

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ
“ ____ ” _____ 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

Тема: Вібротактильна індикація в системах директорного управління польотом літака

Виконавець: студент групи КП-403 Гасяк Микола Миколайович
Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища» _____ Тополь І.К.
(підпис)

Консультант розділу «Охорона праці» _____ Кульбаба К.П.
(підпис)

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К.
(підпис)

Київ – 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: магістр

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЕГЛАЗОВ
“ ____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Гасяка Миколи Миколайовича

- 1. Тема роботи:** «Вібротактильна індикація в системах директорного управління польотом літака»
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з _____ 2023 р. до _____ 2023 р.
- 3. Вихідні дані до роботи:**
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** 1. Аналіз існуючих систем автоматизованого управління польотом літака та обґрунтування розробки системи комбінованого управління польотом літака з вібротактильною індикацією; 2. Бокова ручка управління з активним зворотним зв'язком і тактильною сигналізацією; 3. Розробка структурної схеми бортової системи управління; 4. Функціональна схема бокового каналу системи траєкторного управління. 5. Синтез контурів автоматичного управління боковим рухом літака; 6. Функціональна схема системи комбінованого управління; 7. Дослідження контурів управління.
- 5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Структурні схеми сумісного, директорного та системи комбінованого управління; 2. Бокова ручка управління. 3. Структурна схема АБСУ у складі бортового пілотажно-навігаційного комплексу; 4. Функціональна схема комбінованого управління; 5. Алгоритм блоку логіки; 6. Функціональна схема бокового каналу СТУ-154; 7. Дослідження контурів комбінованого управління.

6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел	22.10.2023	
2.	Збір інформації	23.10. 2023	
3.	Аналіз існуючих автоматизованих систем управління польотом	24.10.2023- 25.10.2023	
4.	Пілот у контурі директорного управління	26.10.2023 – 27.10.2023	
5.	Типові автоматичні системи управління літаками. Можливість доопрацювання систему АБСУ - 154	28.10.2023 – 29.10.2023	
6.	Функціональна схема системи комбінованого управління	30.10.2023	
7.	Функціональна схема бічного каналу СТУ - 154. Контури забезпечення динамічних характеристик керованості	31.10.2023 – 02.11.2023	
8.	Синтез контурів автоматичного управління боковим рухом літака	03.11.2023 – 06.11.2023	
9.	Дослідження синтезованих контурів управління	07.11.2023- 11.11.2023	
10.	Висновки по роботі	12.11.2023	
11.	Оформлення пояснювальної записки	13.11.2023	
12.	Створення презентації	14.11.2023	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Старший викладач Кульбаба К.П.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. біолог. наук, доцент Тополь І.К.		

8. Дата видачі завдання _____

Керівник: _____ Філяшкін М.К

Завдання прийняв до виконання _____ Гасяк М.М.

_____ ” _____ 2023 р.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Вібротактильна індикація в системах директорного управління польотом літака» 75 стор., 21 іл., 12 джерел.

ДИРЕКТОРНЕ УПРАВЛІННЯ, САУ, ВІБРОТАКТИЛЬНА СИСТЕМА, АКТИВНА БОКОВА РУЧКА КЕРУВАННЯ, СИНТЕЗ КОНТУРІВ.

Об'єктом дослідження є система директорного управління польотом.

Предметом дослідження вібротактильна індикація командних сигналів.

Метою кваліфікаційної роботи є розробка вібротактильної індикації в системах директорного управління польотом літака.

В роботі приведений аналіз систем автоматичного управління. Системи сумісного управління які реалізують принцип активних операторів не можуть використовувати цілеспрямовано траєкторне управління.

Недолік директорного управління: льотчик при тривалій роботі в цьому контурі втрачає образ польоту. Найперспективнішим є система комбінуванням управлінням яка представляє з себе паралельно послідовну роботу контурів автоматичного і директорного управління, при чому логіка взаємодії льотчика і автопілота може бути різною. В роботі використовується логіка управління коли контур автоматичного управління доповнює дії льотчика до оптимальних або вимикається, якщо дії льотчика суперечить автоматичі.

Під таку систему була допрацьована система штурвального управління бортової системи управління АБСУ - 154. В роботі для доробки системи була розроблена функціональна схема системи комбінованого управління.

Під дану систему була перероблена структурна схема траєкторного управління яка відрізняється від існуючого наявністю Блоку Логіки (БЛ)

В БЛ реалізуються ранні розрахунки алгоритму. Спільно з системою траєкторного управління працюють контури стійкості і керованості, такіж як і в існуючій системи автоматичного управління.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

САУ — система автоматичного управління;

ЛА - літальний апарат;

ЛАЧХ - логарифмічно-амплітудна частотна характеристика;

ЗУ- закон управління;

АБСУ- автоматична бортова система керування;

БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина;

ІСН – інерціальна система навігації;

РСБН – радіотехнічна система ближньої навігації;

БРУ - бокова ручка управління;

ЕДСУ - електро дистанційні системи управління;

КПП - командно-пілотажний прилад;

ЗМІСТ

Перелік скорочень.....	
Вступ.....	
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ.....	
2. ПІЛОТ У КОНТУРІ ДИРЕКТОРНОГО УПРАВЛІННЯ.....	
3. ТИПОВІ АВТОМАТИЧНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКАМИ. МОЖЛИВІСТЬ ДООПРАЦЮВАННЯ СИСТЕМУ АБСУ - 154.....	
4. ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА СИСТЕМИ КОМБІНОВАНОГО УПРАВЛІННЯ.....	
5. ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА БІЧНОГО КАНАЛУ СТУ - 154. КОНТУРИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КЕРОВАНОСТІ.....	
6. СИНТЕЗ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА.....	
7. ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ.....	
Висновки.....	
Література.....	

ВСТУП

Україна володіє своїми конструкторськими бюро і заводами для будівництва літаків, а також підприємствами, що займаються розробкою та виготовленням сучасного радіоелектронного обладнання. Таким чином, вдосконалення систем авіаційної техніки є важливим завданням, яке стосується не лише самого технічного прогресу, а й розвитку України як визначеної авіаційної держави. Сучасні літаки широко використовують системи автоматичного керування на всіх етапах польоту. Без таких систем літаки стають неефективними, навіть при розв'язанні простих завдань польоту.

Впровадження систем автоматичного управління в процес управління літаком зумовлене не лише змінами у пілотажних характеристиках, зокрема стійкості та керованості, але й тенденціями щодо інтеграції інформації систем автоматичного управління з бортовим обладнанням. В сучасних літаках системи автоматичного управління розвивалися від засобів, які полегшують роботу пілота, до засобів, що значно підвищують бойову ефективність та безпеку польотів. Проте, повна автоматизація польоту пілотованого літака є неможливою, оскільки пілот повинен бути активно вовлась в управління, особливо на критичних етапах польоту, і тільки він може виконувати функції перемикання режимів системи автоматичного управління та взаємодії з аварійними режимами. При автоматичному управлінні пілот, як активний елемент ланцюга управління, виключається з процесу пілотування. Тим не менше, дослідження свідчать, що навіть при автоматизації обробки інформації та управління пілот не може бути повністю відсутнім у керувальному ланцюгу. Його присутність визначається ефективністю та безпекою польотів, а також економічними факторами. Системи керування, в яких пілот активно бере участь, відносяться до класу автоматизованих (напівавтоматичних) систем керування.

Характеристики людського мислення, сприйняття інформації, увага та здатність до різноманітних керуючих впливів в залежності від зовнішніх умов роблять льотчика необхідною ланкою в управлінському ланцюзі. Пілот може швидко адаптуватися до змін у пілотажних характеристиках літака, легко перемикаючись з одного режиму управління на інший у разі відмови. Проте, серед обмежень та недоліків людини-оператора слід відзначити низьку швидкість обробки інформації, обмежений час безперервної роботи, залежність якості управління від фізичного та психічного стану людини, а також від зовнішніх умов.

Автоматизацію управління польотом слід розглядати як інструмент, що спрощує діяльність пілота та розширює можливості дальніх польотів літака. Найвищий рівень автоматизації досягається за допомогою систем автоматичного керування. Ці системи виконують рутинні та одноманітні завдання, забезпечуючи високу швидкість та динамічну точність управління, при цьому незалежно від кваліфікації льотчика. Коли пілот вірить у точність автоматики, психофізичне навантаження зменшується, виникає більше можливостей для управління обладнанням та простором кабіни.

У той самий час, використання систем автоматичного управління не виключає необхідності розвивати навички пілота у ручному режимі, оскільки в найскладніших та відповідальних ситуаціях, а також при відмовах автоматики, пілот зазвичай переходить до ручного управління.

У випадку автоматичного польоту вимикається руховий аналізатор інформаційної системи, який забезпечує інформацію щодо процесів управління. У ручному режимі керування пілот отримує зворотні м'язові імпульси, які повідомляють йому про наслідки його впливів, ще до того, як це відобразиться на дисплеях пілотажних приладів. Таким чином, при ручному управлінні пілот витримує значно більше навантаження, оскільки сам визначає ці навантаження, відчуваючи їх у зусиллях на ручці управління. Таким чином, порівняно з ручним управлінням, автоматичний режим може має гіршу інформаційну обробку.

Під час тривалого автоматичного польоту в спокійних умовах без ускладнень, система автоматичного управління (САУ) розвантажує пілота, виконуючи рутинні та одноманітні завдання. В цей час пілот втрачає стомлюючу пильність та розумові зусилля на формування образу в льотчика. Пілот може знаходитися в стані від пасивної до майже неактивної дії. Наприклад, при експериментальних польотах перехід від автоматичного керування до ручного може супроводжуватися неадекватними рухами ручки керування, а затримка відповідних дій може складати 10-20 секунд. Таким чином, надійність дій пілота при переході з автоматичного керування на ручне зменшується.

У складних умовах польоту, наприклад, при поганих погодних умовах або при посадці на місцевості з кривизною при низькому польоті, пілот, навпаки, залишається в стані більшої готовності до втручання та контролю. У режимі очікування навіть випадкові сигнали, такі як пориви вітру чи коливання сигналів від маяків, можуть призвести до імпульсивних дій пілота, спрямованих на відключення справної САУ та передчасний перехід на ручне керування. В таких ситуаціях стан пілота наближається до стресового.

Суто автоматичне управління польотом виявляє як переваги, так і недоліки.

До переваг автоматичного управління можна віднести:

- Можливість звільнення пілота від стомлюючих і одноманітних завдань.
- Швидкість і висока точність управління.

Серед недоліків суто автоматичного керування варто відзначити:

- Втрату пілотом інформаційної моделі польоту в умовах спокою, що може призвести до зниження готовності до переходу на ручне керування.
- Відсутність додаткових тактильних каналів оповіщення в автоматичному режимі, що може знизити передачу перевантажень пілоту.
- Психологічні труднощі для пілота залишатися пасивним у екстремальних та складних умовах польоту.

Отже, виникає потреба у створенні автоматизованої системи управління "пілот – літальний апарат", яка б раціонально поєднувала переваги автоматичного та ручного керування, усуваючи їхні недоліки. Ця система є окремим випадком загального концепту системи людина-машина, що вивчається в інженерній психології (ергономіці). Таку систему іноді називають ергатичною.

Ергономіка ґрунтується на наукових дослідках у галузях кібернетики, психології, медицини, біології та інших суміжних наук, які вивчають функціонування ергатичних систем, і займається оптимізацією цих систем. Загалом, ергономіка вирішує наступні ключові завдання:

- Вибір оптимальної структури системи "людина-машина" за складними критеріями.
- Створення характеристик оператора як складової частини системи "людина-машина".
- Раціональний розподіл функцій між оператором та технічними пристроями.
- Оптимальне узгодження характеристик оператора з технічними характеристиками системи.

У зв'язку з цим авіаційні ергатичні системи більше враховують як можливості автоматизації, так і психофізичні можливості пілота в системі управління. До недавнього часу цю проблему вирішували так, що автоматика виконує все, що може в межах технологічних можливостей на даному етапі розвитку, а оператору наказують виконувати все, що автоматика не зможе здійснити. Однак з точки зору ергономіки такий підхід до побудови автоматизованих систем управління не є оптимальним. В наш час у розподілі функцій між пілотом і системою автоматичного управління все більше використовується принцип активного оператора. Принцип активного оператора передбачає створення умов для виявлення можливостей та резервів психології льотчика шляхом автоматизації. Здійснюючи цей принцип, виникає висновок, що завдання, яке може виконати машина, доцільніше передати пілоту, оскільки він буде готовий до активних дій. Це

особливо важливо на етапах польоту, коли збій автоматизації може призвести до дефіциту часу, і готовність пілота до активних дій стає критичним параметром для вирішення всієї польотної задачі.

Засоби автоматизації повинні виконувати функції інтеграції окремих сигналів, розрахунку складних алгоритмів параметрів маршруту, вибору необхідної інформації та передачі її пілоту. Також вони повинні виконувати функції управління польотом, особливо коли пілот має вирішувати інші завдання. Згідно з цим принципом, система автоматизації повинна виконувати прості повторювані дії тривалий час, а також розробляти сигнали з частотним спектром, що перевищує смугу пропускання сигналу пілота. У великому контексті включення пілота в схему автоматичного керування визначається його здатністю забезпечити виконання завдання польоту в екстремальних умовах та при відмовах автоматики.

Предметом даної дипломної роботи є вдосконалення існуючої бортової автоматизованої системи управління літака ТУ-154 у режимі директорного управління з метою повної відповідності ідеям оптимальної взаємодії пілота та автоматики яка реалізується в так званих системах комбінованого управління, використовуючи новітні ідеї вібротактильної індикації командних сигналів .

РОЗДІЛ І.

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ

Різні рівні автоматизації та взаємодії пілота з автоматикою визначають різні способи керування літаком:

- Ручне керування:
 - Основний метод управління, де пілот вручну користується рульовим керуванням.
 - Можливе використання часткової автоматики, такої як демпфери, автомати стійкості та автомати регулювання управління.

Суто автоматичне керування:

- Пілот повністю виключений з контуру керування та виконує вищі функції, такі як встановлення програми та режиму польоту, контроль стану літака та його систем, простору салону.
- Пілот приймає оперативні рішення щодо зміни режимів систем автоматичного управління (САУ) або відключення САУ.

Між цими екстремальними точками існують різні варіанти автоматизованого управління:

- Комбіноване (спільне) управління:
 - Комбінація ручного та автоматичного керування, де пілот та автоматика взаємодіють для досягнення оптимального керування літаком.

Директорське (командне) управління:

- Пілот вказує конкретні команди автоматиці, а вона виконує їх безпосередньо, дозволяючи пілотові залишатися активним в процесі прийняття стратегічних рішень.

Ці варіанти дозволяють оптимізувати взаємодію між пілотом і автоматикою, враховуючи потреби конкретного польоту та ситуації.

1.1. Спільне керування польотом

Спільне керування, в описаному контексті, вказує на чергування режимів ручного керування з робочими ланцюгами для поліпшення

характеристик стійкості та керованості, а також режимів автоматичної стабілізації параметрів польоту.

- Ручне керування:

- Пілот вручну керує літаком за допомогою джойстика або іншого управлінського пристрою.
- В цьому режимі пілот вносить активні керуючі дії для зміни траєкторії польоту літака.

Автоматична стабілізація:

- Система координації запам'ятовує значення параметрів польоту в кінці ручного керування.
- Після завершення ручного керування система автоматично стабілізує введені пілотом параметри польоту для забезпечення стійкості літака.

Сумісна система управління:

- Застосовуються керуючі тригери, датчики зусиль або інші пристрої, що пов'язані з управлінням.
- У режимі ручного керування пілот змінює траєкторію польоту, і система координації запам'ятовує останні значення параметрів польоту.

Робочий ланцюг:

- Включає автоматичну стабілізацію, яка активується автоматично після завершення ручного керування.
- Цей режим спрямований на стабілізацію та утримання заданих параметрів польоту.

Ця сумісна система управління призначена для забезпечення гармонійної взаємодії пілота та автоматики, покращуючи якість польоту та стабільність літака.

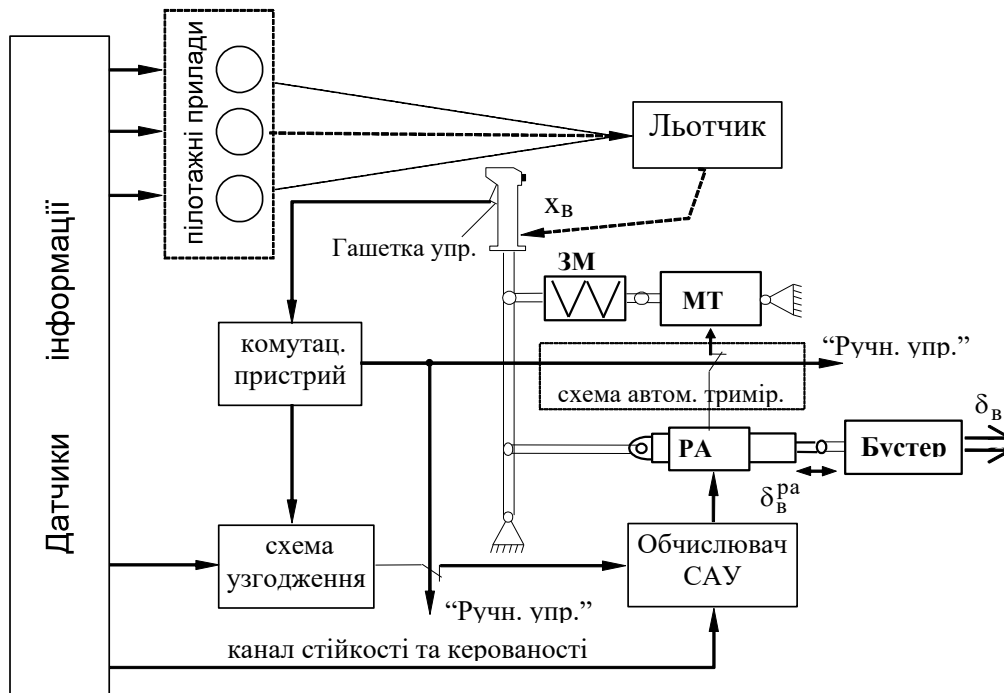


Рис. 1.1

При переході до ручного керування структура законів керування САУ змінюється порівняно із законами стабілізаційного керування. Наприклад, у каналі висоти керма:

- на етапі стабілізації кута нахилу

$$\delta_\theta = \delta_\theta^{pa};$$

$$\delta_\theta^{pa} = K_\theta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega z} \omega_z + K_{n_y} \Delta n_y,$$

- на етапі ручного керування

$$\delta_\theta = \delta_\theta^l + \delta_\theta^{pa};$$

$$\delta_\theta^l = K_\theta x_\theta;$$

$$\delta_\theta^{pa} = K_{\omega z} \omega_z + K_{n_y} \Delta n_y.$$

У момент переходу на ручне пілотування комутаційний пристрій вимикає режим стабілізації, що включає в себе виключення позиційної складової з закону керування (зображено на малюнку 1.2). В той же час ввімкнено систему адаптації. Після цього пілот керує літаком стандартним чином, використовуючи куту швидкість, і система автоматичного управління виконує функції регулювання динамічних характеристик стійкості та керованості. Важливою частиною цього процесу є включення рульового вузла в електропроводку літака згідно з певною послідовністю. Деякі

системи автоматичного керування можуть реалізовувати спільний контроль, залишаючи деякі позиційні компоненти в законі управління, особливо в режимах стабілізації курсу та висоти.

Приклад:

- на етапі стабілізації валютного курсу

$$\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta}^{pa},$$

$$\delta_{\vartheta}^{pa} = K_{\gamma} \gamma - K_{\psi} (\psi - \psi_{\dot{K}}) + K_{\omega x} \omega_x;$$

- на етапі ручного керування

$$\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta}' + \delta_{\vartheta}^{pa},$$

$$\delta_{\vartheta}' = K_{\vartheta} x_{\vartheta},$$

$$\delta_{\vartheta}^{pa} = K_{\gamma} \gamma + K_{\omega x} \omega_x.$$

У цьому випадку, коли пілот відводить елерони ручки управління, відбувається зміна кута крену. Система автоматичного управління (САУ), відчуючи цю зміну, реагує, відхиляючи елерони в протилежному напрямку, щоб компенсувати керування пілота. Це показано сигналами . При досягненні певного кута нахилу, при якому САУ компенсує керування пілота, елерони повертаються в нейтральне положення, і зміна кута крену припиняється. Значення кута крену в усталеному стані (коли) буде пропорційним відхиленню ручки управління пілота. Це є одним із способів реалізації автоматичного управління, де САУ компенсує керування пілота, щоб підтримувати літак у визначеному стані або на шляху.

У режимі спільного керування, під час якого пілот може втручатися в управління літаком, але не вимикає повністю систему автоматичного управління (САУ), введені покращення зменшують труднощі для пілота та поліпшують якість керування. Застосовуються такі принципи:

- Керування відхиленням: Замість регулювання кутової швидкості, у цьому випадку використовується управління відхиленням, де прогин джойстика встановлює приріст положення. Це дозволяє пілоту визначати конкретні відхилення та елементи керування.

- Автоматична стабілізація: При поверненні ручки керування в початкове положення літак автоматично стабілізується, забезпечуючи контроль динамічних характеристик літака.
- Система адаптації: Система включає адаптивні функції для врахування змін у керуванні та умовах польоту, що дозволяє адаптуватися до нових умов та стабілізувати літак.
- Контроль відхилення: Введення пілота у спільний контроль дозволяє пілоту втручатися в управління, не вимикаючи повністю САУ. При цьому пілот може вести літак у визначених режимах, і САУ буде автоматично стабілізувати його після втручання.
- Активна робота пілота: В режимі спільного керування пілот залишається активним для екстрених втручань в разі змін умов польоту.

Ці покращення сприяють поліпшенню ефективності та безпеки польотів, зокрема на етапах, де необхідно вирішувати завдання керування рухом по складних траєкторіях, наприклад, приземлення, бойове застосування та політ на малій висоті.

1.2. Директорне керування польотом

В системі директорного управління літаком функції пілота і САУ (системи автоматичного управління) розподілені таким чином, що САУ відповідає за покращення характеристик стійкості та керованості. Основні компоненти цієї системи включають:

- Система Автоматичного Управління (САУ): Ця система відповідає за аналіз поточного положення літака та визначення оптимального шляху польоту (зазначеного шляху). Враховуючи ці параметри, САУ генерує команди для пілота, зокрема щодо відхилення палки управління.
- Пілот: Робоча схема пілота включає командний пристрій, який взаємодіє з рульовими блоками (сервоприводами САУ) літака. Пілот виконує команди, отримані від САУ, для ефективного керування літаком та виконання заданого шляху польоту.

Основна ідея полягає в тому, що САУ аналізує інформацію про стан літака та поточну мету керування і генерує команди, які оптимізують характеристики польоту. Пілот, отримавши ці команди, виконує їх за допомогою рульових блоків. Важливою особливістю є те, що САУ і пілот працюють взаємодіючи, де пілот може втручатися або коригувати команди САУ, забезпечуючи більше гнучкості та активності людини в управлінні літаком.

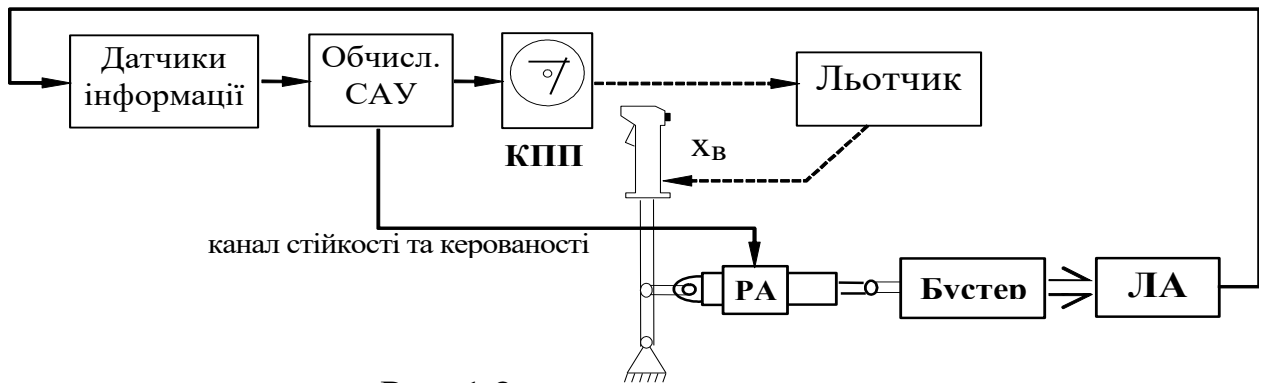


Рис. 1.2

Ці інструкції відображають відхилення від показників команди повороту (δ_k^k) та висоти (δ_k^T) на спеціальному командно-диспетчерському пристрої (КПП). Також вони відображаються на загальному індикаторі (на передньому склі, на індикаторі прямого видимості, на індикаторі прицілу) у вигляді відхилення рухомого маркера від центрального стаціонарного перехрестя.



Рис. 1.3

Пілот, повторюючи рух ручки управління за допомогою стрілок, контролює рух літака по заданій траєкторії, а потім скасовує сигнал управління (стрілки управління повертаються у вихідне положення). Це звільняє пілота від необхідності аналізувати відомості з окремих приладів для створення керування, як це було у випадку ручного пілотування. Тепер його дії, подібно ланцюгу управління, можна легко виконувати, відхиляючи джойстик пропорційно стрілкам команд. Напрямок руху ручки управління

співпадає з напрямком відповідної стрілки управління, наприклад (див. рис. 1.3). Передня панель приладів пілотажного управління показана на рис. 1.4.

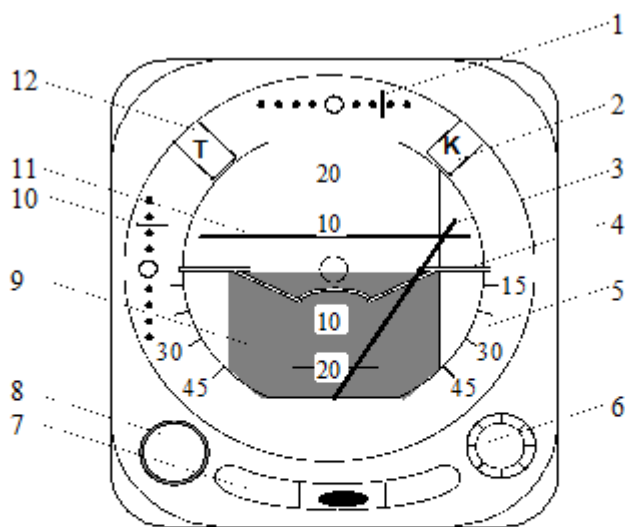
Цей пристрій є комбінованим і об'єднує в собі повітряний горизонт, ковзаючий покажчик і пристрій для прямого управління, реалізуючи при цьому режим директорного керування.

Вказівник кроку команди переміщується горизонтально, тоді як вказівник перекачу обертається відносно своєї нижньої точки. Позначки положення вказують на розташування центру маси або вздовжньої осі літака відносно запланованого маршруту програми. Круг вказує на розташування площини, а стрілка - на положення траєкторії програми.

$$\delta_n^T = K_n^T(H - H_3);$$

$$\delta_n^K = K_n^K(Z - Z_3) \quad \text{а б о} \quad \delta_n^K = K_n^K(\psi - \psi_3).$$

Таким чином, на рис. 1.11 літак розташований нижче і ліворуч від запланованого маршруту, і стрілки управління підказують, що пілот має нахилити джойстик вправо і до себе. Коли режими директорного управління активуються на відповідних каналах, блокери перекачу та кроку виходять із зони видимості.



1 - стрілка положення у боковій площині; 2- бленкер крену; 3 - командна стрілка крену; 4 - покажчик крену; 5 - шкала крену; 6 - ручка установки шкали тангажу; 7 - покажчик ковзання; 8 - кнопка аретування; 9 - шкала тангажу; 10 - стрілка положення у вертикальній площині; 11 - командна стрілка тангажу; 12 - бленкер тангажу.

Рис. 1.4

Існують інші типи пілотажних пристроїв, таких як ПКП-72, що використовують загальний командний індекс. Наприклад, вертикальне переміщення індексу команди на такому пристрої замінює стрілку команди кроку, а обертання індексу відповідає відхиленню стрілки команди крену.

Як було вказано раніше, закони відхилення командних стрілок формуються в калькуляторі системи автоматичного управління (див. рис. 1.4). У цьому випадку для отримання якісної інформації щодо положення командних стрілок необхідно створити закон управління, враховуючи властивості конкретного контуру керування.

Наприклад, при ручному керуванні бічною координатою, контур керування якого має три інтегруючі ланки (див. рис. 1.12), для забезпечення структурної стійкості контуру пілот повинен вводити випереджувальні впливи, пропорційні швидкості та прискоренню бічного відхилення, тобто враховують першу і другу похідні бічного відхилення. Пілот вміє передбачати зміну вхідного сигналу з постійним часом T_2 (див. модель 16.1), тобто вводити лише першу похідну. Таким чином, з урахуванням вказівок горизонту та індикатора курсу (пунктирні лінії на рис. 1.12), пілот організовує додатковий зворотний зв'язок у ланцюгу керування, забезпечуючи його стабільність.

Рівень впливу інформації про крен і курс на якість управління поперечними координатами (зміна крену та посилення зворотного зв'язку курсу), а також вплив дискреційності при переключенні уваги з одного пристрою на інший, залежить від досвіду та кваліфікації пілота. Оскільки пілот одночасно вирішує інші завдання, такі як орієнтування, пошук цілей, радіообмін і т.д., якість управління та ймовірність успішного виконання місії можуть зменшитися. Це також призводить до зниження рівня безпеки польотів, особливо в умовах складності.

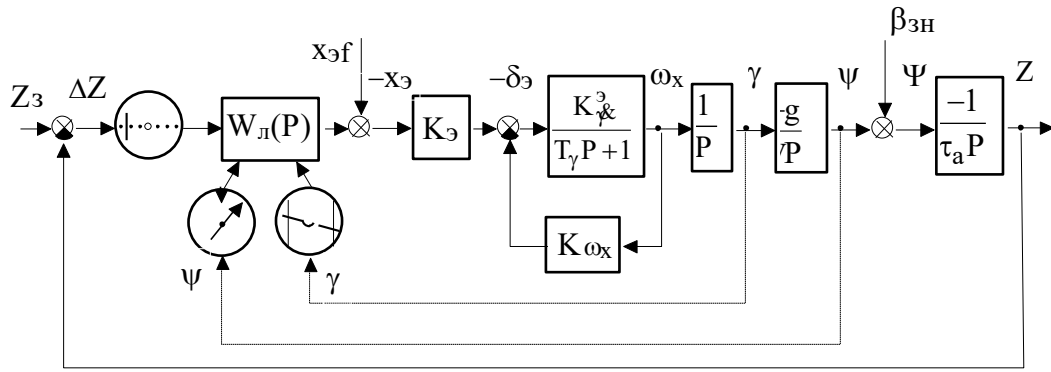


Рис. 1.5

Ситуацію можна поліпшити, переходячи до директорного управління, де відхилення командної стрілки формується за допомогою закону:

$$\delta_K^K = K_K^K \cdot [K_\gamma \gamma - K_\psi \psi + K_z (Z - Z_3)]. \quad (1.1)$$

Введення сигналів ψ і γ в закон управління (1.1) забезпечує структурну стійкість контуру (рис. 1.6) і звільняє пілота від необхідності введення випередження в процес керування. Передавальні характеристики закону управління синтезуються, враховуючи умови забезпечення якості оптимальних перехідних процесів. У режимі директорного управління динаміка контуру керування стає схожою на динаміку автоматичного контуру керування, що визначається обраним законом керування та мало залежить від кваліфікації пілота.

Закон відхилення командної стрілки відрізняється від закону керування системи автоматичного управління (САУ) в автоматичному режимі відсутністю демпфуючого сигналу (демпфування виконується через контур стійкості та керованості), а також відсутністю інтеграла від позиційного сигналу (точні характеристики контуру керування повинен надавати безпосередньо пілот). З метою підвищення точності характеристик контуру керування під впливом деяких збурень, деякі неважливі компоненти стаціонарного закону керування відновлюються, наприклад, за допомогою ізодромної ланки. Для плавного відхилення командної стрілки використовується частота не більше 0,2 , 0,4 Гц. Наприклад:

$$\delta_k^k = \frac{K_k^k}{TP + 1} \cdot \left[K_{\gamma\gamma} - K_{\psi} \frac{T_{\psi}P}{T_{\psi}P + 1} \psi + K_z(Z - Z_3) \right].$$

Прагнення до уніфікації законів формування сигналів, що поступають на сервопривід системи автоматичного управління (САУ) та пристрій директорного управління, визначається бажанням використовувати загальний комп'ютер для плавного переходу з директорного у режим автоматичного керування і керування автоматичним режимом відповідно до контрольної точки. Дослідження показують, що з поліпшенням якості вихідної схеми автоматичного керування покращується якість відповідної схеми керування напрямком і покращуються характеристики пілота. Очевидно, що точність керування кутовим рухом менше, ніж в автоматичному режимі, з наступних причин:

- Наявність шумової складової в діях пілота;
- Потреба в одночасному керуванні по двом каналам;
- Вплив розсуду керування, оскільки пілот одночасно контролює показання додаткових приладів та інші параметри (швидкість польоту, вертикальну швидкість і т.д.), а також вирішує додаткові проблеми, не пов'язані з керуванням польотом.

Загалом, в контурі директорного управління пілот діє як виконавчий пристрій, слідує командному сигналу. У процесі керування, адаптуючись до умов польоту, пілот може виконувати корисні випереджувальні дії, які поліпшують якість керування. Проте смуга пропускання льотчика обмежується частотами (0,3 , 0,4) Гц, тому на режимах складного управління кутовим рухом динамічна точність директорного управління трохи знижується.

Характер пілотської діяльності в директорному управлінні суттєво відрізняється від управління вручну. Психологічні відмінності полягають у тому, що в директорному режимі пілот виконує команди, які формуються на комп'ютері системи автоматичного управління (САУ). Це зменшує можливість некоректних дій через помилки в обробці різних приладів і підвищує точність контролю. Однак те, що вся оперативна інформація,

необхідна для управління, перетворюється в командну стрілку переміщення посту управління, може бути недоліком директорного управління.

Дослідження показують, що в директорному управлінні пілот практично не має уявлення про інформацію, яка формує зображення польоту на інших системах відображення. Це зменшує важливість для пілота показань пілотажних приладів, таких як варіометр, повітряний горизонт, індикатор курсу. У експериментальних польотах пілот виявив збій повітряного горизонту через 10 , 20 секунд, що взагалі неприпустимо.

Тому директорне управління, враховуючи його переваги та недоліки, рекомендується використовувати в таких випадках:

- При керуванні польотом по складній траєкторії невеликої відстані, що вимагає високої точності керування та розвантаження пілота від логічної обробки показань багатьох приладів;
- Керування літаком перед активацією автоматичного режиму для усунення перехідних процесів при активації режиму;
- Керування несправністю приводів САУ, тобто використовувати директорне управління як резервну систему.

Як перспективну напівавтоматичну систему управління, розглядається система управління заздалегідь. Основою такої системи є модель об'єкта управління (літального апарата), яка реалізована в комп'ютері в прискореній шкалі часу. Замість зазначеного маршруту може відображатися електронний індикатор, що показує задані та прогнозовані траєкторії польоту (наприклад, доріжка або місцевість).

При ручному управлінні пілот, створюючи образ польоту, прагне передбачити зміни траєкторії руху літака, тому в системі управління з передбаченням моделі літака це означає прогноз траєкторії руху. Працюючи в режимі прогнозування, пілот, нахилиючи джойстик управління, може бачити на індикаторі майбутню поведінку літака в заданий інтервал часу і намагається навчити управління таким чином, щоб траєкторія руху відповідала заданій або проходила через визначені точки в просторі. Це звільняє пілота від необхідності передбачати зміни параметрів руху.

З погляду простоти реалізації існуючих систем директорного управління, управління рукояткою відбувається за допомогою вібротактильних сигналів, частота яких змінюється в діапазоні (0,30) Гц пропорційно змінам командних сигналів.

В роботі запропоновано доробити існуючу систему директорного управління саме під такий варіант командної інформації.

1.2.1 . Вібротактильна сигналізація

Останнім часом зацікавленість у тактильних засобах інформації для пілотів виявилася дуже високою. Це пов'язано переважно з тим, що на сучасних літаках основний канал візуальної інформації для пілотів вже є перенасиченим. Крім того, тактильна сигналізація має значні переваги, відсутні у візуальній сигналізації:

- Візуальні сигнали може спостерігати лише тоді, коли пілот фіксує погляд на приладовій панелі, тоді як тактильна сигналізація досягає свідомості пілота незалежно від його уваги.
- Тактильні впливи мають сильний привабливий ефект.

Дослідження, проведені з пілотами в університеті Огайо, США, показали, що пілоти сприймають на 40% більше сигналів і реагують удвічі швидше, коли вони отримують, крім візуальної інформації, також тактильні сигнали. Тактильні сигнали передавалися за допомогою вібруючого браслета (див. рис. 1.7).



Рис. 1.7

Тактильна сигналізація не лише призначена для попередження, але і може суттєво поліпшити усвідомлення пілотом ситуації під час польоту, передаючи інформацію не лише про саму подію, але і про її напрямок. Для досягнення цього ефекту важливо правильно розташувати матрицю мініатюрних елементів, які передають тактильні впливи, таких як вібратори. Вібратор може представляти собою невеликий пристрій, наприклад, струну, яка вібрує при отриманні керуючого сигналу. Подібні пристрої вже використовуються в пейджерах. Робота групи вібраторів, вбудованих у костюм пілота, може надати пілоту чітке, інтуїтивно зрозуміле відчуття не лише про саму подію, але і про напрям, в якому відбувається ця подія.

Якщо вібратори включаються послідовно, а не одночасно, пілот може відчувати, ніби хтось проводить лінію на його тілі. Це відчуття також може бути використане для передачі інформації про напрямок. Проте в експериментальних польотах, проведених університетом Пардью в США за допомогою жилета із матрицею 3x3 вібраторів, точність визначення напрямку була невисокою – близько 40%.

Тактильні відчуття також можуть допомогти пілотам орієнтуватися у просторі. Людина використовує для цього три різні сенсорні системи: візуальний аналізатор, вестибулярний аналізатор і соматосенсорну систему, яка включає шкірно-м'язові відчуття. Завдяки взаємодії цих систем людина зазвичай має точну інформацію про своє положення у просторі. Однак у польоті вестибулярна та соматосенсорна системи часто надають неточну інформацію. Вони можуть створити впевнене, але невірне враження про те, де верх і де низ, викликаючи втрату просторової орієнтації, коли пілот не може визначити, де небо, а де земля. Тактильна сигналізація може вирішити цю проблему, допомагаючи пілотам отримувати правильну інформацію про їхнє положення.

Серед інших виконано експеримент, під час якого пілот, перебуваючи в закритій кабіні без приладів, здатний виконати складний пілотаж на спортивному літаку T-34C Turbo-Mentor після всього півгодинного тренування, користуючись виключно тактильними сигналами жилета.

Тактильний жилет або костюм може сповіщати про небезпечні відхилення від заданої траєкторії польоту. Якщо ЛА відхиляється праворуч, активуються праві вібратори, ліворуч - ліві. Якщо ЛА досягає критично низької висоти, вібрує сидіння пілота. Пілот бездумно схоплює ручку, навіть не розуміючи ситуацію. Амплітуда чи частота вібрації може свідчити про ступінь небезпеки: чим більше відхилення, тим сильніша вібрація.

Аналогічна система, відома як "система усвідомлення тактичної ситуації" (Tactical Situation Awareness System - TSAS), зараз розробляється спільно ВМФ США для винищувача наступного покоління JSF та агентством NASA для космічного човника Space Shuttle. Дослідження підтверджують ефективність такої системи на коротких етапах польоту, тривалість яких не перевищує 5 хвилин, що робить її найбільш підходящою для цивільної авіації на етапах заходу на посадку.

1.3. Комбіноване управління польотом

Комбінований режим управління базується на паралельно-послідовній взаємодії ланцюгів автоматичного і директорного управління, що означає можливість замикання лише одного з ланцюгів - автоматичного або директорного, або підсумовування ефектів пілота і автоматики. Це відрізняє комбіновану систему керування від спільної системи керування, яка перемикається між ручним та автоматичним режимами керування.

У комбінованих системах управління використовується послідовний сервопривод з обмеженим ходом рульової тяги, який отримує сигнали від ланцюга керування та стійкості, а також сигнали від схеми автоматичного керування. Паралельно пілот працює на контурі директорного управління. На даний момент військова авіація активно використовує комбіновані системи управління, де контур директорного керування може бути реалізований за допомогою вібротактильної індикації. Проведений аналіз варіантів автоматизованого керування польотом (див. рис. 1.8) пропонується, ідею вібротактильної індикації втілити в систему комбінованого управління автоматизованої бортової системи управління АБСУ-154 літака ТУ-154.

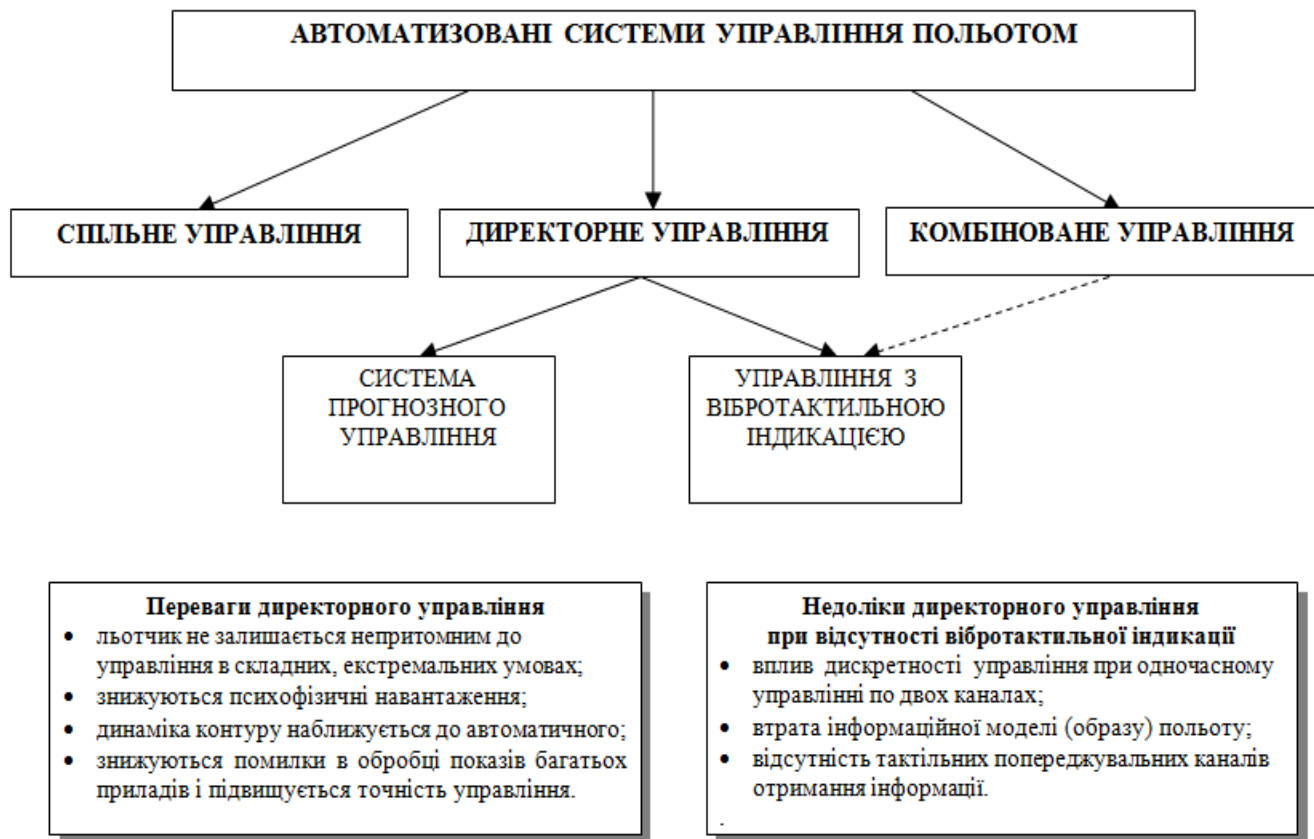


Рис. 1.8

РОЗДІЛ II.

ПІЛОТ У КОНТУРІ ДИРЕКТОРНОГО УПРАВЛІННЯ.

Коли новий літак-пілот включається в систему керування, виникає виклик у математичному описі його дій. Задача полягає у розробці математичної моделі для відтворення його функцій. Оскільки як в ручному, так і в автоматичному керуванні основним завданням пілота є усунення розбіжності між поточним і заданим значенням параметра польоту, часто досліджується математична модель для компенсаційного стеження. Загалом ця модель може бути досить складною, з урахуванням нелінійності, нестационарності та навіть дискретності. Це обумовлено різними факторами, такими як динаміка об'єкта управління, рівень підготовки пілота, тип використовуваної інформації для управління, а також складність завдання керування.

На першому етапі аналізу часто використовується спрощена лінійна модель, яка стаціонарна і пов'язує вхідний сигнал (помилку керування) з реакцією пілота у вигляді відхилення джойстика. Таку модель можна математично виразити як передатну функцію.

$$W_{л}(P) = \frac{x_{л}(P)}{\varepsilon(P)} = \frac{K_{л} \cdot (T_2 P + 1) \cdot e^{-\tau P}}{(T_3 P + 1)(T_1 P + 1)},$$

Тут $K_{л}$ – коефіцієнт посилення пілотного сигналу

τ - час затримки;

T_1, T_2, T_3 , - постійні часу складових математичної моделі льотчика.

Час затримки, позначений як τ і знаходячись у діапазоні від 0,1 до 0,3 секунди, визначається рядом факторів, таких як тривалість збудження нервових закінчень, час сигналу в нерві, час його обробки в центральній нервовій системі, і час, необхідний для формування реакції руки пілота на введену інформацію. Константа часу аперіодичного зв'язку T_1 , розташована в межах 0,1 до 0,4 секунди, характеризує інерцію ефекторного зв'язку людини, а саме нервово-м'язової системи.

Коефіцієнт посилення Кл може варіюватися від 5 до 100, але в цілому пілот встановлює його в межах $Кл = (5 \text{ до } 9)$, орієнтуючись на спектр вхідного сигналу. Зі збільшенням високочастотних компонентів вхідного сигналу посилення пілотного сигналу зменшується. Примусовий зв'язок з постійною часу T_2 відображає здатність пілота передбачати зміни вхідного сигналу, тобто вводити похідну в закон відхилення ручки керування. Аперіодична ланка з постійною часу T_3 характеризує здатність пілота фільтрувати високочастотні компоненти та випадкові коливання вхідного сигналу. Тим не менш, введення значної інерції (T_2) та аперіодичності (T_3) ускладнює процес пілотування та знижує рейтинг пілота. Таким чином, граничні значення можна розглядати як $T_2 \leq 1,5$ секунди і $T_3 \leq 1,0$ секунди.

Відповідно до попередньої передатної функції, можна представити пілотний сигнал у вигляді добутку ряду параметрів.

$$W_{л}(P) = W_{л_1}(P) \cdot W_{л_2}(P),$$

де $W_{л_1}(P) = \frac{e^{-\tau P}}{T_1 P + 1}$ - незмінна частина, яка відображає фактори, що

притаманні будь-якій людині:

$$W_{л_2}(P) = K_{л} \frac{T_2 P + 1}{T_3 P + 1} - \text{частина, яка змінюється (коригується) відповідно до}$$

характеристики об'єкта управління та відображення рівень кваліфікації та підготовки льотчика.

Реакція пілота має бути доповнена шумовою складовою або так званим затриманням x_f , наявність якого зумовлена наступними причинами:

- вплив «шуму», тобто помилкових дій пілота на сприйняття сигналів, їх аналіз і дозування відхилень ручки управління;
- нелінійність пілотних характеристик (що еквівалентно таким елементам, як зона нечутливості, насичення, інші);
- нестабільність характеристик пілота під час пілотування.

Характеристики об'єкта управління та рівень кваліфікації льотчика відіграють важливу роль у моделюванні реакції пілота. Реакція пілота повинна враховувати шумові складові чи затримання x_f . Наявність цих

компонент визначається кількома факторами, такими як вплив "шуму" – помилкових дій пілота, нелінійність пілотних характеристик та нестабільність параметрів пілота під час польоту.

Зменшення компонентів шуму дозволяє лінійній моделі точніше описувати поведінку пілота. При частоті вхідного сигналу менше 0,5 Гц, залишковий компонент не перевищує 5% корисного сигналу пілота. Математична модель відображає властивості пілотного сигналу при компенсаційному стеженні в діапазоні частот від 0,3 до 0,4 Гц. Для високочастотних вхідних сигналів використовують більш дискретні моделі.

Параметри моделі, такі як K_L , T_2 , T_3 , що можуть змінюватися, експериментально визначаються при роботі пілота з випадковими вхідними сигналами $x_{ВХ}$. Тут $W_{ou}(P)$ представляє передатну функцію об'єкта управління.

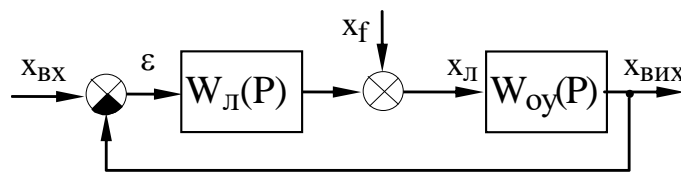


Рис. 2.1

Важливо відзначити, що ідентифікація характеристик пілота в процесі відстеження гармонічного сигналу є неефективною, оскільки людина-оператор швидко адаптується до регулярних сигналів і передбачає їхні зміни заздалегідь, не очікуючи нових подразників. Дослідження показують, що пілот в реальному керуванні динамічно регулює свої параметри, такі як K_L , T_2 , T_3 , з метою забезпечення того, щоб передавальна функція розкритого контуру в області частотного зрізу була схожою на інтегруючий зв'язок. Нахил частотно-амплітудної характеристики на частоті зрізу дорівнює -20 дБ/дек.

Здатність пілота адаптуватися до об'єктів із різними динамічними характеристиками може бути відображена за допомогою контуру керування кутом нахилу, який представлений на рисунку 2.2.

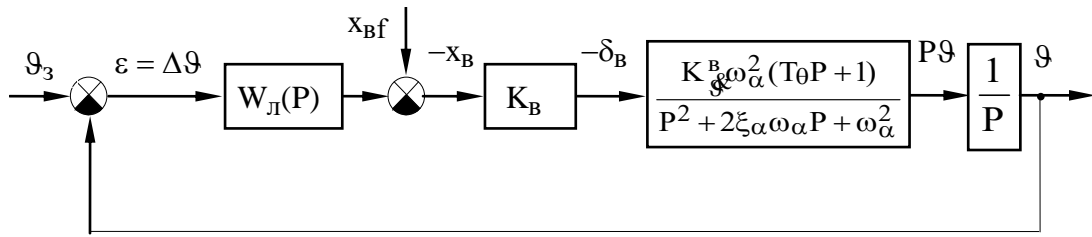


Рис. 2.2

Пілоти визначають граничну частоту $\omega_{сп}$, яка впливає на оптимальний момент процесу переходу при управлінні кутом нахилу. Для маневрених літаків ця частота знаходиться в діапазоні (3 до 3,5) 1/с, тоді як для важких літаків $\omega_{сп} = 1$ 1/с. Залежно від динамічних властивостей літального апарата і відношення частот $\omega_{сп}$ до ω_{α} , пілот має різні стратегії. На рисунку 2.3 зображено

ЛАЧХ

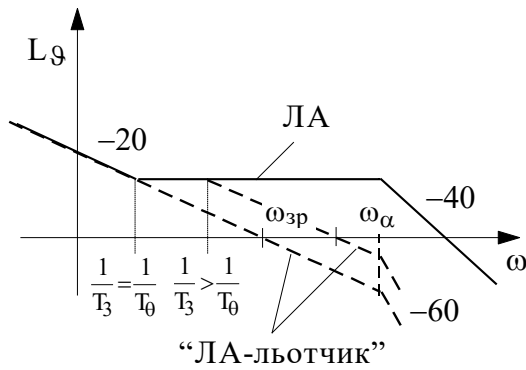


Рис. 2.3

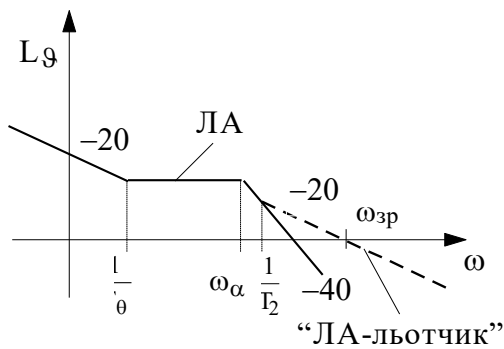


Рис. 2.4

розкритого контуру при управлінні літальним апаратом з високою власною частотою ω_{α} . Це показує, що на високих власних частотах $\omega_{\alpha} > \omega_{сп}$, для досягнення задовільної якості керування (нахил ЛАЧХ -20 дБ/дек на частоті зрізу), пілот повинен впровадити інерцію в керуючий сигнал (фільтрувати високі частоти сигналу управління). Крім того, бажано, щоб значення постійної часу T_3 в пілотній моделі було близьким до значення T_{θ} літака. У випадку низької власної частоти для забезпечення ефективного керування пілот введе випередження (рисунок 2.4), створивши підсилення в управлінні з постійною часу T_2 . Цей приклад ілюструє гнучкість пілота в адаптації до змінних динамічних характеристик літака. Отже, в першому випадку $T_2 = 0$, $T_3 \neq 0$, а в другому $T_3 = 0$, $T_2 \neq 0$.

Пілот, як елемент ланцюга управління, може вносити статичні корекції для компенсації постійних збурень у літаку. Наприклад, у випадку постійних миттєвих збурень пілот може помітити, що, наближаючись до постійного режиму польоту, йому потрібно додатково відхилити джойстик управління, щоб урівноважити розбіжність у керуванні і утримувати літак у відповідному положенні. Постійні зусилля, які застосовуються до джойстика управління в цьому випадку, компенсуються за допомогою тривимірного ефекту. У математичній моделі літального апарата додається додатковий компонент для врахування здатності пілота "вводити інтеграл" у контур управління. Наприклад, пілот може автоматично коригувати вхідні сигнали так, щоб враховувати постійні зміни і утримувати літак в стабільному положенні.

$$\tilde{W}_l(P) = \frac{K \cdot (T_2 P + 1) \cdot e^{-\tau P}}{(T_3 P + 1)(T_1 P + 1)} + \tilde{F}(P), \quad (3.0)$$

$$\text{де } \tilde{F}(P) = \begin{cases} 0 & \text{при } \dot{\varepsilon} > \dot{\varepsilon}^*; \\ \frac{\tilde{K}}{P} & \text{при } \dot{\varepsilon} \leq \dot{\varepsilon}^*. \end{cases}$$

Враховуючи, що льотчик "активує" свої інтегруючі властивості при наближенні до сталого стану, коли зміна вхідного сигналу (помилки керування) майже припиняється, тобто коли $\dot{\varepsilon} \approx 0$.

Можна зауважити, що розглянуті математичні моделі застосовні до завдання керування одним каналом під час контролю кількості. Однак у практиці льотного мистецтва льотчик майже завжди ставить завдання багатоканальної стабілізації, керуючи принаймні двома параметрами, такими як крен і крок. Коли вирівнювання в одному каналі наближається до нуля, льотчик керує іншим каналом, де є вирівнювання, використовуючи закони математичних моделей (2.6), (3.0). Якщо розбіжності в різних каналах мають однаковий розмір і важливість, льотчик переходить до більш простого пропорційного керування в кожному каналі. У такому випадку математична модель дій льотчика набуває наступного вигляду:

$$W_{л}(P) = \frac{K_{л}}{(T_{л}P + 1)} \cdot e^{-\tau P}. \quad (3.1)$$

Проте, при наявності додаткового каналу (вібротактильного) для збору інформації, якість управління в багатоканальному режимі залишається на такому ж рівні, як і в одноканальному. Безперечно, пілот може відволіктися від візуального каналу для отримання інформації, необхідної для оцінки стану приладів та оточуючого середовища в кабіні.

Отже, під час вивчення контурів рульового управління обов'язково слід враховувати особливості математичного опису діяльності пілота в умовах наявності вібротактильної індикації.

РОЗДІЛ ІІІ.

ТИПОВІ АВТОМАТИЧНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКАМИ.

МОЖЛИВІСТЬ ДООПРАЦЮВАННЯ СИСТЕМУ АБСУ -154

3.1. Структурна схема типової системи автоматичного управління

Сучасні системи автоматичного управління польотом є комплексами, які використовують зворотний зв'язок для корекції і керування, і вони відносяться до класу багатоканальних систем управління. Більшість таких систем мають триканальну структуру, де кожен канал пов'язаний з конкретним керуючим елементом: канал елеронів (перехоплювачі, флаперони), канал висотного керма (стабілізатор) і канал керма напрямку. Крім того, системи автоматичного управління повітряним судном можуть включати додатковий канал для контролю тяги двигуна.

Системи автоматичного керування літаками є складними багатоконтурними системами, організованими за ієрархічним принципом. Внутрішня структура цих систем включає схему стійкості та управління, яка взаємодіє з пілотом, трансформуючи літак в об'єкт із прийнятними пілотажними характеристиками. Схема управління кутовим рухом призначена для ефективного контролю та стабілізації кутового положення літака, включаючи кути крену, тангажу та ристання. Ці контури побудовані на основі контурів стійкості та керованості. Додатково, контури керування траєкторією спрямовані на управління та стабілізацію руху центру мас. Як і в будь-якій автоматичній системі керування літаком, САУ включає необхідні елементи, такі як інформаційні датчики або вимірювачі параметрів польоту. Загальну типову структурну схему САУ можна побачити на рисунку 3.1.

Системи автоматичного керування літаками ефективно використовують внутрішні інформаційні датчики, які є спеціально розробленими вимірниками інформації, відзначаються високою специфічністю для потреб автоматизованого керування польотом. Зокрема, типовими елементами таких інформаційних датчиків є гіроскопічні датчики кутової швидкості ДУС, датчики перевантаження типу ДПЛ, а також датчики кута атаки та ковзання типу ДУАС. До них входять анероїдні мембранні

датчики висоти та швидкості польоту, такі як датчики швидкості, статичні датчики тиску, коректори К, коректори висоти та коректори швидкості типу КЗСП, які забезпечують вимірювання відхилень висоти та швидкості польоту від заданих значень.

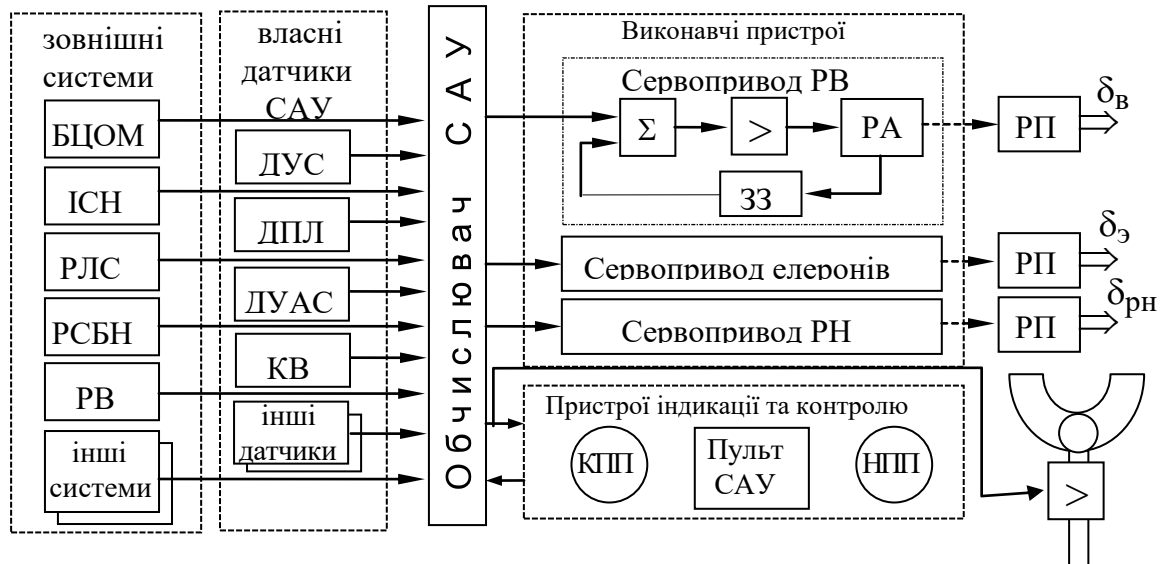


Рис. 3.1

Другим аспектом є включення зовнішніх систем, які надають інформацію про траєкторію літака. Ця тенденція виражається у максимальному використанні інформації з зовнішніх джерел для оптимальної роботи системи автоматичного управління. До таких систем входять вимірювачі куткового положення літака, такі як системи інерційної навігації (ІСН) або системи вертикального курсування (СКВ), радіонавігаційні та посадкові системи (РСБН, РСДН), радіовисотомери (РВ), радіолокаційні системи та інші.

Функцію установки параметрів польоту в системі автоматичного управління виконує бортовий цифровий калькулятор навігаційного або прицільно-навігаційного комплексу (БЦОМ), що розраховує траєкторії для різних етапів польоту.

Пристрої координації, порівняння, регулювання та корекції об'єднуються в обчислювачі системи автоматичного управління, чия основна функція полягає в формуванні законів управління для різних режимів функціонування САУ.

Окрім основних завдань навчання та налаштування, закони керування в системах автоматичного управління (САУ) виконують ряд інших функцій для поліпшення перехідних процесів та забезпечення оптимальної роботи:

- Налаштування передавальних чисел:
 - Здійснює налаштування передавальних чисел системи на основі параметрів польоту, щоб оптимізувати відповідь системи на зміни у вхідних сигналах.

Обмеження заданих значень параметрів літака:

- Встановлює обмеження для заданих значень певних параметрів літака, щоб уникнути перевищення безпечних меж та забезпечити стабільність в різних ситуаціях.

Узгодження сигналів на сервоприводі:

- Здійснює узгодження сигналів, які надходять на сервопривід, для усунення різких відхилень рульових поверхонь при включенні САУ. Це сприяє зменшенню ризику нестабільності та покращенню контролю над повітряним судном.

Стабілізація кутових положень літака:

- Зберігає кутові положення літака на момент включення САУ для його стабілізації. Це допомагає уникнути різких змін у положенні літака при включенні системи та забезпечує плавний перехід до режиму автоматичного управління.

Перетворення сигналів від зовнішніх систем:

- Виконує перетворення сигналів, які надходять від зовнішніх систем, для перемикання режимів роботи головного відділення приладів (ГВП). Це може включати зміну робочих параметрів чи конфігурації САУ залежно від умов польоту та завдань.

Ці функції спільно спрямовані на оптимізацію роботи системи автоматичного управління, підвищення ефективності та забезпечення безпеки польоту.

Приводи систем автоматичного управління (САУ) – це сервоприводи, які перетворюють сигнали управління від комп'ютера на механічні рухи

органів керування літаком. Сервопривід системи автоматичного керування включає в себе систему відстеження енергії зі зворотнім зв'язком. Залежно від типу зворотного зв'язку виділяють сервоприводи з жорстким, гнучким (швидкісним) та ізодромним негативним зворотнім зв'язком. Використання інтеграційних властивостей гнучких та ізодромних сервоприводів із зворотнім зв'язком може підвищити точність схем управління.

У салоні літака для контролю та управління роботою САУ розташована панель управління САУ, обладнана кількома кнопками для включення та вимкнення окремих режимів. Сигнальні лампочки, лампочки розжарювання або поворотні жалюзі служать індикаторами активації будь-якого режиму САУ. Додатково, індикаторні пристрої включають прилади вищого пілотажу, такі як КПП або ПКП-72, а також навігаційні та пілотажні пристрої, наприклад, НПП або ПНП-72. Ці засоби контролю і відображення інформації допомагають пілоту ефективно керувати автоматичною системою управління польотом та отримувати необхідну інформацію під час польоту.

Вібротактильні системи індикації є частиною індикаторних пристроїв, які можна вбудовувати в рульову колонку або в єдиний привід керування. Вони використовують спеціальні струни, розташовані на єдиній ручці керування та кермі. Ці струни, розташовані ліворуч, праворуч, спереду та ззаду, починають вібрувати з частотою, що залежить від керуючого сигналу.

Принцип дії вібраційної системи схожий на систему "реактивації" інерціальної системи підтримки прецизійного акселерометра. Замість постійного частотного сигналу на електромагніт (привід системи відображення), вібротактильна система отримує сигнали від змін командних сигналів із контрольною точкою пристрою у діапазоні (030) Гц. Це забезпечує відповідність вібрацій до змін команд та допомагає пілоту отримувати тактильний зворотний зв'язок щодо управління літаком.

Функціональна схема системи вібротактильної індикації представлена на рисунку 3.2.

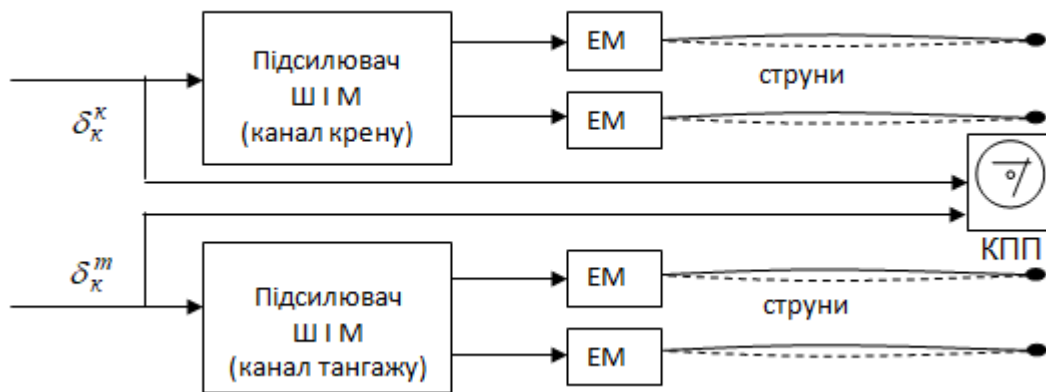


Рис. 3.2

Типові режими роботи систем автоматичного управління (САУ) для літака включають:

- Режим демпфування (режим спільного управління):
 - Забезпечує демпфування коливань та стабілізацію поведінки літака.

Режим стабілізації кутового положення:

- Підтримує стабільність кутового положення літака, контролюючи кути крену, тангажу та ролання.

Режим барометричної стабілізації висоти:

- Забезпечує автоматичну стабілізацію висоти літака відносно барометричного тиску.

Режим стабілізації швидкості польоту приладу:

- Підтримує сталу швидкість літака визначеною величиною.

Режим приведення до горизонту:

- Вирівнює літак до горизонтального положення.

Автоматичний режим управління та директора в польоті по маршруту і на зворотному шляху до аеродрому приземлення:

- Реалізує автоматичне управління та навігацію літаком по заданому маршруту та під час повернення на аеродром для посадки.

Автоматичний режим керування та режисер на сцені заходу на посадку:

- Автоматично керує процесом заходу на посадку, забезпечуючи точний та безпечний приземлення літака.

Також, типові режими САУ включають підготовчий режим для включення автоматичного регулювання, відомий як режим координації.

Дипломна робота зосереджена на автоматичній системі управління літаком ТУ-154 АБСУ-154. Структурна схема цієї системи відображена на плакаті 2. Режим директорного управління реалізовано в системі управління траєкторією СТУ-154, яка є складовою частиною АБСУ-154. Ця система призначена для формування та індикації команд керування та автоматичного управління в режимі заходу на посадку, а також для відображення навігаційних та аеронавігаційних параметрів польоту.

До складу СТУ-154 входять:

- прилади управління ПКП-1 (2 шт.);
- прилади планування та навігації ППН-1 (2 шт.);
- калькулятори бічних каналів В-20 (3 шт.);
- поздовжні каналні обчислювачі В-21 (3 шт.);
- блок сумування БС-14 (1 шт.);
- блок управління бічними і поздовжніми каналами БК-17 (1 шт.);
- підсилювач систем стеження У-87 (2 шт.);
- з'єднувальна коробка КС-2(1 шт.).

Додавши систему СТУ-154 в режимі вібротактильної індикації, внесемо активну бокову ручку управління, два підсилювачі з широтно-імпульсною модуляцією сигналу УШІМ-1 (2 шт.) та електромагнітні вібратори ЕМВ-1 (4 шт.) до складу системи.

3.2. Активна бокова ручка керування

В сучасних літаках з системами дистанційного керування встановлюються бічні ручки керування (БРУ) для поліпшення ефективності управління пілотом у великих перевантаженнях та забезпечення зручності перегляду приладової дошки через використання багатofункціональних

індикаторів. Це також призначено для зменшення маси важелів керування та інших вигод.

У планах для доробки системи СТУ-154 використовувати активні бічні ручки керування літаком (active sidestick), розроблені UTAS. Ці нововведення мають підвищити ситуативну усвідомленість екіпажу при польоті на ЗС з електродистанційною системою управління.

Ця модифікація дозволить пілотам отримувати тактильний та візуальний контроль за кожним маневром літака завдяки об'єднаній електричній системі, яка може передавати управління від одного пілота до іншого. Пілоти будуть мати змогу ефективніше відслідковувати та коригувати дії один одного в режимі реального часу.

Відзначте, що активні бічні ручки управління надають пілотам зворотний зв'язок щодо аеродинамічних умов та наближення до польотних обмежень. Система автоматичного управління, вбудована у ці ручки, забезпечує повний набір функцій управління положенням та рухом літака, включаючи автоматичну посадку за категорією ШВ, що сприяє покращенню безпеки та ефективності польотів.

Узагальнено прийнято вважати, що простота та примітивність пристроїв і механізмів вказують на їхню надійність. Проте, це стереотип абсолютно не відповідає сучасним системам управління повітряними суднами. Електродистанційні системи управління (ЕДСУ), у поєднанні з цифровими системами автоматичного управління (САУ), виявляють свою перевагу над традиційними механічними та гідравлічними системами, які використовують троси та гідромагістралі. Встановлення системи ЕДСУ на літаку ТУ-154 призначено для покращення економічних характеристик літака та максимізації безпеки. На відміну від попередніх конструкцій, ця система використовує передові технології електронного управління, забезпечуючи високу точність та ефективність управління. Найбільший діаметр фюзеляжу та велика площа крила літака ТУ-154 використовуються для створення комфортного середовища для пасажирів та можливості модифікації з

подовженим фюзеляжем. ЕДСУ дозволяє ефективно керувати літаком, навіть з великими змінами конфігурації.

Додатково, введення активної бічної ручки управління до системи дозволить підвищити комфортність керування літаком, розгружаючи передню частину приладової дошки для льотчика. Це покращить сприйняття та ефективність управління, сприяючи зниженню навантаження на льотчика та підвищенню загального рівня безпеки та продуктивності польотів.



Рис. 3.3

Активна бічна ручка управління (active sidestick) впроваджує інновації в області керування літаком, особливо у ситуаціях спільного управління двома льотчиками. Зазвичай, у літаках з пасивними ручками кожен льотчик керує своєю ручкою і не відчуває рухів ручки іншого пілота. Однак у випадку активних бічних ручок переміщення ручки одного льотчика відображаються на ручці іншого, створюючи взаємодію та взаєморозуміння між льотчиками. Ця технологія також дозволяє льотчикам відчувати небезпеку. Наприклад, коли літак наближається до польотних обмежень, активна бічна ручка починає вібрувати, імітуючи тряску або нестабільність літака. Це дає льотчикам не лише візуальний, але й тактильний сигнал про потенційні ризики, поліпшуючи контроль над кожним маневром.

У роботі пропонується вбудувати чотири струни в активну бічну ручку управління, які слугують для вібро-тактильної інформації. Це може бути особливо корисним під час директорного управління польотом, надаючи додаткові сигнали льотчикам.

В результаті випробувань пілоти підтверджують, що використання активних бічних ручок значно підвищує взаєморозуміння та співпрацю між льотчиками, що може покращити якість спільного управління порівняно з традиційними ручками. Ці інновації сприяють ефективній координації дій членів екіпажу, практично усуваючи можливість нескоординованих маневрів. Для доопрацювання автоматичної системи управління літаком ТУ-154 (АБСУ-154) з метою реалізації режиму комбінованого управління, який базується на паралельно-послідовній взаємодії автоматичного та директорного управління, пропонується включити блок комбінованого управління до складу системи траєкторного управління СТУ-154. Цей блок може бути виконаний конструктивно або входити до складу СТУ-154 чи САУ-4. Такий блок дозволяє забезпечити ефективне змішане використання автоматики та директорного управління, оптимізуючи взаємодію льотчика та автоматичної системи.

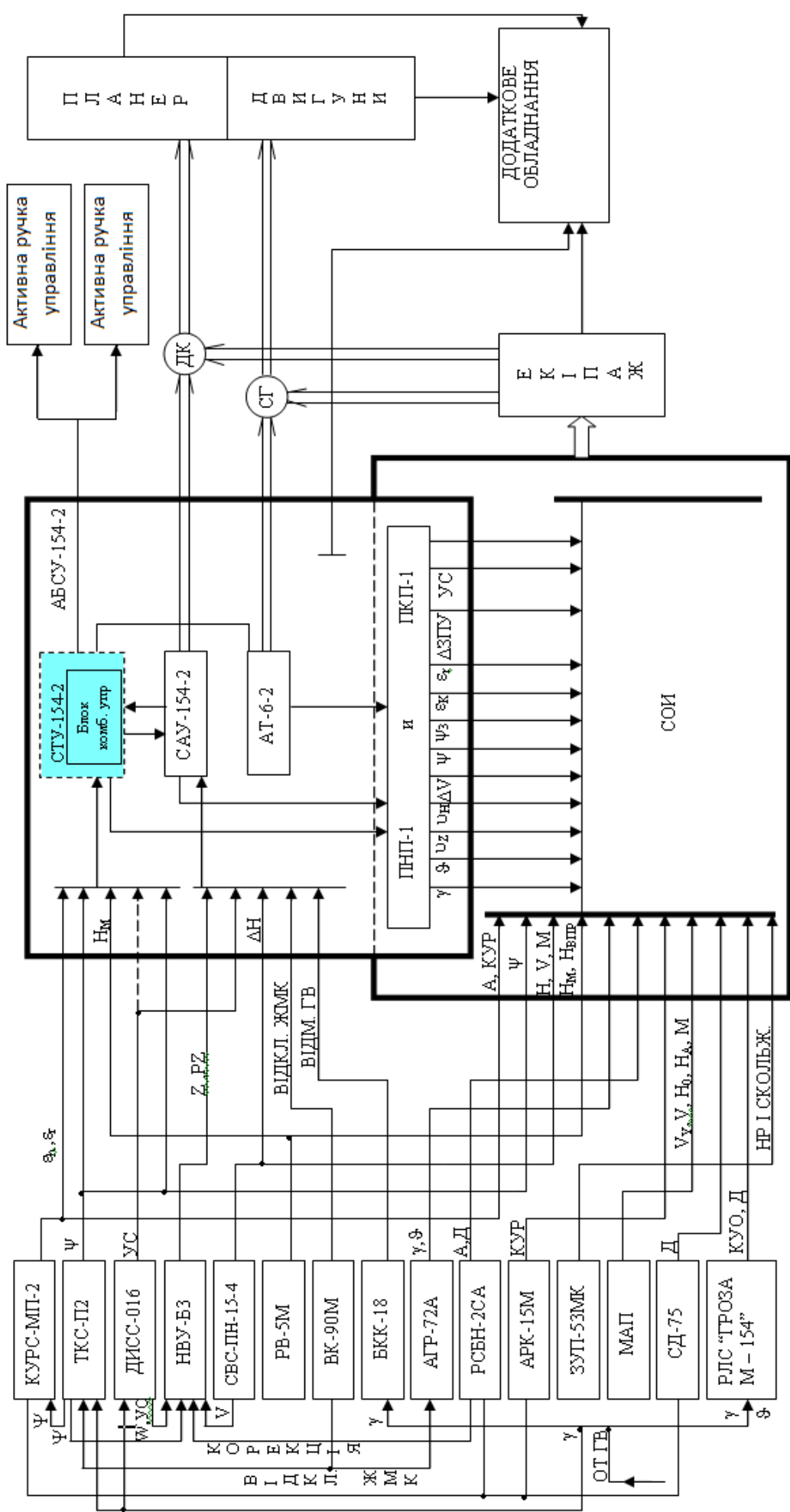


Рис. 3.4 Структурна схема вдосконаленої бортової системи управління

РОЗДІЛ ІV.

ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА СИСТЕМИ КОМБІНОВАНОГО УПРАВЛІННЯ.

Система комбінованого управління, що використовує логіку взаємодії льотчика і автоматики, має кілька можливих варіантів функціонування:

1. Льотчик не втручається або втручається дуже рідко:
 - 1.1. Контур управління аналогічний суто автоматичному.
 - 1.2. Після досягнення граничних можливостей автоматичного управління льотчику видається сигнал про необхідність втручання в управління. Це може бути візуальна або вібротактильна сигналізація.
 2. Дії льотчика узгоджені з автоматикою:
 - 2.1. Льотчик оптимально виконує команди КПП, розвантажуючи рульовий агрегат.
 - 2.2. Контур автоматичного управління парірує високочастотні складові діючих збурень та продовжує оптимізувати характеристики стійкості та керованості.
 3. Льотчик відхиляє важіль управління, але не оптимально:
 - 3.1. Контур автоматичного управління доповнює дії льотчика до оптимальних.
 4. Дії льотчика протилежні потрібним:
 - 4.1. Контур автоматичного управління обмежує дії льотчика, але його протидія обмежена ходом штока рульового агрегату.
 - 4.2. Після тривалого періоду неузгоджених дій, що призводять до зміни траєкторії польоту, контур автоматичного управління може ввести режим сумісного управління для поліпшення характеристик стійкості та керованості літака або для стабілізації його кутового положення.
- Ця система дозволяє ефективно поєднувати дії льотчика та автоматики, оптимізуючи управління в різних сценаріях польоту.

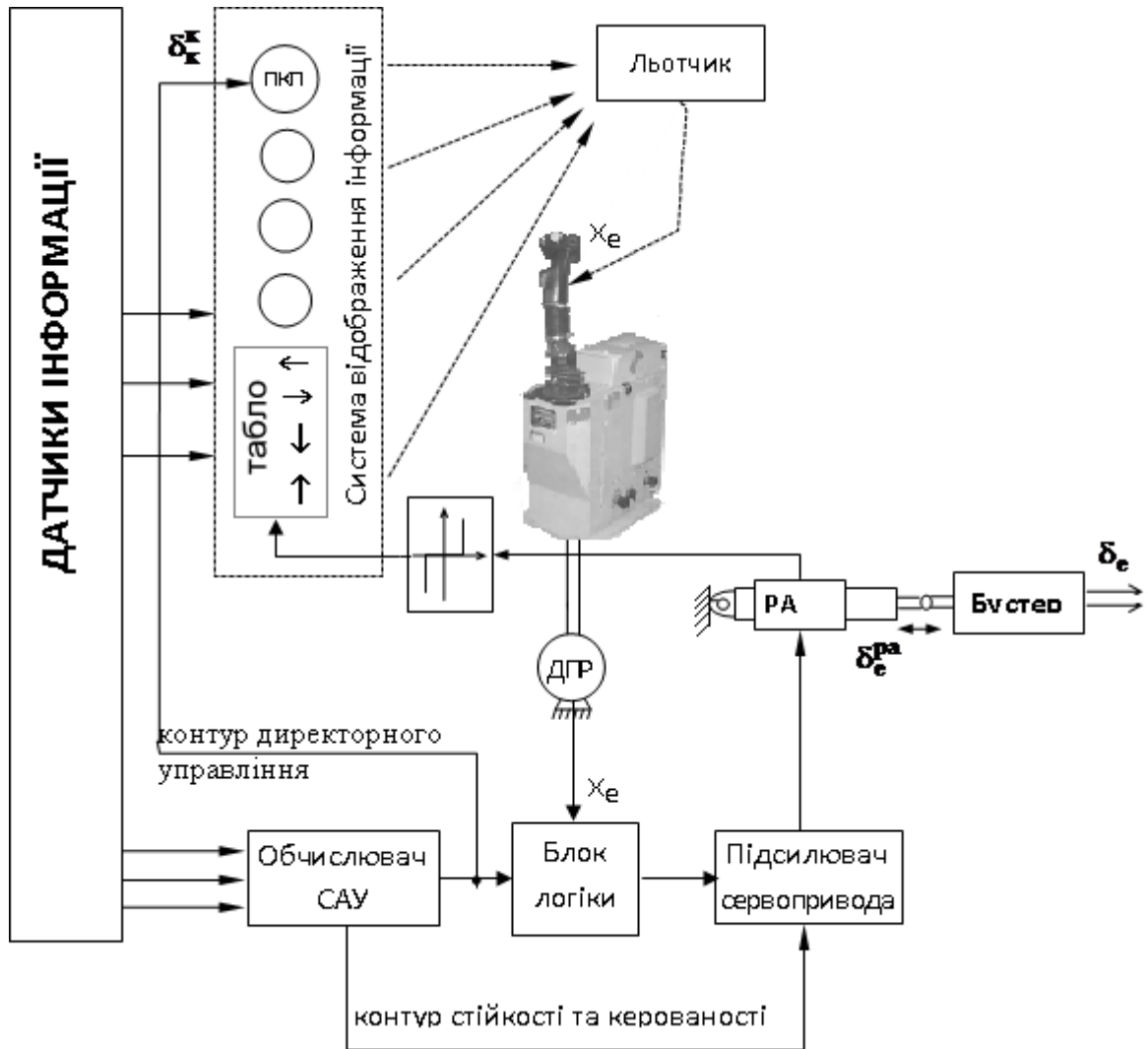


Рис. 4.1. Схема функціонального управління в комбінованому виконанні

Таким чином, ефективно вирішується завдання керування жорстко заданою траєкторією польоту програмним шляхом. Водночас льотчик здатний виконувати різноманітні маневри, активно впливаючи на траєкторію польоту.

Автоматичний розподіл функцій між льотчиком і системою автоматизованого управління відбувається безперервно: чим інтенсивніше взаємодіє льотчик, тим менше застосовується автоматичний контур і навпаки. У необхідних випадках льотчик може обмежити свою участь у керуванні, оскільки автоматичний контур забезпечує стабілізацію траєкторії при невеликих перешкодженнях. Спеціальна сигналізація, така як вібротактильна або світлова із вказівкою напрямку руху важеля керування, використовується для інформування льотчика про необхідність втручання в

управління. Аналогія із сервоприводами систем автоматизованого управління дозволяє стверджувати, що льотчик у контурі комбінованого управління відіграє роль повільного сервоприводу. Перемикання між різними режимами функціонування системи комбінованого управління реалізоване за допомогою блоку логіки, алгоритм якого представлено на рис. 4.2.

На першому етапі виконується порівняння полярності керуючих сигналів, що надходять від обчислювача системи автоматизованого управління та льотчика. У випадку невідповідності полярностей, що свідчить про відмову льотчика виконувати команди від САУ або про прийняття льотчиком рішення змінити траєкторію польоту, система комбінованого управління переходить у режим штурвального управління із певним затримкою. Детальний опис цього режиму наведений у I главі. У випадку відповідності полярностей сигналів, в залежності від ступеня втручання льотчика у процес управління, автоматика або доповнює дії льотчика до оптимальних або виконує функції поліпшення стійкості та керованості, паралельно паріруючи високочастотні складові зовнішніх збурень у контурі стабілізації. З метою стимулювання активності льотчика у контурі управління, слід знизити точність параметрів автоматичного управління, дозволяючи льотчику періодично втручатися для компенсації статичних похибок, реалізуючи таким чином концепцію активного оператора.

Для включення контура комбінованого управління до системи траєкторного управління СТУ-154, проведемо детальний аналіз та вдосконалимо її структурну та функціональну схеми.

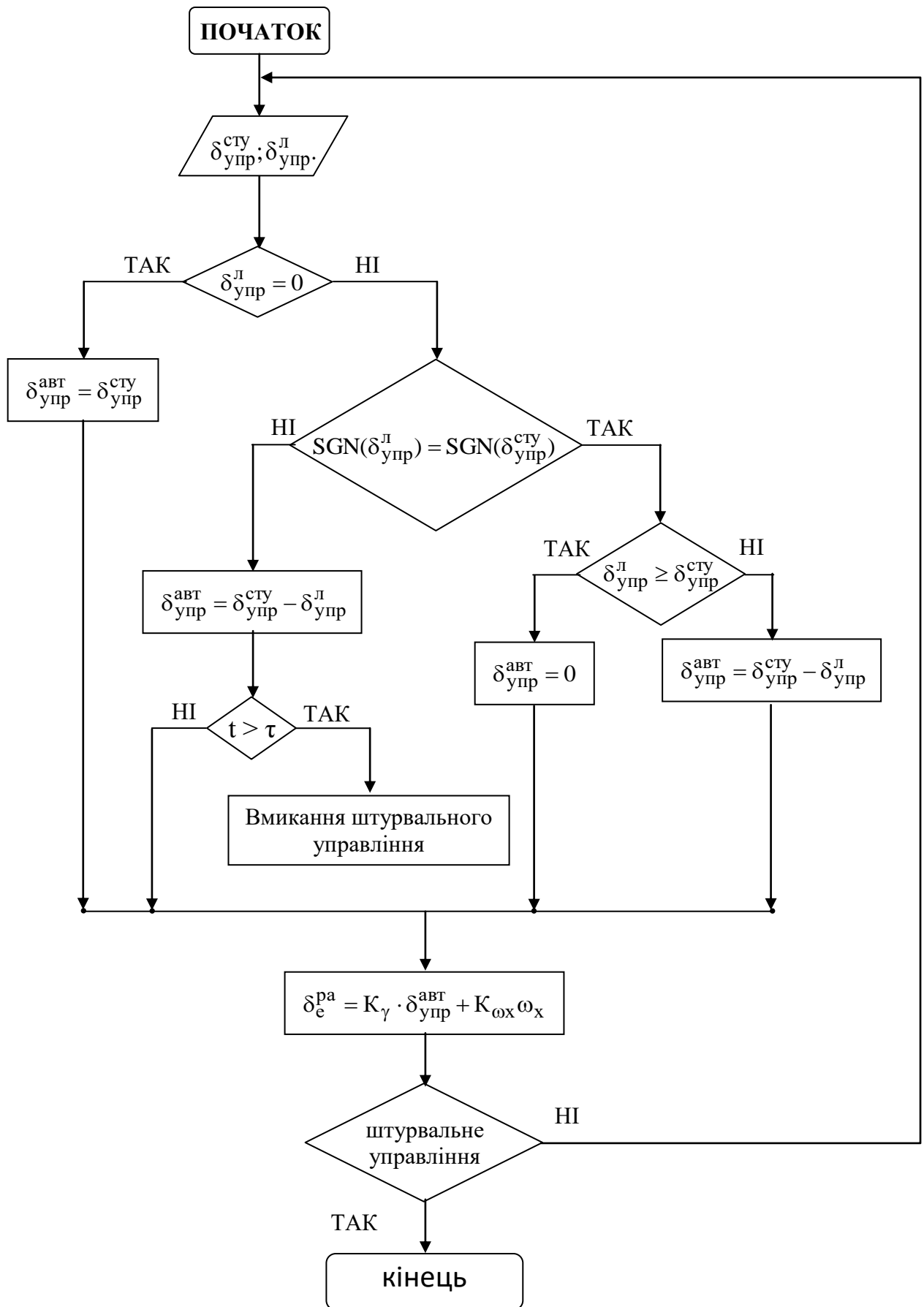


Рис. 4.2

РОЗДІЛ V.
ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА БІЧНОГО КАНАЛУ СТУ-154.
КОНТУРИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
КЕРОВАНOSTІ

Сигнал управління в бічній площині генерується в блоку В-20. Вхідними сигналами для обчислювача є відхилення від зони рівного сигналу позначки курсу, середнє значення поточного кидка та різниця між поточним курсом і напрямком підказки. Сигнал подається на комп'ютер з курсової радіостанції, а також взаємодіє зі сигналом, отриманим від пристрою ПНП-1 СКТ. Задній сигнал поступає від блоку управління БК-17. Процес формування керуючого сигналу відбувається відповідно до закону керування, встановленого системою.

$$\delta_z = i_z(\gamma - \gamma_{зад})$$

У директорному режимі управління формується вихідне значення кута крену форми.

$$\gamma_{зад} = \frac{K_{15}}{T_{15}P+1} F_2 \left\{ K_6 \Delta\Psi + \frac{K_3 P}{T_3 P+1} \Delta\Psi + F_1 \left[-K_3 \Delta\Psi + K_{10} \varepsilon_k + \frac{K_4}{T_4 P+1} \left(\frac{K_1 P}{T_1 P+1} \Delta\Psi + K_2 \gamma_{зад} \right) \right] \right\}$$

Функціональна схема бічного каналу системи СТУ-154, із застосуванням додаткового режиму комбінованого управління та вібротактильної індикації, наведена на рис. 5.1. Паралельно з режимом керування напрямком активно діє схема поперечної стійкості та керованості, що реалізована в системі автоматичного управління САУ-4. Забезпечення заданих динамічних характеристик літака на всіх режимах польоту вкрай важливе. Без забезпечення визначених значень, висока точність управління польотом не може бути гарантована, що може призвести до високого рівня втоми для екіпажу. Таким чином, забезпечення стандартних динамічних параметрів стає ключовим фактором для забезпечення ефективного функціонування системи управління літаком на всіх етапах польоту.

Проблема поліпшення динамічних характеристик ТУ-154 вирішується за допомогою впровадження спеціальних засобів часткової автоматизації

управління літаком, таких як демпфери. У приводах цих пристроїв використовуються сервоприводи з жорстким зворотним зв'язком, які включені в керуючу систему за послідовною схемою, забезпечуючи спільну роботу пілота та автоматики. При цьому пілот відчуває підвищення пілотажних характеристик літака при ручному управлінні, а положення ручки керування не впливає на дію автоматики.

У режимі рульового керування канал керма САУ-4 використовує закон керування типу, який дозволяє ефективно взаємодіяти з демпферами та іншими засобами часткової автоматизації для досягнення оптимальних динамічних характеристик літака. Це забезпечує підвищену стійкість та керованість, зменшуючи навантаження на пілота та поліпшуючи загальну ефективність системи управління.

$$\delta_{\text{H}}^{\text{pa}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} P}{T_{\omega_y} P + 1} \omega_y \quad (3.5)$$

Закон керування, де постійна часу T_{ω_y} обирається приблизно рівною постійній часу літального апарата від моменту riskання. Цей закон керування змінює лише величину декременту загасання ланцюга керування "літак + демпфер" ($\xi_{\beta\delta} > \xi_{\beta}$), структурна схема якого наведена на рис. 5.2.

Статичні характеристики стійкості та керованості вихідного літака

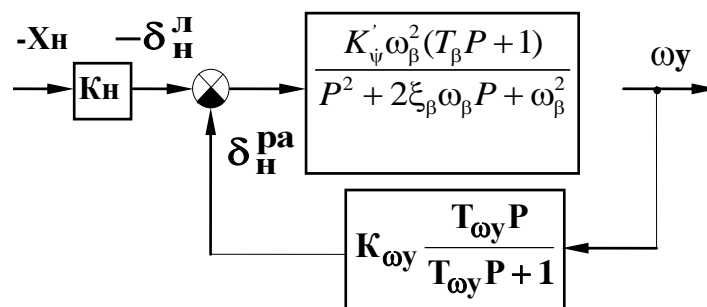


Рис. 5.2

залишаються незмінними, що означає, що вказаний демпфер не обмежує можливість пілота виконувати маневри в горизонтальній площині.

Відмінно від амортизатора, який приглушає кутові коливання, демпфер

валків підвищує швидкість керування валками та зменшує вплив кутових коливань руху валків на сам рух валків.

Проведено аналіз впливу демпфера крену на статичні та динамічні характеристики поперечної керованості, використовуючи математичну модель ізольованого руху кочення. Це дозволяє зрозуміти, як демпфер впливає на рух літака в поперечному напрямку та підтримує його стабільність та керованість в різних умовах.

$$W_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}(p) = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}}{T_{\gamma}p + 1}$$

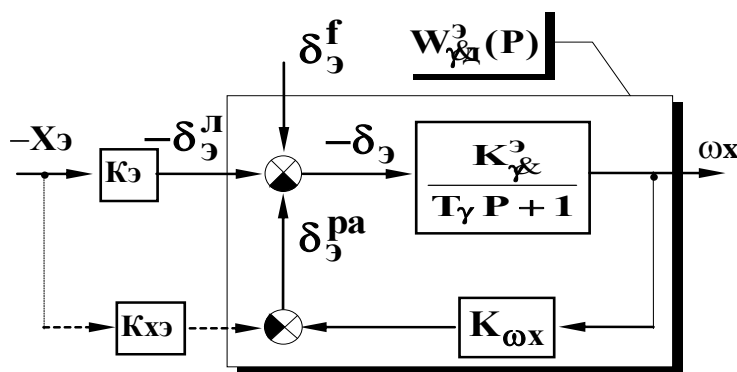


Рис. 3.7

Структурна схема системи демпфування, що втілює закон пропорційного керування зображена на рис. 3.7

Проведений аналіз $W_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}(p)$ передатної функції для замкнутого циклу "площина + демпфер" демонструє, що структура еквівалентної

передатної функції в порівнянні з передатною функцією вихідної площини залишається незмінною. Однак, важливим аспектом є зменшення постійної часу, що призводить до зменшення інерції літака від крену.

$$W_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}(P) = \frac{W_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}(P)}{1 + W_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}(P) \cdot K_{\omega_x}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}}{T_{\gamma d} P + 1}, \quad (3.8)$$

Це зменшення інерції від крену впливає на динаміку системи, забезпечуючи більш швидкий відгук на зміни кутової швидкості. Однак, важливо враховувати, що разом із зменшенням інерції також спостерігається зменшення виграшу літака від кутової швидкості крену $K_{\dot{\gamma}}^{\dot{\gamma}}$. Це може призвести до зменшення ефективності поперечного керування в умовах малих відхилень.

Такий баланс між поліпшенням стійкості та ефективністю поперечного керування вимагає уважного налаштування параметрів системи для досягнення оптимальних результатів в різних умовах польоту.

$$T_{\gamma\partial} = \frac{T_{\gamma}}{1 + K_{\&}^{\partial} \cdot K_{\omega x}} < T_{\gamma};$$

$$K_{\&}^{\partial} = \frac{K_{\&}^{\partial}}{1 + K_{\&}^{\partial} \cdot K_{\omega x}} < K_{\&}^{\partial}$$
(3.9)

Отже, важливо обрано передавальне число щоб забезпечити необхідне значення постійної часу. Прийнятне значення постійної часу T_{γ} -

$$K_{\omega x} = \frac{T_{\gamma} - T_{\gamma\partial}}{K_{\&}^{\partial} \cdot T_{\gamma\partial}}.$$
(4.0)

Прийнятне значення постійної часу ! повинно відповідати класу польотної системи і знаходитися в межах $T_{\gamma\partial} = (0,1 \div 1)с..$ Демпфер валків, який скорочує час перехідного процесу, також зменшує постійне значення кутової швидкості валків. Це позитивно впливає на стійкість руху, оскільки зменшує вплив на літальний апарат перешкод, включаючи вплив кутових коливань, які можуть виникнути внаслідок ризику перекошування по крену. Проте, при виконанні кренового маневру демпфер з законом керування може викликати труднощі для пілота, оскільки статичні характеристики поперечного керування погіршуються. Це негативно відчувається льотчиком.

Для збереження поперечної керованості застосовується ізодромія постійної складової кутової швидкості, що впроваджується в САУ-4 за відповідним законом керування. Це створює додаткові можливості для збалансованого управління, зменшуючи негативний вплив на поперечну керованість під час виконання кренових маневрів.

$$, \delta_{\partial}^{pa} = K_{\omega x} \frac{T_{\omega x} P}{T_{\omega x} P + 1} \omega x$$
(4.1)

Використання зазначеного закону керування може призвести до виникнення побічних ефектів. Початково, перед зміною структури, еквівалентна передатна функція "площина + демпфер" визначається. Функція

передачі для демпфера крену за законом управління (4.1) є ланкою другого порядку з форсуванням, і пілот повинен адаптуватися до управління таким об'єктом. Виникає важкість управління цим типом системи.

По-друге, збереження виграшу літака від кутової швидкості крену при стабілізації статичних характеристик управління поворотом також підтримує ефект ривка на крен, що може викликати негативні відчуття у пілота.

Враховуючи ці обставини і з метою збереження лише статичних характеристик керованості, пропонується розглянути зміну закону керування в режимі рульового управління.

$$\delta_{\vartheta} = \delta_{\vartheta}^l + \delta_{\vartheta}^{pa}, \quad (4.2)$$

де
$$\delta_{\vartheta}^l = K_{\vartheta} X_{\vartheta}; \quad (4.3)$$

$$\delta_{\vartheta}^{pa} = K_{\omega x} \omega_x + K_{x\vartheta} X_{\vartheta}. \quad (4.4)$$

Структурні зміни в схемі амортизації, коли відхилення сигналу важеля управління включено в закон управління демпфером крену, показані на малюнку 7.9 лінією пунктирною. Сигнал, що знімається з датчика положення важеля, спочатку посилює вплив керуючого сигналу пілота. У постійному режимі демпферний сигнал компенсує додаткове відхилення сигналу елерона, тим самим дозволяючи елеронам повертатися в положення, в яке їх відхилив пілот. Іншими словами, статичні характеристики поперечного керування залишаються незмінними.

Суттєво, знакова лінія видаляє постійну складову сигналу кутової швидкості (задану відхиленням ручки управління), що допомагає уникнути змін у статичних характеристиках системи.

$$\omega_{x_{cm}} = -K_{\vartheta} \cdot K_{\vartheta}^{\vartheta} X_{\vartheta}. \quad (4.5)$$

Необхідно виконати умову для повної компенсації в усталеному стані

$$\delta_{\vartheta}^{pa} = K_{\omega x} \omega_{x_{cm}} + K_{x\vartheta} X_{\vartheta} = 0.$$

Отже, враховуючи (4.5), передавальне число $K_{x\varepsilon}$ можна розрахувати за формулою:

$$K_{x\varepsilon} = K_{\omega x} \cdot K_{\varepsilon} \cdot K_{\&}^{\varepsilon}. \quad (4.6)$$

Показник поперечної статичної керованості $K_{\&}^{x\varepsilon}$ - коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління і постійним значенням кутової швидкості валка (див. 4.23), при включенні заслінки не змінюється.

$$K_{\&}^{x\varepsilon} = (K_{\varepsilon} + K_{x\varepsilon}) \cdot W_{\&}^{\varepsilon}(p)|_{p=0} = K_{\varepsilon} \cdot K_{\&}^{\varepsilon}.$$

Тут

$$W_{\&}^{\varepsilon}(p)|_{p=0} = K_{\&}^{\varepsilon} = \frac{K_{\&}^{\varepsilon}}{1 + K_{\&}^{\varepsilon} \cdot K_{\omega x}},$$

$W_{\&}^{\varepsilon}(p)$ визначається з (3.8), (3.9), а $K_{x\varepsilon}$ із (4.6).

Для забезпечення сталості динамічних параметрів системи керування при зміні режимів польоту передбачено, що коефіцієнти передачі амортизатора крену будуть автоматично налаштовуватися відповідно до конкретних умов польоту.

Отже, демпфер крену, який користується законом керування (4.4), не лише збільшує ефективність управління креном, але й скорочує час $T_{\gamma d}$, стабілізації, забезпечуючи при цьому сталість бічного контролю. Крім того, він зменшує приріст літака від кутової швидкості крену, знижуючи співвідношення між обертанням і тягучими силами (протидія переходу від руху від ривка до коливань крену). Це також призводить до зменшення впливу різних джерел турбулентності під час польоту. Сумісне використання амортизаторів крену та систем амортизації взагалі дозволяє суттєво покращити пілотажні характеристики літака ТУ-154 під час поперечних рухів.

РОЗДІЛ VI.

СИНТЕЗ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА

Боковий рух літака визначається рухом центра мас вздовж поперечної осі та його обертанням навколо нормальної осі ОУ і поздовжньої осі ОХ в зв'язаній системі координат. Припустимо, що параметри ізольованого бокового руху залишаються незмінними від характеристик поздовжнього руху V , α , та θ . Для обчислень візьмемо за вихідний пункт (незбурений) режим прямолінійного горизонтального польоту ($\theta = \alpha = 0$) з малими кутами атаки α , тангажу θ , крену γ та ковзання β .

Рівняння, які описують боковий рух з урахуванням зроблених припущень, впливають з рівнянь сил та моментів:

$$\begin{aligned} -mV\dot{\Psi} &= -P \cdot \beta + Y_a \cdot \gamma + Z_a; \\ J_x \dot{\omega}_x &= M_x; \\ J_y \dot{\omega}_y &= M_y; \end{aligned} \quad (6.1)$$

Після лінеаризації можна отримати таку систему рівнянь ізольованого бокового руху:

$$\begin{aligned} \dot{\Psi} - a_z^\beta \beta - a_z^\gamma \gamma &= 0; \\ \dot{\omega}_x + a_{mx}^{\omega x} \omega_x + a_{mx}^{\omega y} \omega_y + a_{mx}^\beta \beta &= a_{mx}^{\delta_H} \delta_H + a_{mx}^{\delta_\Theta} \delta_\Theta; \\ \dot{\omega}_y + a_{my}^{\omega x} \omega_x + a_{my}^{\omega y} \omega_y + a_{my}^\beta \beta &= a_{my}^{\delta_H} \delta_H + a_{my}^{\delta_\Theta} \delta_\Theta; \\ \dot{\beta} - \omega_y + a_z^\beta \beta + a_z^\gamma \gamma &= 0; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x. \end{aligned} \quad (6.2)$$

Для визначення коефіцієнтів, які входять в систему (6.2), необхідно врахувати масово-інерційні та аеродинамічні характеристики літака ТУ-154.

1. Геометричні розміри літака :

Площа крила $S = 300 \text{ м}^2$.

Розмах крила $l = 50,5 \text{ м}$.

2. Масово-інерційних характеристики :

Вага літака $m = 150000 \text{ кг}$.

Момент інерції відносно поздовжньої осі $J_x = 10.7 \cdot 10^6 \text{ с}^2 \cdot \text{м}$.

Момент інерції відносно нормальної осі $J_y = 18.9 \cdot 10^6 \text{ с}^2 \cdot \text{м}$.

3. Аеродинамічні характеристики.

Для визначення кута атаки можна скористатися відомим відношенням та залежністю. $C_{ya} = f(\alpha)$.

$$Y = G = C_{ya} \cdot q \cdot S;$$

$$C_{ya} = \frac{G}{q \times S};$$

$$q = \frac{\rho \times V^2}{2} = \frac{0.414 \times 138.8^2}{2} = 3987.94 \text{ (кг/м}^2 \cdot \text{с}^2),$$

де $\rho = 0,414 \text{ кг/м}^3$ – густина повітря на висоті $H=10000 \text{ м}$.

$$C_{ya} = \frac{G}{q \times S} = \frac{150000 \times 9.81}{3987.94 \times 300} = 1.229.$$

З графіка залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ для $C_{ya}=1.229$ визначаємо $\alpha = 5^\circ$.

1. Похідні коефіцієнта аеродинамічного моменту ристання по безрозмірним кутовим швидкостям : $m_y^{\omega y} = -0.18$; $m_y^{\omega x} = 0.23$.

2. Похідна коефіцієнта аеродинамічної поперечної сили по куту ковзання : $C_z^\beta = -0,81$.

3. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента крену по безрозмірній швидкості крену : $m_x^{\omega x} = -0.48$.

4. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента крену по безрозмірній швидкості ристання : $m_x^{\omega y} = -0.45$.

5. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента ристання по куту ковзання : $m_y^\beta = -0.003$.

6. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента крену по куту ковзання : $m_x^\beta = -0.18$.

7. Коефіцієнт ефективності органа керування ристанням $m_y^{\delta_H} = -0.01$.

8. Коефіцієнт ефективності органа керування креном $m_y^{\delta_e} = 0,07$.

9. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента крену по відхиленню органа керування ристанням $m_x^{\delta_H} = -1,46$.

10. Похідна коефіцієнта аеродинамічного момента ристання по відхиленню органа керування ристанням $m_x^{\delta_e} = 0,934$.

Приведемо розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів які входять в

систему рівнянь :

$$\tau_a = \frac{m}{\rho \times V \times S} = \frac{150000}{0,414 \times 138,8 \times 300} = 8,7$$

$$\sigma_x = \frac{m \times l^2}{2 \times I_x \times \tau_a} = \frac{150000 \times 50,5^2}{2 \times 10,7 \times 10^6 \times 8,7} = 2,055$$

$$\sigma_y = \frac{m \times l^2}{2 \times I_y \times \tau_a} = \frac{150000 \times 50,5^2}{2 \times 18,9 \times 10^6 \times 8,7} = 1,163$$

$$a_{m_x}^{\omega_x} = -\sigma_x \times m_x^{\omega_x} = 2,055 \times 0,48 = 1,019$$

$$a_{m_x}^{\omega_y} = -\sigma_x \times m_x^{\omega_y} = 2,055 \times 0,45 = 0,925$$

$$a_{m_x}^{\beta} = \sigma_x \times m_x^{\beta} \frac{V}{l} = 2,055 \times 0,318 \times \frac{138,8}{50,5} = 1,017$$

$$a_{m_y}^{\omega_x} = -\sigma_y \times m_y^{\omega_x} = -1,163 \times 0,23 = 0,268$$

$$a_{m_y}^{\omega_y} = -\sigma_y \times m_y^{\omega_y} = 1,163 \times 0,18 = 0,21$$

$$a_{m_y}^{\beta} = -\sigma_y \times m_y^{\beta} \frac{V}{l} = 1,163 \times 0,18 \times \frac{138,8}{50,5} = 0,575$$

$$a_{m_x}^{\delta_e} = -\sigma_x \times m_x^{\delta_e} \frac{V}{l} = 2,055 \times 0,07 \times \frac{138,8}{50,5} = 0,395$$

$$a_{m_y}^{\delta_H} = -\sigma_y \times m_y^{\delta_H} \frac{V}{l} = 1,163 \times (-0,01) \times \frac{138,8}{50,5} = -0,032$$

$$a_z^\beta = -\frac{C_z^\beta}{2 \times \tau_a} = \frac{0.81}{17.4} = 0.047.$$

$$a_z^\gamma = -\frac{g}{V} = -\frac{9.81}{138.8} = -0.071.$$

Застосовуючи до лінеаризованих рівнянь бокового руху перетворення Лапласа при нульових початкових умовах отримаємо систему алгебраїчних рівнянь:

$$\begin{aligned} (p + a_{mx}^{\omega x})\omega_x(p) + a_{mx}^{\omega y}\omega_y(p) + a_{mx}^\beta\beta(p) &= a_{mx}^{\delta\delta'}\delta_\delta(p) + a_{mx}^{\delta'}\delta_\delta'(p); \\ a_{my}^{\omega x}\omega_x(p) + (p + a_{my}^{\omega y})\omega_y(p) + a_{my}^\beta\beta(p) &= a_{my}^{\delta n}\delta_n(p) + a_{my}^{\delta\delta'}\delta_\delta'(p); \\ -\omega_y(p) + (p + a_z^\beta)\beta(p) + a_z^\gamma\gamma(p) &= p \cdot \beta_{zn}(p); \end{aligned} \quad (6.3)$$

Ця система буде базовою системою для отримання спрощених математичних моделей які будуть використовуватися при синтезі контурів автоматичного управління.

6.1. Синтез демпфера крену.

На практиці, на більшості літаків, боковий рух складається з двох компонентів, які розрізняються за часом: малий боковий рух, що виникає безпосередньо після дії збурення, та великий боковий рух, що розвивається з малого. Іноді малий боковий рух називають короткоперіодичним. Його можна виділити з рівнянь для поздовжнього та бокового руху, якщо припустити, що крен не впливає на ковзання. Таким чином, система алгебраїчних рівнянь прийме наступний вигляд:

$$\begin{aligned} (p + a_{mx}^{\omega x})\omega_x(p) + a_{mx}^{\omega y}\omega_y(p) + a_{mx}^\beta\beta(p) &= a_{mx}^{\delta\delta'}\delta_\delta(p) + a_{mx}^{\delta'}\delta_\delta'(p); \\ a_{my}^{\omega x}\omega_x(p) + (p + a_{my}^{\omega y})\omega_y(p) + a_{my}^\beta\beta(p) &= a_{my}^{\delta n}\delta_n(p) + a_{my}^{\delta\delta'}\delta_\delta'(p); \\ -\omega_y(p) + (p + a_z^\beta)\beta(p) &= 0; \end{aligned} \quad (6.4)$$

З коренів характеристичного рівняння вищезазначеної системи видно, що малий боковий рух (МБР) розкладається на дві складові: коливальну та експоненціальну. Коливальну складову МБР можна визначити з системи,

припускаючи $a_{m_x}^{\omega_y} \approx 0$ і $a_{m_y}^{\omega_x} \approx 0$ дуже малими, тобто знехтуємо спіральними моментами. Тоді система може бути представлена у вигляді:

$$\begin{aligned} (p + a_{m_x}^{\omega_x})\omega_x(p) + a_{m_x}^{\beta}\beta(p) &= a_{m_x}^{\delta_{\vartheta}}\delta_{\vartheta}(p) + a_{m_x}^{\delta'}\delta'(p); \\ (p + a_{m_y}^{\omega_y})\omega_y(p) + a_{m_y}^{\beta}\beta(p) &= a_{m_y}^{\delta_H}\delta_H(p) + a_{m_y}^{\delta_{\vartheta}}\delta_{\vartheta}(p); \\ -\omega_y(p) + (p + a_z^{\beta})\beta(p) &= 0; \end{aligned} \quad (6.5)$$

Два останні рівняння утворюють систему, що описує коливальну складову малих бокових рухів (МБР).

Демпфер крену призначений для підвищення швидкодії управління креном та поліпшення згасання коливальної складової бокового руху. Вплив демпфера крену на поперечну керованість найбільш ефективно можна спостерігати при аналізі ізольованого руху по крену (координованого розвороту), коли можна ігнорувати перехресний вплив елементів керування $a_{m_x}^{\delta_H}$ та $a_{m_y}^{\delta_{\vartheta}}$, та вплив ковзання на рух крену.

Ураховуючи, що $p\gamma(p) = \omega_x(p)$, а $p\psi(p) = \omega_y(p)$, рівняння координованого розвороту набувають вигляду

$$\begin{aligned} (p + a_{m_x}^{\omega_x})p\gamma(p) &= a_{m_x}^{\delta_{\vartheta}}\delta_{\vartheta}(p); \\ -p\psi(p) + a_z^{\gamma}\gamma(p) &= 0. \end{aligned} \quad (6.6)$$

Цій системі відповідають такі передаточні функції:

$$W_{\gamma}^{\vartheta}(p) = -\frac{\gamma(p)}{\delta_{\vartheta}(p)} = -\frac{a_{m_x}^{\delta_{\vartheta}}}{(p + a_{m_x}^{\omega_x})p} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}}{(T_{\gamma}p + 1)p}; \quad (6.7)$$

$$W_{\psi}^{\gamma}(p) = \frac{\psi(p)}{\gamma(p)} = \frac{a_z^{\gamma}}{p} = -\frac{g}{Vp}. \quad (6.8)$$

Структурна схема контура демпфірування, зображена на рис. 6.1.

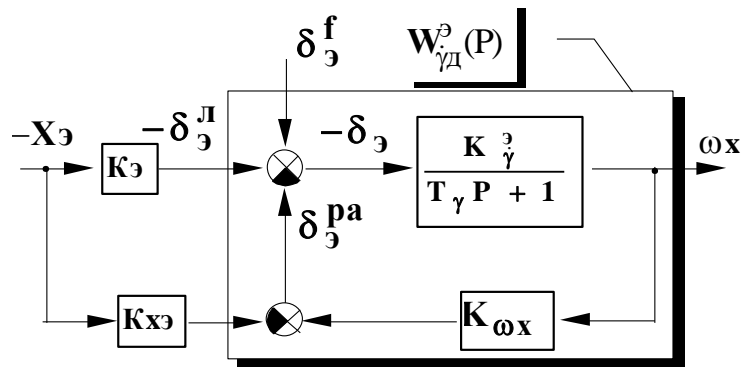


Рис. 6.1 Контур демпфірування

Аналіз впливу пропорційного демпфірування на передаточну функцію $W_{\gamma\delta}^{\varepsilon}(P)$ замкненого контура "літак + демпфер" вказує на те, що структура еквівалентної передаточної функції, враховуючи вихідний літак, залишається не змінною.

$$W_{\gamma\delta}^{\varepsilon}(P) = \frac{W_{\gamma}^{\varepsilon}(P)}{1 + W_{\gamma}^{\varepsilon}(P) \cdot K_{\omega x}} = \frac{K_{\gamma\delta}^{\varepsilon}}{T_{\gamma\delta}P + 1}, \quad (6.9)$$

Однак спостерігається зменшення сталої часу $T_{\gamma\delta}$. Це означає, що при впровадженні пропорційного демпфірування літак стає більш чутливим і швидко реагує на виникнення збурень. Однак це також може призвести до менш ефективного контролю поперечного руху.

$$T_{\gamma\delta} = \frac{T_{\gamma}}{1 + K_{\gamma}^{\varepsilon} \cdot K_{\omega x}} < T_{\gamma};$$

$$K_{\gamma\delta}^{\varepsilon} = \frac{K_{\gamma}^{\varepsilon}}{1 + K_{\gamma}^{\varepsilon} \cdot K_{\omega x}} < K_{\gamma}^{\varepsilon}. \quad (6.10)$$

Отже, за рахунок вибору передаточного числа $K_{\omega x}$ можна забезпечити потрібне значення сталої часу T_{γ} -

$$K_{\omega x} = \frac{T_{\gamma} - T_{\gamma\delta}}{K_{\gamma}^{\varepsilon} \cdot T_{\gamma\delta}}. \quad (6.11)$$

Прийнятне значення сталої часу залежить від класу літака і лежить у межах $T_{\gamma\delta} = (0,1 \div 1)с$.

Приймаємо $T_{\gamma\delta} = 0,8с$. Тоді передаточне число $K_{\omega x}$ складатиме:

$$K_{\omega x} = \frac{T_{\gamma} - T_{\gamma\delta}}{K_{\dot{\gamma}} \cdot T_{\gamma\delta}} = \frac{0.98 - 0.8}{0.387 \cdot 0.6} = 0.581$$

Намагання зберегти поперечну керованість за рахунок впровадження ізодромування постійної складової кутової швидкості, подібно до того, як це виконано в САУ-4 за допомогою конкретного закону управління,

$$\delta_3^{pa} = K_{\omega x} \frac{T_{\omega x} P}{T_{\omega x} P + 1} \omega x, \quad (6.12)$$

має непередбачувані наслідки. По-перше, це викликає зміни в структурі еквівалентної передаточної функції "літак + демпфер". Передаточна функція для демпфера крену застосовуючи закон управління (7.19) перетворюється на ланку другого порядку з форсуванням, що вимагає від льотчика адаптації до управління таким об'єктом. По-друге, збереження коефіцієнта підсилення літака від кутової швидкості крену, одночасно із стабілізацією статичних характеристик поперечної керованості, підтримує вплив руху рискання на рух крену. Це вцілюється льотчиком як негативне явище.

Отже, для збереження лише статичних характеристик керованості пропонується внести зміни в закон управління режиму штурвального управління:

$$\delta_3 = \delta_3^l + \delta_3^{pa}, \quad (6.13)$$

$$\text{де} \quad \delta_3^l = K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}; \quad (6.14)$$

$$\delta_3^{pa} = K_{\omega x} \omega x + K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}. \quad (6.15)$$

Зміни в структурі контура демпфірування при включенні сигналу відхилення важеля управління до закону управління $K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}$ демпфера $K_{\omega x} \omega x$ крену показані на рис. 7.9 пунктирною лінією. Сигнал $K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}$, що надходить від датчика положення важеля, спочатку підсилює вплив керуючого сигналу льотчика. У сталому режимі сигнал $K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}$ демпфера компенсує додаткове відхилення елеронів від сигналу $K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}$, тим самим забезпечуючи повернення елеронів до положення, визначеного льотчиком. Іншими словами, статичні характеристики поперечної керованості залишаються незмінними. Суттєво, сигнал $K_{x\dot{x}} X_{\dot{x}}$ вилучає постійну складову з сигналу кутової швидкості (стала

величина кутової швидкості, що встановлюється відхиленням важеля управління).

$$\omega_{x_{cm}} = -K_{\vartheta} \cdot K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta} X_{\vartheta}. \quad (6.16)$$

Для повної компенсації у сталому режимі повинна виконуватися умова

$$\delta_{\vartheta}^{pa} = K_{\omega x} \omega_{x_{cm}} + K_{x\vartheta} X_{\vartheta} = 0. \quad (6.17)$$

Тоді з урахуванням (6.23) передаточне число $K_{x\vartheta}$ може бути розраховане за формулою:

$$K_{x\vartheta} = K_{\omega x} \cdot K_{\vartheta} \cdot K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}. \quad (6.18)$$

Приймаючи K_{ϑ} рівним одиниці, тобто одному градусу відхилення штурвала відповідає один градус відхилення елеронів отримаємо:

$$K_{x\vartheta} = 0.387 \cdot 1.0 \cdot 0.581 = 0.225$$

У цьому випадку, показник поперечної статичної керованості, який представляє собою коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління та сталим значенням кутової швидкості крену (див. 4.23), залишається незмінним при включенні демпфера.

$$K_{\dot{\gamma}}^{x\vartheta} = (K_{\vartheta} + K_{x\vartheta}) \cdot W_{\dot{\gamma}\vartheta}^{\vartheta}(p) |_{p=0} = K_{\vartheta} \cdot K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}. \quad (6.19)$$

$$\text{Тут} \quad W_{\dot{\gamma}\vartheta}^{\vartheta}(p) |_{p=0} = K_{\dot{\gamma}\vartheta}^{\vartheta} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta}}{1 + K_{\dot{\gamma}}^{\vartheta} \cdot K_{\omega x}}$$

6.2. Синтез контура управління кутом крену.

Для розробки контура крену використовуватимемо математичну модель бокового руху літака, яка визначена системою рівнянь, розглянутою вище. Цій системі відповідає структурна схема бокового каналу, яка зображена на рис. 6.2:

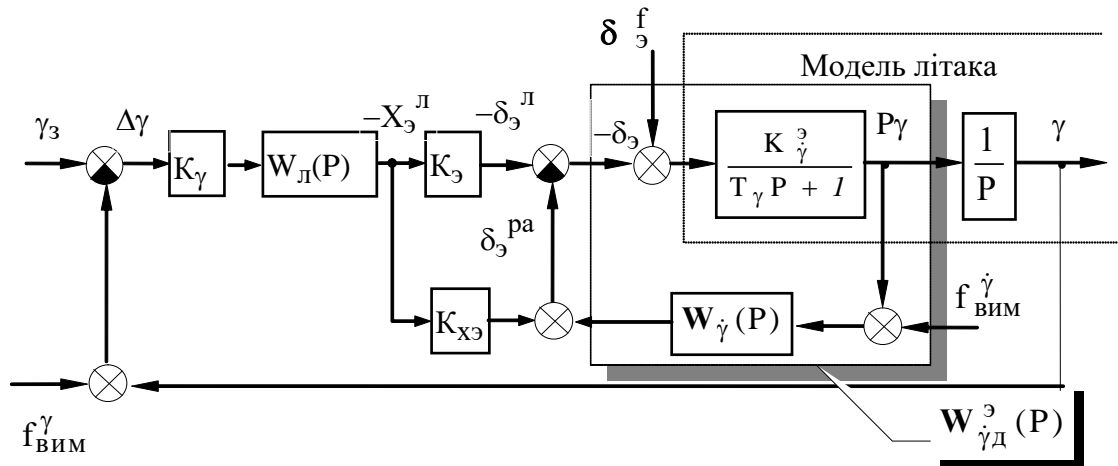


Рис. 6.2 Структурна схема бокового каналу

Контур управління кутом крену є зовнішнім щодо контура демпфірування. Ми проведемо синтез контура керування кутом крену, що базується на контурі демпфірування при включенні льотчика в контур управління кутом крену. При цьому вважається, що астатична стабілізація заданого кута крену здійснюється за допомогою інтегровальних властивостей самого льотчика. Такий підхід знаходить широке застосування в практиці. У нашому випадку закон управління виражений у вигляді:

$$\delta_{\delta_3} = K_{\gamma}(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega x} \omega_x, \quad (6.20)$$

де γ_3 - сигнал, що формується обчислювачем траєкторного управління.

Передаточна функція, замкненого внутрішнього контура має вигляд

$$W_{\dot{\gamma}}^{\delta}(P) = \frac{W_{\dot{\gamma}}^{\delta}(P)}{1 + W_{\dot{\gamma}}^{\delta}(P) \cdot K_{\omega x}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{\delta} \cdot \omega_{\gamma}}{P + \omega_{\gamma} (1 + K_{\omega x} \cdot K_{\dot{\gamma}}^{\delta})}. \quad (6.21)$$

$$\text{де } \omega_{\gamma} = \frac{1}{T_{\gamma}} = a_{mx}^{\omega x}; \quad K_{\dot{\gamma}}^{\delta} = -\frac{a_{mx}^{\delta}}{a_{mx}^{\omega x}}$$

Передаточна функція, розімкненого контура управління креном має вигляд:

$$W_{\dot{\gamma}}(P) = \frac{K_{\gamma} \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot \omega_{\gamma}}{P \left[P + \omega_{\gamma} \left(1 + K_{\omega x} \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \right) \right]} \quad (6.22)$$

Тоді передаточна функція, замкненого контура управління креном набуває вигляду:

$$\Phi_{\dot{\gamma}}^{\text{зб}}(P) = \frac{W_{\dot{\gamma}}(P)}{1 + W_{\dot{\gamma}}(P)} = \frac{K_{\gamma} \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot \omega_{\gamma}}{P^2 + a_1 P + a_0} \quad (6.23)$$

тут

$$\begin{aligned} a_1 &= \left(1 + K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot K_{\omega x} \right) \cdot \omega_{\gamma} \\ a_0 &= K_{\gamma} \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot \omega_{\gamma} \end{aligned}$$

Нормуємо характеристичне рівняння системи з передаточною функцією (6.23)

$$S^2 + A_1 S + I = 0 \quad (6.24)$$

де

$$S = \frac{P}{\sqrt{a_0}}; \quad A_1 = \frac{a_1}{\sqrt{a_0}} = \frac{1 + K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot K_{\omega x}}{\sqrt{K_{\gamma} \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot T_{\gamma}}};$$

Вибір передаткового числа K_{γ} слід проводити, враховуючи умову критичного згасання перехідних процесів у системі, яка описується передатковою функцією (6.23). Це досягається при значенні коефіцієнта $A_1 = 2$. Таким чином, формула для розрахунку передаткового числа з крену K_{γ} визначається відповідно до співвідношення.

$$K_{\gamma} = \frac{\left(1 + K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot K_{\omega x} \right)^2}{4 \cdot K_{\dot{\gamma}}^3 \cdot T_{\gamma}} \quad (6.24)$$

Знаючи передаточне число $K_{\omega x}$, отримане при синтезі демпфера крену, розрахуємо K_{γ}

$$K_{\gamma} = \frac{\left(1 + K_{\dot{\gamma}}^3 K_{\omega x} \right)^2}{4 K_{\dot{\gamma}}^3 T_{\gamma}} = \frac{\left(1 + 0.387 \cdot 0.581 \right)^2}{4 \cdot 0.387 \cdot 0.98} = 0.569.$$

Час регулювання при помилки виходу системи до нового сталого значення не більш 5% дорівнює

$$t_p = \tau \cdot \omega_0^{-1}$$

де $\tau = 6$ - нормований час перехідного процесу, $\omega_0 = \sqrt{a_0} = \sqrt{K_\gamma \cdot K_\gamma^2 \cdot \omega_\gamma}$.

Враховуючи формулу (6.24), отримаємо час перехідного процесу

$$t_p = \frac{\tau}{2.5} = 2.4 \text{ с.}$$

6.3. Синтез контура управління кутом рискання.

Структурну схему контура управління кутом рискання, побудованого на базі автопілота крену, можна отримати, розширивши структуру моделі літака за рахунок передаткової функції $W_\psi^\gamma(P)$ та впровадивши зворотний зв'язок з кута рискання. Передаточна функція $W_\psi^\gamma(P)$ має вигляд:

$$W_\psi^\gamma(P) = \frac{-g}{VP} . \quad (6.25)$$

Тоді структурна схема контура управління кутом рискання з урахуванням рис. 6.2 буде мати такий вигляд (рис. 6.3).

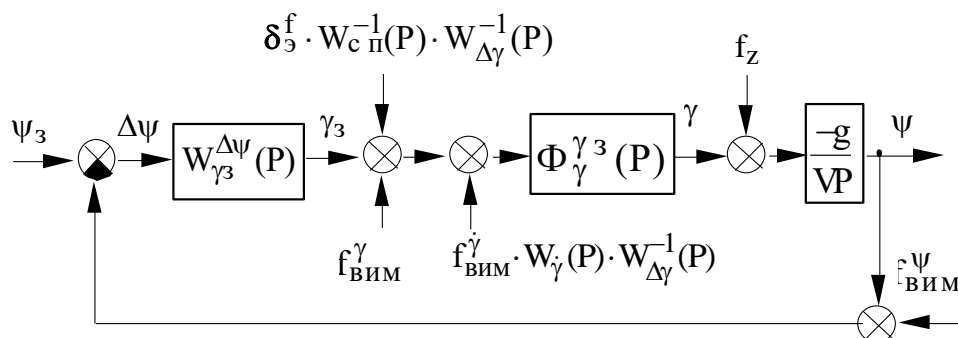


Рис. 6.3 Структурна схема контура управління кутом рискання

У структурній схемі, внутрішній контур - контур крену, замінено еквівалентною передатковою функцією $\Phi_\gamma^{\gamma^3}(P)$, а збурення, що діють усередині замкненого контура крену, зведені до його входу, використовуюючи правила перетворення структурних схем. Для аналізу динаміки контура управління кутом рискання будемо використовувати методи ЛАЧХ. Для цього отримаємо передаткову функцію розімкнутої системи (див. рис. 6.3), яка у загальному вигляді виражається так:

$$W_\psi(P) = W_{\gamma^3}^{\Delta\psi}(P) \cdot \Phi_\gamma^{\gamma^3}(P) \left(\frac{-g}{VP} \right) . \quad (6.26)$$

Передаточна функція розімкненого контура рискання літака при законі управління

$$\delta_3 = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\alpha x} \omega_x \quad (6.27)$$

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

має вигляд:

$$W_\psi(p) = \frac{K_\psi K_\gamma^3 g (VT_\gamma)^{-1}}{p(p^2 + a_1 p + a_0)}, \quad (6.28)$$

де $a_1 = (1 + K_\gamma K_\gamma^3) T_\gamma^{-1}$, $a_0 = K_\gamma K_\gamma^3 T_\gamma^{-1}$.

На рис. 6.4 зображена асимптотична ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції (6.28)

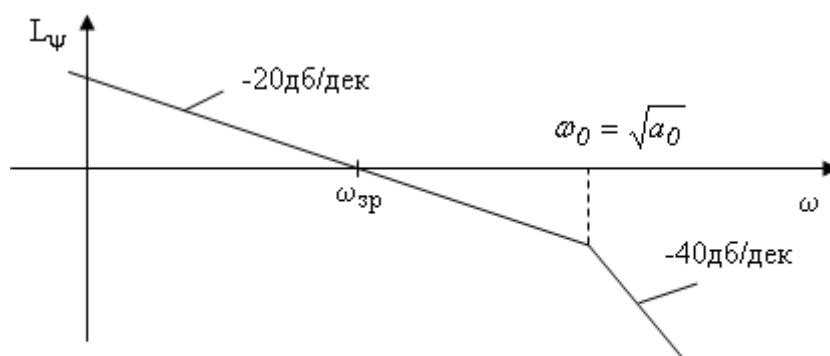


Рис 6.4 Асимптотична ЛАЧХ

Враховуючи, що в передаточній функції є одна інтегруюча ланка, не охоплена зворотнім зв'язком, для частоти зрізу отримаємо формулу:

$$\omega_{zp} = \frac{K_\psi K_\gamma^3 g (VT_\gamma)^{-1}}{K_\gamma K_\gamma^3 T_\gamma^{-1}} = \frac{K_\psi g}{K_\gamma V}. \quad (6.29)$$

З двох останніх співвідношень можна отримати передаточне число K_ψ .

$$K_\psi = \frac{K_\gamma V \omega_{zp}}{g}. \quad (6.30)$$

Частоту зрізу вибираємо з умови :

$$\omega_{3p} \leq 0,25\omega_0 = 0,25\sqrt{K_\gamma K_\gamma^\vartheta T_\gamma} = 0,194 .$$

$$K_\psi = \frac{K_\gamma V \omega_{3p}}{g} = \frac{0,81 \cdot 138,8 \cdot 0,194}{9,81} = 2,175 .$$

Передаточна функція замкненого контура керування рисканням визначається по формулі:

$$\Phi_{\psi^3}^{\psi^3}(p) = \frac{W_\psi(p)}{1 + W_\psi(p)} = \frac{K_\psi K_\gamma^\vartheta g (VT_\gamma)^{-1}}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}, \quad (6.31)$$

$$\text{де} \quad a_0 = K_\gamma K_\gamma^\vartheta g (VT_\gamma)^{-1}; \quad a_1 = K_\gamma K_\gamma^\vartheta T_\gamma^{-1};$$

$$a_2 = (1 + K_\gamma K_\gamma^\vartheta) T_\gamma^{-1} .$$

Оцінку стійкості замкненого контура можна провести за критерієм Вишнеградського на основі характеристичного рівняння. Коефіцієнти рівняння повинні бути позитивними, і для забезпечення стійкості повинна виконуватися нерівність $a_1 a_2 > a_0$. Після підстановки передаткових чисел у формули для коефіцієнтів отримуємо числову форму нашої нерівності: $1,289 > 0,116$, Тобто система є стійкою, і очікувана якість перехідних процесів задовільна, оскільки на частоті зрізу забезпечується нахил асимптотичної ЛАЧХ розімкненого контура, який складає -20 дБ/дек.

Розділ VII. ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ.

В ході досліджень було проведено аналіз контурів комбінованого управління. Експерименти з контурами управління здійснювалися шляхом використання моделювання динаміки польоту літака, враховуючи відповідні канали системи комбінованого управління та взаємодії льотчика при компенсаційному стеженні, впровадженому у середовищі програмування Delphi.

Delphi визначається як потужна система об'єктно-орієнтованого програмування (ООП), яка дозволяє створювати не лише окремі прикладні програми для Windows, але й складні комплекси, призначені для використання у корпоративних мережах та в Інтернеті. Можливості ООП в Delphi базуються на унікальних властивостях мови програмування Object Pascal. Інтеграція диференціальних рівнянь, що описують динаміку руху літака, виконується за допомогою сервісної підпрограми RKGS, яка використовує метод Рунге-Кута. Кожного кроку програма звертається до підпрограми FCT, що описує диференціальні рівняння у формі Коші, піддаючи їх інтегруванню. Перетворення числової інформації в графічний вихід забезпечується сервісними підпрограмами системи програмування Delphi.

7.1. Опис вхідних та вихідних даних

У вихідній інформації програми моделювання контурів комбінованого управління зазначені наступні елементи вхідних та вихідних даних:

Вхідні дані:

- Коефіцієнти математичної моделі літака.
- Коефіцієнти математичної моделі дій льотчика.
- Синтезовані параметри контуру комбінованого управління.
- Дискретні збурення, що впливають на літак.
- Випадкові шуми турбулентної атмосфери.

- Параметри інтегрування та візуалізації.

Вихідні дані:

- Параметри руху літака.
- Відхилення рульових поверхонь.
- Відхилення важеля керування.

Програма використовує введені дані для моделювання контурів комбінованого управління, визначаючи параметри руху літака та вплив дій льотчика на рульові поверхні. Вихідні результати надають інформацію про стан і поведінку літака в умовах впливу різних факторів, таких як збурення, турбулентність атмосфери та вхідні команди від льотчика.

7.2. Інтерфейс програми

Програма, що моделює динаміку контурів автоматичного управління польотом, розроблена в середовищі програмування Delphi для операційної системи Windows. Оскільки система Delphi наслідує функціональність Windows, вона ефективно взаємодіє з основними аспектами цієї операційної системи. Програми, створені на основі Delphi, володіють розширеним "windows-інтерфейсом" та управлінням, здійснюються з використанням миші в стандартний спосіб для Windows, використовуючи вбудовані елементи інтерфейсу, такі як кнопки, перемикачі та прапорці. Програми можуть включати додаткові панелі-вікна, які можна згорнути, розгорнути та закривати, а введення інформації в програму здійснюється через діалогові вікна.

Основною мовою програмування в Delphi є Object Pascal - об'єктно-орієнтований варіант мови Pascal, заснований на мові Turbo Pascal. Процедури для дослідження контурів автоматичного управління польотом описуються саме на цій мові.

Інтерфейс програми містить вікно, яке автоматично відображається після запуску. Основні компоненти вікна інтерфейсу показані на рисунку 7.1. Це вікно є стандартним вікном для операційної системи Windows і, відповідно, може бути розгорнутим на весь екран, згорнутим або закритим.

Робота з цим вікном виконується стандартними для Windows методами за допомогою кнопок у правій частині стрічки заголовку або через системне меню. Головну частину інтерфейсу займає панель графіків із вікном для відображення графіків перехідних процесів. Справа від цього вікна розташована група прапорців, що визначають параметри для побудови графіків перехідних процесів під час виконання певного етапу дослідження. Після завершення побудови графіків перехідних процесів, ця група прапорців зникає, а з'являється нова, і так далі. Перед кожним новим етапом можна змінити активацію певного прапорця. Табло у верхній частині панелі графіків показує номер рішення. По завершенні трьох етапів, вікно графіків може бути очищено за допомогою відповідної кнопки, або це може статися автоматично при наступних етапах, коли натискається кнопка "Старт".

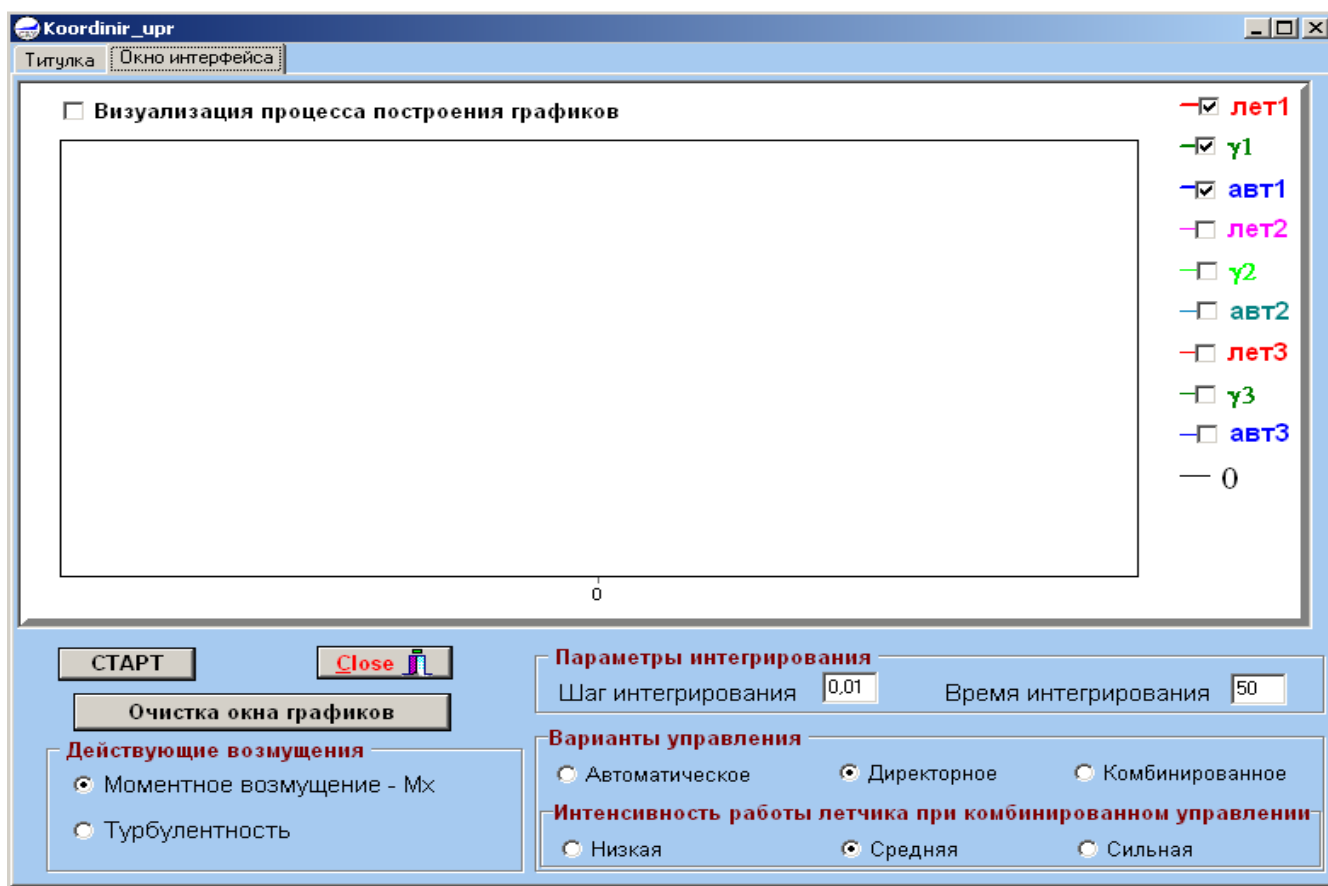


Рис 7.1 Интерфейс програми

Інтерфейс програми надає можливість виконувати наступні операції у діалоговому режимі:

- Вибирати варіанти управління: "Автоматичне", "Директорне" або "Комбіноване".
- Змінювати інтенсивність роботи льотчика при комбінованому управлінні.
- Змінювати параметри інтегрування, такі як час і крок інтегрування.
- Обирати збудуючі впливи, такі як моментні збурення або турбулентні вітрові збурення.
- Виводити графіки перехідних процесів обраних параметрів (до 3-х параметрів) та порівнювати їх з аналогічними результатами попередніх досліджень (до 3-х варіантів).

Програма дозволяє проводити до трьох рішень однієї задачі з варіаціями коефіцієнтів диференціальних рівнянь або усього файла вихідних даних, зберігаючи при цьому всі попередні результати рішення задач. Це забезпечує можливість здійснення порівняльного аналізу впливу різних вихідних даних на динаміку процесів управління.

Дві основні панелі інтерфейсу - "Діючі збурення" та "Варіанти управління" - завжди активовані і розташовані у нижній частині вікна інтерфейсу. За допомогою цих панелей реалізуються різноманітні варіанти досліджень контурів автоматизованого управління.

Для виходу з програми передбачена кнопка "Close", але програму можна закрити також стандартним для системи Windows способом - за допомогою кнопки "x" у правій частині заголовку вікна.

7.3. Опис блок-схеми програми

Блок-схема алгоритму – це діаграма, на якій зображено послідовність виконання комп'ютером визначених дій. Різноманітні геометричні фігури представляють на блок схемі різні типи процесів.

Блок – схема програми представлена на рис.7.2, а лістинг програми у пункті

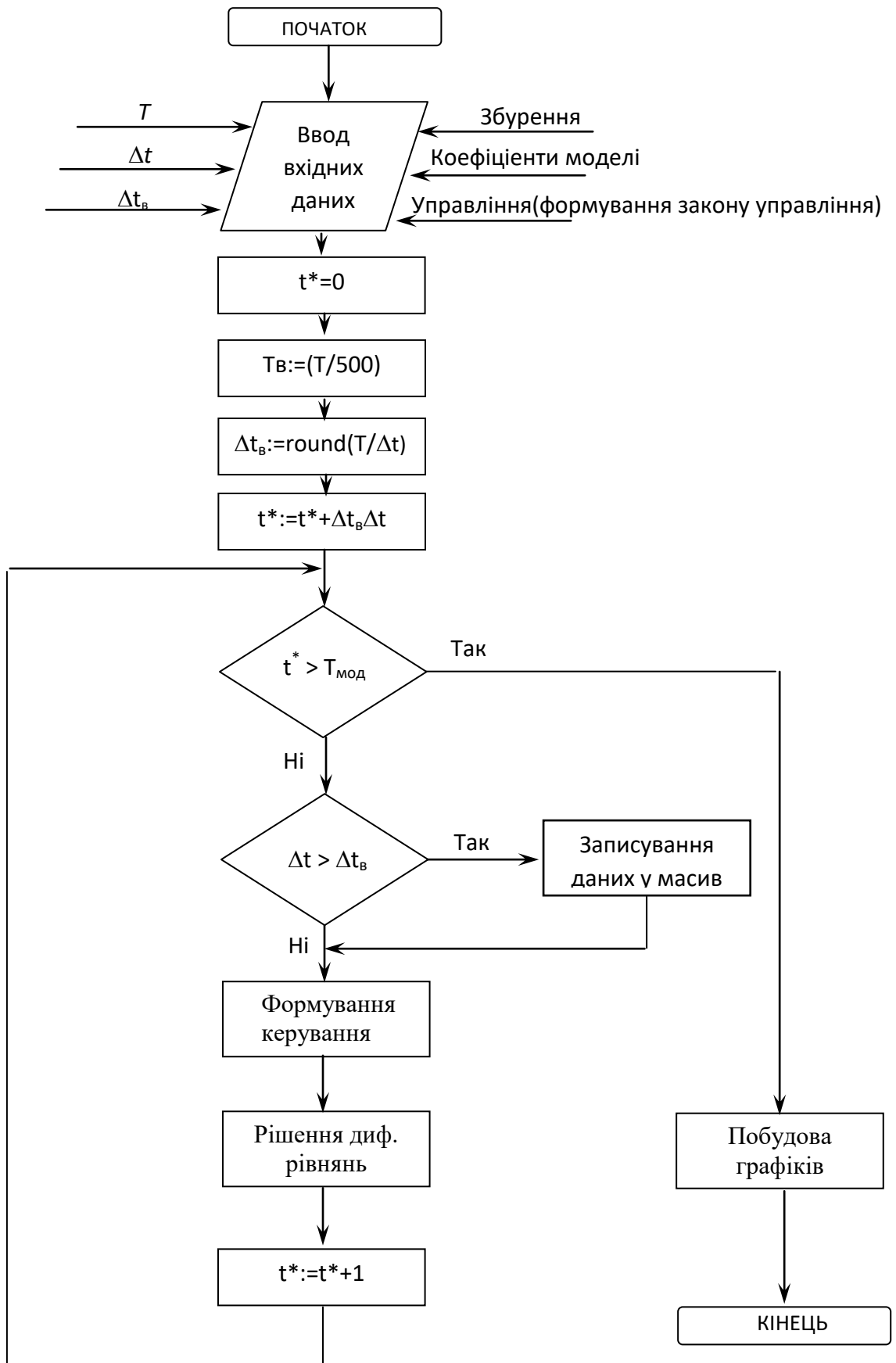


Рис. 7.2 Блок – схема програми

7.4. Дослідження систем автоматизованого управління при різних варіантах включенні пілота в контур управління.

При активації в закритому контурі управління пілота, постає важлива задача математичного опису його діяльності, тобто створення математичної моделі пілота. Незалежно від того, чи йдеться про ручне управління чи автоматизоване, в основі задачі пілота лежить компенсація розходження між поточним та заданим значенням параметра польоту. Таким чином, основною темою дослідження є математична модель пілота для компенсаційного стеження. У загальному випадку, ця модель є нелінійною, нестационарною та, іноді, навіть дискретною. Вона залежить від різноманітних факторів, таких як:

- Динаміка об'єкта управління;
- Рівень підготовки (тренуваності) пілота;
- Тип інформації, якою здійснюється управління;
- Складність задачі управління та інші фактори.

Компактну та безперервну стаціонарну лінійну модель пілота, яка пов'язує вхідний сигнал (помилку управління) ε та реакцію пілота у вигляді відхилення важеля керування x_n , можна виразити у вигляді передаточної функції.

$$W_{\varepsilon}(\delta) = \hat{e}_{\varepsilon} \cdot \hat{a}^{-\tau\delta} \frac{\hat{O}_1 \delta + 1}{(\hat{O}_2 \delta + 1)(\hat{O}_3 \delta + 1)} + \tilde{F}(p)$$

де T_1 - модулює форсові можливості льотчика;

T_2 - модулює інерційність нервово м'язової системи льотчика;

T_3 - модулює фільтруючі можливості льотчика;

$\tilde{F}(p)$ - модулює інтегрувальні можливості льотчика;

$e^{-\tau p}$ - модулює запізнення нервово м'язової системи льотчика.

7.4.1. Дослідження автоматизованого управління при польоті в турбулентній атмосфері.

У ході проведення досліджень здійснювалося порівняння процесів трьох різних варіантів автоматизованого управління: 1 варіант — директорне управління:

Директорне управління (1 варіант);

Комбіноване управління (2 варіант);

Автоматичне управління (3 варіант);

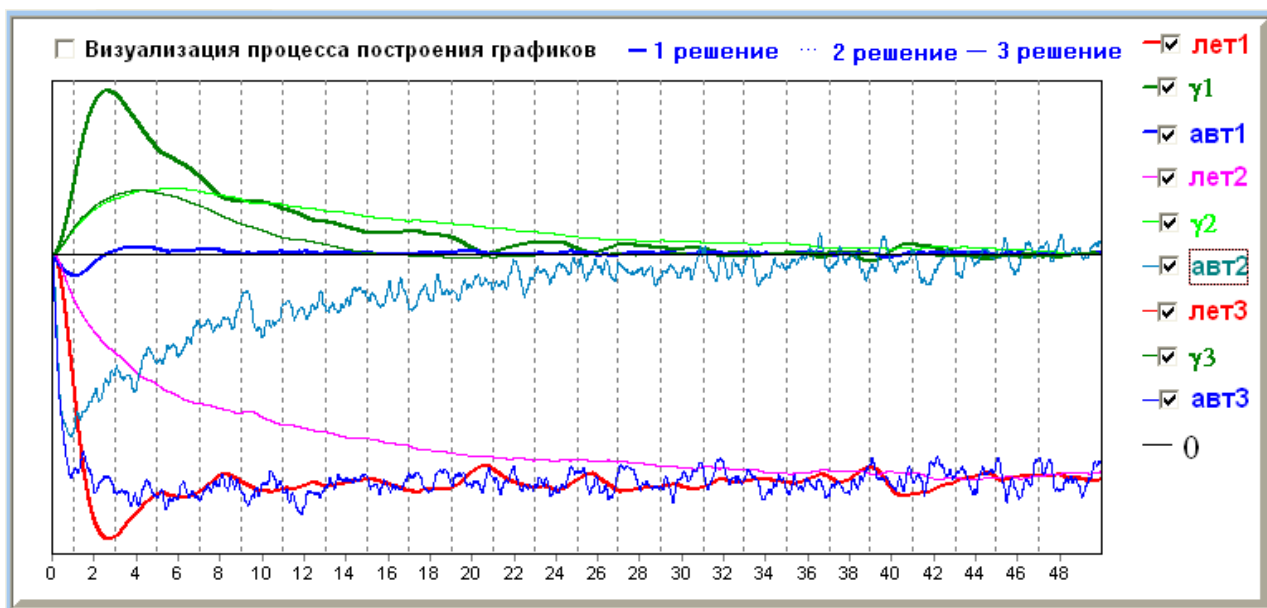


Рис. 7.3.1 Результати досліджень

Результати проведених досліджень, як вказано на рис. 7.3.1, вказують, що під час польоту в умовах вітрових збурень при директорному управлінні льотчик повинен вводити передбачуваний вплив та парірувати випадкові збурення. При цьому, у передаточній функції льотчика відзначається значне зростання ролі форсууючого ланцюга, а час фільтрації зменшується. Реакція на пориви вітру здійснюється рушійним апаратом, який працює в режимі демпфування, полегшуючи завдання льотчика та підвищуючи стійкість управлінського контуру. Однак, загалом, напруженість льотчика (інтенсивність його роботи) залишається високою при здійсненні управління.

У режимі комбінованого управління завдання льотчика значно спрощуються. Йому потрібно лише компенсувати статичні похибки управлінського контуру, в той час як автоматика взяла на себе весь обсяг роботи щодо

компенсації високочастотних збурень. Передатна функція льотчика наближується до аперіодичного ланцюга.

У випадку автоматичного управління спостерігається статична похибка, оскільки льотчик не втручається в процес управління.

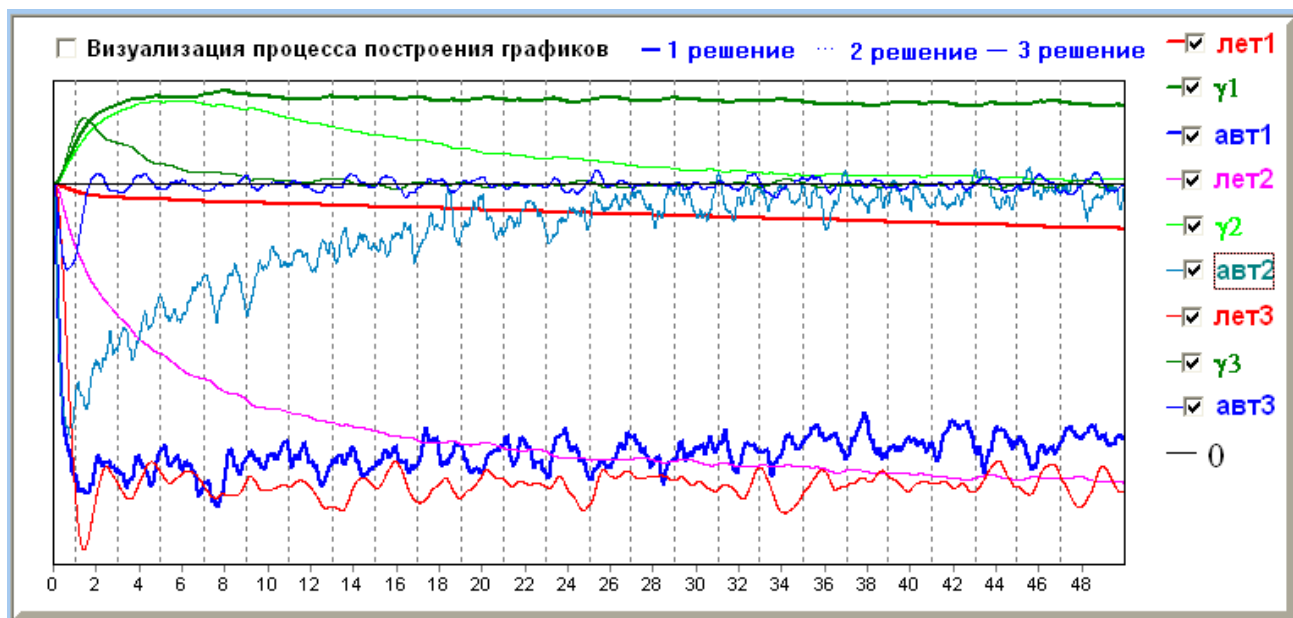


Рис 7.3.2 Результати досліджень льотчика при різних інтенсивностях втручання

- 1 варіант — низька інтенсивність;
- 2 варіант — середня інтенсивність;
- 3 варіант — висока інтенсивність;

В ході аналізу дії льотчика при різних рівнях інтенсивності втручання в процес управління (див. рис. 7.3.2), було виявлено, що зі збільшенням активності льотчика спостерігається зменшення активності контуру автоматичного управління. Ці дослідження свідчать, що інтенсивніше втручання льотчика у процес управління призводить до зменшення ефективності автоматичної системи. Ймовірно, висока активність льотчика може створювати конфлікти або дублювати функції автоматики, що призводить до втрати координації та ефективності в управлінському процесі. Такий аспект слід враховувати при визначенні оптимальних рівнів втручання льотчика для досягнення оптимальної працездатності та стабільності системи управління.

Розділ VIII. ЗАХИСТ НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

8.1. Загальна інформація про негативний вплив шуму і вібрації на навколишнє середовище і на людину

Шум та вібрація, становлячи невіддільну частину сучасного життя, приносять із собою негативні наслідки для навколишнього середовища та фізичного та психічного здоров'я людини. Дія цих факторів стає особливо актуальною проблемою в умовах зростаючого техногенного впливу на природу та міські території.

Шумове забруднення

Шум є одним із основних аспектів шкідливого впливу на довкілля. Від промислових комплексів та транспортних засобів до побутової техніки – джерела шуму важко уникнути. Шум має не тільки об'єктивний характер, але й суб'єктивний вплив на психічний стан людини. Постійний шум може викликати стрес, порушувати сон, а також призводити до проблем з концентрацією та зниження продуктивності.

Шум впливає на екосистеми, порушуючи нормальний ритм життя різних видів тварин та рослин. Наприклад, зміни в звуковому оточенні можуть впливати на міграцію птахів та розмноження морських ссавців. Це може веде до порушення екологічної рівноваги та зменшення біорізноманіття.

Вібраційний вплив:

Вібрації, виникаючи внаслідок рухомих механізмів чи інших джерел, також можуть негативно впливати на навколишнє середовище та життя людини. Наприклад, будівельні машини чи промислові установки можуть генерувати великі рівні вібрації, які мають потенційно шкідливий вплив на структури будівель, а також на здоров'я мешканців.

У природних екосистемах вібрації можуть викликати зрушення в ґрунті, що впливає на коріння рослин та мікроорганізми ґрунту. Це може

призвести до змін у рості та розвитку рослин, порушуючи екологічну стійкість.

Заходи щодо захисту

Для зменшення негативного впливу шуму та вібрації необхідно вживати комплекс заходів на різних рівнях – від індивідуальних підходів до глобальних стратегій. Це може включати розробку та впровадження технологій зменшення шуму, покращення міського планування, використання зелених зон та створення екологічних коридорів.

Наприклад, встановлення звукоізоляції на промислових об'єктах та транспортних засобах може значно знизити рівень шуму. Крім того, регулювання роботи джерел вібрацій та впровадження нових технологій будівництва можуть допомогти знизити вплив вібрацій на навколишнє середовище.

Важливо враховувати екологічний аспект в усіх галузях діяльності, забезпечуючи баланс між технологічним прогресом та збереженням природи. Тільки спільні зусилля суспільства, бізнесу та влади можуть сприяти створенню екологічно безпечного та здорового середовища для майбутніх поколінь.

8.2. Нормативні вимоги щодо захисту від негативного впливу шуму і вібрацій в авіації в Україні за стандартами ІКАО
Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) визначає стандарти та рекомендації для цивільної авіації, включаючи аспекти, пов'язані з негативним впливом шуму та вібрацій. Україна, як учасниця ІКАО, зобов'язана враховувати ці нормативи в своїх внутрішніх правилах та регулюваннях.

Шумові норми в авіації

ІКАО встановлює міжнародні стандарти щодо обмеження рівнів шуму, що видається літаками. Ці стандарти визначаються в "Анексі 16" до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. Україна зобов'язана адаптувати свої національні стандарти із шумової екології відповідно до цих міжнародних норм.

Вібрації в авіації

Щодо вібрацій, ІКАО може встановлювати рекомендації та стандарти, пов'язані з обмеженнями вібрацій, що виникають внаслідок експлуатації повітряних суден. Україна повинна узгоджувати свої національні стандарти з цими рекомендаціями та стандартами ІКАО для забезпечення безпеки та захисту навколишнього середовища.

Нормативні акти в Україні

Україна також розробляє свої національні нормативні акти та правила для регулювання шумового та вібраційного впливу в авіації. Наприклад, це може включати встановлення обмежень на максимальні рівні шуму для літаків, які експлуатуються в Україні.

Моніторинг та звітність

Україна може також встановлювати систему моніторингу для оцінки рівнів шуму та вібрацій в окремих авіаційних зонах та регіонах. Це дозволяє вчасно реагувати на можливі перевищення нормативів та вживати заходів для зменшення впливу на довкілля.

Забезпечення відповідності міжнародним та національним нормам в області шумового та вібраційного захисту є ключовим завданням для України, щоб забезпечити безпеку та сталість розвитку авіаційної галузі в контексті охорони навколишнього середовища.

8.3. Зменшення негативного впливу шуму та вібрацій в авіації — важливий аспект сталого розвитку, що вимагає комплексу заходів на різних етапах від літакобудування до експлуатації.

Нижче представлено кілька загальних та літакобудівницьких заходів

- Використання тихших двигунів:
- Розробка та використання новітніх та більш тихих двигунів, що відповідають високим стандартам екології.
- Застосування технологій, які зменшують викиди і покращують ефективність споживання пального.

Шумові та вібраційно-менш навантажені матеріали:

- Використання легких та міцних композитних матеріалів у конструкції літака для зменшення ваги та вібрацій.

- Розробка спеціальних матеріалів, які поглинають шум, замість його відбивання.
- Оптимізація конструкції літаків:
- Вдосконалення аеродинаміки та форми літака для зменшення вироблення шуму.
- Застосування передових технологій, таких як "winglets" та інші елементи, які зменшують опір повітря.

Розробка та використання тихих технологій при посадці та зльоті:

- Вдосконалення технологій системи посадки та зльоту для зменшення шуму від двигунів.
- Впровадження систем електромоторного тягового обладнання для маневрових операцій на землі, що допомагає зменшити шум та вібрації.
- Інноваційні системи зменшення шуму:
- Використання активних та пасивних систем зменшення шуму для компенсації шуму, що генерується двигунами.
- Розробка та впровадження систем, які аналізують та оптимізують роботу літака для мінімізації шумових ефектів.

Технології зменшення вібрацій:

- Використання систем активного управління вібраціями для компенсації вібрацій від рухомих частин літака.
- Впровадження амортизаційних систем та нових конструкцій, які зменшують передачу вібрацій на корпус літака.

Школа та навчання пілотів:

- Вдосконалення методів навчання та підвищення усвідомленості пілотів щодо ефективного керування режимами роботи двигунів для мінімізації шумового впливу.

Ці заходи взагалі та в літакобудуванні спрямовані на створення більш екологічно чистих та ефективних літаків, які забезпечують мінімальний негативний вплив на навколишнє середовище та здоров'я людей.

Розділ ІХ. ОХОРОНА ПРАЦІ

Вступ

У рамках дипломної роботи була створена новаторська система для дистанційного наведення конуса-приймача палива під час його дозаправлення у повітрі. У сучасному виробничому середовищі розробники, які займаються подібними системами, витрачають значну частину свого робочого часу, працюючи за комп'ютерами та користуючись необхідним програмним забезпеченням.

На робочих місцях користувачів ПК виникає ряд небезпечних та шкідливих факторів, таких як підвищений рівень шуму, невластиві мікрокліматичні умови, недостатнє освітлення, шкідливі речовини, випромінювання радіочастот та інші негативні аспекти. Робота з ПК також пов'язана із підвищеною напруженістю трудового процесу. Одним із хімічно небезпечних факторів є виникнення активних часток внаслідок іонізації повітря під час роботи комп'ютера. На щастя, біологічно шкідливі фактори в даному приміщенні відсутні.

Некоректна організація робочого простору призводить до загальної та локальної напруги м'язів шиї, тулуба та верхніх кінцівок, може сприяти появі сколіозу та розвитку остеохондрозу. Поглиблене розуміння цих проблем виявляється невід'ємним для забезпечення здоров'я та ефективності працівника в умовах високотехнологічного робочого середовища.

Опис приміщення

Обране приміщення для комп'ютерної лабораторії відзначається наступними геометричними характеристиками: ширина – 4 метри, довжина – 6.25 метри, площа – 25 квадратних метрів, висота стелі – 3,2 метри. Будівля та приміщення відповідають усім вимогам, зазначеним у [10]. Комп'ютерна лабораторія оснащена чотирма робочими місцями для розробників.

Об'єм виробничого приміщення для розробників та операторів відеотермінальних пристроїв на кожного працівника становить 19,5 кубічних

метрів, а площа приміщень – 6 квадратних метрів, з урахуванням максимально можливої кількості працівників в одну зміну.

План комп'ютерної лабораторії ілюстрований на рисунку 4.1.

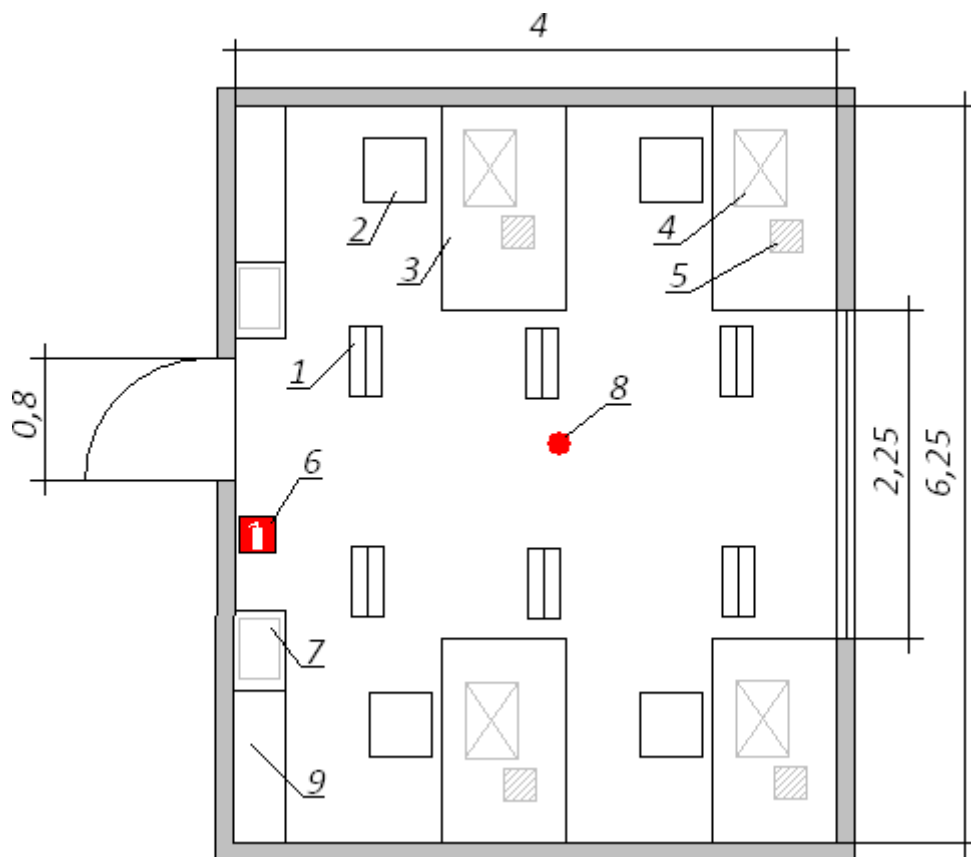


Рисунок 4.1 – План комп'ютерній лабораторії: 1 – світильник; 2 – стілець; 3 – стіл; 4 – персональний комп'ютер (ПК); 5 – телефон – факс; 6 – вогнегасник; 7 – багатофункціональний пристрій (БФП); 8 – протипожежні датчики; 9 – шафа

Основний виробничий процес у комп'ютерній лабораторії зосереджений на розробці алгоритмів, систем, технічної документації та написанні програмного забезпечення, що передбачає використання електронно-обчислювальних машин (ЕОМ).

У лабораторії розташовані чотири робочі місця, обладнані персональними комп'ютерами з рідкокристалічними дисплеями, кожне з яких приєднане до локальної мережі. Кожне робоче місце доповнено телефонно-факсимільним з'єднанням на столі. Крім того, в лабораторії розташовані два блоки безперебійного живлення (БФП). Для забезпечення освітлення

використовуються шість світильників, кожен з яких містить дві люмінесцентні лампи типу ЛБ-40-1.

Вікна комп'ютерної лабораторії мають старий вигляд. У приміщенні відсутня спеціальна система вентиляції та звукоізоляція. Все обладнання в лабораторії підключено до джерела живлення, що працює під напругою 220 Вольт. Це створює сприятливі умови для зручної та ефективної роботи команди розробників.

Напруженість праці користувача ПЕОМ

Оперативне вирішення завдань розробника зазнає великого зорового навантаження, що вимагає належного забезпечення освітлення. У поточному приміщенні достатньо природного освітлення, однак рівень штучного освітлення є недостатнім. Розробник, взаємодіючи з електронно-обчислювальними машинами (ЕОМ) та іншим офісним обладнанням, знаходиться під потенційним ризиком ураження електричним струмом. Оскільки трудова діяльність розробника пов'язана з тривалим перебуванням в приміщенні, створення відповідного мікроклімату стає ключовим фактором для забезпечення комфорту в комп'ютерній лабораторії.

Згідно із нормативними документами [11] та [12], вирізняються наступні шкідливі виробничі чинники, що впливають на працівника комп'ютерної лабораторії:

- Недостатнє штучне освітлення.
- Мікроклімат робочої зони: температура, відносна вологість, швидкість руху повітря.
- Підвищений рівень шуму на робочому місці.
- Небезпечна напруга в електричному ланцюзі.
- Підвищений рівень вібрації.

Подальший аналіз першої трійки шкідливих виробничих чинників, що впливають на розробника, включатиме якісне та кількісне обґрунтування. Крім того, будуть розроблені заходи з охорони праці для покращення умов праці розробника в комп'ютерній лабораторії.

Рівень штучного освітлення

Основним документом, що встановлює стандарти освітленості, є [13]. У комп'ютерній лабораторії розміщено шість світильників, кожен із них містить по дві люмінесцентні лампи ЛБ40-1, з живленням від електричної мережі 220 Вольт. Фактичний рівень освітленості в цьому робочому приміщенні становить лише $E=210-220$ Люкс.

Вид робіт, що виконує розробник, віднесено до категорії високоточних робіт з присвоєнням розряду III в. Згідно з нормами, нормативне значення загального освітлення робочого приміщення повинно знаходитися в межах $E=300-500$ Люкс. Таким чином, необхідно вжити заходів для підвищення рівня освітленості у приміщенні.

Освітлення на робочому місці розробника повинно бути достатнім для забезпечення комфорту та збереження зорового комфорту під час виконання роботи. Розрахунок освітленості робочого місця передбачає вибір системи освітлення, визначення кількості світильників, їхнього типу і розташування.

Згідно з обраною категорією зорових робіт, прийнято допустиме значення освітленості робочої поверхні $E=400$ Люкс. З метою покращення освітлення в комп'ютерній лабораторії планується використання світлодіодних ламп, зокрема LITWELL LED-T8S-120, світловий потік яких становить $\Phi_{л}=1500$ люмен. Розрахунок для вдосконаленого рівня штучного освітлення буде ретельно описано в пункті 4.3.4.

Мікроклімат робочої зони: температура, відносна вологість, швидкість руху повітря

Відповідно до [12], робота розробника за важкістю відноситься до легкої фізичної роботи категорії Ia. Норми мікроклімату в робочій зоні регламентуються основним документом [14].

У приміщеннях, де розміщені комп'ютери та офісна техніка, можливі істотні тепловиділення, що можуть призвести до підвищення температури та зниження відносної вологості. Санітарні норми визначають параметри мікроклімату, які забезпечують комфортні умови (див. табл. 4.1). Оптимальні

та допустимі значення параметрів мікроклімату згідно з [14] для приміщень порівняно з фактичними параметрами представлені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Оптимальні та допустимі параметри мікроклімату

Період року	Параметр мікроклімату	Значення		
		Оптимальне	Допустиме	Фактичне
Холодний	Температура повітря в приміщенні	21,0-23,4°C	23,5-25,4°C	16,1-18,0°C
	Відносна вологість	40-60%	75%	35%
	Швидкість руху повітря	0,1м/с	до 0,1м/с	0,1м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	21,0-23,4°C	23,5-25,4°C	26,7-27,4°C
	Відносна вологість	40-60%	55%	55%
	Швидкість руху повітря	0,1 м/с	0,2-0,1м/с	0,1м/с

Для забезпечення комфортних умов застосовують організаційні методи (раціональна організація робіт залежно від пори року і часу, чергування праці та відпочинку) та технічні засоби (вентиляція, кондиціонування повітря, система опалення).

Фактична вологість повітря у приміщенні в холодний період становить 35%, що виходить за межі допустимих значень. Тому в холодний період року використання зволожувачів повітря та додаткового опалення є необхідним.

Влітку для зниження температури рекомендується встановлення кондиціонера.

Рівень шуму на робочому місці

В комп'ютерній лабораторії підвищений рівень шуму, що виникає від чотирьох ПК, двох багатофункціональних пристроїв та гудіння пускового реле світильників. Фактичний рівень шуму становить 88-92 дБ, тоді як допустимий рівень звуку складає не більше 50 дБ. Методи вимірювання шуму та допустимі рівні звукового тиску у октавних смугах частот, а також еквівалентні рівні звуку на робочому місці регламентовані [15].

Шум погіршує умови праці та має шкідливий вплив на організм людини. Працівники, які працюють в умовах тривалого воздійснення шуму, можуть відчувати дратівливість, головні болі, запаморочення, зниження пам'яті, підвищену стомленість, втрату апетиту, болі у вухах тощо. Ці порушення можуть викликати негативні зміни в емоційному стані людини, включаючи стресові ситуації. Вплив шуму може також призводити до зниження концентрації уваги, порушень фізіологічних функцій та створювати стомленість через підвищені енергетичні витрати та нервово-психічну напругу.

Для зниження рівня шуму рекомендується впровадження додаткової звукоізоляції. У конструкціях перекриттів можуть використовуватися звукоізолюючі матеріали, такі як мати та плити із скляного та мінерального волокна, м'які плити з деревних стружок, картон, гума, утеплений лінолеум. Додатково, можна розглянути заміну вікон на звукоізолюючі, щоб подальше зменшити проникнення зовнішнього шуму в приміщення.

Пожежна безпека

У даному приміщенні знаходяться тверді горючі та важкозаймисті матеріали, тому воно відноситься до категорії В. Це обумовлено вимогою, що простори, де розташовані електронно-обчислювальні машини (ЕОМ), повинні мати не менше ніж II ступінь вогнестійкості. Для того, щоб ліквідувати можливі пожежі в офісних приміщеннях, рекомендується використовувати порошкові вогнегасники, оскільки вони є універсальними для більшості типів пожеж.

Всі заземлені конструкції в приміщеннях, де розташовані робочі місця, такі як батареї опалення, водопровідні труби, кабелі із заземленим відкритим екраном, повинні бути надійно захищені діелектричними щитками або сітками, щоб уникнути потрапляння працівника під напругу [22].

Основні причини загорання в будівлі можуть включати перевантаження обладнання, великі перехідні опори, несправність електроустаткування, коротке замикання, порушення протипожежного режиму.

З метою попередження пожеж або їх вчасного припинення приміщення повинно бути обладнано системою автоматичної пожежної сигналізації та мати не менше ніж 1 вогнегасник ВП-5 із зарядом вогнегасної речовини 8-12 кг відповідно до чинного законодавства України. Проходи до засобів пожежогасіння повинні бути вільними.

Розрахунок для покращення рівня штучного освітлення

Для покращення освітлення в комп'ютерній лабораторії планується використовувати світлодіодні лампи, зокрема модель LITWELL LED-T8S-120, яка має світловий потік $\Phi_{л}=1500\text{лм}$.

Згідно з обраним класом зорових робіт, прийнято допустиме значення освітленості робочої поверхні $E = 400 \text{ лк}$.

Для розрахунку кількості потрібних світильників використовуємо метод світлового потоку, визначаючи світловий потік, який падає на поверхню, за допомогою формули 4.1:

$$F = \frac{EkSZ}{\eta} \quad (4.1)$$

де F - світловий потік, Лм;

E - нормована оптимальна освітленість, Лк, $E=400 \text{ Лк}$;

S - площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку $S = 25 \text{ м}^2$);

Z - коефіцієнт мінімальної освітленості, характеризує нерівномірність освітлення. Приймається при найвигіднішому розташуванні світильників, коли світловий потік використовується для освітлення робочої зони найбільш раціонально, ($Z = 1.1$);

Коефіцієнт запасу k враховує зменшення світлового потоку лампи внаслідок забруднення світильників під час експлуатації; у нашому випадку його значення визначається по таблиці коефіцієнтів запасу для різних приміщень, і встановлено $k = 1.2$.

Коефіцієнт використання світлового потоку від світильника позначено як η , і він вказує, яка частина світлового потоку лампи досягає освітлюваної

поверхні, враховуючи відбиття світлового потоку від стін, стелі та робочої поверхні.

Висновки по охороні праці

Аналіз робочих умов у розглянутому приміщенні вказує на відповідність вимогам, оскільки площа та об'єм перевищують нормативні значення, а рівні шуму, вібрації і рівень газів у повітрі залишаються в межах нормативів.

Вибрані світлодіодні світильники, які мають тривалий строк служби у 50 тисяч годин, виявляються ефективнішими, ніж традиційні люмінесцентні лампи зі строком служби від 10 до 20 тисяч годин, особливо при регулярних вимикачах. Світлодіоди також економлять енергію на 44%, мають високу стійкість до ударів, вони не містять токсичних речовин і не потребують спеціального утилізаційного оброблення. Застосування світлодіодів забезпечить оптимальні умови для роботи інженера-розробника, а також знизить температуру нагрівання, підвищуючи рівень пожежної безпеки.

Вологість повітря в приміщенні під час холодного періоду залишається на рівні 35%, що не входить у діапазон допустимих значень. У зимовий період слід використовувати зволожувачі та додаткове опалення для підтримання оптимального рівня вологості та температури.

Для контролю за температурою в літній період рекомендується розглянути можливість встановлення кондиціонера.

ВИСНОВКИ

- Проведений аналіз існуючих систем автоматичного управління літаками показав необхідність допрацювання існуючих систем штурвального управління зокрема, такої системи як АБСУ-154.
- Проведений докладний аналіз систем автоматичного управління літаками призвів до вибору системи комбінованого управління з вібротактильною командною індикацією як оптимального варіанту.
- Для обраної системи комбінованого управління розроблено алгоритм взаємодії пілота та системи комбінованого управління, що оптимізує функціонування пілота в контурі управління.
- Проведено доопрацювання блоку комбінованого управління СТУ-154-2 для АБСУ-154, забезпечуючи оптимальну працездатність системи.
- Внесені зміни в структурну схему траекторного управління, включаючи Блок Логіки, що відрізняється від існуючого підходу.
- Під час дослідження отриманої системи було виявлено, що:
 - Система забезпечує автономне керування літаком у відсутності дій пілота або його недієздатності.
 - Система допомагає пілоту управляти літаком, оптимізуючи його втручання в управління.
 - При активній участі пілота у керуванні літаком проти дій системи, остання автоматично вимикається.

Ці висновки підкреслюють ефективність та гнучкість системи комбінованого управління АБСУ-154 у різних сценаріях використання.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Синєглазов В.М. Філяшкін М.К.* Автоматизовані системи управління повітряних суден. – Вид-во К.: НАУ, 2003, 502 с.
2. *Рогожин В.А., Синєглазов В.М. Філяшкін М.К.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден”.– К.: Вид-во НАУ, 2004.
3. *Рогожин В.А., Черных Ю. А.* Пилотажно-навигационные комплексы. – К.: КВВАИУ, 1990. 282 с.
4. *Льїн О.Ю. Філяшкін М.К.* Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: КІ ВПС,1999. 336 с.
5. *Бимбас В.А., Блохин Л.Н.* “Основы инерциальной навигации.” Учебное пособие – К.: Вид-во, КИИГА, 1990.
6. *Асланян А. Э.* Система автоматического управления полетом летательных аппаратов. - Киевское высшее военное училище авиационное инженерное училище, 1984. Ч. 1
7. «Будинки і споруди. Будинки адміністративного та побутового призначення». ДБН В.2.2-28:2010. [Електронний ресурс]: ДБН В.2.2-28:2010. Режим доступу: <http://document.ua/budinki-i-sporudi.-budinki-administrativnogo-tarobutovogo-p-nor19583.html>. – Дата доступу : 10.04.2015.
8. ССБТ «Небезпечні і шкідливі виробничі фактори. Класифікація». ДСТУ 12.0.003-74*. [Електронний ресурс]: ДСТУ 12.0.003-74*. – М., 1980 – Режим доступу: <http://www.budinfo.org.ua/doc/1810987.jsp>. – Дата доступу: 15.04.2015.
9. «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу». Наказ Міністерства охорони здоров'я України 08 квітня 2014 року N 248–. [Електронний ресурс] : – Режим доступу: <http://golovbukh.ua/regulations/2340/2592/2593/332659/> – Дата доступу : 20.04.2015.
10. «Державні будівельні норми. Природне та штучне освітлення». ДБН В 2.5.28- 2006. [Електронний ресурс]: ДБН В 2.5.28-2006. – Режим доступу:

<http://www.info-build.com.ua/normativ/detail.php?ID=45079>. – Дата доступу: 25.04.2015.

11. «Державні санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень». ДСН 3.3.6.042-99. [Електронний ресурс]: ДСН 3.3.6.042-99.– Режим доступу: <http://mozdocs.kiev.ua/view.php?id=1972>. – Дата доступу: 1.05.2015.

12. «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку». ДСН 3.3.6.037-99. [Електронний ресурс]: ДСН 3.3.6.037-99. – Режим доступу : <http://document.ua/sanitarni-normi-virobnichogoshumu-ultrazvuku-ta-infrazvuku-por4878.html> – Дата доступу : 7.05.2015 22. Природнє і штучне освітлення : ДБН В.2.5-28:2015 – [Чинний від 2015-01-01]. – К. : Міністерство будівництва, архітектури та житловокомунального господарства України, 2015. – 171 с. – (Національні стандарти України).

13. Охорона праці в офісі. Вимоги до робочого місця офісного працівника 13 – [Електронний ресурс] . - Режим доступу: <http://gc.ua/businessnews/oxoronapraci-v-ofisi-vimogi-do-robochogo-miscya-ofisnogo-pracivnika/>

14. Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень : ДСН 3.3.6.042-99. – [Чинний від 2000-01-01]. – К. : МОЗ України, 2000. – 42 с. – (Національні стандарти України).