МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____Юрій МЕЛЬНИК

“_____”_____ 2023р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

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

Тема: Оптимальна система стабілізації висоти польоту екраноплана _

_____

Виконавець: Якимчук Дмитро Юрійович _

Керівник: Білак Наталія Василівна _

Нормоконтролер: Дивнич Микола Полікарпович _

Консультант з «Охорони праці»: Козлітін Олексій Олександрович _

Консультант з «Охорони навколишнього середовища»:

Ольховик Юрій Олександрович _

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра аерокосмічних систем управління
Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____Юрій МЕЛЬНИК
«_____»_____20__ р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Якимчука Дмитра Юрійовича
(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема кваліфікаційної роботи: Оптимальна система стабілізації висоти польоту екраноплана
затверджена наказом ректора від «15» вересня 2023 р.
№1810/ст
2. Термін виконання роботи: з 02.10.2023р. по 15.12.2023р.
3. Вихідні дані до роботи: рівняння динаміки поздовжнього руху екраноплану, аеродинамічні та конструктивні параметри екраноплану
4. Зміст пояснювальної записки:вступ, інформація про екраноплан, його типи, основні особливості, стабілізація висоти польоту екраноплана, алгоритм синтезу оптимальної системи стабілізації та аналізу якості роботи системи, синтез оптимальної системи стабілізації висоти польоту екраноплана та аналіз якості роботи системи, висновок по роботі.

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації:
Графічні результати з середовища матлаб, рисунки, таблиці.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Розділ 1.Екраноплан як літальний апарат: типи, основні особливості, математична модель	02.10.23 – 23.10.23	
2	Розділ 2.Розв’язок задачі Коші числовими методами та аналіз стійкості системи за критерієм Раусса-Гурвіці	23.10.23 – 13.11.23	
3	Розділ3.Реалізація задачі Коші та дослідження стійкості екраноплана В типу	13.11.23 – 24.11.23	
4	Розділ 4 Охорона навколишнього середовища	24.11.23 – 04.12.23	
5	Розділ 5 Охорона праці	04.12.23 – 11.12.23	

7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін Олексій Олександрович		
Охорона навколишнього середовища	Ольховик Юрій Олександрович		

8. Дата видачі завдання: «02» жовтня 2023 р.

Керівник кваліфікаційної роботи

_____

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи **“**Оптимальна система стабілізації висоти польоту екраноплана**”.**

40 рисунків, 4 таблиці, 15 джерел.

Мета роботи: розробка оптимальної системи управління поздовжнім рухом екраноплана за допомогою стабілізації висоти польоту, шляхом синтезу структури оптимального регулятора для каналу управління висотою у частотній області за алгоритмом Вінера-Колмагорова, а також розрахунок показника якості роботи розробленої оптимальної системи та порівняння його з показником якості класичної системи управління висотою польоту.

Об’єкт дослідження: малогабаритний екраноплан В типу.

Предмет дослідження: синтез оптимальної системи стабілізації висоти екраноплану.

Методи дослідження: дослідження ґрунтується на методі Крамера для визначення передавальної функції управління, алгоритм спектрального синтезу оптимального регулятора методом Вінера-Колмагорова в частотній області та алгоритмі розрахунку показника якості роботи оптимальної системи управління.

Короткий опис:

У першому розділі було розглянуто екраноплан, як літальний апарат,його переваги та недоліки, сфери його використання, було описано на які види за можливістю використання екранного ефекту він ділиться,розглянуто деякі зразки та їх льотно-технічні дані також було розглянуто стабілізацію висоти польоту екраноплана, математичну модель поздовжнього руху екраноплана, передатну функція по висоті та структурну схему.

У другому розділі йшла мова про синтез оптимальної системи стабілізації стійкого об’єкту при ідеальних вимірюваннях його вихідних координат і випадкових впливах та алгоритм аналізу якості системи стабілізації при випадкових впливах.

У третьому розділі було: описано об’єкт дослідження та динаміка його поздовжнього руху, розраховано передавальних функцій з системи рівнянь поздовжнього руху методом Крамера, синтезовано оптимальний регулятор та його застосування у каналі висоти екраноплана та проведено аналіз якості оптимальної системи управління висотою польоту екраноплана та порівняно з показником якості системи без регулятора.

Ключові слова:ЕКРАНОПЛАН, ЕКРАННИЙ ЕФЕКТ, МЕТОД КРАМЕРА,СПЕКТРАЛЬНИЙ МЕТОД СИНТЕЗУ,СЕРЕДНЬОКВАДРАТИЧНА ПОМИЛКА СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ, ОПТИМАЛЬНИЙ РЕГУЛЯТОР, АНАЛІЗ ЯКОСТІ.

ЗМІСТ

ВСТУП

Актуальність теми дослідження. На сьогоднішній день існує велика необхідність модернізації транспортних систем, зумовлена пошуком компромісу між швидкістю та енергозатратністю пересування як на малі відстані, наприклад як по території окремої країни, так і на великі – між точками призначення по всій земній кулі. Екраноплани, як транспортні засоби, вже давно не є інновацією, проте досі не введені в широку експлуатацію, насамперед через специфічність умов їх використання та недостатню кількість практичних досліджень. Тому дослідження та вдосконалення систем управління рухом таких літальних апаратів вважається одною з найбільш актуальних тем, якою цікавляться конструкторські бюро авіаційних компаній в багатьох країнах сучасного світу.

Транспортні системи на базі екранопланів можуть формуватися для різних призначень, де потрібна висока швидкість доставки вантажів і пасажирів. Проте, в розрізі будь-якого з можливих типів перевезень на базі екранопланів, безпека пересування такого повітряного судна відіграє найважливішу роль.

Система управління поздовжнім рухом екраноплана має значно складнішу будову, ніж аналогічна система для звичайного літака. Це зумовлено особливостями його конструктивної реалізації, типу компонувальної схеми, складністю керування та особливостями екранного ефекту. Через це дослідження принципу будови та ефективності функціонування системи управління поздовжнім рухом екраноплана є вкрай актуальним.

В цій дипломній роботі проведено дослідження та розробку системи управління поздовжнім рухом екраноплана, який має класичну літакоподібну форму, що найчастіше зустрічається серед літальних апаратів такого типу.

Метою даної роботи є розробка оптимальної системи управління поздовжнім рухом екраноплана за допомогою стабілізації висоти польоту, шляхом синтезу структури оптимального регулятора для каналу управління висотою у частотній області за алгоритмом Вінера-Колмагорова, а також

розрахунок показника якості роботи розробленої оптимальної системи та порівняння його з показником якості класичної системи управління висотою польоту.

Об’єктом дослідження є малогабаритний екраноплан В типу.

Предметом дослідження **:** синтез оптимальної системи стабілізації висоти екраноплану.

Методологічна база дослідження ґрунтується на методі Крамера для визначення передавальної функції управління, алгоритмі синтезу оптимального регулятора Вінера-Колмагорова в частотній області та алгоритмі розрахунку показника якості роботи оптимальної системи управління.

Практична новизна отриманих результатів полягає у застосуванні вищевказаних методів для дослідження часткового руху екраноплана.

1 ЕКРАНОПЛАН ЯК ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, ЗАДАЧА СТАБІЛІЗАЦІЇ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ ТА МОДЕЛЬ ПОЗДОВЖНЬОГО РУХУ

Стабілізація висоти – сукупність дій органів управління ЛА, спрямованих на витримку режиму горизонтального польоту в чітко заданих межах. Основним режимом руху екраноплана є політ в безпосередній близькості від поверхні води на відносних висотах від 0.1 до 1 метра – в межах дії екранного ефекту, що зумовлює проблеми стійкості польоту та складність керування таким повітряним судном. Тому стабілізація висоти польоту є однією з найважливіших функцій роботи системи управління рухом екраноплана.

1.1 Визначення екраноплана

Екраноплан — високошвидкісний транспортний засіб, апарат, який летить у межах зони дії аеродинамічного екрану, відповідно на відносно низькій (до кількох метрів) висоті над поверхнею води, землі, або поверхнею вкритою снігом або льодом. При рівних масі та швидкості, площа крила екраноплана набагато менша, ніж у літака. Відповідно до класифікації Міжнародної морської організації належать до морських суден. Відповідно до офіційної радянської класифікації «Судно на динамічній повітряній подушці» [9].

Екраноплани можуть використовуватись на багатьох різних маршрутах, у тому числі і таких, які недоступні для звичайних суден.

Завдяки високим гідроаеродинамічним якостям та більш підвищеній мореплавності, ніж у інших швидкісних суден, екраноплани завжди мають високі амфібійні характеристики.

На додаток до можливості рухатись над водою, екраноплани також спроможні як рухатись над твердими поверхнями (земля, сніг, лід) так і базуватись на них. Екраноплан, таким чином, поєднує найкращі якості судна та літака.

До середини 1990-х років точної класифікації цих літальних апаратів – екраноплан чи екраноліт – не існувало, оскільки їм не був потрібний сертифікат льотної придатності. Створювалися такі машини для експериментів і у військових цілях, комерційних та пасажирських рейсів вони не виконували.

Наприкінці XX століття з'явився Кодекс безпеки для екранопланів, затверджений Міжнародною морською організацією (ММО). Відповідно до Кодексу, всі апарати, що використовують екранний ефект, діляться на три типи.

Тип А - судно, яке сертифіковане для експлуатації тільки всередині зони дії «екранного ефекту». Такі судна у всіх режимах експлуатації підкоряються морським вимогам;

Тип В - судно, яке сертифіковане короткочасно і на обмежену величину збільшувати висоту польоту за межі дії «екранного ефекту», але на відстань від поверхні, що не перевищує 150 м (для перельоту через інше судно, перешкода чи інших цілей). Також підпорядковується морським вимогам. Максимальна висота такого «перельоту» повинна бути менше, ніж мінімальна безпечна висота польоту повітряного судна за вимогами авіаторів (над морем - 150 м);

Тип С – судно, сертифіковане для експлуатації поза зоною дії «екранного ефекту» при висоті, що перевершує 150 м. Підпорядковується морським вимогам у всіх режимах експлуатації, крім «літакового». У «літаковому» режимі безпека забезпечується тільки авіаційними вимогами, з урахуванням особливостей екранопланів.

1.2Типи екранопланів за призначенням, історія розвитку екранопланів та їх приклади.

У 1920-ті роки під час випробувань літаків з крилом, прикріпленим до нижньої частини фюзеляжу (тип низькоплан), конструктори помітили, що підйомна сила крила при посадці дещо збільшується і в результаті машина продовжує летіти над полем, ніби не бажаючи сідати. Подібний ефект навіть часом призводив до аварій. Центр тиску крила (точка прикладання підйомної сили) у цьому випадку переміщається до його задньої кромки, і літак може перекинутися [1].

Подальші дослідження показали, що між крилом літака та поверхнею землі повітря стискається та стає щільнішим. Так виникає додаткова підйомна сила, яка підтримує апарат у повітрі. Відкрите явище назвали екранним ефектом. Екраном була поверхня землі чи води.

Почалася розробка літального апарату, який використовує екранний ефект. Такі машини надалі назвали екранопланами – здавалися дуже вигідними. Логіка проста: чим менша висота польоту, тим суттєвіший вплив екрана і, отже, вище здатність крила, що несе. В результаті для екраноплана потрібні двигуни в два-три рази менш потужні, ніж для літака тієї ж вантажопідйомності. Досить важкий літальний апарат досить оснастити звичайним автомобільним двигуном.

Над екранопланами працювали відомі авіаконструктори Г.П. Берієв, Р.Л. Бартіні. Але найбільших успіхів досяг Ростислав Євгенович Алексєєв. Він ж задумав створювати екраноплани наприкінці 1950-х років. Перший 3-тонний екраноплан з’явився в 1961 році, мав пару несучих крил. Але, дослідивши таку схему на кількох моделях, конструктор відмовився від неї та вибрав іншу – апарат з одним крилом малого подовження».

Алексєєва майже відразу зробив крок до будівництва машини багатотонної - "Каспійського монстра". Свій перший політ найбільший у світі екраноплан КМ («Корабль-макет»), зі злітною масою 540 тонн та максимальною швидкістю польоту 500 кілометрів на годину, здійснив у 1966 році. КМ мав десять

турбореактивних двигунів ВД-7 із максимальною тягою 13 тс кожен. У 1970-х роках це був найбільший у світі літальний апарат.

Перший серійний літаючий корабель, що увійшов до складу Каспійської флотилії, названий Орлятком, призначався для проведення десантних операцій. «Орлятко» створено в 1979 році. Його швидкість – 375 кілометрів на годину; дальність – 200 кілометрів. Екіпаж екраноплану – шестеро людей, а корисне навантаження складає сорок тонн. А невдовзі до Каспійська було доставлено і його «родич» – «Лунь», на борту якого розміщувалося шість ракетних комплексів «Москіт» середнього радіусу дії.

Радянські бойові екраноплани, озброєні керованими ракетами «Москіт», могли потопити будь-яке за водотоннажністю судно, аж до величезного авіаносця. При цьому виявити, зокрема, екраноплан «Лунь» за допомогою існуючих на той час радіолокаційних засобів, не представлялося можливим. Екраноплан рухався з величезною швидкістю на малій висоті, безпосередньо над водною поверхнею. Цей вид транспорту є, поряд з авіацією і флотом, третім видом транспорту. Спочатку його хотіли використати як військовий транспорт. Зокрема, спостерігаючи за випробуванням першого радянського екраноплану Р. Алексєєва «Каспійський монстр», США визначили: «Гігантська радянська експериментальна крилата машина, що використовує вплив близькості землі, з розмахом крил 40 м, довжиною 90 м, проходить випробування у Каспійському морі. Вони розпочалися в 1965 році. Апарат, для якого оптимальна висота руху від 4 до 14 м над поверхнею, має потенційну швидкість 560 км/год. Мабуть, апарат зможе працювати в арктичних умовах». Проте вже у 1992 р. екраноплани вирішили перепрофілювати під мирні цілі. Принаймні, найбільший потенціал вони матимуть при ліквідації надзвичайних ситуацій на морі. Зокрема, передбачається, рятувальні операції екраноплан зможе вести навіть при ураганному вітрі 40 м/сек і при хвилі у 5 м. Проте державна програма розвитку екранопланів так досі й не реалізована, хоча в рамках бізнес-проектів екраноплани будуються. На нашу

думку, така державна позиція, перш за все, визначається неготовністю бюрократії визначити: чим є екраноплан – кораблем чи літаком [2].

У США, ФРН, Японії та Китаї починаючи з 1960-х років було спроектовано та побудовано кілька легких експериментальних екранопланів. Створення експерементального екраноплану А.А.Ліппішом, Collins X-112 Aerofoil Boat було розпочато в США 1960-х роках. А перший успішний політ відбувся в 1964 році. Згодом в ФРН за базі Х-112 було створено більший аппарат такого ж типу Х-113. В 1970 екраноплан провів свій перший успішний виліт[3].

Основні компоненти, з яких складається екраноплан, такі[15]:

- Корпус або фюзеляж, з нижніми площинами планування та плавучістю
- Основне підйомне крило з низьким співвідношенням сторін і високою формою вигину або або два здвоєних підйомних крила у випадку деяких конструкцій малих суден
- Хвостове кільце великої площі для поздовжньої стійкості
- Горизонтальний стабілізатор великої площі з високим кріпленням
- Торцеві панелі до основного крила, які також мають площини планування та плавучості
- Опціональні подовжувальні крила з двогранним виходом за межі торцевих пластин, для покращеної стійкості по крену
- Двигуни та повітряні гвинти або турбовентилятори, встановлені над головним крилом або на хвостовому оперенні
- Підйомні та рушійні двигуни, а також канальні гвинти або турбовентилятори, встановлені в передній частині головного крила

Ці компоненти були дуже різноманітними, оскільки наступні покоління екранопланів розроблялися з 1970-х років до теперішнього часу в пошуках мінімізації лобового опору і злітної потужності, а пізніше - для покращення керованості та стабільності екраноплану на високій швидкості.

Порівняння технічних характеристик СПП і екраноплану [5]. На перший погляд екраноплан і судно на повітряній подушці два абсолютно різних види транспорту, але їх поєднує принцип дії: у першому випадку екранний ефект, що створює так звану повітряну подушку, а в другому випадку лежить сама повітряна подушка, яка створюється не за рахунок екрану, як у випадку екраноплана, а за рахунок стисненого повітря. Коли ми з'ясували, що в них спільне, порівняємо їх робочі характеристики. Для цього ми обрали два військових судна: ракетний корабель – екраноплан проекту 903 «Лунь» та десантний корабель проекту 12322 «Зубр».

Таблиця 1.1

Характеристика	Ракетний корабельекраноплан проекту 903 «Лунь»	Десантний корабель проекту 12322 «Зубр»
Довжина	73,8	57,3
Висота	19,2	21,9
Двигун	НК - 87	ДП71
Швидкість ходу	500км/год	111 км/год
Дальність плавання	2000км	555,6 км
Екіпаж	10 чол	27 чол
Потужність	8 × 127 486 Вт	5 × 7354987.5 Вт
Додаткове навантажувальне обладнання	4000 кг	3500 кг

Переваги екранопланів:

- Велика швидкість (до 55–65 км/год, а серійні екраноплани мають швидкість 400 км/год).
- Навіть з урахуванням меншої вантажопідйомності, інтегральний показник транспортної ефективності екранопланів (вартість перевезення одиниці вантажу на кілометр) мінімум втричі вище ніж у кораблів;
- Малу інфраструктура (не потрібні ні традиційні пірси, ні аеродроми), що дозволяє зменшити експлуатаційні витрати. В результаті цього транспортна ефективність екранопланів потенційно перевершує ефективність літаків в 1,5 – 2 рази;
- Висока надійність і безпечність, порівняно з іншими видами транспорту. Також вони можуть працювати в будь–який час року, незалежно від погоди.

Переваги СПП:

- Порівняно висока швидкість перевезень (100 км/год);
- Через свою будову судна на повітряній подушці можуть не зупиняться біля берега, а проходити далі, і навіть долати п’яти відсотковий нахил;
- Можуть використовуватись на мілководді, у забруднених і арктичних водах.

Недоліки екранопланів:

- Екраноплан прив’язаний до поверхні. Він не може летіти над нерівною поверхнею;
- Хоч політ «на екрані» і пов’язаний з меншими енергетичними затратами, однак процедура старту вимагає більшої затрати енергії аніж, наприклад, у літака;
- Низька маневреність.

Недоліки СПП:

- Необхідна велика потужність, що витрачається на підняття та підтримання судна у повітрі;
- Великі витрати на обслуговування судна.

З наведених раніше досліджень чітко видно, що екраноплани в цілому переважають судна на повітряній подушці. Проблема екранопланів в тому, що вони можуть рухатися тільки над рівною, гладкою поверхнею, але неможливо не виділити їх переваг над СПП. Екраноплани можуть набирати більшу швидкість, для забезпечення управління та технічної підготовки цього транспорту необхідно в два рази менше людей, аніж на СПП. І це не всі досягнення екранопланів над суднами на повітряній подушці. Перші можуть долати відстані до двох тисяч кілометрів, коли СПП тільки пів тисячі. Це великий стрибок між ними, який неможливо не враховувати. Також для судна на повітряній подушці треба достатньо складна інфраструктура, що буде віддзеркалюватися на вартості перевезень вантажів чи пасажирів. Екраноплани навпаки потребують малу інфраструктуру (не потрібні ні традиційні пірси, ні аеродроми), а це дозволяє зменшити експлуатаційні витрати.

США в 2000-х роках розробляли проект екраноплану який міг би бути найбільшим птахом в історії авіації. Перевершуючи всіх попередніх літаючих гігантів, Pelican (рис1.1), концепт вантажного літака великої місткості, який зараз вивчає Boeing Phantom Works, мав би довжину більше, ніж футбольне поле в США, і мав би розмах крил 152 м і площу крила більше ніж акр. Він мав би майже вдвічі більші зовнішні розміри, ніж нині найбільший літак у світі, український Ан-225, і міг би перевозити в п’ять разів більше корисного навантаження, до 1400 тонн вантажу[8].

Розроблений головним чином для трансокеанських перевезень на далекі відстані, Pelican міг би літати на висоті 6 м над рівнем моря, використовуючи переваги аеродинамічного явища, яке зменшує опір і спалювання палива. Над

землею він літатиме на висоті 6000 м або вище. Працюючи лише зі звичайних асфальтованих злітно-посадкових смуг, Пелікан використовуватиме 38 встановлених на фюзеляжі шасі із загалом 76 шинами для розподілу ваги.

Військові, комерційні та навіть космічні перспективи такого вантажного літака, офіційно відомого як Pelican Ultra Large Transport Aircraft або ULTRA, також величезні.

Передбачалося, що дослідний зразок буде створено не раніше 2015 року, а в експлуатацію машина надійде не раніше 2020-х років, проте проект так і не був реалізований.

Рис 1.1 Екраноплан Pelican

Агентство передових оборонних дослідницьких проєктів США запустило нову програму «Liberty Lifter» для проектування, виготовлення та тестування високоефективного літака з екранним ефектом для транспортування «дуже великих, важких вантажів» на великі відстані без злітно-посадкових смуг. Прототипи зможуть літати вже в 2027 році [12].

1.3 Льотно-технічні дані екранопланів

Перший екраноплан Р.Є. Алексєєва СМ-1 СРСР 1961 рік:

Розмах крила 10.3 м; довжина 20 м; висота; польотна вага 2830 кг; швидкість до 270 км.

Корабель макет (КМ) (Рис 1.2) СРСР 1967 рік:

Розмах крила 37.8 м; довжина 93 м;висота 21.8 м; площа крила 662.5 м^2; польотна вага 540 т;швидкість до 500 км/год; дальність польоту до 1500 км; висота польоту на екранному ефекті 4-14 м.

Рис 1.2 Екраноплан КМ

Екраноплан ” Орля ” СРСР1979 рік:

Розмах крила 31.5 м; довжина екраноплану 58.1 м; висота 16.3 м; площа крила 304.6м^2; польотна вага 140 т;максимальна швидкість до 400 км/год; дальність польоту до 1500 км; висота польоту на екранному ефекті 2-10 м.

Екраноплан ” Лунь ” СРСР 1986 рік:

Розмах крила 44 м; довжина екраноплану 73.8 м; висота 19.2 м; площа крила 550 м^2; польотна вага 380 т;максимальна швидкість до 500 км/год; дальність польоту до 2000 км; висота польоту на екранному ефекті 1-5 м.

Екраноплан Х-113(Рис 1.3) 1970 рік

Розмах крила 4.68 м; довжина екраноплану 8.55 м; висота 2.4 м; площа крила 13 м^2;максимальна швидкість до 140 км/год.

Рис 1.3 Екраноплан Х-113

Екраноплан ТУ-1(Рис 1.4) Китай 1996 рік:

Розмах крила 11 м; довжина екраноплану 16.15 м; висота 4.9 м; польотна вага 5300 кг ;максимальна швидкість до 175 км/год; дальність польоту до 340 км; висота польоту на екранному ефекті 0.6-1.2 м.

Рис 1.4 Екраноплан ТУ-1

Екраноплан Seafalcon SF08 (Рис 1.5) Німеччина.

Розмах крила 11.5 м; довжина екраноплану 13.72 м; польотна вага 2.3 т;максимальна швидкість до 180 км/год; дальність польоту до 1200 км; висота польоту на екранному ефекті 2-4 м.

Рис 1.5 Екраноплан Seafalcon SF08

Екраноплан WSH-500 [6] (Рис 1.6) Південна Корея.

Розмах крила 27 м; довжина екраноплану 29 м;висота 7 м; польотна вага 18 т;максимальна швидкість до 180 км/год; дальність польоту до 1000 км; висота польоту на екранному ефекті 5 м.

Рис 1.6 Екраноплан WSH-500

Екраноплан Airfish 8 [11] (Рис 1.7) Тайланд.

Висота польоту 0.6-7 м; швидкість 193 км/год, загальна довжина 17.2 м; Загальна висота 3.5 м; Розмах крил 15.0 м; Місткість 2 члени екіпажу + 6-8 пасажирів; Корисна вантажопідйомність 1000 кг; Місткість багажу 160

кг;максимальна швидкість 200 км/год; крейсерська швидкість: ~ 150 км/год;дистанція зльоту: ~ 500 м; дальність польоту: ~ 550 км

Рис 1.7 Екраноплан Airfish 8

1.4 Поняття, властивості та вплив екранного ефекту на екраноплан

Щоб зрозуміти, що таке екранний ефект і як він функціонує, нам спочатку потрібно зробити крок назад і пояснити деякі аеродинамічні властивості крила літака. Виробляючи підйомну силу, крило створює сильні закручені маси повітря з обох кінчиків крил [4]. Крило створює підйомну силу, оскільки на його верхню поверхню нижчий тиск, ніж на нижню. Ця різниця в тиску створює підйомну силу, але проблема полягає в тому, що потік вищого тиску під крилом намагається обтікати кінчик крила в область нижчого тиску над крилом. Цей рух створює так званий вихор на кінцівках крил. Коли крило рухається вперед, цей вихор залишається, і тому тягнеться за крилом. З цієї причини вихор зазвичай називають слідуючим вихором. Один хвилястий вихор створюється на кінчику

кожного крила, і вони обертаються в протилежних напрямках, як показано на рис.1.8.

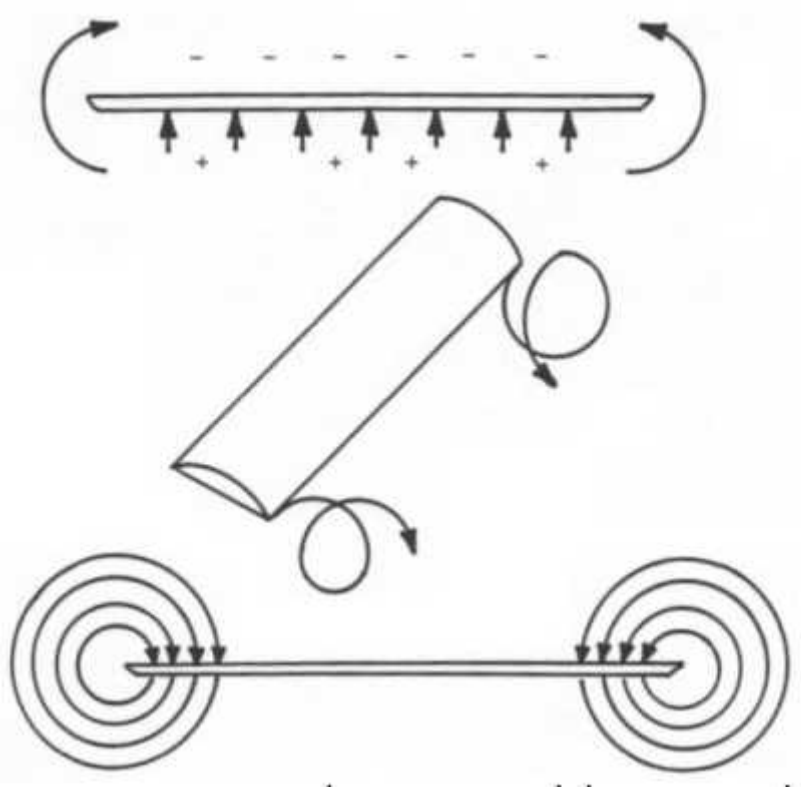

Рис 1.8 Створення завихрення через різницю тиску над і під поверхнею підйому

Хоча завихрення є ціною, яку потрібно заплатити за створення підйомної сили, їх основний ефект полягає у відхиленні потоку за крилом вниз. Ця індукована складова швидкості називається спадом, і вона зменшує кількість підйомної сили, створюваної крилом. Щоб компенсувати цю втрачену підйомну силу, крило має перейти до більшого кута атаки, це збільшення кута атаки збільшує опір, створюваний крилом. Ми називаємо цю форму опору викликаного опором, тому що він "індукований" процесом створення підйомної сили.

Що ж відбувається, з літаком який летить дуже близько до землі. Найчастіше це явище спостерігається під час посадки літака, і пілоти часто описують відчуття «ширяння» або «їзди на повітряній подушці», яка утворюється між крилом і землею. Результатом такої поведінки є збільшення підйомної сили крила та ускладнення приземлення.

Однак немає «повітряної подушки», яка б утримувала літак і змушувала його «плавати». Насправді ґрунт частково блокує завихрення та зменшує кількість припливу, створюваного крилом. Це зменшення нахилу вниз збільшує ефективний кут атаки крила таким чином, що воно створює більшу підйомну силу та менший опір, ніж це було б інакше. Це явище ми називаємо екранним ефектом на (рис. 1.9, 1.10,1.11).

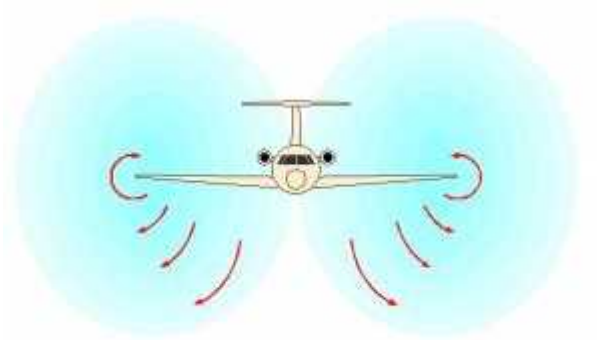

Рис 1.9 Вихори сформовані на звичайній висоті польоту

Рис 1.10 Вихори які утворюються біля поверхні землі

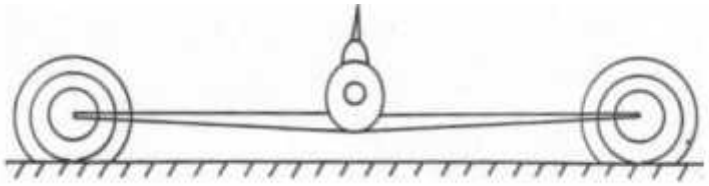

Рис 1.11 Вихори які блокуються поврхністю землі

Коли відстань між крилом і землею зменшується, повітря, що надходить, «втрамбовується» між двома поверхнями і стає більш стиснутим. Цей ефект збільшує тиск на нижню поверхню крила для створення додаткової підйомної сили.

Як і слід було очікувати, вплив екранного ефекту посилюється, чим ближче до землі знаходиться крило. Як показано на (рис.1.12), екранного ефекту зазвичай

немає, коли літак працює більше ніж на один розмах крил над поверхнею. Однак на висоті 1/10 розмаху крил опір зменшується вдвічі.

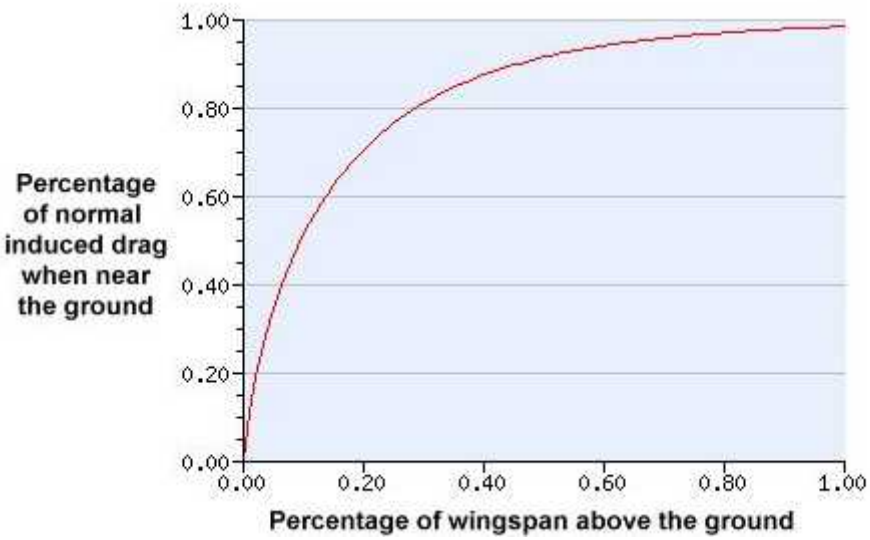

Рис. 1.12 Зменшення індукованого опору через екранний ефект

Якщо взяти до уваги всі ці переваги, ми виявляємо, що транспортний засіб, що працює на екранному ефекті, може бути набагато ефективнішим, ніж літальний апарат, який летить на великій висоті. Аеродинамічна якість літака виражається через величину, яка називається коефіцієнтом підйомної сили та лобового опору.

В стійкому, горизонтальному польоті без прискорення підйомна сила літака дорівнює його вазі, а необхідна величина тяги дорівнює опору, який він створює. Таким чином, співвідношення коефіцієнта підйомної сили та лобового опору є мірою ваги, яку можна нести при заданій величині тяги. Чим вище коефіцієнт підйомної сили та лобового опору, тим ефективнішим є транспорт. Типові значення аеродинамічної якості для звичайних дозвукових літальних апаратів становлять від 15 до 20. Для порівняння, екраноплан теоретично міг би досягати співвідношення ближче до 25 або 30. Хоча екранний ефект був відомий з перших днів польотів, більшість пілотів вважали це не більш ніж неприємністю, яка змінювала льотні якості їхніх літаків під час зльоту та посадки. Тим не менш, багато дослідників незабаром зрозуміли, що це явище

можна використати для створення нового класу високоефективних апаратів – екранопланів.

Однак перевага екранного ефекту полягає в тому, що задана площа крила створює більшу підйомну силу біля землі, ніж на великій висоті. Іншими словами, той самий корисний вантаж можна перевозити за допомогою набагато меншого крила, що безпосередньо перетворюється на менший, легший і більш економний апарат. Тому не дивно, що більшість прихильників транспортних засобів екранопланів зосередилися на дуже великих транспортних засобах, таких як Pelican Boeing. Це не означає, що транспортні засоби з іншого боку спектру розмірів були проігноровані. Навпаки, було побудовано та відлітано набагато більше маленьких екранопланів, ніж таких великих, як КМ. Виробники в усьому світі створили різноманітні невеликі екраноплани, призначені для невеликої кількості пасажирів.

1.5 Задача стабілізації висоти польоту екраноплана та її актуальність

Екраноплани літакової компонувальної схеми за своєю конструкцією схожі з літаками. Вони складаються з фюзеляжу, крила малого подовження, обмеженого кінцевими шайбами, кіля і стабілізатора.

Носові і кормові двигуни створюють тягу, необхідну для руху по воді і польоту в повітрі. При розгоні екраноплана і відриві його від водної поверхні носові двигуни працюють в режимі піддуву, направляючи газовий струмінь під крило і створюючи статичну повітряну подушку, яка сприяє зменшенню гідродинамічного опору [7].

Після відриву від водної поверхні піддув припиняється, і статична повітряна подушка замінюється динамічної. Вона утворюється за рахунок швидкісного напору повітряного потоку, що набігає в простір під крилом.

Органи управління екраноплана подібні літаковим: кермо висоти, кермо напряму, елерони і закрилки. Останні використовуються, однак, не тільки як у

літака - при зльоті та посадці. Закрилки екраноплана активні у всіх режимах і служать для управління висотою польоту. Основним режимом руху екраноплана є політ в безпосередній близькості від поверхні води на відносних висотах:

$$\bar{h} = H/b_a = 0.1 - 0.5 \qquad (1.1)$$

де H - абсолютна висота польоту; b_a - середня аеродинамічна хорда крила.

Для руху на таких надмалих висотах характерний екранний ефект - крута залежність підйомної сили крила від відстані до підстилаючої поверхні (рис. 1.13).

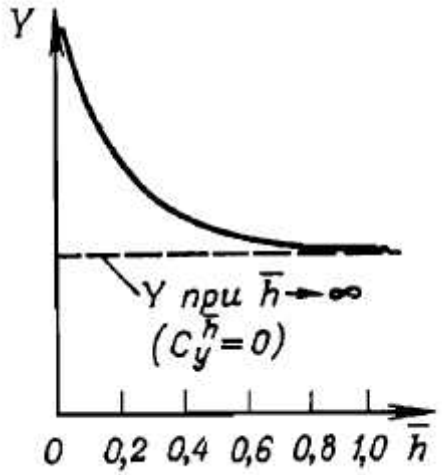

Рис. 1.13 Залежність підйомної сили від відносної висоти польоту

На малюнку видно, що в міру зменшення відносної висоти польоту $\bar{}$ сильно зростає підйомна сила Y, в результаті чого збільшується аеродинамічний якість ($k = Y/X$), а отже, підвищується економічність польоту.

При $\bar{} = 0.7 - 1$ екранний ефект практично зникає і екраноплан виходить у режим вільного польоту з постійним (мінімальним для нього) значенням якості [7].

Поблизу підстилаючої поверхні на екраноплан діє також стабілізуючий момент по крену $M_x = f(\gamma, \bar{})$, який залежить від висоти і у вільному польоті при $\bar{} = \infty$ відсутній (рис. 1.14).

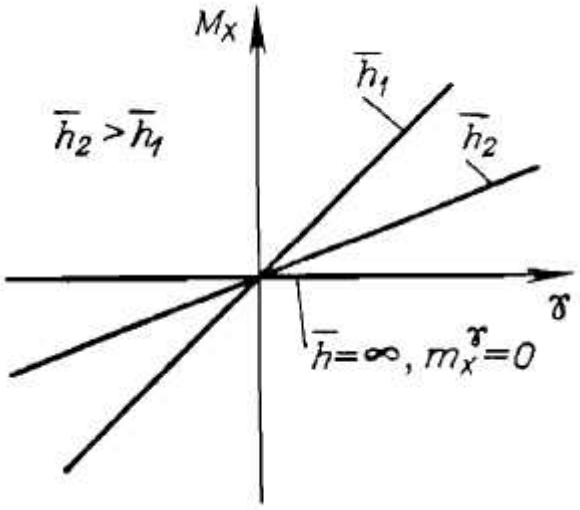

Рис. 1.14. Залежність відновлюючого моменту по крену від крену і висоти польоту

Загалом, від висоти польоту залежать практично всі аеродинамічні коефіцієнти екраноплана, а отже, і такі його характеристики, як стійкість, керованість, маневреність, економічність і безпека руху. Якість вирішення задачі стабілізації відносної висоти польоту має безпосередній вплив на роботу САУР та є одним з найбільш актуальних аспектів проектування такої системи для екраноплана [7].

Умови польоту екраноплана особливі - безпосередня близькість водної поверхні, літакові швидкості, обмежений простір для маневрування, дефіцит часу для виправлення можливих помилок при управлінні або наслідків відмов бортової апаратури. Усі ці фактори впливають на підвищення вимог до точності і надійності управління, а також ставлять завдання створення САУР для екраноплана на рівень складної науково-технічної проблеми, визначивши необхідність пошуку оригінальних технічних рішень.

1.6 Стабілізація висоти польоту екраноплана

Стабілізацію висоти польоту екраноплана розглянемо в рамках короткоперіодичного руху, яке може бути виділено із загального руху по висоті і

швидкості, так як часи перехідних процесів по і V відрізняються більш, ніж на порядок. Це дозволяє на ділянці короткоперіодичного руху вважати *V =const* і в якості органів управління висотою розглядати тільки закрилки і кермо висоти [7].

Зміну висоти польоту, пов'язану з перекладанням закрилків і керма висоти, можна визначити за формулами:

$$H \approx \frac{C_y^{\delta_з} v_u}{\bar{C}_y} \Delta\delta_з \tag{1.2}$$

$$H \approx \frac{C_y^{a} v_u}{\bar{C}_y} \Delta\vartheta = \frac{C_y^{a} m_z^{\delta_в} v_u}{\bar{C}_y m_z^{a}} \Delta\delta_в \tag{1.3}$$

За ефективністю і економічністю процеси стабілізації і управління висотою за допомогою закрилків і керма висоти практично рівноцінні. Можна також використовувати комбінований спосіб управління з одночасним перекладанням закрилків і керма висоти, але він не дає реальних переваг, а схема САУР при цьому ускладнюється.

З огляду на те, що стабілізація висоти за допомогою керма висоти здійснюється через зміну кута тангажу, а маневри по тангажу для екраноплана, що летить в безпосередній близькості від водної поверхні, не бажані, перевагу слід віддати стабілізації висоти з використанням закрилків. Закон управління закрилками в режимі стабілізації висоти має наступний вигляд:

$$\Delta\delta_{з_1} \approx -K_н \dot{H} - K_н (H - H_{зад}) \tag{1.4}$$

При такому законі управління характеристичне рівняння руху по висоті буде виглядати наступним чином:

$$p^2 a_{1нс} p + a_{2нс} = 0 \tag{1.5}$$

Де:

$$a_{1нс} = a_{1нд} = \frac{g}{C_y}\left(\frac{C_y^{u}}{V} + C_y^{\delta_з} K_{\dot{н}}\right)$$

$$a_{2нс} = \frac{g}{C_y}\left(\frac{-C_y^-}{b_a} + C_y^{\delta_з} K_н\right) \tag{1.6}$$

Вираз для вільного члена $a_{2нс}$ показує, що в режимі стабілізації при польоті поблизу екрану приріст підйомної сили, стабілізуючої висоту, в порівнянні з режимом демпфірування зростає в:

$$\frac{-C_y^-/b_a + C_y^{\delta_з} K_н}{-C_y^-/b_a}\Delta\delta_з \tag{1.7}$$

разів (коефіцієнт C_y^- <0). У вільному польоті далеко від екрану, коли C_y^- = 0, ефект від включення режиму стабілізації висоти особливо відчутний, так як астатичний по висоті об'єкт стає статичним.

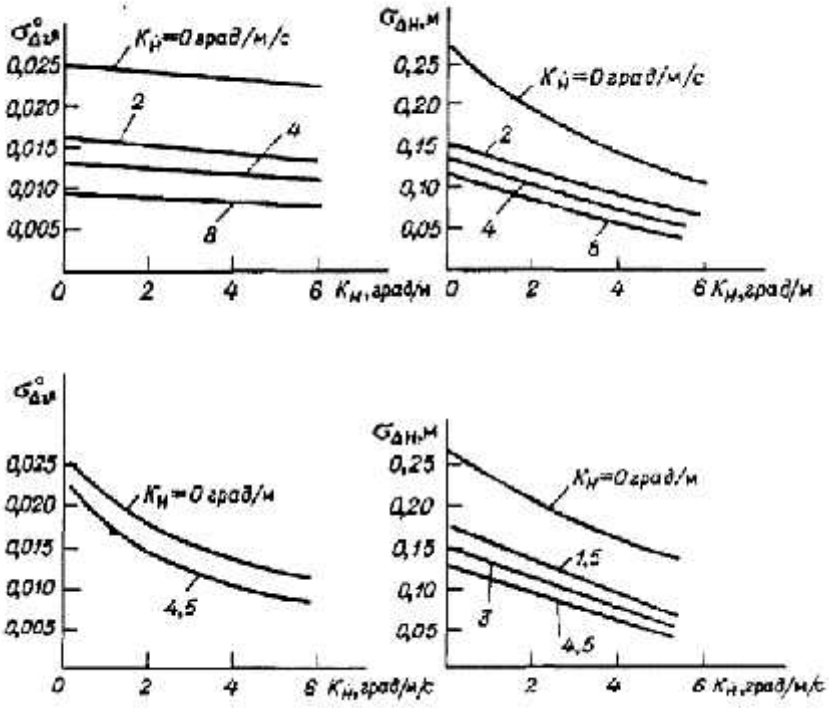

Рис. 1.15 Залежність похибок стабілізації ϑ та H

від коефіцієнтів $K_{\dot{н}}$ і $K_н$ (= 0,33; K_ϑ = 2; K_{W_z}= 2 с; r = 3 бали)

Ефективність стабілізації прямо залежить від співвідношення між коефіцієнтами $K_{\dot{н}}$ і $K_н$. На рис.1.15 показано, як впливають ці коефіцієнти на середньоквадратичні похибки стабілізації висоти і кута тангажу при польоті в

умовах дії вітрового збурення інтенсивністю в 3 бали. По кривим видно, що зі збільшенням значень $K_{\dot{н}}$ і $K_{н}$ флуктуації висоти польоту істотно зменшуються. Видно також позитивний вплив каналу стабілізації *H* на рух по тангажу [7].

Від співвідношення коефіцієнтів $K_{\dot{н}}$ і $K_{н}$ залежить характер перехідних процесів: вони стають більш коливальними зі збільшенням $K_{н}$ і більш затягнутими зі збільшенням $K_{\dot{н}}$. На рис. 1.16 показані зони, що відрізняються тривалістю перехідних процесів. Пунктирна лінія, що зв'язує вершини зон, відповідає оптимальному співвідношенню коефіцієнтів, при якому коливальні і аперіодичні перехідні процеси мають однакову тривалість.

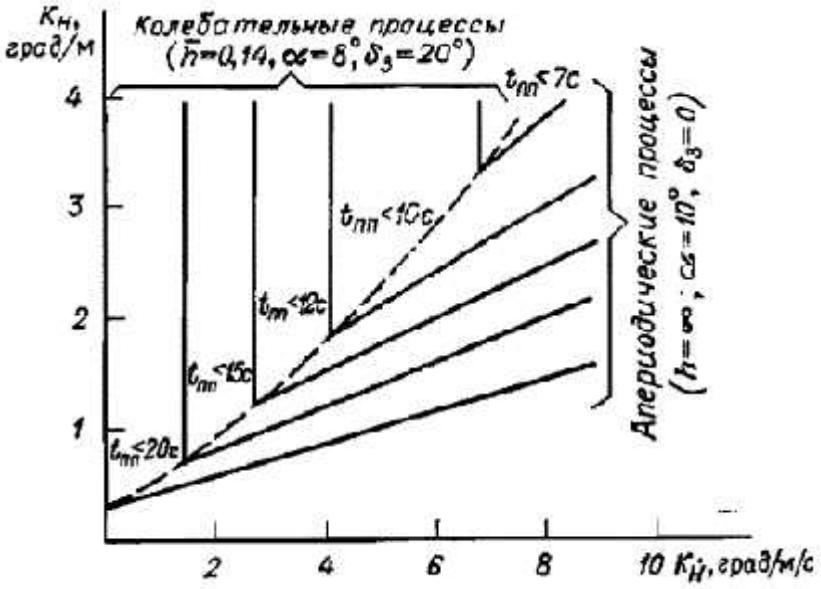

Рис. 1.16 Зони перехідних процесів рівної тривалості в координатах $K_{н}$ та $K_{\dot{н}}$

З огляду на, наприклад, умову $t_{пп} < 10c$, отримаємо значення коефіцієнтів $K_{н}$ = 2 град/хв та $K_{\dot{н}}$ = 4 град·с/хв. Закон управління (1.4) можна використовувати лише за умови, що швидкість польоту стабілізована. Якщо умова *V = const* не виконується, в деяких режимах руху (коли похідна $C_x^{\delta_э} > 0$ при $\delta_э > 0$) виникає ефект антикерування по висоті, тобто самовільного набору або втрати висоти аж до контакту корпусу з водою. Пояснюється це створенням нестійкого контуру, показаного на рис.1.17. Припустимо, з якої-небудь причини (наприклад, за

попутного пориву вітру) висота H зменшилася. Для підтримки висоти відповідно до закону управління (1.4) закрилки автоматично відхиляються вниз (в плюс).

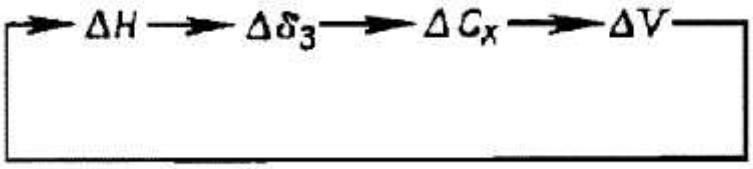

Рис. 1.17 Контур управління висотою польоту

Це викликає позитивне приростання коефіцієнта лобового опору C_x і, як наслідок, падіння повітряної швидкості, що призводить до ще більшої втрати висоти і т.д. Введення інтегрального члена в закон управління буде лише сприяти розвитку нестійкого процесу.

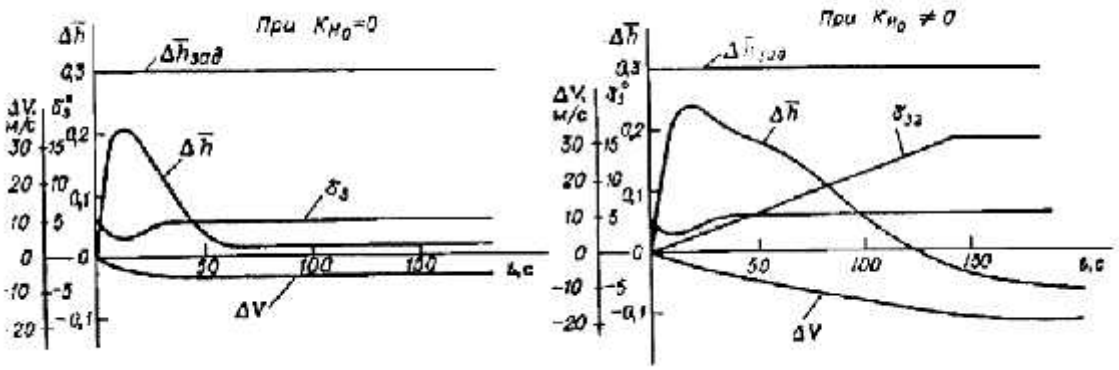

Рис. 1.18 Управління висотою польоту без стабілізації швидкості ($\bar{}$ = 0,3; $\Delta\bar{}_{зад}$ = 0,3)

Ефект антикерування добре представлений осцилограмами на рис.1.18, де показана реакція висоти польоту екраноплана на зміну величини $H_{зад}$ при законі управління виду (1.4), а також при доповненні цього закону інтегральним членом:

$$\Delta\delta_{з_2} = K_{H_0} \int \Delta\delta_{з_1} d \qquad (1.8)$$

У першому випадку при зміні заданої відносної висоти польоту на $\bar{\Delta}_{зад}$ =0,3 після завершення перехідного процесу відносна висота польоту збільшилася лише на $\bar{\Delta}$ = 0,013, а в другому - навіть зменшилася на 0,073. Перекладки закрилків були обмежені на рівнях $\Delta\delta_{з_1}$ = 50, $\Delta\delta_{з_2}$ = 15 °.

Для виключення ефекту антикерування потрібно або стабілізувати швидкість (при цьому контур на рис.1.15 розривається), або використовувати канал регулювання швидкості для активного управління висотою [7]. При виконанні умови сталості швидкості польоту, в тому числі при короткоперіодичному русі (коли швидкість просто не встигає змінитися), канал висоти із законом керування (1.4) в статиці має структуру, показану на рис.1.19.

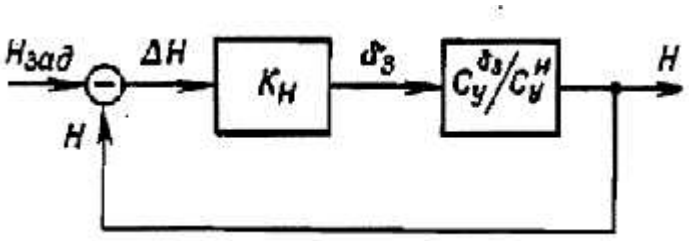

Рис. 1.19 Структура каналу висоти в статиці

Відповідно до цієї структурою зміна поточної висоти пов’язана зі зміною заданої висоти наступним співвідношенням:

$$H \approx \frac{H_{зад}}{1-\frac{\bar{C}_y}{C_y^{\delta_з} b_a K_н}} \qquad (1.9)$$

Тобто вихід на нову висоту відбувається зі статичної помилкою. Недобір Н у порівнянні з $H_{зад}$ при короткоперіодичному вертикальному маневрі з використанням закрилків залежить від коефіцієнта $K_н$ і від вихідного режиму польоту, але головним чином від висоти польоту. Шляхом апроксимації балансувальних кривих при $K_н$=2 град/хв отримана наближена залежність:

$$H \approx \frac{H_{зад}}{1+0,0\ /^{-2}_{исх}} \qquad (1.10)$$

Таким чином, маневр по висоті при короткоперіодичному русі виконується досить точно лише на великих віддаленнях від екрану [7]. Для більш точного виконання динамічного маневру по висоті можна використовувати варіант суміщеного управління закрилками, при якому разом зі зміною $H_{зад}$ пілоти проводять дозовану перекладку закрилків $\Delta\delta_з$, тобто:

$$\delta_з = -K_н\dot{H} - K_н(H - H_{зад}) + \Delta\delta_з \qquad (1.11)$$

де значення $\Delta\delta_з$ залежить від висот руху - вихідної і заданої; його можна розрахувати за наближеною формулою:

$$\Delta\delta_з = \frac{-C_y^{\bar{}\,ср} b_a}{C_y^{\delta_з}} (\bar{}_{зад} - \bar{}_{исх})$$

$$\bar{}_{ср} = \frac{\bar{}_{зад} - \bar{}_{исх}}{2} \qquad (1.12)$$

Відповідно до (1.12) можна зробити висновок, що чим менша висота польоту, тим більша перекладка закрилків $\Delta\delta_з$ потрібна для маневру на величину $H_{зад}$.

1.7 Математична модель поздовжнього руху екраноплана, передатна функція по висоті та структурна схема

При складанні рівнянь руху, дослідженнях аеродинаміки і динаміки польоту літаків, ракет і інших літальних апаратів, що рухаються далеко від земної поверхні, висота польоту не включається в число основних аргументів, від яких залежать діючі на об’єкт сили і моменти, і є лише однією з координат, що визначають положення об’єкта в просторі.

Рівняння руху екраноплана за формою подібні до рівнянь літака, однак по суті вони значно складніші внаслідок залежності аеродинамічних характеристик

від додаткового аргументу $\bar{\ }$. Для екраноплана характерний більш сильний взаємний вплив окремих компонентів просторового руху.

Повна система рівнянь просторового руху екраноплана з урахуванням перехресних зв'язків між каналами, нелінійних залежностей аеродинамічних коефіцієнтів від висоти і т.д. використовується в основному на заключних етапах проектування САУР - для перевірки обраних законів управління рулями і технічних рішень, а також при дослідженні просторових маневрів.

На початкових етапах проектування, при попередніх дослідженнях динаміки польоту екранопланів (так само, як і літаків) прийнято розділяти просторовий рух на поздовжній і бічний. Хоча цей поділ є умовним, він необхідний для спрощення досліджень.

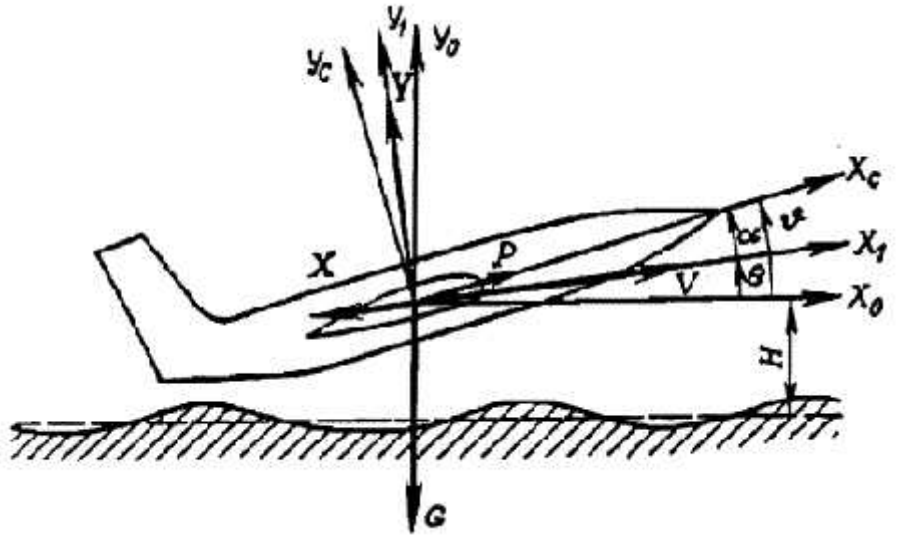

Рис. 1.20 Сили, що діють на екраноплан

Систему рівнянь поздовжнього руху складають рівняння сил, що діють по осях $0X_1$ і $0Y_1$ (рис.1.20), рівняння моментів щодо бічній осі OZ і кінематичні зв'язки:

$$\begin{cases} m\dot{V}_{II} = P \quad -X - G \quad + F_{xв} \\ mV_{II} = \dot{P}s \quad + Y - G \quad + F_{yв} \\ J_z\ddot{\vartheta} = M_z^{\cdot} - P_{\ p} + M_{zв} \\ \dot{H} = V_{II}s \quad ; \vartheta = \theta + \alpha \end{cases} \tag{1.13}$$

Система рівнянь (1.13) нелінійна не тільки через наявність в формулах тригонометричних функцій, але головним чином зважаючи на нелінійні залежності аеродинамічних сил і моментів від режиму (наприклад, висоти) польоту [7].

Попередні дослідження динамічних властивостей і в першу чергу стійкості корабля зазвичай виконують з використанням лінеаризованих рівнянь руху. Лінеаризація проводиться для окремих точок фазового простору, що охвачує всі можливі режими польоту екраноплана, а точніше - для зон малих відхилень від цих точок.

Прийоми лінеаризації рівнянь добре описані в курсах автоматичного управління і динаміки польоту. Користуючись цими прийомами, отримаємо наступну систему лінеаризованих рівнянь поздовжнього руху екраноплана:

$$\begin{cases} (2\tau_{\cdot} + a_1)\bar{V} + a_1\,\alpha + a_1\,\vartheta + a_1\,\bar{} = a_1\,\delta_в + a_1\,\delta_з + a_1\,\delta_р + a_1\,F_{хв} \\ a_2\,\bar{V} + (2\tau_{\cdot} + a_2)\alpha - (2\tau_{\cdot} + a_2)\vartheta + a_2\,\bar{} = a_2\,\delta_в + a_2\,\delta_з + a_2\,\delta_р + a_2\,F_{ув} \\ a_3\,\bar{V} + a_3 + p\left(\frac{p}{\mu} + a_3\right)\vartheta + a_3\,\bar{} = a_3\,\delta_в + a_3\,\delta_з + a_3\,\delta_р + a_3\,M_{zв} \\ a_4\,\bar{V} + a_4\,\alpha + a_4\,\vartheta + a_4\,\bar{} = 0 \end{cases} \quad (1.14)$$

У даній системі:

$$\begin{cases} a_1\ , a_1\ , a_1\ , a_1\ , \\ a_2\ , a_2\ , a_2\ , a_2\ , \\ a_3\ , a_3\ , a_3\ , a_3\ , \\ a_4\ , a_4\ , a_4\ , a_4\ , \end{cases}$$

- постійні коефіцієнти, залежні від параметрів корабля і координат точки лінеарізації (V_0, H_0, P_0, θ_0);

$$\begin{cases} a_1\ , a_1\ , a_1\ , \\ a_2\ , a_3\ , a_3\ , \\ a_3\ , a_3\ , a_3\ , \end{cases}$$

- коефіцієнти, що визначають ефективність рульових органів;

$a_1\ , a_2\ , a_3$ – коефіцієнти, які визначаються характером діючих на екраноплан збуджень - вітрових і (з огляду на близькість схвильованої екранної поверхні) хвильових.

$$\bar{V} = \frac{V}{V_0};\ \tau = \frac{m}{\rho\ V_0};\ \mu = \frac{b_a S_p V_0^{\ 2}}{2} \qquad (1.15)$$

$V, \alpha,\ \vartheta, \bar{\ }, \delta_в, \ldots -$ збільшення узагальнених координат щодо початкових умов $V_0, a_0, \ldots$.

Наведемо значення коефіцієнтів $a_1\ , a_1\ , \ldots, a_3$:

$$a_1\ = 2\left(C_x - \frac{P^v \tau}{m}\right);\ a_1\ = C_x^{\alpha} - \frac{2\tau}{V_0};\ a_1\ = \frac{2\tau}{V_0};\ a_1\ = C_x^{\bar{\ }};$$

$$a_1\ = -C_x^{\delta_в};\ a_1\ = -C_x^{\delta_з};\ a_1\ = \frac{2P^{\delta_p}\tau}{mV_0};\ a_1\ = \frac{2\tau}{mV_0};$$

$$a_2\ = 2C_y;\ a_2\ = C_y^{\alpha};\ a_2\ \approx 0;\ a_2\ = C_y^{\bar{\ }};$$

$$a_2\ = -C_y^{\delta_в};\ a_2\ = -C_y^{\delta_з};\ a_2\ = \frac{-2P^{\delta_p} S\ \ a_0}{mV_0}\tau;\ a_2\ = -\frac{2\tau}{mV_0};$$

$$a_3\ = -2m_z - y_p\frac{P^v V_0}{\mu};\ a_3\ = -m_z^{\alpha};\ a_3\ = -m_z^{\dot{\vartheta}};\ a_3\ = -m_z^{\bar{\ }};$$

$$a_3\ = m_z^{\delta_в};\ a_3\ = m_z^{\delta_з};\ a_3\ = \frac{y_p P^{\delta_p}}{\mu};\ a_3\ = \mu^{-1};$$

З огляду на те, що $\alpha = \vartheta - \theta = \vartheta - p\ \ /V_0 = \vartheta - b_a p^{\bar{\ }}/V_0$, а також те, що рішення системи рівнянь щодо кута α практичного інтересу для екраноплана не представляє, спростимо систему (1.14), виключивши з неї другий стовпець і четвертий рядок лівої частини:

$$(2\tau\ + a_1\ )\bar{V} + (a_1\ + a_1\ )\vartheta + \left[a_1\ - \frac{b_a}{V_c} a_1\ p\right]\bar{h} = a_1\ \delta_в + a_1\ \delta_з + a_1\ \delta_р + a_1\ F_{хв};$$

$$a_2\ \bar{V} + (a_2\ - a_2\ )\vartheta - \left[a_2\ - \frac{b_a}{V_c}(2\tau\ + a_2\ )p\right]\bar{h} = a_2\ \delta_в + a_2\ \delta_з + a_2\ \delta_р + a_2\ F_{ув}; \qquad (1.16)$$

$$a_3\ \bar{V} + \left(\frac{p}{\mu} + a_3\ + a_3\ \right)\vartheta + \left[a_3\ - \frac{b_a}{V_c} a_3\ p\right]\bar{h} = a_3\ \delta_в + a_3\ \delta_з + a_3\ \delta_р + a_3\ M_{zв};$$

Головний визначник системи:

$$\Delta = \begin{vmatrix} 2\tau\ + a_1 & a_1\ + a_1 & a_1\ - \frac{b_a}{V_c} a_1\ p \\ a_2 & a_2\ - a_2 & a_2\ - \frac{b_a}{V_0}(2\tau\ + a_2\ )p \\ a_3 & \frac{p}{\mu} + a_3\ + a_3 & a_3\ - \frac{b_a}{V_0}(2\tau\ + a_3\ )p \end{vmatrix} \qquad (1.17)$$

Рішення системи рівнянь має вигляд:

$$\begin{aligned} \bar{V} &= W_{\bar{V}}^{\delta_в}\delta_в + W_{\bar{V}}^{\delta_з}\delta_з + W_{\bar{V}}^{\delta_р}\delta_р + W_{\bar{V}}^{\int}\int; \\ \vartheta &= W_{\vartheta}^{\delta_в}\delta_в + W_{\vartheta}^{\delta_з}\delta_з + W_{\vartheta}^{\delta_р}\delta_р + W_{\vartheta}^{\int}\int; \\ \bar{\ } &= W_{\bar{\ }}^{\delta_в}\delta_в + W_{\bar{\ }}^{\delta_з}\delta_з + W_{\bar{\ }}^{\delta_р}\delta_р + W_{\bar{\ }}^{\int}\int \end{aligned} \qquad (1.18)$$

де W_j^i - передавальні функції, що зв'язують зміну координати j($\bar{V}, \vartheta, \bar{\ }$) з перекладанням рульових органів і дією збурень $i(\delta_в, \delta_з, \delta_р, \int)$. Наприклад, вираз передатної функції по висоті (відхилення закрилок) буде обраховуватися по формулі:

$$W_{\bar{\ }}^{\delta_з} = \frac{\Delta_1}{\Delta} \qquad (1.19)$$

де Δ_1 - визначник, що виходить з головного визначника Δ заміною стовпця, складеного з коефіцієнта при $\bar{\ }$, стовпцем, складеним з відповідних членів правої частини системи рівнянь (1.16).

Так, наприклад:

$$\Delta_1 = \begin{vmatrix} 2\tau\ + a_1 & a_1\ + a_1 & a_1 \\ a_2 & a_2\ - a_2 & a_2 \\ a_3 & \frac{p}{\mu} + a_3\ + a_3 & a_3 \end{vmatrix} \qquad (1.20)$$

Слід ще раз відзначити, що при великій схожості отриманих виразів з відповідними формулами для літаків між ними є істотна відмінність: багато які з коефіцієнтів екраноплана залежать від відносної висоти $\bar{\ }$, що сильно ускладнює динаміку польоту і її дослідження [7]. Структурна схема, відповідно лінеаризована рівнянням поздовжнього руху екраноплана, показана на (рис.1.21).

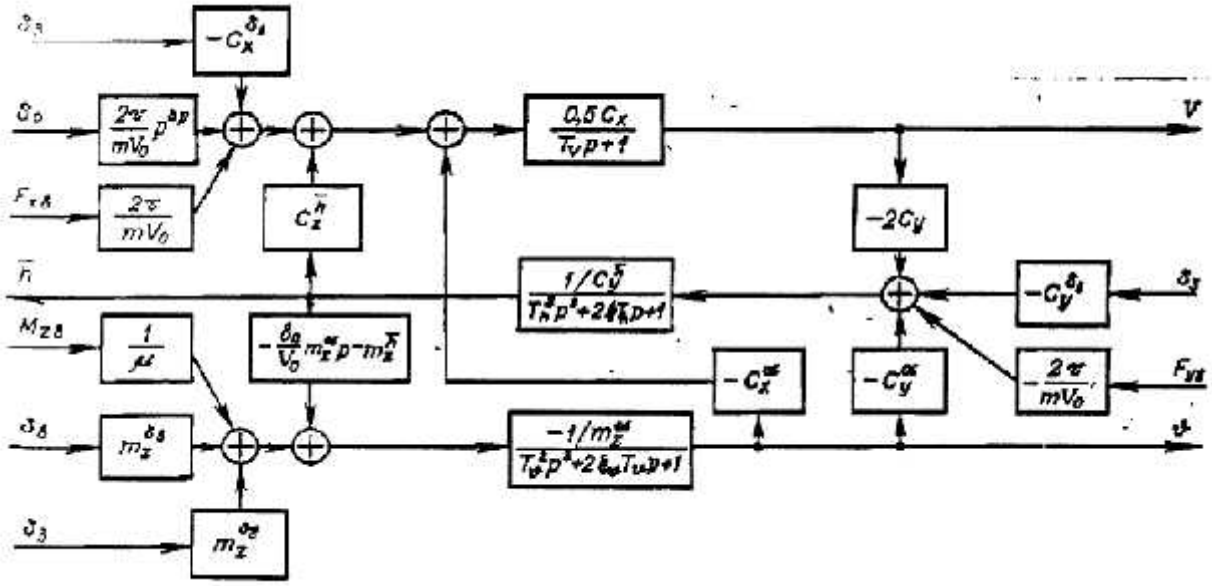

Рис. 1.21 Структурна схема системи керування поздовжнім рухом

За схемою видно, що в поздовжньому русі екраноплан як об'єкт управління має канали швидкості, висоти і кута тангажу. Вхідними величинами є управляючі впливи $\delta_р$, $\delta_з$ та $\delta_в$, а також збурення $F_{в}$, $F_{в}$ і $M_{в}$. Вихідні величини $\bar{V}$, $\bar{}$ та ϑ. У даному випадку нас цікавитиме саме величина $\bar{}$.

Між каналами є перехресні зв'язки, показані на схемі вертикальними лініями. Якщо перехресними зв'язками знехтувати, отримаємо гранично спрощену структуру, що складається з простих каналів управління - каналу швидкості $\bar{V} = f(\delta_р, F_{в})$, каналу висоти $\bar{} = f(\delta_з, F_{в})$ і каналу тангажа $\vartheta = f(\delta_в, M_{в})$.

Канали висоти є коливальним, короткоперіодичним з параметрами (періодами коливань T і коефіцієнтами загасання ξ) рівними:

$$T = \sqrt{\frac{b_a C_y}{g C_y}}$$

$$\xi_h = \frac{C_y^a}{2V_0}\sqrt{-\frac{b_a g}{C_y^{\bar{h}} C_y}} \qquad (1.21)$$

Параметри T_V, T , - залежать від режиму руху і, зокрема, від відносної висоти польоту $\bar{}$.

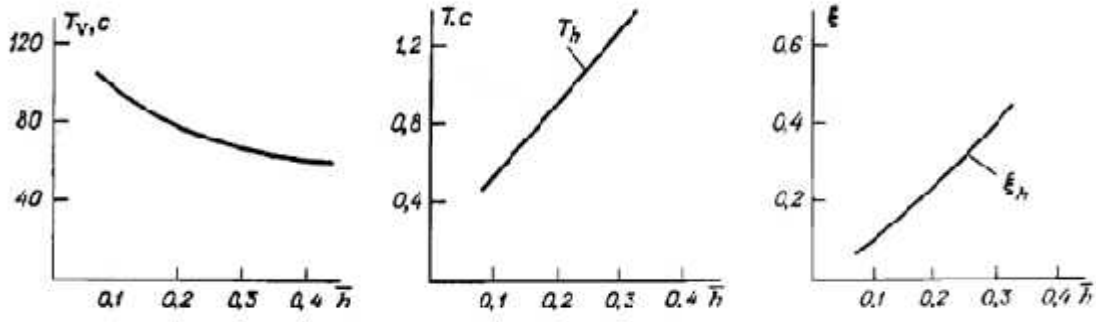

Рис. 1.22 Залежність параметрів поздовжнього руху від відносної висоти польоту $\bar{}$

На рис.1.22 показані, як зразок, ці залежності для довільно обраного режиму руху одного з екранопланів. За ним видно, що параметри каналу висоти функції $T = f(\bar{})$, і $\xi = f(\bar{})$ змінюються в широких межах [7].

При $\bar{} \to \infty$, тобто у відриві від екрану, T прямує до нескінченності (за рахунок того, що коефіцієнт $C_y^{-} \to 0$, і коливальний ланка, що моделює рух екраноплана по висоті, вироджується в інтегруючий з уповільненням (див. рис.1.21).

$$\lim_{\bar{} \to 0} W_{\bar{}}^{\delta_3}(p) = \lim_{\bar{} \to \infty} \frac{-C_y^{\delta_3}/C_y^{-}}{T^2 p^2 + 2\xi\, T\, p + 1} = \frac{K^c}{p(T^c p + 1)} \qquad (1.22)$$

де K^c і T^c - параметри екраноплана у вільному польоті, тобто при відсутності екранного ефекту. Коефіцієнт загасання ξ при зміні висоти польоту змінюється дуже сильно (з наближенням до екрану об'єкт стає більш коливальним). Існують режими, на яких коефіцієнт ξ від'ємний, тобто екраноплан коливально нестійкий [7].

Висновок:

В першому розділі було розглянуто екраноплан, як літальний апарат, наведено його чітке визначення, досліджено та подано в логічній послідовності

інформацію про основні типи екранопланів за їх призначенням, приведено приклади вже існуючих моделей та тих, що перебувають на етапі розробки і створення, надано масштабний ряд та льотно-технічні дані екранопланів за типами, розглянуто поняття екранного ефекту, його властивості та вплив на екраноплан, сформульовано задачу, розглянуто принцип та обґрунтовано вплив стабілізації висоти польоту екраноплана на керованість його поздовжнього руху, а також розглянуто загальну математичну модель поздовжнього руху досліджуваного об’єкта і наведено приклад схеми САУР екраноплана.

2 **АЛГОРИТМ СИНТЕЗУ ОПТИМАЛЬНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА АНАЛІЗУ ЯКОСТІ РОБОТИ СИСТЕМИ**

Системи стабілізації призначені, по-перше, для забезпечення стійкості системи “об’єкт-регулятор” при нестійкому чи немінімально-фазовому об’єкті, і, по-друге, для послаблення негативних впливів збурюючих факторів і завад вимірювань, які мають місце у контурі стабілізації. Принципово негативний вплив детермінованих факторів можливо нейтралізувати повністю. Досягнення високих точнісних рубежів у системі пов’язують з максимальним послабленням дії саме випадкових впливів. Для цього структуру системи стабілізації обирають на базі статистичних методів та підходів до задач синтезу.

Теоретичну базу для створення оптимальних систем складають наукові методи і алгоритми оптимального синтезу, методи і алгоритми оцінювань та ідентифікації моделей динаміки об’єктів і їх станів в умовах, близьких до реальних експлуатаційних.

Опис реальних систем лінійними моделями, у всякому випадку на перших етапах їх досліджень, широко розповсюджений у практиці. В першу чергу, це пояснюється великим арсеналом методів аналізу та синтезу цих систем, можливості огляду поведінки реальної системи у досить широкому колі експлуатаційних умов. У нерідких випадках оптимізації регуляторів на класі лінійних систем еквівалента, створено найліпший регулятор для систем будь-якого класу. У другу чергу, використання лінійних постановок задач управління при стохастичних впливах обумовлюється необхідністю яким-небудь чином гарантувати якість функціонування реальних систем хоч у невеликих діапазонах змін експлуатаційних факторів.

Справа у тому що, нелінійні системи при стохастичних впливах є тими, що самоорганізуються, а таким системам притаманні властивості «самонавчання» та інші ефекти самоорганізації. І на останок: для нелінійних стохастичних систем поки що не існує загальних методів дослідження та синтезу.

2.1 Синтез оптимальної системи стабілізації стійкого об’єкту при ідеальних вимірюваннях його вихідних координат і випадкових впливах

Нестійкість об’єкта стабілізації накладає істотні обмеження на оптимальну структуру регулятора, що синтезується. Коли ж об’єкт стійким, то задачу синтезу порівняно легко вирішити таким чином [6].

Нехай рух об’єкту стабілізації описується відомою системою рівнянь типу (2.1)

$$P = M + \psi, \qquad (2.1)$$

але визначник $|P|$ є гурвіцевим, а вектор n-мірним центрованим випадковим процесом з відомою матрицею S_ψ .

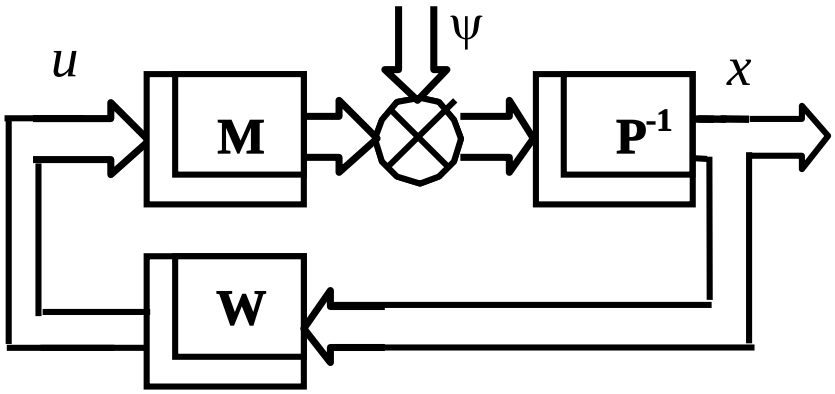

Рис. 2.1 Структурна схема "ідеальної" системи стабілізації

де P і M – відомі поліноміальні матриці розмірністю $n \times n$ та $n \times m$ відповідно ($s = j\omega$); x – n-вимірний вектор вихідних координат; u – m-мірний вектор координат управління; ψ – n-вимірний вектор збурення, що є

багатовимірним центрованим стаціонарним випадковим процесом з відомими матрицями спектральних щільностей S_ψ ; W – матриця передавальних функцій регулятора.

Вважається, що вектор вихідних реакцій об’єкта *x* (рис. 2.1) вимірюється "ідеальним" вимірювачем та потрапляє на регулятор, який розміщений у зворотному зв’язку до об’єкту і має матрицю передаточних функцій *W*, яку шукаємо [6]. Рівняння регулятора можна записати як:

$$u = W \cdot x \tag{2.2}$$

Матрицю *W* за допомогою алгоритму однобічного винесення полюсів можна записати у вигляді:

$$W = W_1^{-1} W_1 = W_2 W_2^{-1} \tag{2.3}$$

де матриці W_1 , W_2 , W_1 , W_2 – поліноміальні, при чому $|W_1| = |W_2|$.

Позначимо матрицю передаточних функцій замкненої системи від входу збурення ψ до виходу x через F_x, а матрицю передаточних функцій системи від входу ψ до виходу *u* – через F_u. Підставив вектор *u* (2.2) в рівняння об’єкта (2.1), після легких перетворень отримаємо:

$$F_x = (P - M)^{-1} \tag{2.4}$$

$$F_u = W(P - M)^{-1} \tag{2.5}$$

Підставивши позначки (2.3) в матриці (2.4) і (2.5), перепишемо останні у вигляді:

$$F_x = W_2\ (PW_2\ - M\,W_2)^{-1} = W_2\ F_0^{-1} \tag{2.6}$$

$$F_u = W_2\,(PW_2\ - M\,W_2)^{-1} = W_2\,F_0^{-1} \tag{2.7}$$

Як відомо, стійкість замкненої системи має місце, якщо визначник матриці $F_0 = |F_0|$ задовольняє умові Гурвіца.

Задача синтезу полягає у тому, щоб знайти таку структуру матриці *W* на класі дробово-раціональних функцій, яка забезпечує стійкість замкненої системи і одночасно доставляє мінімум функціоналу:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} t_1\,[S_x'\ R + S_u'\ C]d \tag{2.8}$$

де S_x' та S_u' – матриці спектральних щільностей векторів *x* і *u; R* і *C* – вагові позитивно та не негативно визначені симетричні матриці. Оскільки вектори *x* і *u* дорівнюють:

$$x = F_x\varphi;\ u = F_u\varphi \tag{2.9}$$

то рівняння об’єкта (2.1) можна переписати як:

$$PF_x - MF_u = E_n \tag{2.10}$$

і назвати його рівнянням зв’язку між функціями F_x і F_u, а функціонал (2.10) – у вигляді:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} tr\left[(F_x^{*}RF_x + F_u^{*}CF_u)S_\psi'\right]d \qquad (2.11)$$

де S_ψ' – транспонована матриця спектральних щільностей збурення ψ.

Слід звернути увагу, на те, що у системах стабілізації вихід x являє собою помилку стабілізації.

Оскільки об’єкт стабілізації стійкий і зв’язок між матрицями F_x і F_u описаний рівнянням (2.10), то як варійована функція в функціоналі (2.11) може бути прийнята матриця F_u, через яку можна завжди виразити і функцію F_x як:

$$F_x = P^{-1}(MF_u + E_n) \qquad (2.12)$$

Коли будуть відомі матриці оптимальних передаточних функцій замкненої системи F_x і F_u, то матрицю оптимальних передаточних функцій регулятора можна буде знайти з рівняння:

$$W = F_u \cdot F_x^{-1} \qquad (2.13)$$

Приймати за варійовану функцію одну з матриць передавальних функцій саме замкненої системи треба тому, щоб забезпечити стійкість системи стабілізації в цілому.

З урахуванням рівняння (2.12), функціонал системи (2.11) перепишемо як:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} tr\left\{[(F_u^{*}M_{*} + E_n)P_{*}^{-1}RP^{-1}(MF_u + E_n) + F_u^{*}CF_u]S_\psi'\right\}d \qquad (2.14)$$

Мінімізуємо функціонал з використанням процедури метода Вінера-Колмогорова і запишемо його першу варіацію як:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} t_1 \{[(M_{\square}P_{\square}^{-1}RP^{-1}M + C)F_u + M_{\square}P_{\square}^{-1}RP^{-1}]S_{\psi}' \ \delta F_{u\square} +$$

$$\delta FuS\psi\psi\, Fu_{\square}M_{\square}P_{\square}-1RP-1M+C+P_{\square}-1RP-1Mds \qquad (2.15)$$

Введемо позначення:

$$S_{\psi}' = DD_{\square} \qquad (2.16)$$

$$M_{\square}P_{\square}^{-1}RP^{-1}M + C = \Gamma_{\square}\Gamma \qquad (2.17)$$

$$\mathrm{T} = \Gamma_{\square}^{-1}M_{\square}P_{\square}^{-1}RP^{-1}D = T_0 + T_+ + T_- \qquad (2.18)$$

Тут D – результат вінеровської факторизації матриці (2.16); Γ – результат факторизації матриці (2.17); $T_0 + T_+ + T_-$ – результат сепарації матриці (2.18).

З урахуванням виразів (2.16) – (2.18) варіацію (2.15) треба переписати як:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} t_1 \{\Gamma_{\square}[\Gamma F_u D + (T_0 + T_+ + T_-)]D_{\square}\delta F_{u\square} + \delta F_u D[D_{\square}F_{u\square}\Gamma_{\square} +$$

$$T0+T++T-*\Gamma ds \qquad (2.19)$$

Умова, яка забезпечує тотожність нулю рівняння варіації (2.19), дорівнює:

$$\Gamma F_u D + (T_0 + T_+) = 0 \qquad (2.20)$$

Вираз для визначення оптимальної структури матриці F_u на основі вхідної інформації для задач має вигляд:

$$F_u = -\Gamma^{-1}(T_0 + T_+)D^{-1} \quad (2.21)$$

Підставивши алгоритм (2.21) в рівняння (2.12) і (2.13), визначимо оптимальні структури матриць F_x і W. Підставивши оптимальні структури F_x і F_u в функціонал (2.11), знайдемо його мінімальне значення.

2.2. Алгоритм аналізу якості системи стабілізації при випадкових впливах

Поняття якості (точності, близькості до деякого нормативу) складних динамічних систем різного призначення – одне з визначальних в інженерній практиці. Питання поліпшення чи максимізації мають постійно знаходитись в центрі уваги наукової та інженерної діяльності фахівців, які створюють чи експлуатують ці системи. Визначивши поняття якості конкретної складної системи, можна ставити і вирішувати задачі кількісних змін її динамічних характеристик, а також результатів перетворення динамічною системою усіх діючих на неї вхідних впливів та збурень [6].

Завдання аналізу відомої динамічної системи в конкретних умовах її експлуатації полягає у визначенні вихідних реакцій і сигналів управління систем при певних вхідних сигналах, порівнянні досягнутих вихідних сигналів з бажаними, обчисленні помилки і отримання на її основі показника якості системи.

При аналізі якості роботи СУ виходять з того, що структурна схема і параметри пристроїв системи відомі. Потрібно оцінити якість її роботи.

Під якістю роботи динамічної системи розуміють властивості складної системи, які характеризують успішність вирішення динамічною системою завдань функціонування в певних експлуатаційних умовах і в певний інтервал часу або, інакше кажучи, якість характеризує деяку міру корисних властивостей системи.

Вирішення завдань аналізу починається з вибору показника якості або сукупності показників. Потім уточнюються властивості ідеальної і реальної

систем. Тут також чітко визначається функціональне призначення і формулюється поняття помилки системи. Наступний етап завдання - встановлення динамічних характеристик дій і інших сигналів, які відповідають кожному варіанту умов експлуатації. Бажано знати моделі сигналів, близьких до реальних експлуатаційних.

Якість складної динамічної системи, як правило, має численні грані, сторони. Залежно від конкретики цілей функціонування і призначення системи різні сторони якості мають різну вагу. Облік по можливості всіх важливих сторін якості одночасно практично неможливий. Це сильно захаращує критерії (показники) якості системи і робить завдання синтезу і аналізу якісних систем практично не вирішуваними.

Як правило, на практиці визначають головну сторону якості досліджуваної системи. Ця сторона якості виступає її еквівалентом, критерій якості такої системи один. Однокрітеріальні завдання вирішуються простіше, а результати забезпечення якості ефективніші.

На практиці нерідко за головну сторону якості (її еквівалент) обирають деяку близькість реального функціонування системи до раніше визначеної нормативної, тобто точність. У цих випадках поняття "точність" може однозначно характеризувати якість системи, тобто виступати в ролі його еквівалента, а точносний показник якості може стати критерієм її якості. Так, наприклад, критерії якості управління багатьма типами літальних апаратів. Наприклад, основною стороною якості систем навігації і управління польотом літальних апаратів є деяка міра близькості реальних траєкторій польоту до нормативних, програмних, тобто точність траєкторних польотів.

Позначимо матрицю передатних функцій замкненої системи від входу збурення ψ до виходу x через F_x, а матрицю передатних функцій системи від входу ψ до виходу u – через F_u. Підставивши вектор u з рівняння (2.2) в рівняння об’єкту (2.1), після легких перетворень отримаємо:

$$F_x = (P - M \quad)^{-1}$$

$$F_u = W(P - M \quad)^{-1} \qquad (2.22)$$

Підставивши позначки (2.2) в матриці (2.8) і (2.10), перепишемо останні у вигляді:

$$F_x = W_2 \ (PW_2 \ - M W_2)^{-1} = W_2 \ F_0^{-1} \qquad (2.22)$$

$$F_u = \ W_2 (PW_2 \ - M W_2)^{-1} = \ W_2 F_0^{-1} \qquad (2.23)$$

Стійкість замкненої системи має місце, якщо визначник матриці $F_0 = |F_0|$ задовольняє умові Гурвіца.

Якщо точність виконання нормативного функціонування системи є еквівалентом її якості, то його оцінку починають з визначення поняття помилки системи у функціонуванні.

Показником якості системи при випадкових впливах прийнято обрати середню квадратичну помилку, яка побудована на випадковій помилці системи (2.15) і має вигляд:

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} t_1 \left[R \cdot F_{x\square} \cdot S_{\psi\square\psi\square} \cdot F_x + F_{u\square} \cdot S_{\psi\square\psi\square} \cdot F_u\right] d \qquad (2.24)$$

де: t_1 - слід матриці.

Показник якості (2.24) можна також представити у вигляді суми компонент, наступного вигляду:

$$e_x = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} t_1 \left[R \cdot F_{x\square} \cdot S_{\psi\square\psi\square} \cdot F_x\right] d \qquad (2.25)$$

$$e_u = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} t_1 [F_{u\square} \cdot S_{\psi c \psi 0} \cdot F_u]\, d \qquad (2.26)$$

Тоді середньоквадратичний показник якості (2.24) можна представити в наступному вигляді:

$$e = e_x + C \cdot e_u \qquad (2.27)$$

Таким чином, основні етапи вирішення задачі аналізу якості такі:

- по відомих динамічних характеристиках ланок і системи в цілому, а також вхідних керівників і збурюючих впливів і перешкод визначаються вихідні сигнали системи (їх динамічні характеристики);

- встановлюються властивості “ідеальної” системи і моделі динаміки бажаних сигналів, обирається вид бажаного показника якості системи;

- визначається поняття помилки системи;

- обчислюється значення показника якості в заданих експлуатаційних умовах;

- проводиться порівняння обчислювального значення показника якості з необхідним, робиться висновок про придатність системи, її ефективність, доцільність удосконалення системи з метою підвищення її якості, оцінюється вплив тих або інших експлуатаційних чинників і параметрів конструкції на якість системи і т.п; оскільки вираз (2.24) характеризує помилку, тоді чим меншим буде таке число, тим вищою буде якість.

Висновок:

У другому розділі було розглянуто задачу аналізу якості роботи досліджуваної системи, представлено спектральний метод синтезу оптимальної системи стабілізації висоти польоту у частотній області за алгоритомом Вінера-Колмагорова, а також розглянуто алгоритм розрахунку показника якості роботи оптимальної системи стабілізації висоти.

3 СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ ЕКРАНОПЛАНА ТА АНАЛІЗ ЯКОСТІ РОБОТИ СИСТЕМИ

3.1 Опис об’єкта дослідження та динаміки його поздовжнього руху

Об’єктом дослідження у даній дипломній роботі виступає малогабаритний екраноплан, який має літакоподібну компонувальну схему (рис.3.1).

Рис.3.1 Малогабаритний екраноплан

Відомо, що рух ЛА можна розглядати як складний – рух центру мас і рух навколо центру мас. Для характеристики руху в будь-який момент часу необхідно мати шість координат як функцій часу: три координати руху центру мас і три кутові координати. Повністю описати рух екраноплана в просторі можна за допомогою кінематичних рівнянь, що визначають рух ЛА без урахування сил і моментів, що діють на нього, і динамічних - рівнянь сил і моментів. Зазвичай для спрощення вирішення різних завдань управління рухом літального апарату розглядають окремо подовжню і бічну складову цього руху. Однак необхідно відзначити, що поділ руху ЛА на поздовжній і бічний можливий лише тоді, коли інерційними, аеродинамічними і гіроскопічними зв’язками між цими рухами можна знехтувати. В нашому випадку, як було приведено раніше, розглядається поздовжній рух екраноплана.

Поздовжнім рухом називають рух, який ЛА здійснює у поздовжній вертикальній площині за кутом атаки α, кутом тангажу ϑ, кутом нахилу траєкторії θ, висотою H і по поздовжній координаті y. Для аналітичних обчислень користуються лінеаризованими рівняннями поздовжнього руху ЛА.

Як було наведено у першому розділі ДР, лінійна система рівнянь поздовжнього руху екраноплана (1.14) має наступний вигляд:

$$\begin{cases} (2\tau p + a_1)\bar{V} + a_1\,\alpha + a_1\,\vartheta + a_1\,\bar{h} = a_1\,\delta_b + a_1\,\delta_з + a_1\,\delta_р + a_1\,F_{хв} \\ a_2\,\bar{V} + (2\tau p + a_2)\alpha - (2\tau p + a_2)\vartheta + a_2\,\bar{h} = a_2\,\delta_b + a_2\,\delta_з + a_2\,\delta_р + a_2\,F_{ув} \\ a_3\,\bar{V} + a_3 + p\left(\frac{p}{\mu} + a_3\right)\vartheta + a_3\,\bar{h} = a_3\,\delta_b + a_3\,\delta_з + a_3\,\delta_р + a_3\,M_{zв} \\ a_4\,\bar{V} + a_4\,\alpha + a_4\,\vartheta + a_4\,\bar{h} = 0 \end{cases}$$

У даній системі:

$$\begin{cases} a_1\ , a_1\ , a_1\ , a_1\ , \\ a_2\ , a_2\ , a_2\ , a_2\ , \\ a_3\ , a_3\ , a_3\ , a_3\ , \\ a_4\ , a_4\ , a_4\ , a_4\ , \end{cases}$$

- постійні коефіцієнти, залежні від параметрів корабля і координат точки лінеаризації (V_0, H_0, P_0, θ_0);

$$\begin{cases} a_1\ , a_1\ , a_1\ , \\ a_2\ , a_3\ , a_3\ , \\ a_3\ , a_3\ , a_3\ , \end{cases}$$

- коефіцієнти, що визначають ефективність рульових органів;

$a_1\ , a_2\ , a_3$ - коефіцієнти, які визначаються характером діючих на екраноплан збуджень - вітрових і (з огляду на близькість схвильованої екранної поверхні) хвильових.

Формули для визначення коефіцієнтів a_1 , a_1 ,…, a_3 були наведені у першому розділі. Зокрема вони є загальними для екранопланів літакоподібної

компонувальної схеми, якій відповідає конструкція досліджуваного екраноплана, та побудовані на взаємозв’язку його конструктивних параметрів. Значення цих параметрів наведено у таблиці 3.1

Значення конструктивних параметрів досліджуваного екраноплана:

Таблиця 3.1

№ п/п	Найменування параметра	Одиниці виміру	Значення параметра
1	m	кг	30.1
2	V_0	м/с	23,8000
3	P^v	Н	-2,9000
4	μ	кг· $м^2/с^2$	25
5	$\bar{h}$	м	0,1000
6	α	град.	0,1047
7	C_y	-	0,9350
8	C_y^a	-	8,9400
9	C_x	-	0,0170
10	C_x^a	-	0,2100
11	$C_x^{\bar{h}}$	-	0,0500
12	$C_y^{\bar{h}}$	-	0,33
13	S	$м^2$	1.98
14	b_a	м	2,34

Слід зазначити, що деякі з наведених у таблиці 3.1 параметрів, наприклад $C_y^{\bar{h}}$, не було наведено у джерелах, звідки було взято переважну більшість з них, тому ці параметри були визначені окремо. Так, параметр $C_y^{\bar{h}}$, що характеризує

залежніть підіймальної сили від висоти, було визначено з графіка, зображеного на рис. 3.2.

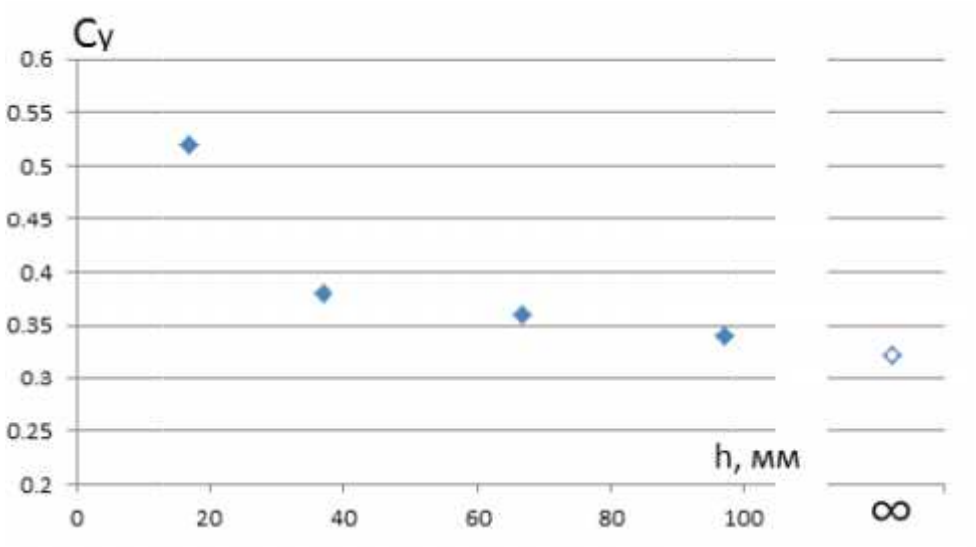

Рис. 3.2 Залежність підіймальної сили від висоти польоту

3.2 Розрахунок передавальних функцій з системи рівнянь поздовжнього руху методом Крамера

На екраноплан під час руху діє ціла множина зовнішніх збурень: керуючі (відхилення керуючих поверхонь літака) та збурюючі (турбулентність вітру і т.п.). Реакції літака на будь-які конкретні вхідні впливи можливо визначити за допомогою передавальних функцій по цим впливам.

Передавальна функція ЛА по будь-якому керуючому чи збурюючому впливі, щодо будь-якої вихідної характеристики дорівнює відношенню визначників. Знаменник відношення – головний визначник системи рівнянь руху літака, чисельник - визначник, який утворюється з головного визначника системи шляхом заміни стовпця коефіцієнтів при шуканій змінній стовпцем коефіцієнтів при вхідній змінній з правої частини рівняння.

На підставі принципу суперпозиції для лінійної динамічної моделі, яка буде характеризуватися передавальними функціями можна скласти структурну схему руху поздовжнього екраноплана (рис. 3.3), де на вході діють управляючі та збурюючи впливи, на виході показані параметри польоту у вигляді вихідних сигналів, а в прямокутнику, як в «чорному ящику», укладена передавальна матриця або ж матриця передавальних функцій, яка оцінює динамічні властивості екраноплана [7].

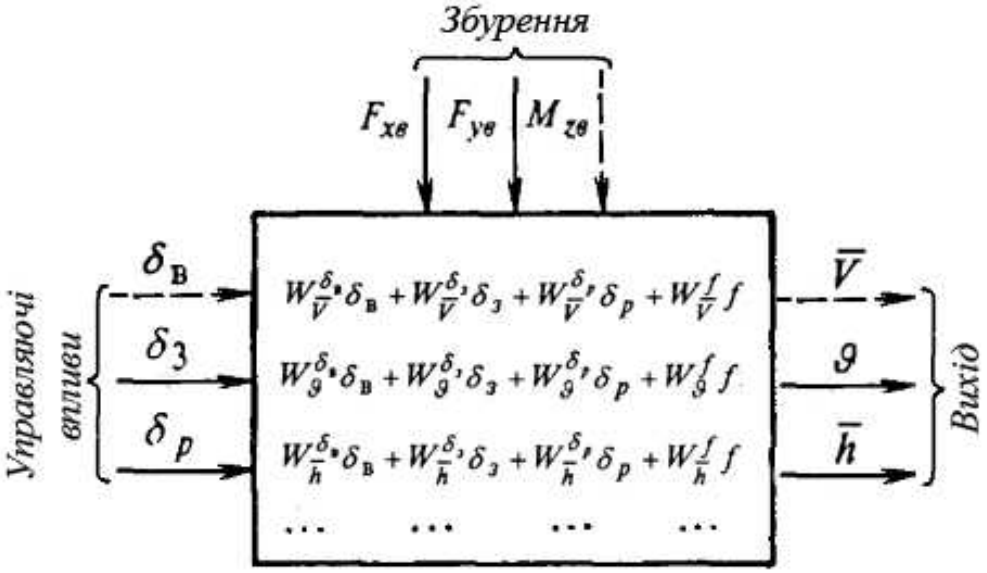

Рис. 3.3 Структурна схема поздовжнього руху екраноплана

Оскільки метод Крамера для складання передавальних функцій може бути застосований до визначника, отриманого з системи лінійних рівнянь, відмінного від нуля, формуємо визначник на базі системи рівнянь (1.14) та перевіряємо умову:

$$\Delta = \begin{vmatrix} 2\tau_{\cdot} + a_1 & a_1 + a_1 & a_1 - \frac{b_u}{V_0} a_1 p \\ a_2 & a_2 - a_2 & a_2 - \frac{b_u}{V_0}(2\tau_{\cdot} + a_2)p \\ a_{31} & \frac{p}{\mu} + a_3 + a_3 & a_2 - \frac{b_u}{V_0}(2\tau_{\cdot} + a_2)p \end{vmatrix} \quad (3.1)$$

Головний визначник (3.1) системи рівнянь поздовжнього руху екраноплана (1.2) – не дорівнює нулю, отже, складаємо допоміжний визначник, утворений з

головного визначника Δ заміною стовпця, складеного з коефіцієнтів при $\bar{h}$, стовпцем, складеним з відповідних членів правої частини системи рівнянь (1.2):

$$\Delta_1 = \begin{vmatrix} 2\tau_{} + a_1 & a_1 + a_1 & a_1 \\ a_2 & a_2 - a_2 & a_2 \\ a_{31} & \frac{p}{\mu} + a_3 + a_3 & a_3 \end{vmatrix} \quad (3.2)$$

Користуючись формулою (3.3), можна знайти реакцію координати $\bar{h}$ на відхилення відповідного органу управління (закрилок) в межах малих відхилень:

$$W_j^l = \frac{\Delta_1}{\Delta} \quad (3.3)$$

Отримане значення передавальної функції (3.3) по висоті (відхилення закрилок) має наступний вигляд:

$$W_{\bar{h}}^{\delta_3} = \frac{1\backslash C_y^{\bar{h}}}{T_h^2 p^2 + 2\xi T_h p + 1} \quad (3.4)$$

Для розрахунку числового значення передавальної функції (3.4) застосуємо середовище Matlab та скористаємося спеціально створеною програмою. Числове значення передавальної функції (3.4) буде дорівнювати:

$$W_{\bar{h}}^{\delta_3} = \frac{-3.0}{0.5 \quad s^2 + 2.3 \quad s + 1} \quad (3.5)$$

Розглядаючи загальний випадок будови каналу управління висотою польоту ЛА, описаного системою рівнянь типу (2.1), спрощено його будову можна зобразити за допомогою структурної схеми (рис. 3.4). Відповідно до векторно-матричної моделі поздовжнього руху екраноплана (2.1), у правій частині виразу передавальної функції (3.4) – вираз чисельника рівний M, а вираз знаменника дорівнює P.

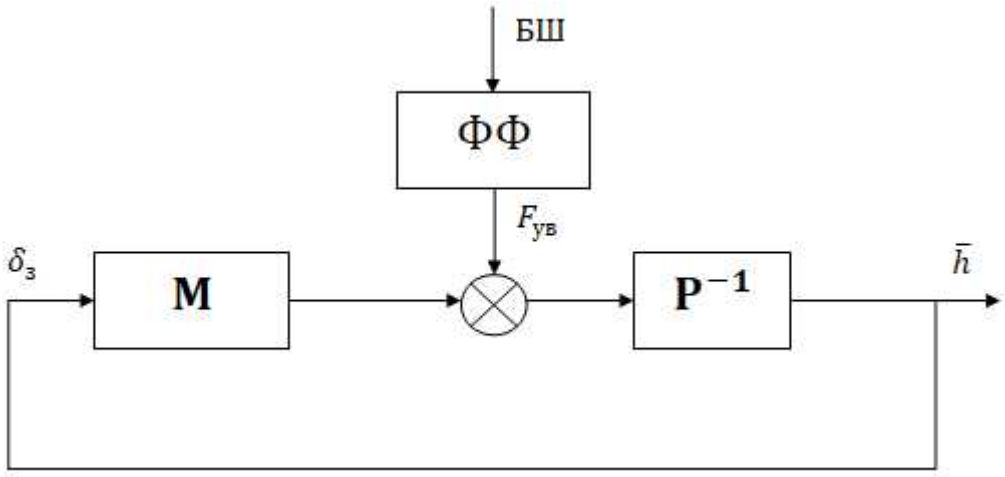

Рис. 3.4 Схема каналу управління висотою польоту ЛА

Де Р і М – знаменник та чисельник передавальної функції управління відповідно; ФФ – формуючий фільтр; БШ – вектор сигналу білого шуму; $\bar{h}$ – вектор вихідних координат; $\delta_з$ – вектор координат управління закрилками; $F_{ув}$ – вектор координат збурюючого впливу.

Передавальна функція формуючого фільтра $W_{фф}$ визначається наступним за формулою $W_{фф} = |F_{ув}|^2$, тоді, як спектральна щільність збурення S_ψ визначається за формулою:

$$S_\psi = |F_{ув}|^2 \cdot \frac{\sigma_\psi{}^2}{\pi}$$

Величина збурюю чого впливу, $F_{ув}$ – була визначена в ході розрахунку за допомогою програмного коду та її числове значення рівне $F_{ув} = 0.0161$.

Визначене числове значення передавальної функції $W_{\bar{h}}^{\delta_з}$, можемо застосувати її у структурній схемі каналу висоти (рис. 3.6), створеної у програмному середовищі Simulink, пакета программ Matlab, на базі стандартної структурної схеми каналу висоти ЛА, зображеної на рис. 3.4.

3.3 Синтез оптимального регулятора та його застосування у каналі висоти екраноплана

Оптимальними системами є такі, у яких максимізується або мінімізується заздалегідь обраний показник якості. Основна задача теорії оптимізації – вибір такого управління, за яким може бути досягнута ціль управління за умови мінімізації (максимізації) визначеного критерію (функціонала) якості системи, що досліджується [6].

Алгоритм синтезу оптимальної системи стабілізації стійкого об’єкту при ідеальних вимірюваннях його вихідних координат і випадкових впливах було докладно описано у другому розділі ДР. Для економії часу описаний у другому розділі ДР алгоритм синтезу оптимальної структури регулятора для системи стабілізації висоти польоту досліджуваного екраноплана доцільно реалізовувати у вигляді програмного коду у пакеті програм Matlab. За алгоритмом синтезу, описаним у другому розділі, послідовно визначаємо усі необхідні компоненти. Знаходимо числове значення Г□Г за формулою (2.17) та виконуємо вінерівську факторизацію отриманого виразу за формулою (2.18):

$$\Gamma = \frac{0.3 \quad s^2+2.1 \;\; s+5.2}{s^2+4.0 \quad s+1.7} \tag{3.6}$$

За алгоритмом, викладеним у другому розділі проводимо операцію вінерівської сепарації за формулою (2.18) виразу (3.7)

$$T = \frac{-2.0}{s^4+2.7 \quad s^3+8.7 \quad s^2+5 \;\; .8 \;\; s+2 \;\; .6} \tag{3.7}$$

та отримуємо дріб приведеного вигляду, що має наступні стійкі полюси за процедурою сепарації:

$$T_+ = \frac{-0.0 \quad s}{s^2+4.0 \quad s+1.7} \tag{3.8}$$

Задача вибору оптимальної структури матриці F_u еквівалентна задачі мінімізації функціонала (2.14) на класі фізично реалізованих дробово-раціональних матриць F_u, які мають аналітичну тільки в ППП варіацію δF_u.

Знайдемо вирази F_u та F_x для оптимальної передавальної функції замкненої системи за алгоритмом (2.21), (2.12) відповідно

$$F_u = \frac{-(0.9 \quad s + 4.9 \quad)}{s^2 + 6.7 \quad s + 1 \quad .6} \tag{3.9}$$

$$F_x = \frac{1.7}{s^2 + 6.7 \quad s + 1 \quad .6} \tag{3.10}$$

Визначаємо передавальну функцію оптимального регулятора за допомогою формули (2.13):

$$W_{\text{опт}} = 0.5276\, s + 2.849 \tag{3.11}$$

Синтезовані оптимальні структури передавальних фукнкцій системи є стійкими, забезпечують стійкість замкненої системи в цілому (виконується умова зв'язку). Регулятор не відповідає умові фізичної реалізуємості, але є стійким та розташовується у зворотньому зв'язку. Було виконано еквівалентне перетворення системи стабілізації, за якого регулятор був перенесений у прямий зв'язок зі зворотнього (рис. 3.6.2).

Перед проведенням процедури синтезу слід зазначити, що у синтезованій оптимальній системі можливо корегувати затрати потужності управління шляхом вибору значення коефіцієнта $\lambda_{\text{опт}}$. У завданні аналізу системи стабілізації при традиційному законі управління значення вагового множника λ регулює лише витрати потужності управління, а в завданні синтезу можливо знайти оптимальне значення вагового множника при якому дисперсія помилки стабілізації буде мінімальною, а витрати потужності на управління обмежуються енергетичними можливостями існуючої системи керування літаком. Проведення порівняльного аналізу якості системи стабілізації з традиційним і оптимальним законами управління виконується за умови (λ = 1 – для традиційної системи і оптимальному значенні вагового множника ($\lambda_{\text{опт}}$ – для оптимальної, що дає можливість оцінити всі переваги оптимальної синтезованої системи стабілізації.

Тому надалі розрахунки для оптимальної системи стабілізації виконуємо при $\lambda_{\text{опт}}$. Визначимо значення оптимального вагового коефіцієнту для синтезованої системи, результати представимо в графічній формі. На рис. 3.5

зображено графік залежності значень помилки стабілізації оптимальної системи (2.11) по вхідному впливові, по управлінню та загальної помилки (exx, euu, e) від значення .

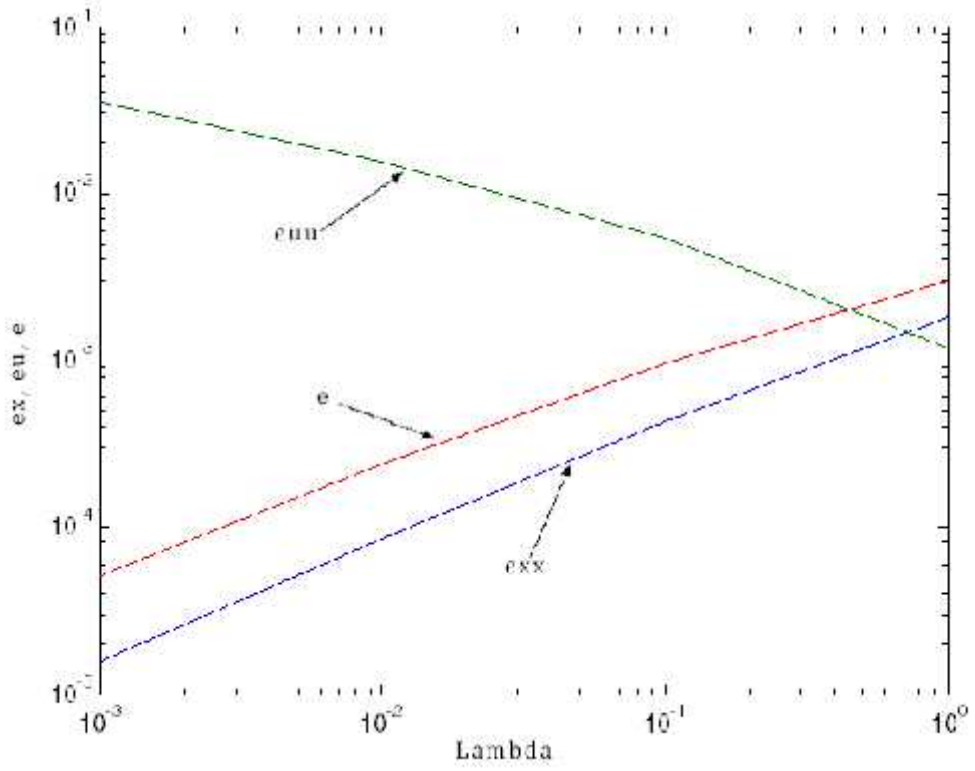

Рис. 3.5 Графік залежності значень помилки по вхідному впливові, по управлінню та загальної помилки (exx, euu, e) від значення λ

За графіком на рис. 3.5 визначаємо, що значення варіаційного коефіцієнта слід прийняти рівним $a_{опт} = 0{,}1$.

На базі структурної схеми каналу управління висотою польоту ЛА (рис. 3.4), проектуємо схему оптимальної системи управління висотою польоту ЛА з використанням передавальної функції синтезованого оптимального регулятора $W_{опт}$, зображену на рис. 3.7.

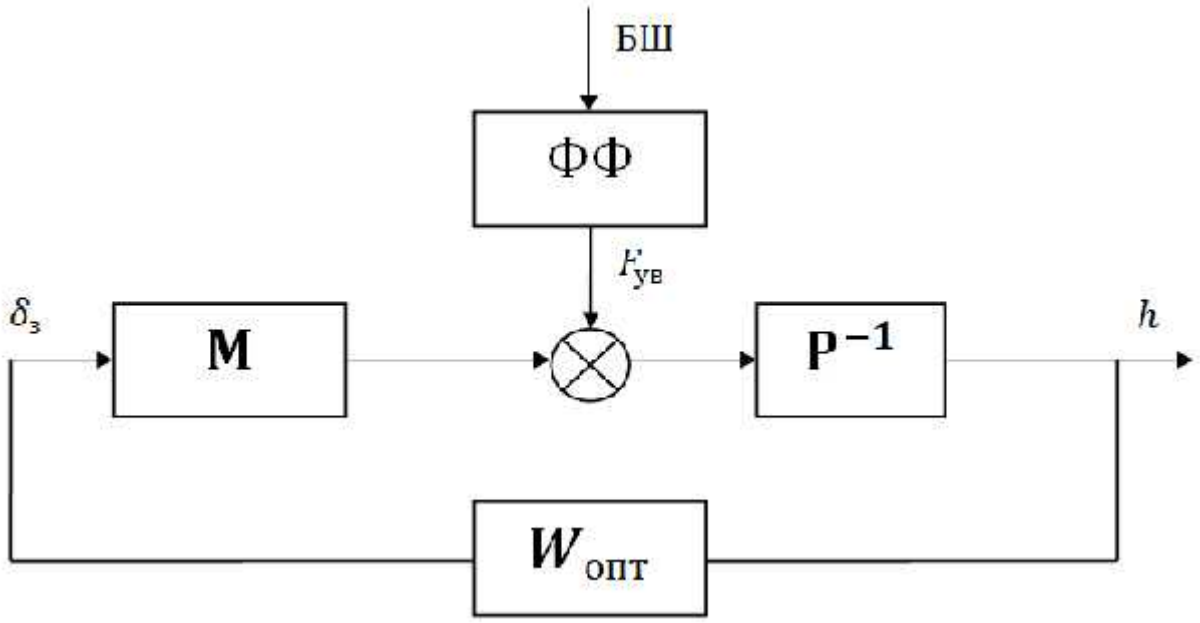

Рис. 3.6.1 Схема каналу управління висотою польоту з оптимальним регулятором

Де Р і М – знаменник та чисельник передавальної функції управління відповідно; $W_{опт}$ – передавальна функція оптимального регулятора; ФФ – формуючий фільтр; БШ – вектор сигналу білого шуму; $\bar{h}$ – вектор вихідних координат; $\delta_з$ – вектор координат управління закрилками; $F_{ув}$ – вектор координат збурюючого впливу.

Перетворимо схему, зображену на рис. 3.6.1, відповідно до правила перетворення схем з оптимальним регулятором у зворотньому зв’язку та перенесемо передавальну функцію оптимального регулятора $W_{опт}$ у прямий зв’язок (рис. 3.6.2).

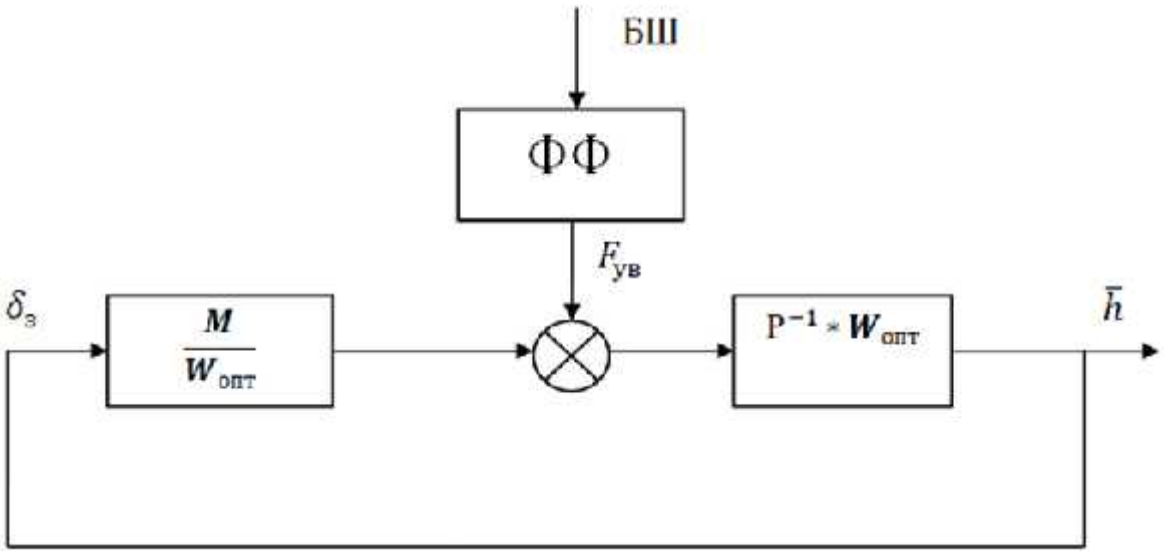

Рис. 3.6.2 Схема каналу управління висотою польоту з оптимальним регулятором

Знаючи числове значення передавальної функції $W_{опт}$, можемо побудувати еквівалентну схему оптимальної системи управління висотою польоту екраноплана (рис. 3.8) у програмному середовищі Simulink, пакета программ Matlab, на базі структурної схеми каналу управління висотою польоту з оптимальним регулятором, зображеної на рис. 3.6.2.

3.4 Результати моделювання роботи системи

Отже, на базі схеми управління каналу висотою, зображеної на рис. 3.4, створимо еквівалентну схему у середовищі Simulink (рис. 3.7) та запустимо процес моделювання роботи системи управління висотою польоту досліджуваного екраноплана. Для максимального наближення вимірювань до реальних умов, до моделі досліджуваного каналу вистоти екраноплана застосуємо завади вимірювання у вигляді білого шуму, пропущеного крізь формуючий фільтр та поданого на суматор.

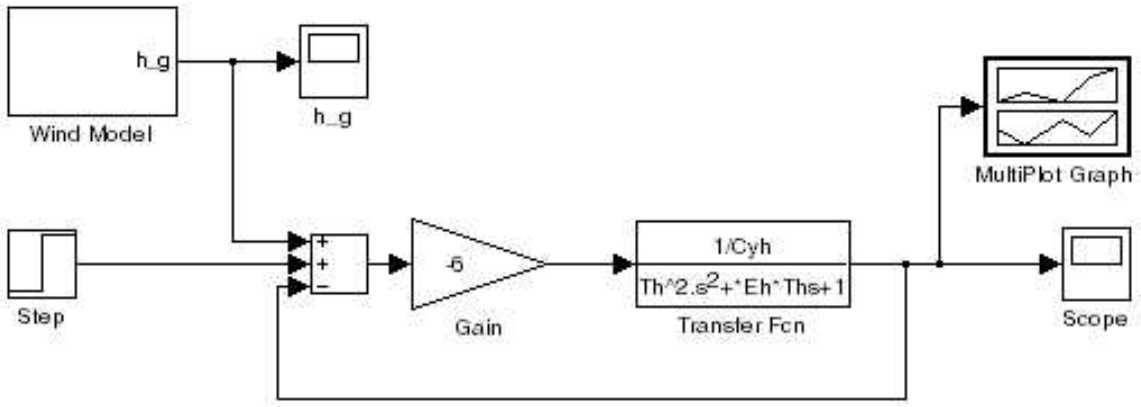

Рис. 3.7 Структурна схема управління висотою польоту

Коефіцієнт підсилення сигналу на підсилювачі, розташованому після суматора, рівний -6, був підібраний вручну таким чином, щоб вихідний сигнал системи максимально наближено відповідав заданому на вході, рівному 0,3. Після запуску створеної моделі каналу висоти, на вихідному вимірювачі було отримано перехідну характеристику, наведену на рис. 3.8.

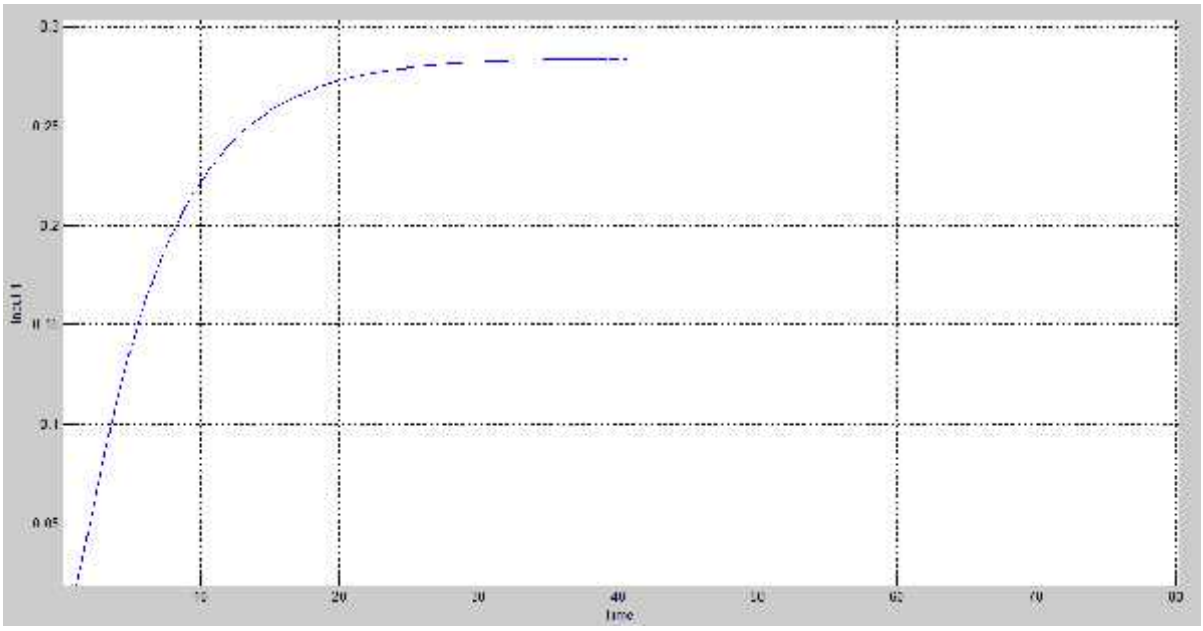

Рис. 3.8 Перехідна характеристика роботи каналу висоти

Слід зазначити, що рівень кривої перехідного процесу не досягає рівня 0,3, заданого на вході системи. Це зумовлено дією збурень, поданих на суматор. Час перехідного процесу склав 25 секунд.

Тепер, на базі схеми управління каналу висотою, зображеної на рис. 3.6.2, створюємо еквівалентну схему у середовищі Simulink (рис. 3.9) та використовуючи числове значення передавальної функції оптимального регулятора, $W_{опт}$, синтезованого у попередньому пункті третього розділу дипломної роботи, після чого запускаємо процес моделювання роботи оптимальної системи управління висотою польоту досліджуваного екраноплана.

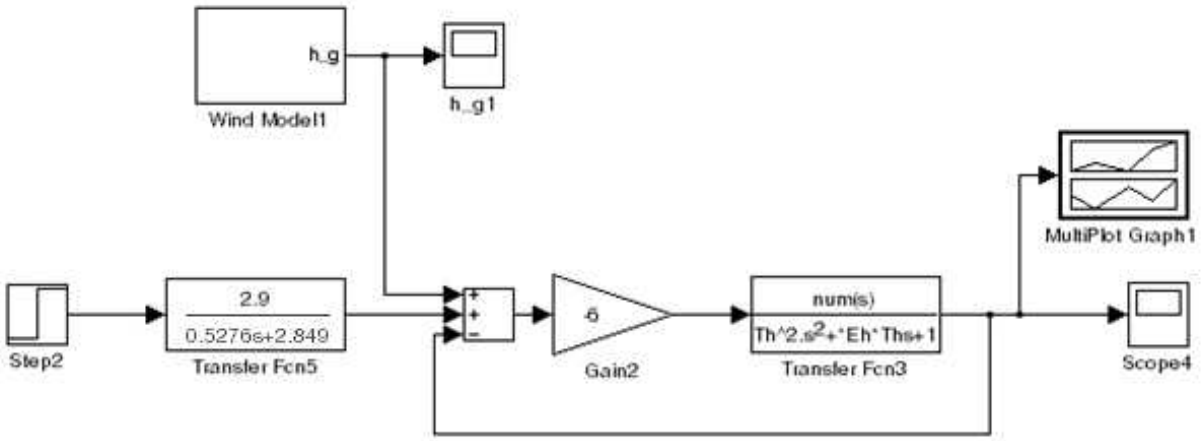

Рис. 3.9 Структурна схема оптимальної системи управління висотою польоту екраноплана

Чисельник передавальної функції $W_{опт}^{-1}$, поміщеної перед суматором за правилом переносу [6], був підібраний вручну, як і коефіцієнт підсилення сигналу на підсилювачі, розташованому після суматора, рівний -6, таким чином, щоб вихідний сигнал системи максимально наближено відповідав заданому на вході, рівному 0,3. Після запуску створеної моделі каналу висоти, на вихідному вимірювачі було отримано перехідну характеристику, наведену на рис. 3.10.

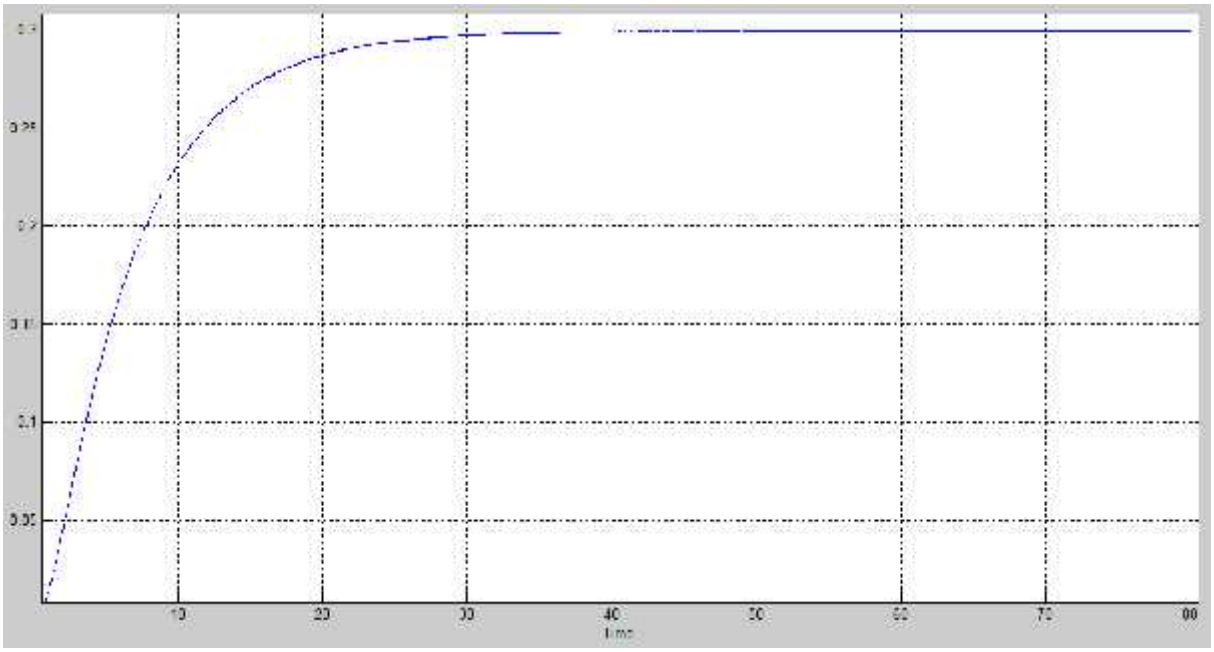

Рис. 3.10 Перехідна характеристика оптимальної системи управління висотою польоту екраноплана

За даною характеристикою видно, що сигнал системи приходить до усталеного значення за час, рівний 25 сек., на заданому на вході системи рівні, котрий відповідає значенню 0,3, не зважаючи на збурення у вигляді білого шуму, пропущеного крізь формуючий фільтр, котрі було подано на суматор.

3.5 Аналіз якості оптимальної системи управління висотою польоту екраноплана та порівняння з показником якості системи без регулятора

Аналіз якості будемо проводити за показниками якості роботи системи управління польотом екраноплана з оптимальним регулятором та без нього згідно з алгоритмом проведення такого аналізу, викладеного у другому розділі ДР. Для економії часу та ресурсів скористаємося програмним кодом, розробленим у пакеті програм Matlab.

Отже, спочатку визначаємо вирази F_u та F_x для передавальної функції замкненої системи без регулятора за алгоритмом (2.22), відповідно:

$$F_u = \frac{-1.7}{s^2 + 4.0 \quad s - 3.5} \tag{3.12}$$

$$F_x = \frac{1.7}{s^2 + 4.0 \quad s - 3.5} \tag{3.13}$$

Розраховуємо значення помилки по вхідному впливові, по управлінню та загальної помилки (exx, euu, e) для системи без регулятора за формулами (2.24) – (2.26) та заносимо до порівняльної таблиці (таблиця 3.2).

Вирази F_u та F_x для замкненої системи з оптимальним регулятором були визначені раніше, (3.9) та (3.10) відповідно, тож скористаймося ними для обрахунку значення помилки по вхідному впливові, по управлінню та загальної помилки $\left(\frac{e_{x_{\text{опт}}}}{\sigma_\psi^2}, \frac{e_{u_{\text{опт}}}}{\sigma_\psi^2}, \frac{e_{\text{опт}}}{\sigma_\psi^2}\right)$ для системи з оптимальним регулятором за формулами (2.24) – (2.26) та також занесемо їх до порівняльної таблиці (таблиця 3.2).

Порівняльна таблиця показників якості роботи системи з оптимальним регулятором та без нього:

Таблиця 3.2

Тип помилки/тип системи	Помилка системи без регулятора:	Помилка системи з оптимальним регулятором:
$\frac{e_{x_{\text{опт}}}}{\sigma_\psi^2}$	0.0025	4.2586e-004
$\frac{e_{u_{\text{опт}}}}{\sigma_\psi^2}$	0.0025	0.0054
$\frac{e_{\text{опт}}}{\sigma_\psi^2}$	0.005	9.7012e-004

З отриманого значення показника якості (2.24) для системи без регулятора та системи з синтезованим оптимальним регулятором видно, що проведена процедура синтезу передавальної функції оптимального регулятора та його використання у контурі каналу управління висотою польоту екраноплана

забезпечили мінімізацію показника якості і в результаті поліпшили динамічні характеристики системи.

Висновок:

У третьому розділі було наведено опис об’єкта дослідження та динаміки його поздовжнього руху, проведено синтез оптимальної системи стабілізації висоти за алгоритмом Вінера-Колмагорова, отримано результати моделювання роботи оптимальної та класичної систем, а також порівняльний аналіз якості роботи системи управління висотою польоту з синтезованим оптимальним регулятором та класичної системи стабалазації висоти польоту.

4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1 Основна зона експлуатації екраноплану біля водної поверхні

Екраноплан – це унікальний вид повітряного транспорту, що використовує принцип "повітряної подушки" для підтримання висоти польоту в безпосередній близькості від поверхні води. Основним режимом руху цього повітряного судна є політ в безпосередній близькості від поверхні води на відносних висотах від 0.1 до 1 метра – в межах дії екранного ефекту, що зумовлює проблеми стійкості польоту та складність керування таким повітряним судном. Ефект екрана пов’язаний з тим, що збурення (зростання тиску) від крила досягають землі (води), відбиваються і встигають дійти до крила. Таким чином, зростання тиску під крилом виходить великим. Швидкість поширення хвилі тиску, звісно, дорівнює швидкості звуку. Що більша САХ крила, нижча швидкість польоту і висота - то вищий екранний ефект.

Наприклад, максимальна дальність польоту екраноплану "Іволга" на висоті 0,8 м становить 1150 км, а на висоті 0,3 метра з тим самим навантаженням - уже 1480 км. Традиційно на швидкостях польотів біля самої землі заведено вважати висотою дії екрана половину хорди крила. Це дає висоту близько метра. Але у досить великих екранопланів висота польоту за рахунок екранного ефекту може досягати 10 і більше метрів. Центр тиску (точка прикладання сили) екранного ефекту розташований ближче до задньої кромки, центр тиску "звичайної" підйомної сили - ближче до передньої кромки, тому чим більший внесок екрану в загальну підйомну силу, тим більше центр тиску зміщується назад. Це призводить до проблем балансування. Зміна висоти змінює балансування, зміна швидкості - теж. Крен викликає діагональне зміщення центру тиску.

Керування повітряним судном в такому режимі вимагає високої кваліфікації пілота, оскільки навігація в безпосередній близькості від води вимагає великої уваги до топографії поверхні води та штучних перешкод. Найчастіше екраноплани використовують над водною поверхнею, оскільки, на відміну від земної, вона більш рівномірна за висотою. Проте усе ж залежить від стану водної поверхні і відповідно від кліматичних змін.

4.2 Глобальна зміна температури поверхні Землі

Клімат – це характер погодних умов протягом тривалого періоду для значної території. Потепління в наш час – не лише природний процес, бо Земля нагрівається набагато швидше, ніж раніше передбачали вчені. Це означає, що ключовий поріг глобального потепління може бути перевищений уже цього десятиліття. Про це свідчить дослідження, опубліковане в журналі Oxford Open Climate Change.

Згідно з дослідженням, вже до кінця десятиліття температура на планеті зросте на 1,5 градуса за Цельсієм, а до 2050 року – ще на два. Таке тривожне прискорення глобального потепління загрожує тим, що світ стане "менш терпимим для людства, з більшими кліматичними екстремальними умовами".

Вчені дійшли до висновку, що через тривале спалювання викопного палива "насувається" величезне глобальне потепління, і Земля стала набагато чутливіша до зміни клімату, ніж вважалося раніше.

Вчені вказують на дисбаланс між енергією, що надходить від Сонця, і енергією, що виходить із Землі. Таке зростання може призвести до катастрофічного підвищення рівня моря для прибережних міст світу. Для подолання цієї кризи вчені закликають ввести глобальний податок на викиди вуглецю, збільшити використання ядерної енергії для доповнення відновлюваних джерел енергії та активізувати допомогу країнам, що розвиваються, у їхньому переході до низьковуглецевої енергетики.

Також вчені переконують, що слід вдатися до штучного зниження температури на планеті методами так званої сонячної геоінженерії: розпорошити

в атмосфері Землі частинки сірки, які відображатимуть частину сонячного світла назад у космос.

Втім дослідники вважають цей метод дуже спірним: усі відомі способи сонячної геоінженерії вирішують проблему зміни клімату лише частково, оскільки не впливають на їхній каталізатор – парникові гази в атмосфері.

4.3 Шкода від парникових газів

Людство суттєво змінює концентрацію парникових газів в атмосфері, спалюючи викопне паливо: вугілля, нафту, газ тощо. Під час їх горіння вивільняється вуглець, який з'єднується з киснем у повітрі та утворює CO2.

Діоксид вуглецю або вуглекислий газ (CO_2) – найбільш відомий з усіх парникових газів. Проте крім нього є ще й інші речовини, які також впливають на клімат.

У Всесвітній метеорологічній організації (WMO) основними парниковими газами, концентрація яких зростає, називають вуглекислий газ, метан, оксид азоту, гідрохлорфторвуглеці (HCFC), гідрофторвуглеці (HFC) і озон у нижніх шарах атмосфери.

У багатьох міжнародних документах, які стосуються захисту довкілля, проблема забруднення повітря і проблема кліматичних змін зазвичай є ланками одного ланцюга. Адже під час розробки стратегій зменшення згубного впливу людини на атмосферне повітря і клімат доводиться мати справу з тими самими джерелами походження небезпеки.

Парникові гази мають властивість, яка робить їх небезпечними. Вони поглинають інфрачервоне випромінювання, що йде від поверхні Землі, і повертає його назад. Тобто саме це скупчення газів не дозволяє енергії потрапляти у космос.

Це дуже сильно відбивається на енергетичному стані земної системи. І також це є причиною значних змін клімату у різні періоди. Загалом концентрації парникових газів були особливо високими у теплі історичні періоди та низькими – у холодні.

Вплив кожного з парникових газів на зміну клімату залежить від трьох основних факторів:

- Кількість в атмосфері – що більше викидів парникових газів потрапляє в атмосферу, тим вищою є їх концентрація. І, відповідно, наслідки від такого впливу.
- Тривалість їхнього перебування в атмосфері – це може бути кілька років або тисяча. Водночас цього часу вистачає, аби речовини добре змішалися. Саме тому їхня кількість, виміряна в атмосфері, приблизно однакова в усьому світі, незалежно від джерела викидів.
- Рівень впливу на атмосферу – деякі гази сильніше впливають на температуру планети, інші – менше. Для кожного парникового газу було розроблено потенціал глобального потепління (GWP), що дозволяє порівняти вплив різних газів на глобальне потепління.

Деякі парникові гази потрапляють до атмосфери природним шляхом. Проте саме діяльність людини, особливо спалювання викопного палива від часів промислової революції, є відповідальною за постійне збільшення атмосферних концентрацій різних парникових газів, особливо вуглекислого газу, метану, озону та хлорфторвуглеців. Отже, саме людство несе повну відповідальність за ті катастрофічні наслідки, з якими стикнулася планета.

Вуглекислий газ (CO_2) потрапляє в атмосферу через спалювання викопного палива (вугілля, природного газу та нафти), твердих відходів, дерев та інших біологічних матеріалів, а також у результаті певних хімічних реакцій (наприклад, виробництво цементу).

Метан (CH4) виділяється під час видобутку та транспортування вугілля, природного газу та нафти. Це також результат тваринництва та інших видів сільського господарства, землекористування та розкладання органічних відходів на полігонах твердих побутових відходів.

Закис азоту (N2O) утворюється під час обробки землі, сільськогосподарської та промислової діяльності, спалювання викопного палива й твердих відходів, а також під час очищення стічних вод.

Фторовмісні гази – синтетичні парникові гази – виділяються в результаті різноманітних побутових, комерційних і промислових застосувань і процесів.

За даними Океанографічного інституту Скріппса, у 2019 році концентрація вуглекислого газу в атмосфері вперше в історії людства досягла максимального рівня – 415,26 ppm. Такий рівень концентрації вуглекислого газу спостерігався близько 3 – 5 млн років тому, коли температура на Землі була на кілька градусів вища, ніж зараз.

Зазвичай кількість CO2 коливається в залежності від сезону, досягаючи максимальної відмітки в північній півкулі навесні і на початку літа. Однак середньорічна концентрація CO2 продовжує стабільно зростати. Науковці пов'язують цей факт із спалюванням твердих видів палива, адже 67% викидів парникових газів спричиняє саме енергетика і спалювання викопних видів палива, які й призводять до зростання глобальної середньої температури.

4.4 Танення льодовиків

Танення льодовиків в Арктиці через глобальне потепління відбувається вдвічі швидше у порівнянні з іншими регіонами планети. Тому льодовики тануть швидше. З 1979 року (перший повний рік супутникового спостереження) об'єм льоду в найтепліший сезон в Арктиці зменшився на приблизно 30%. За такої тенденції до середини століття в літний період Арктика буде без льоду.

Танення льодовиків має декілька серйозних наслідків:

Перший. Скорочується площа білого покриву, який відбиває від 20% до 50% сонячної радіації. А площа океану збільшується та поглинає більше 95%. Так вода ще більше нагрівається і пришвидшує танення льодовиків, призводячи до більших змін клімату.

Другий. За підрахунками вчених з National Snow and Ice Data Center, вічна мерзлота утримує 1 400 гігатонн вуглекислого газу – це майже вдвічі більше, ніж зараз містить атмосфера. Поки вічна мерзлота тане, вона поступово вивільняє ці поклади газу. Разом із CO2 в атмосферу потрапляє Метан (CH4) – газ із парниковим ефектом у 84 рази сильнішим ніж CO2.

Третій. Підвищення рівня Світового океану. Вже зараз під водою зникають острови: Мальдіви, Фіджі, Сейшельські Острови, Маршаллові острови, Канарські острови, Федеративні Штати Мікронезії, Французька Полінезія, Філіппіни, Тувалу, Соломонові острови (вже втратили 5 островів через підняття рівня океану).

На (рис. 4.1) видно, як зростав рівень світового океану з 1870 року по середину 2023 року.

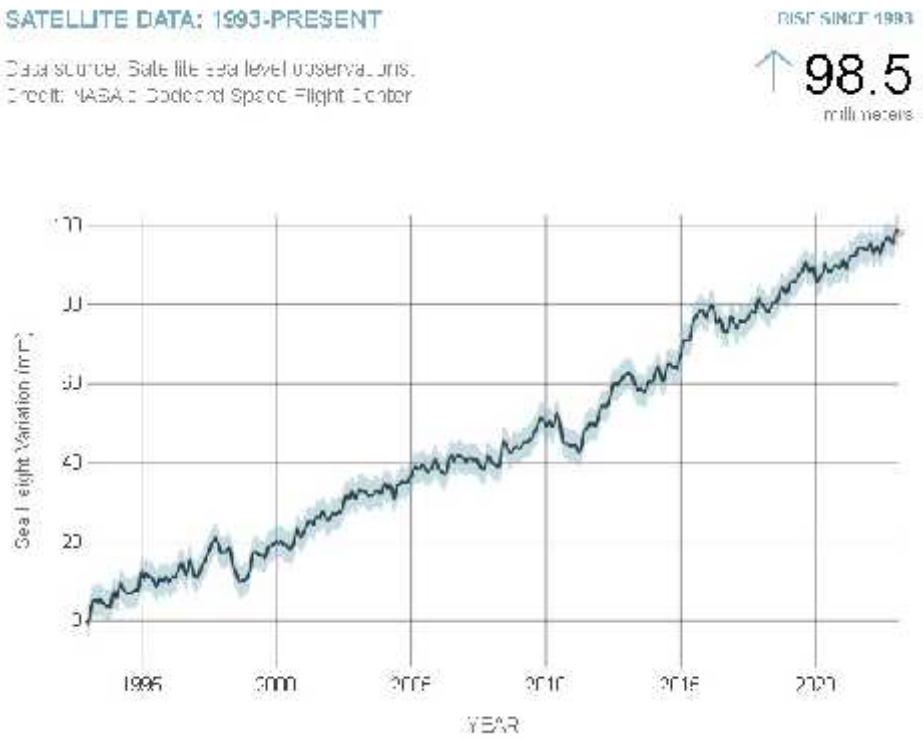

Рис.4.1 Як зростав рівень світового океану з 1870 року по середину 2023 року.

4.5 Вплив змін клімату на зону експлуатації екраноплану

Підвищення температури збільшує випаровування та спричиняє перерозподіл вологи. Як наслідок, в одних регіонах випаровується надмірна кількість вологи та посилюється посуха. В інших регіонах ця волога

конденсується, і там частішають зливи та шторми, що викликає ризики затоплення.

У звіті 2008 року Організація економічного співробітництва та розвитку (ОЕСР) підрахувала, що до 2070 року приблизно 150 мільйонів людей, які проживають у прибережних районах, можуть піддаватися ризику повені через сукупні наслідки підвищення рівня моря, збільшення інтенсивності штормів та осідання земель. Активи, що знаходяться під загрозою (будівлі, дороги, мости, порти тощо) знаходяться в порядку 35 трильйонів доларів (35 000 000 000 доларів США). Країнами з найбільшою схильністю населення до повені є Китай, Індія, Бангладеш, В'єтнам, США, Японія та Таїланд. Деякі з великих міст, що піддаються ризику, включають Шанхай, Гуанчжоу, Мумбаї, Калькутту, Дакку, Хошимін, Токіо, Майамі та Нью-Йорк.

Одним з інших ризиків для прибережних популяцій, крім підвищення рівня моря, є те, що потепління клімату також пов'язане зі збільшенням інтенсивності тропічних штормів (наприклад, ураганів або тайфунів), які майже завжди спричиняють серйозні повені від інтенсивних дощів та штормових сплесків. Тропічні шторми отримують свою енергію від випаровування теплої морської води в тропічних регіонах.

На (рис. 4.2) показані зміни температури поверхні моря (SST) тропічного Атлантичного океану (синім кольором) проти кількості енергії, представленої атлантичними ураганами між 1950 і 2008 роками (червоним кольором). Загальна інтенсивність атлантичних ураганів не тільки зросла з потеплінням з 1975 року, але кореляція між ураганами та температурами морської поверхні дуже сильна за цей період часу.

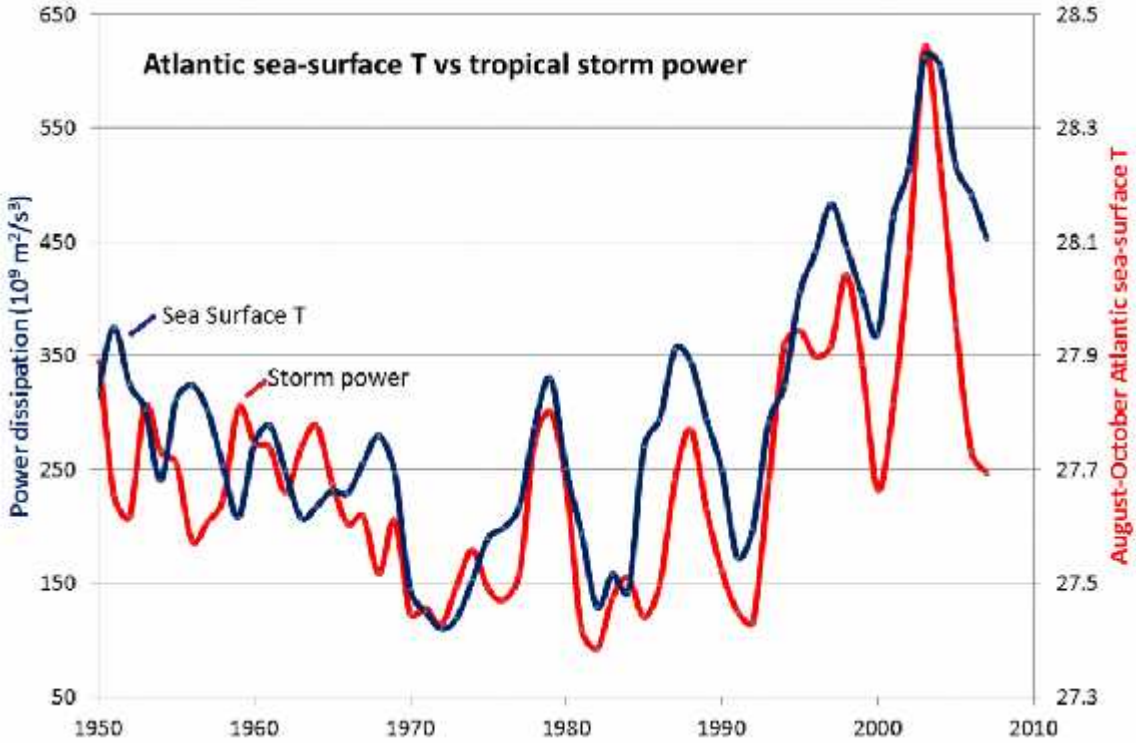

Рис.4.2 Зв’язок між сукупною річною інтенсивністю атлантичного тропічного шторму та температурами поверхні Атлантичного моря.

Оскільки тепле повітря здатне утримувати більше води, ніж холодне, загальна світова тенденція за минуле століття була однією з зростаючих опадів (рис.4.3)

Рис.4.3 Глобальні аномалії опадів в порівнянні з середнім показником за період з 1901 по 2012 рік.

Аналогічна тенденція очевидна для Британської Колумбії на основі даних про погоду з 1945 по 2005 рік для 29 станцій, розподілених по всій провінції (Рис.4.4). З цих станцій 19 показують збільшення кількості опадів, а 10 - зменшення. Хоча зменшення становить менше 12%, деякі збільшення перевищують 48%. Виходячи з даних цих станцій, підраховано, що приблизно 60 мм/рік більше опадів випало на Британську Колумбію в 2005 році порівняно з 1945 роком. Це еквівалентно приблизно півроку середнього стоку річки Фрейзер.

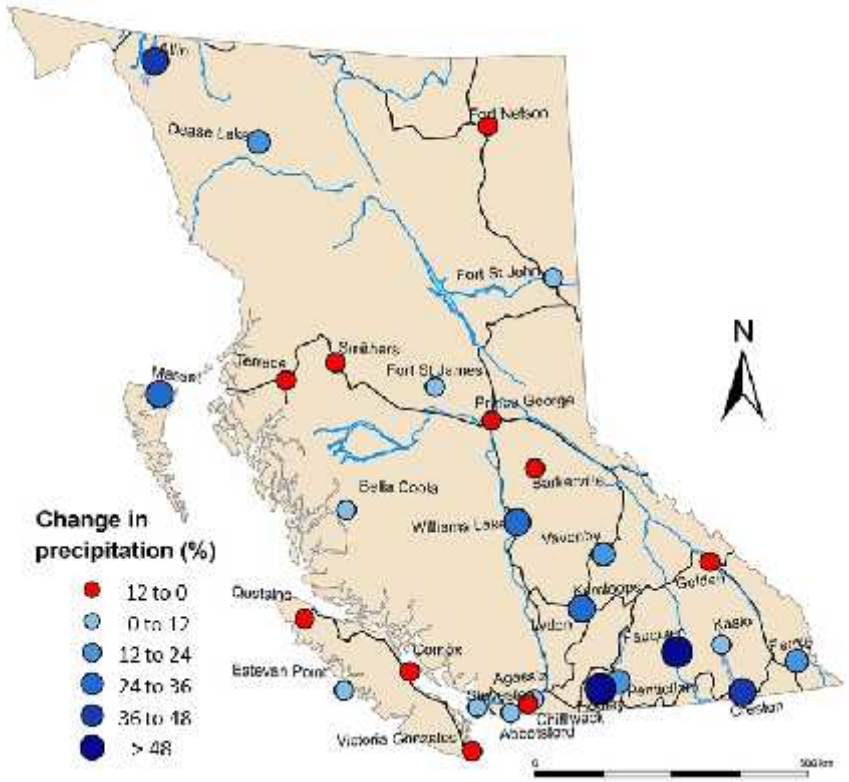

Рис.4.4 Зміна кількості опадів за період з 1945 по 2005 рік для 29 станцій в Британській Колумбії. юнок19.3.519.3.5 Змі

Над океанами на північ і південь від екватора може розвинутися погодне явище, яке називається тропічним циклоном, яке може кардинально змінити фізичний та культурний ландшафт, якщо він досягне суші. У Північній частині Атлантичного океану і Карибського моря така погодна картина називається ураганом. У північній частині Тихого океану однотипну погодну картину називають тайфуном. В регіоні Індійського океану і в південній частині Тихого океану його називають тропічним циклоном.

За останні 20 років на узбережжі США обрушилося декілька особливо потужних ураганів, які призвели до масштабних руйнувань та збитків. У 2017 році ураган Харві обійшовся американській скарбниці у $125 млрд. Катрін, ураган 2005 року, коштував ще дорожче - $161 млрд. Згідно з новим дослідженням, подібні катаклізми стають все частіше — і в цьому винне глобальне потепління. Попередні роботи кліматологів вже не раз підтверджували зв’язок між кліматичними змінами та збільшенням частоти й потужності ураганів.

Порівняти економічних збитків ураганів в різні десятиліття непросто — для цього необхідно врахувати інфляцію, коливання вартості нерухомості та той факт, що в наш час на узбережжі живе набагато більше людей, ніж сто років тому. Тому, за одиницю вимірювання, дослідники взяли площу постраждалих земель. Цю інформацію вони почерпнули з баз даних страхової індустрії.

Дані про 240 тропічних штормів та ураганів, зареєстрованих в США з 1900 по 2018 рік, підтвердили, що частота найбільш руйнівних з них, за цей період збільшилася на 330%. 2000-ні роки — найгірше десятиліття у всій історії спостережень (рис.4.5).

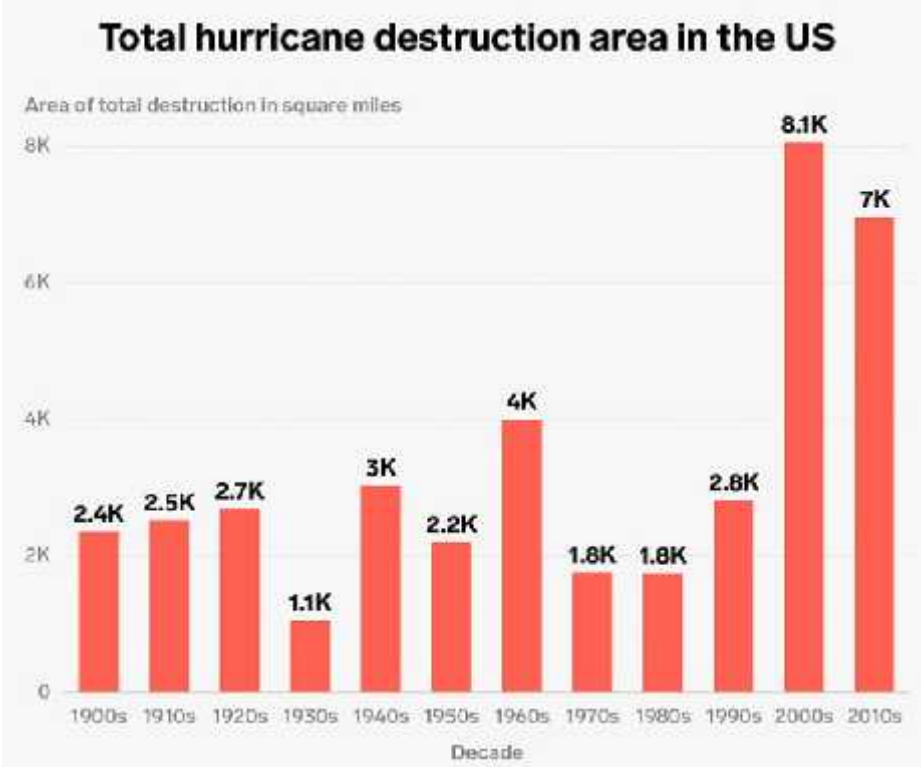

Рис.4.5 Порівняти економічних збитків ураганів в різні десятиліття за площею постраждалих земель

Під «найбільш руйнівними» автори розуміли стихійні лиха, від яких постраждало понад 1200 квадратних кілометрів. Для порівняння: частота помірних ураганів, які призвели до руйнувань на площі до 130 квадратних кілометрів, збільшилася всього на 140%.

Кліматологи вважають, що урагани стають частішими та потужними через глобальне потепління. Океани поглинають більшу частину надлишкового тепла, в результаті чого поверхневі води сильніше розігріваються і постачають шторму та урагану додаткову енергію. Інші фактори ризику — зростання рівня моря через танення полярних льодів, а також збільшення вологості повітря, викликане зростанням температур.

Така екологічна ситуація може призвести до зниження безпеки використання екранопланів, адже основною поверхністю руху цього літального апарату є політ в безпосередній близькості від поверхні води. Потужніші шторми, урагани, циклони призводять до неможливості подальшого використання екраноплану в таких природних умовах.

4.6. Протидія зміні клімату

Більшість науковців говорять про декілька глобальних сфер, зміни в яких дійсно можуть покращити глобальну ситуацію. Це корисні копалини, ліси та промислове тваринництво.

Чим більше нафти, газу й вугілля людство спалює, аби видобувати енергію, тим більше викидів йде в атмосферу, тим більше парниковий ефект, тим більш катастрофічними будуть наслідки. Міжнародна спільнота нарешті поступово приходить до того, що просто говорити про це вже мало. Потрібно переводити всю економіку на роботу не на основі корисних копалин, а альтернативних чи зелених джерел енергії.

Перехід на 100% відновлюваної енергетики

Інвестиції та фінанси в електроенергетиці переходять від викопного палива та великої централізованої інфраструктури до розподілених енергетичних

ресурсів — відновлюваних джерел і систем накопичення та зберігання енергії. У світі, де вирує кліматична криза, вирок вугільній енергетиці вже винесено самою економікою.

Відновлювані джерела енергії - це джерела енергії, що походять із природних джерел або процесів, які постійно поповнюються. Наприклад, сонячне світло або вітер продовжують світити і дути, навіть якщо їх наявність залежить від часу та погоди.

Викопні ресурси, такі як вугілля, нафта, природний газ та уранова руда до відновлюваних джерел енергії не належать, бо вони відновлюються протягом сотень тисяч років.

Останнім часом вартість будівництва відновлюваних джерел енергії впала до рівня, коли нові вітрові електростанції та сонячні електростанції виграють конкуренцію за ціною кіловат-години у вугільних електростанцій. Це підтвердили Міжнародне агентство з відновлюваної енергетики, аналітичні фірми Lazarus та Bloomberg New Energy Finance(рис.4.6).

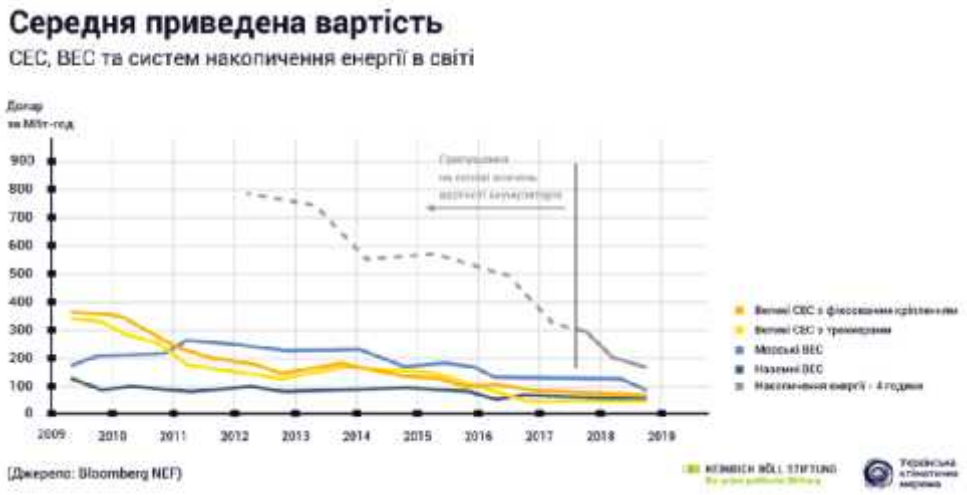

Рис.4.6 Середня приведенна вартість нових вітрових електростанції та сонячних електростанцій та вугільних електростанцій

Через низьку собівартість енергії з відновлюваних джерел, їхній малий вуглецевий слід, перехід на відновлюванні джерела енергії є найбільш економічно та екологічно доцільним варіантом розвитку.

Вирубка лісів і напряму, і опосередковано призводить до збільшення кількості вуглекислого газу в атмосфері. А незліченна кількість корів й сільськогосподарська діяльність загалом продукують близько половини усіх парникових газів.

Ще одна галузь, яка може глобально все змінити – тваринництво. Заради пасовищ та корму для худоби вирубаються ті ж ліси, а колосальна кількість свійських тварин продукують стільки метану, що це помічає вся планета. Це дійсно вражаюча проблема: якби усі люди раптом стали веганами, то обсяг шкідливих викидів від харчової промисловості знизився б на вражаючі 70%.

4.7 Підведення підсумків та загальний висновок розділу

Розвиток людства з одного боку сприяє економічному зростанню та підвищенню рівня життя, я, а з іншого — призводить до значних екологічних збитків. Через глобальне потепління, яке було спричинене діяльністю людини, кліматичні умови з кожним роком погіршуються, що спричиняє різні стихійні лиха. Через це погіршується безпека і ефективність використання авіатехніки. Необхідно протидіяти погіршенню клімату, для подальшого безпечного використання авіаційного транспорту. Отже безпека і ефективність авіатехніки значною мірою пов’язана із впливом людства на довкілля.

5 ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1 ВСТУП

У наш час, коли людство розробило засоби лікування численних хвороб та шукає шляхи для подовження тривалості життя, проблема захисту здоров’я та безпеки людини під час виконання професійних обов’язків залишається нагальною. Захист праці відіграє ключову роль як суспільний фактор, оскільки, незалежно від значущості досягнень у сфері праці, вони не можуть відшкодувати втрати у здоров’ї або, тим більше, у житті людини. Таким чином, в Законі України "Про охорону праці" підкреслюється, що головним принципом державної політики України є визнання пріоритету життя та здоров’я людини над результатами її праці.

Охорона праці – це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних, лікувально-профілактичних заходів, спрямованих на збереження життя, здоров’я, і працездатності людини в процесі праці.

Основними предметами досліджень є людина у процесі трудової діяльності, умови праці, організація праці та виробництва. На основі цих наукових вивчень розробляються заходи і засоби, спрямовані на збереження фізичного та психічного здоров’я людини під час виконання праці.

Мета розділу "Охорона праці" цієї дипломної роботи полягає в тому, щоб забезпечити майбутнього інженера-дослідника необхідною інформацією, яка дозволить йому зберігати своє здоров’я та працездатність під час виконання своїх трудових обов’язків.

5.2 Аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника у виробничому приміщенні

Робоче місце визначається як та зона простору, де інженер проводить значну частину свого робочого часу, займаючись трудовою діяльністю. Важливо, щоб це місце було належним чином адаптоване до вимог інженерної роботи, ефективно організоване щодо простору, форми та розміру, забезпечуючи зручне положення для виконання завдань та досягнення високої продуктивності при мінімальних фізичних та психічних навантаженнях. Вірне організоване робоче місце може значно полегшити працю інженера та сприяти збільшенню продуктивності праці від 8 до 20 відсотків при одночасному зменшенні фізичного і психічного напруження.

5.2.1 Організація робочого місця інженера-дослідника

У рамках даної дипломної роботи, оскільки більшість досліджень здійснювались з використанням персональних комп'ютерів (ПК), вивчимо специфіку організації робочого місця, обладнаного ПК.

Організація робочого місця інженера-дослідника повинна забезпечувати відповідність усіх елементів робочого місця та їх розташування ергономічним вимогам ДСТУ 8604:2015 "Робоче місце для виконання робіт у положенні сидячи".

Головними елементами робочого місця інженера-дослідника є письмовий стіл і крісло. Основним робочим положенням є положення сидячи. Конструкція виробничого устаткування й робочого місця повинна забезпечувати оптимальне положення тіла працюючого, що досягається регулюванням:

- висоти робочої поверхні, сидіння й простору для ніг. Регульовані параметри потрібно вибирати відповідно до вимог ДСТУ ISO 14738;

- висоти сидіння та підставки для ніг (у разі нерегульованої висоти робочої поверхні). У цьому разі висоту робочої поверхні встановлюють за номограмою для працюючих зростом 1800 мм. Оптимальна робоча поза для менших за зростом працюючих досягається збільшенням висоти робочого сидіння й підставки для ніг на величину, що дорівнює різниці між висотою робочої поверхні для працюючого зростом 1800 мм і висотою робочої поверхні, оптимальної для зросту даного працючого. Числові значення цих параметрів також визначаються за ДСТУ ISO 14738.

При роботі в положенні сидячи витримані такі параметри робочого простору: ширина - 800 мм, глибина - 400 мм, висота робочої поверхні столу над підлогою - 700-750 мм. Витримані оптимальними розмірами столу, котрі складають: висота 750 мм; довжина столу 1350 мм, ширина столу 650 мм. Робочий стіл має простір для ніг висотою 700 мм, шириною 650 мм.

Важливим елементом робочого місця інженера-дослідника є крісло, яке має такі основні елементи: сидіння, спинку та підлокітники. Конструкція регульованого крісла оператора повинна відповідати вимогам ДСТУ ISO 9241-5, ДСТУ ISO 14738 і ДСТУХХХХ. Робоче сидіння задовольняє наступним вимогам: дозволяти зміну положення тіла, забезпечуючи вільне переміщення корпусу і кінцівок відносно один одного; дозволяти регулювання висоти відповідно до зросту інженера-дослідника (в межах від 400 до 600 мм); мати легко увігнуту поверхню та невеликий нахил назад.

Також важливим аспектом для досягнення високої продуктивності інженера-дослідника є оптимальне розташування на робочому місці документації та канцелярських приладь. Це має сприяти створенню для інженера-дослідника зручної робочої позиції, оптимізації рухів та мінімізації траєкторій переміщення предметів праці на даному робочому місці.

Робоче місце інженера-дослідника знаходиться у лабораторії на п’ятому поверсі п’яти поверхової будівлі та має такі параметри: довжина приміщення 10 м, ширина приміщення 4 м, висота приміщення 3 м, загальна площа приміщення 40 кв. м, об’єм приміщення 120 куб. м.

У виробничому приміщенні розташовано три робочих місця. Згідно з ДБН В.2.2.-28-2010 «Будівлі адміністративного та побутового призначення», площу приміщень слід приймати з розрахунку не менше 8 кв. м на робоче місце працівника. У приміщенні 3 робочих місця $10\,м^2 \cdot 3 = 30\,м^2$, що менше загальної площі приміщення 40 кв. м, отже, площа приміщення відповідає вимогам.

Для оптимального розташування робочих місць з комп’ютерами щодо природного освітлення рекомендується організовувати їх так, щоб світло надходило збоку, переважно зліва. Відстань між робочими місцями та стінами зі світловими вікнами повинна бути не менше 1 метра. Бічні поверхні комп’ютерних столів мають мати відстань не менше 1,2 метра одна від одної, а відстань між тильною поверхнею одного комп’ютера та екраном іншого не повинна бути меншою за 2,5 метра. Прохід між рядами робочих місць не повинен бути менше 1 метра. У виробничому приміщенні робочі місця з комп’ютерами розташовані доцільно.

Конструкція робочого місця інженера-дослідника (при роботі сидячи) має забезпечувати підтримання оптимальної робочої пози з такими ергономічними характеристиками:

- ступні ніг - на підлозі або на підставці для ніг;
- стегна - в горизонтальній площині;
- передпліччя - вертикально;
- лікті - під кутом 70-90 градусів до вертикальної площини;
- зап‘ястя - зігнуті під кутом не більше 20 градусів відносно горизонтальної площини;

- нахил голови - 15-20 градусів відносно вертикальної площини.

Комп’ютер розташований на робочому столі так, що поверхня екрану знаходиться на відстані від 400 до 700 мм від очей інженера-дослідника. Оскільки використання комп’ютера є основним видом діяльності, він розташований на основному робочому столі, знаходячись зліва.

5.2.2 Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

При проведенні дослідницької діяльності за допомогою ЕОМ на людину впливають наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- низька чи занадто висока освітленість виробничого приміщення (штучне та природне освітлення);
- високий рівень статичної електрики;
- неналежна зміна мікроклімату: температура, вологість, швидкість руху повітря, теплове випромінювання,
- шум;
- вплив електричного струму;
- електромагнітні випромінювання.
-

5.2.3 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що впливають на інженера-дослідника

Мікроклімат робочої зони

Параметри мікроклімату можуть коливатися в широких межах, проте необхідною умовою для забезпечення життєдіяльності людини є підтримка сталої температури тіла завдяки властивості терморегуляції – здатності

організму регулювати віддачу тепла в навколишнє середовище. Основний принцип нормування мікроклімату полягає в створенні оптимальних умов для теплообміну між тілом людини та навколишнім середовищем. Норми залежать від пори року і характеру робочого процесу, в даному випадку для приміщення лабораторії, де працює інженер-дослідник який відноситься до категорії Іа (легкі роботи, не потребують фізичної напруги). Згідно з ДСН 3.3.6.042-99 Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень оптимальні величини температури, відносної вологості та швидкості руху повітря в даній робочій зоні виглядають так (табл..5.1):

Табл. 5.1

Оптимальні величини температури, відносної вологості та швидкості руху повітря в робочій зоні виробничих приміщень

Період року	Температура повітря	Відносна вологість	Швидкість руху повітря, м/сек.
Холодний період року	22-24	60-40	0,1
Теплий період року	23-25	60-40	0,1

Для забезпечення комфортних умов у приміщеннях, де знаходиться комп'ютерна техніка, необхідно впроваджувати комплексні системи, які включають у себе не лише системи опалення, але і кондиціонування повітря, або ефективну вентиляцію. У випадках, коли у виробничих приміщеннях відмічається

збільшений рівень тепла, рекомендується встановлення кондиціонера для досягнення оптимальної температури повітря.

Повітря, яке поступає в приміщення, також повинно піддаватися очищенню від забруднень, включаючи пил та мікроорганізми, щоб забезпечити здорове та безпечне робоче середовище.

У приміщеннях з комп'ютерною технікою, де необхідно підтримувати оптимальний рівень вологості, рекомендується використовувати зволожувачі повітря. Ці зволожувачі повинні заправлятися щодня дистильованою або прокип'яченою питною водою, забезпечуючи оптимальний рівень вологості для зручності та безпеки користувачів.

Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання

В даному приміщенні немає приладів які можуть створювати неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання, тому даний шкідливий вплив в межах норми.

Іонізуюче випромінювання

В даному приміщенні немає приладів які можуть створювати іонізуюче випромінювання, тому даний шкідливий вплив в межах норми.

Шкідливі речовини в повітрі робочої зони.

Оскільки в лабораторії немає джерел, які виділяють шкідливі речовини, то цей параметр перебуває в нормі.

Природне та штучне освітлення

Ефективна організація робочих місць для користувачів комп'ютерів визначається великою мірою напруженням, яке тягне за собою використання зорового аналізатора. Тому надзвичайно важливо надавати належне значення раціональному освітленню робочих зон.

Відповідно до "Правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислюваних машин", освітлення в приміщеннях, де використовується комп'ютерна техніка, повинно бути змішаним, тобто включати в себе як природне, так і штучне освітлення. Це підкреслює важливість поєднання природного світла та штучного освітлення для створення комфортних та здорових умов праці.

Природне світло надає не тільки естетичний аспект, але й сприяє зниженню втоми та поліпшенню концентрації. Штучне освітлення, в свою чергу, має забезпечувати рівномірний розподіл світла без тіней та блисків на екрані комп'ютера, щоб уникнути надмірного навантаження на очі та покращити загальний комфорт працівників. Такий підхід до освітлення робочих приміщень з ПК покликаний підтримувати здоров'я та продуктивність користувачів.

У лабораторії, де проводяться дослідження інженером, основним джерелом природного світла для приміщення є вікно розміром 1 х 1,5 метра, яке забезпечує одностороннє пряме освітлення і знаходиться на півночі. Згідно з ДБН В.2.5-28-2006 "Природне і штучне освітлення" фактичне значення коефіцієнта природного освітлення буде дорівнювати ~ 1,35%, розраховувалось з характеристика зорової роботи (в даному випадку середньої точності) з боковим освітленням та напрямком світлових прорізів. Нормативний показником коефіцієнта природного освітлення дорівнює 1,5%.

Штучне освітлення використовується в приміщеннях, де недостатньо природного світла, а також для освітлення приміщень у темний період доби. В даному приміщенні недостатня освітленість. Тому необхідно у приміщенні на робочому місці використовувати сумісне освітлення.

Згідно з ДБН-В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» на робочому місці нормативне значення освітленості дорівнює 400 Лк, а фактичне значення освітленості складає 250-280 Лк. Це пов'язане із застарілістю системи

освітлювання. Для покращення освітлення підійдуть LED-лампи, які мають один з найкращих показників світловіддачі.

Виробничий шум, ультразвук, інфразвук

Єдиним джерелом шуму є комп’ютер, значення даного шуму знаходиться в межах 35-40 дБ. Джерела ультразвуку, інфразвуку відсутні. Нормованим рівнем шуму для робочого місця в приміщенні лабораторії згідно з ДСН 3.3.6.037-99 “Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку” дорівнює 60 дБ. Отже виробничий шум знаходиться у межах норми.

Вібрація (локальна, загальна)

В даному приміщенні немає приладів які можуть створювати вібрації, тому даний шкідливий вплив в межах норми.

Електробезпека

Електричну небезпеку для інженера-дослідника може виникнути через небезпечне використання ПК, розеток, розгалужувача. Внаслідок неякісної електроізоляції комп’ютера (пошкодження шнура живлення або ізоляції внутрішніх проводів), пошкодження розетки чи розгалужувача, механічне пошкодження шнура живлення комп’ютера.

Характеристика електричної мережі живлення має три фази, змінний струм, з напругою 220 В, частотою 50 Гц та з заземленим режимом нейтралі. Кожен комп’ютер має вбудований захисний вимикач у разі перевантаження чи короткого замикання.

Статична електрика

Електростатичне поле виникає внаслідок накопичення електростатичних зарядів на поверхнях або предметах, які легко електризуються внаслідок тертя. Це може бути спричинено рядом матеріалів, таких як килими, лінолеум, лаковані покриття, а також одяг із синтетичної тканини та взуття. Переміщення одягу або

об’єктів може призводити до тертя, що, в свою чергу, сприяє електризації та утворенню електростатичних полів.

Особливий внесок у створення електростатичного поля можуть внести персональні комп’ютери, обладнані електронно-променевими трубками (ЕМП). На екранах комп’ютерів накопичується електростатичний заряд внаслідок взаємодії з електронами, які поблизу екрану, що може призвести до утворення інтенсивного електростатичного поля. Це поле характеризується напруженістю та може мати вплив на навколишні об’єкти та обладнання.

У різних дослідженнях, при різних умовах вимірювання значення напруженості електростатичного поля для комп’ютерів коливалися від 8 до 75 кВ/м. Відповідно до Міждержавного стандарту ГОСТ 12.1.045-84 ССБТ, напруженість електростатичного поля на робочому місці не повинна перевищувати 20 кВ/м.

Захист від статичної електрики та її небезпечних проявів згідно НПАОП 0.00-1.29-97 “Правила захисту від статичної електрики” досягається наступними заходами:

- використанням стільців, килимків, або покривал, виготовлених з електростатичних провідних матеріалів;
- вимагати від персоналу взуття з антиелектронстатичними властивостями;
- працівникам бажано носити одяг з матеріалів котрі допомагають відведенню електростатичного заряду;
- підтримувати оптимального рівня вологості в приміщенні для зменшення накопичення електростатичного заряду.

Чинники важкості та напруженості трудового процесу

Згідно з гігієнічними нормативами ГН 3.3.5-8-6.6.1-2002 «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» за класом

умов праці навантаження інженера-дослідника у виробничому приміщенні буде відноситися до шкідливої праці першого ступеня за інтелектуальним навантаженням.

Інші небезпечні чинники

Фізичні небезпечні чинники:

- Підвищена температура обладнання;
- Підвищена запиленість та загазованість повітря.

Хімічні небезпечні чинники:

- Емісія шкідливих речовин від електроніки;
- Розчинники та хімічні речовини використовуються в обслуговуванні та обслуговуванні.

Біологічні небезпечні чинники:

- Потенційно патогенні мікроорганізми в повітрі, зокрема вентиляційних системах.

Психофізіологічні опасні чинники:

- Статичні та динамічні фізичні перевантаження внаслідок тривалого сидіння або неправильної позиції;
- Нервово-психічне напруження внаслідок тривалої роботи за комп'ютером.

5.3. Розробка заходів з охорони праці

Виробниче освітлення

Розробка ефективних заходів з охорони праці є важливим етапом в забезпеченні безпеки та комфорту працівників. Важливо враховувати різні аспекти, такі як освітлення, щоб створити оптимальні умови для праці.

Для поліпшення освітлення у приміщенні лабораторії рекомендується виконати реконструкцію системи штучного освітлення. Це включає в себе заміну типу ламп, а також оптимізацію їхньої кількості та потужності. В цьому випадку рекомендується встановити світильники зі світлодіодними лампами (LED-лампи).

LED-лампи є ефективним рішенням для покращення освітлення. Тривалість їх служби може становити до 50 тисяч годин, що є значно вищим порівняно з іншими типами ламп, також характеризуються низькою напругою, забезпечуючи безпеку в експлуатації.

5.4 Пожежна безпека

Основними причинами пожежі та вибуху в приміщені лабораторії можуть бути наступні фактори:

- несправність та перенавантаження електричного обладнання;

- необережне ставлення до вогню (паління, використання відкритого вогню в недозволених місцях, залишання без нагляду електрообладнання);

- порушення правил пожежної безпеки;

- несправність виробничого обладнання.

При виникненні пожежі на інженера-дослідника можуть впливати небезпечні чинники: відкритий вогонь та іскри; підвищена температура повітря, предметів, обладнання; дим, знижена концентрація кисню; обвалення і пошкодження будівель, споруд, установок, вибух.

Згідно з НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні», для усунення цих причин необхідно підвищена дисципліна, встановлений суворий протипожежний режим. У виробничих приміщеннях встановлені надійні засоби попереднього сповіщення небезпеки виникнення пожежі, та розміщенні схеми евакуації. За пожежною і вибухонебезпечності приміщення належить до категорії «В», класу 2.

Основним критерієм для вибору вогнегасника в приміщенні є величина осередку можливої пожежі. Оскільки величина осередку пожежі в даному у приміщенні не значна, то достатньо встановлення двох переносних порошкових вогнегасників.

В приміщенні лабораторії встановлено систему пожежної сигналізації з двома димовими сигналізаторами пожежі, тепловим датчиком та пожежний сповіщувач, який реагує на дим.

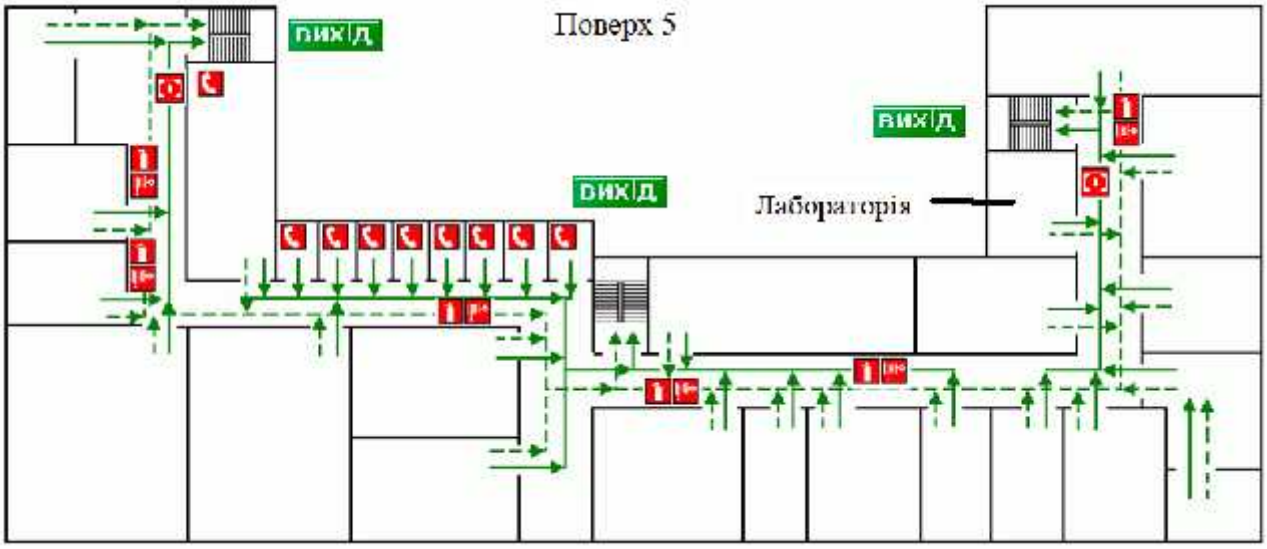

Рис 5.1 Ескіз плану евакуації

Зеленою стрілкою позначено основний шлях евакуації,зеленою стрілкою з пунктирною лінією позначено запасний шлях евакуації. Для евакуації з лабораторії за планом евакуації необхідно повернути наліво і вийти одразу до сходинок до евакуаційного виходу. У разі не доступності цього маршруту, необхідно скористатися запасним планом, вийшовши з кімнати повернути наліво,

пройти до кінця коридору і повернути направо, іти прямо до сходинок які знаходяться з правої сторони, які і є евакуаційним виходом.

5.5. Розрахунок штучного освітлення

Перевірочний розрахунок штучного освітлення виробничого або офісного приміщення

Штучне освітлення робочих приміщень грає важливу роль у ефективності і здоров'ї працівників. Не дотримання норми освітлення в робочому приміщенні може призвести до погіршенню зору людини, впливати на продуктивність праці. Освітлення на робочому місці повинно бути сполученим (природне і штучне світло). Природне освітлення повинне бути бічним.

Згідно з ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення», при комбінованому освітленні для аналітичних лабораторій необхідне освітлення E_m = 400 лк.

Визначимо норму загального штучного освітлення (кількості необхідних світильників) для забезпечення нормованої освітленості приміщення, застосувавши метод використання коефіцієнта світлового потоку. Формула світлового потоку лампи у світильнику має вигляд:

$$F = \frac{E_m \cdot S \cdot K_з \cdot z}{N \cdot \eta}$$

, де:

- F - світловий потік лампи у світильнику, лм;
- E_m - норма (мінімум) освітленості, лк;
- S - площа приміщення, м2 ;

- $K_з$ - коефіцієнт запасу, що враховує старіння ламп і забруднення світильників (для LED ламп - =1.5);
- z - коефіцієнт нерівномірності освітлення; z = 1.15;
- N - кількість світильників, обумовлене з умови рівномірності освітлення;
- η - коефіцієнт використання світлового потоку;

Схема розміщення світильників в залежності від ширини приміщення (кількість рядів світильників): в даному технічному приміщенні розташовані дві лампи по центру приміщення.

Визначаємо індекс приміщення за наступною формулою:

$$\lambda = \frac{A \cdot B}{H_p \cdot (A + B)}$$

, де:

- A -довжина приміщення,10 м ;
- B - ширина приміщення, 4 м ;
- H_p - висота підвісу світильників над робочою поверхнею, м.

Висоту підвісу світильників над робочою поверхнею (H_p) визначемо за допомогою наступної формули:

$$H_p = H - \quad_{п} - \quad_{с}$$

, де:

- H_p - висота приміщення, 3 м ;
- $_{п}$ висота робочої поверхні над підлогою, 0.85 м ;
- $_{с}$ відстань світлового центру світильника від стелі,0.15 м.

Визначимо висоту підвісу світильників, підставивши вихідні значення, отримаємо:

$$H_p = 3 - 0.85 - 0.15 = 2 \text{ (м)}$$

Далі визначимо значення індексу приміщення λ, підставивши у формулу вище визначенні параметри, отримаємо:

$$\lambda = \frac{10 \cdot 4}{2 \cdot (10 + 4)} = 1.43$$

За відомим індексом приміщення і коефіцієнтам світлового потоку від підлоги – 30% (0,3), від стін – 40% (0,4) і від стелі – 60% (0,6) визначаємо для світильника значення коефіцієнта використання світлового потоку (η): $\eta = 0.8$

Підставляємо у формулу світлового потоку розраховані значення параметрів, отримуємо:

$$F = \frac{400 \cdot 40 \cdot 1.5 \cdot 1.15}{0.8} = 34500(лм)$$

Світловий потік одного світильника буде дорівнювати $N_л = 5100$ лм. Тепер визначимо кількість світильників, необхідну для освітлення приміщення за наступною формулою:

$$N = \frac{F}{N_л} = \frac{34500}{5100} = 7$$

Отже щоб забезпечити достатню освітленість кімнати необхідно використовувати 7 LED-лампи з світловим потоком в 5100 лм.

5.6 Висновок по розділу «Охорона праці»

В розділі «Охорона праці» було проведено аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника у виробничому приміщенні, організацію його робочого місця та аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що впливають на інженера-дослідника, було розглянуто пожежну безпеку і план евакуації з робочого місця.

Найбільшу шкоду на робочому місці інженера-дослідника представляє проблема освітлення приміщення, саме тому для покращення штучного

освітлення в приміщенні було використано більш ефективні LED лампи, з світловим потоком в 5100 лм, в кількості 7 шт., що дозволяє досягти оптимального значення необхідної освітленості робочого місця в Ен=400Лк, строк служби ламп при цьому 50 тисяч годин.

ВИСНОВОК

Предметом дослідження даній дипломній роботі виступає система управління поздовжнім рухом малогабаритного екраноплану В типу.

Автоматична стабілізація висоти потрібна для витримки чітких меж заданого режиму горизонтального польоту над підстилаючою поверхнею в межах дії екранного ефекту, що забезпечує максимальну безпечність економічність польоту екраноплана.

Задача полягає в розробці оптимального регулятора для каналу управління висотою. Це робиться для того, щоб під час польоту екраноплан утримувався на певній висоті при постійній швидкості, не покидаючи меж екранного ефекту за умов випадкових зовнішніх збурень. У даній дипломній роботі було розглянуто метод автоматичної стабілізації висоти польоту шляхом розміщення оптимального регулятора Вінера-Колмагорова в контурі управління висотою польоту системи автоматичного управління поздовжнім рухом екраноплана.

У цій дипломній роботі були розглянуті наступні питання:

- актуальність теми, що розкривається у дипломній роботі;
- проблема стабілізації висоти польоту в умовах зовнішніх збурень;
- задача та методи стабілізації висоти польоту екраноплана;
- модель динаміки поздовжнього руху екраноплана;
- поняття систем стабілізації;
- поняття аналізу та синтезу оптимальних систем стабілізації;
- алгоритм синтезу систем стабілізації;
- аналіз якості систем стабілізації;

В процесі виконання поставленої задачі були виконані наступні дії:

- досліджено математичну модель поздовжнього руху малогабаритного екраноплану В типу.;
- визначено передавальну функцію по управлінню висотою польоту з лінеаризованиої системи рівнянь поздовжнього руху методом Крамера;

- проведено операцію синтезу оптимального регулятора для системи стабілізації висоти польоту;

- проведено моделювання роботи системи стабілізації висоти польоту;

- проведено аналіз якості оптимальної системи стабілізації висоти польоту;

- проведено порівняльний аналіз показників якості роботи синтезованої оптимальної системи та звичайної системи управління висотою польоту екраноплана.

З отриманих результатів моделювання та якості роботи системи можна зробити висновок про необхідність використання оптимального регулятора у каналі стабілізації висоти польоту екраноплана. Після його розміщення у контурі каналу стабілізації висоти, динамічні характеристики системи значно покращилися, про що можна судити з мінімізації показника якості роботи оптимальної системи з регулятором в порівнянні з показником якості роботи класичної системи управління висотою, а отже, мета виконаної роботи була досягнута у повній мірі.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1.https://cyclop.com.ua/content/view/309/1/1/84/

2.В.В. Сухонос ГЛАВА ДЕРЖАВИ У ДЕРЖАВНОМУ МЕХАНІЗМІ:КОНСТИТУЦІЙНО-ПРАВОВИЙ СТАТУС Монографія Суми – 2015 с .43

3 Jane’s all the world’s aircraft 1974-75, 1974 London : Macdonald and Jane’s c.98

4.https://aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0130.shtml

5.PRIORITY DIRECTIONS OF SCIENCE DEVELOPMENT Abstracts of II International Scientific and Practical Conference Lviv, Ukraine 25-26 November 2019 Lviv, Ukraine 2019 c.171

6.http://www.wingship.com/?ckattempt=1

7.В.Б.Діомідов «Автоматичне управління рухом екранопланів», 1996 р.

8.https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/september/i_pw.html

9.Белавін Н.І. Екраноплани «Судобудування» 1977

10.Іродов Р.Д. Критерії поздовжньої стійкості екраноплана – 1970

11.https://www.wigetworks.com/wig-technology

12.https://newatlas.com/aircraft/darpa-liberty-lifter-ground-effect/

13.Л.М. Блохін, М.Ю. Буриченко, О.П. Кривоносенко, Ю.М. Безкоровайний “Базові алгоритми статистичної динаміки”, Київ, НАУ, 2007 рік

14.А.Э. Асланян “ Системи автоматичного керування польотом літальних апаратів ”, Киев, КВВАИУ, 1984 рік

15. L.Yun et al.,WIG Craft and Ekranoplan, DOI 10.1007/978-1-4419-0042-5_1,Springer Science+Business Media, LLC 2010