчета.doc” (документ Microsoft Word) знаходиться у папці „Zvit”.

Зміст звіту

У звіті з лабораторної роботи крім того що вже є у шаблоні повинні бути надані:

- графіки кривих перехідних процесів (збережені файли результатів моделювання з папки „Zvit” треба вставити у звіт з лабораторної роботи, виконуючи таку послідовність операцій: Вставка – Рисунок – Из файла (показати шлях до потрібного файлу);

- докладний аналіз отриманих результатів і висновки по кожному виконаному пункту роботи.

Примітка: якщо звіт буде роздруковуватися на чорно-білому принтері, то після роздрукування зробіть помітки кожної лінії на кожному графіку перехідних процесів, наприклад $\vartheta(t)$, $H(t)$.

ЛІТЕРАТУРА

1. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. К., НАУ. 2002. – 504 с
2. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К., Черних Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. К.: КІ ВВС, 1999. – 335 с.
3. Асланян А.Э., Філяшкін Н.К. Летательный аппарат как объект управления. К.: КВВАИУ, 1988. – 115 с.
4. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
5. Бородин В.Т., Рыльский Г.И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. М.: Наука, 1978. – 213 с.
6. Буков В.Н. Пилотажные и навигационные системы. Ч.2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
7. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. – 348 с.
8. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
9. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
10. Філяшкін Н.К., Гриценко А.С., Дичек А.И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов. К.: КВВАИУ, 1988. – 250 с.
11. Хиврич И.Б., Белкин А.М. Автоматизированное вождение воздушных судов. М.: Транспорт, 1985. – 328 с.

ЗМІСТ

Передмова.....	3
Опис інструментальної оболонки програми моделювання динаміки контурів автоматичного управління польотом.....	4
Лабораторна робота 1 Дослідження динаміки поздовжнього руху літака як об'єкта управління.....	16.
Лабораторна робота 2 Дослідження динаміки бокового руху літака як об'єкта управління.....	
Лабораторна робота 3 Дослідження контурів поздовжньої стійкості та керованості.....	
Лабораторна робота 4 Дослідження контурів бокової стійкості та керованості.....	
Лабораторна робота 5 Дослідження контурів автоматичного управління кутом тангажа	
Лабораторна робота 6 Дослідження контурів автоматичного управління кутом крену та ристання.....	
Лабораторна робота 7 Дослідження контурів автоматичного управління висотою польоту.....	
Література.....	

Навчально-методичне видання

ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО
УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Методичні вказівки
до виконання лабораторних робіт

для студентів спеціальностей 8.092502 “Комп’ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва” та 8.100107 “Обладнання повітряних суден”.

Укладачі: Козлов Анатолій Павлович,
Філяшкін Микола Кирилович.

Редактор О.К. Чаплигіна
Технічний редактор А.І. Лаврінович