

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій**

**Кафедра аерокосмічних систем управління**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Мельник Ю.В.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА  
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)  
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ  
“МАГІСТР”**

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

Тема: Розробка системи управління шестиступеневим стендом для  
випробування МЕМС датчиків

Виконавець: Михайловський Роман Володимирович

Керівник: Азарсков Валерій Миколайович

Нормоконтролер: Микола Полікарпович Дивнич

Консультант з «Охорони  
праці» Козлітін Сергій Олексійович

Консультант з «Охорони  
навколишнього  
середовища» Маргарита Мирославівна Радомська

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Мельник Ю.В.

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Михайловського Романа Володимировича

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

1. Тема кваліфікаційної роботи Розробка системи управління шестиступеневим стендом для випробування МЕМС датчиків затверджена наказом ректора від « 15 » 09 2023 р. № 1810/ст
2. Термін виконання роботи: з 02.10.23 по 31.12.23
3. Вихідні дані до роботи: розробити сиистему управління шестиступеневим стендом для розробки МЕМС датчиків
4. Зміст пояснювальної записки:
  1. Аналіз навігаційних систем управління та їх похибок.
  2. Аналіз методів та обладнання для випробування гіроскопічних сприоадів і систем.
  3. Аналіз методів динамічної ідентифікації літальних апаратів та їх систем управління.
  4. Розробка системи управління шестиступеневим стендом.
  5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації: МЕМС датчики. Методи та стенди для випробування гіроскопічних систем. Динамічна ідентифікація. Розробка системи управління стендом. Результати роботи стенду.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Огляд літератури	2.10.23 – 10.10.23	

2	Дослідження навігаційних систем управління	11.10.23 – 18.10.23	
3	Дослідження методів випробування гіроскопічних систем	19.10.23 – 27.10.23	
4	Дослідження методів динамічної ідентифікації	28.10.23 – 05.11.23	
5	Розробка системи управління стендом	06.11.23 – 26.11.23	
6	Охорона праці	27.11.23 – 06.12.23	
7	Охорона навколишнього середовища	7.12.23. – 18.12.23	

#### 7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін Сергій Олексійович		
Охорона навколишнього середовища	Маргарита Мирославівна Радомська		

8. Дата видачі завдання: “\_6\_” \_11\_ 2023\_ р.

Керівник кваліфікаційної роботи

Азарсков Валерій Миколайович

(підпис керівника)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

Михайловський Роман Володимирович

(підпис студента)

(П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка системи управління шестиступеневим стендом для випробування МЕМС датчиків»: - сторінок, - рисунки, - таблиці, - додатки, - використаних джерел.

**Об'єкт дослідження** – Методи та засоби випробування гірокопічних систем.

**Предмет дослідження** – Система управління рухом шестиступеневого динамічного сенду для випробувань МЕМС датчиків.

**Мета роботи** – Розробка високоефективної за точносними критеріями системи управління шестиступеневим стендом

**Методи дослідження** – Сучасні методи ідентифікації динамічних характеристик скланих систем.

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1 ЗАСТОСУВАННЯ НАВИГАЦІЙНИХ СИСТЕМ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ АВІАЦІЙНИМИ ТА КОСМІЧНИМИ ОБ'ЄКТАМИ .....	12
1.1 Навігаційні системи в авіації .....	12
1.2 Інерціальні чутливі елементи .....	15
1.2.1 Механічний Гіроскоп .....	17
1.2.2 Лазерний та волоконно-оптичний гіроскопи .....	17
1.2.3 MEMS-датчики .....	18
1.2.4 Мікромеханічні гіроскопи .....	19
1.3 Помилки гіроскопічних систем та методи їх усунення.....	20
1.4 Висновок .....	21
РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИПРОБУВАННЯ ГІРОСКОПІЧНИХ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ .....	23
2.1 Засоби випробування авіаційних гіроскопічних систем .....	23
2.2 Дослідницькі випробування гіроскопічних вимірювачів в режимі зворотного зв'язку за моментом. ....	24
2.3 Дослідницькі випробування гіроскопічних вимірювачів в режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю.....	26
2.4 Вібраційні випробування гіроскопічних вимірювачів. ....	28
2.5 Випробування на лінійні прискорення.....	29
2.6 Статичні та динамічні випробування гіроскопічних вимірювачів .....	31
2.7 Обґрунтування необхідності динамічної аттестації .....	32
2.8 Необхідність використання стендів .....	35
2.9 Висновок .....	36
РОЗДІЛ 3 МЕТОДИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТА ЇХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ .....	38
3.1 Методи ідентифікації динамічних характеристик.....	38
3.2 Ідентифікація, заснована на перетворенні Фур'є .....	44
3.3 Ідентифікація за допомогою частотної характеристики .....	45
3.4 Постановки та процедури вирішення задач структурної ідентифікації моделей динаміки досліджуваного стенда-імітатора кутових рухів безпілотного повітряного судна .....	47

3.5	Динамічна ідентифікація гіроприладів .....	49
3.6	Висновок .....	52
<b>РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ ТА СИСТЕМ</b>		
<b>УПРАВЛІННЯ ВИСОКОШВИДКІСНОГО БЕЗПІЛОТНОГО АППАРАТУ .</b>		
4.1	Приклад розробки системи управління для безпілотного підводного об'єкту з використанням стенда.....	54
4.2	Висновок .....	66
<b>РОЗДІЛ 5 РОЗРОБКА ПРОГРАМИ КЕРУВАННЯ ПОЛОЖЕННЯМ ПЛАТФОРМИ ГЕКСОПАДА .....</b>		
5.1	Визначення конфігурації конструкції платформи.....	68
5.2	Визначення вектору переходу $T$ та кватерніону повороту $R$ .....	73
5.3	Розрахунок ефективної довжини штанг.....	74
5.4	Обчислення заданого кута повороту важеля серводвигуна.....	75
5.5	Програма обчислення заданих кутів обертання двигунів.....	75
5.6	Перевірка роботи системи за командами з Malab .....	78
5.7	Висновок .....	80
<b>РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА ПРАЦІ.....</b>		
6.1	Вступ.....	81
6.2.	Аналіз умов праці суб'єкта на робочому місці.....	82
6.2.1.	Опис робочого місця суб'єкта .....	82
6.2.2.	Освітлення .....	83
6.2.3.	Опис умов праці суб'єкта.....	84
6.2.4.	Перелік шкідливих та небезпечних чинників.....	85
6.3.	Розробка заходів з охорони праці.....	86
6.4.	Пожежна безпека виробничого приміщення .....	87
6.5.	Розрахунок рівня освітлення .....	88
6.6	Висновок .....	90
<b>РОЗДІЛ 7 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....</b>		
7.1	Вступ.....	92
7.1	Огляд типового життєвого циклу платформи Stewart.....	94
7.2	Огляд типового життєвого циклу гіроскопа MEMS .....	95
7.2.1	Концептуалізація та дизайн .....	95
7.2.2	Виготовлення та прототипування .....	96

7.2.3 Упаковка та тестування.....	96
7.2.4 Масштабування та розгортання виробництва .....	97
7.3 Опис потенційних впливів на навколишнє середовище на кожному етапі життєвого циклу платформи Стюарта .....	97
7.3.1 Етап концептуального проектування .....	97
7.3.2 Виготовлення прототипу та випробувальна збірка .....	97
7.3.3 Системна інтеграція, встановлення та введення в експлуатацію .....	98
7.3.4 Експлуатація та технічне обслуговування .....	98
7.3.5 Виведення з експлуатації та відновлення матеріалів .....	98
7.4 Аналіз впливу на навколишнє середовище кожному етапі життєвого циклу типового MEMS-гіроскопа: .....	99
7.4.1 Фаза проектування та моделювання .....	99
7.4.2 Виготовлення та етап мікромеханічної обробки .....	99
7.4.3 Фаза інкапсуляції та інтеграції .....	100
7.4.4 Етап тестування, перевірки та встановлення .....	100
7.4.5 Виведення з експлуатації та відновлення матеріалів .....	100
7.5 Пропозиції щодо зменшення впливу на навколишнє середовище протягом життєвих циклів продукту платформи Stewart і гіроскопа MEMS: .....	101
7.5.1 Платформа Стюарта: .....	101
7.5.2 MEMS гіроскоп: .....	102
7.6 Висновок .....	103
ЛІТЕРАТУРА .....	105

## ВСТУП

При створенні сучасних наукоємних авіаційних і космічних систем значна увага приділяється атестації бортових вимірювачів, призначених для управління польотом та навігації з метою підвищення їх точності та надійності. Більшість вимірювачів перед льотними випробуваннями атестуються в статичних умовах, хоча деякі вимірювачі атестуються на спеціальних динамічних стендах. Саме тому необхідно знати динамічні характеристики як самого вимірювача, так і його завади, щоб мати можливість оцінити чи забезпечити необхідну точність процесу стабілізації об'єкту. Під динамічною атестацією бортового вимірювача розуміють процес визначення його передавальної функції, спектральної і взаємної спектральної щільності, випадкових завади сигналів, які визначають рух стенду, який імітує вихідні реакції ЛА в конкретному режимі польоту.

Особливу складність мають задачі визначення динамічних характеристик завад багатовимірною вимірювальною системою в режимах руху основи стенда-імітатора. Рух основи має являти собою багатомірний стохастичний процес із заданими динамічними характеристиками. Відтворення з найкращою точністю цих рухів стендом забезпечується успішним виконанням ряду етапів створення оптимальної структури системи управління стендом, основним з яких є динамічне проектування системи управління, яке повинне відтворюватися з урахуванням динамічних характеристик стенда як об'єкта управління.

Як відомо, на початковому етапі розвитку авіаційної техніки основне експериментальне відпрацювання ЛА відбувалося при льотно-конструкторських випробуваннях (ЛКВ), а складові системи (компоненти) відпрацьовувались тільки автономно. При цьому для відпрацювання доводки ЛА необхідно було не менше 50 - 100 запусків ЛА. По мірі ускладнення ЛА, різко підвищилась вартість самого літака і кожного його запуску відповідно, у



зв'язку з цим змінилася стратегія відпрацювання літака, яка зараз орієнтується на 2-3 запуски при ЛВК. Тому використання стендів імітаторів набуло широкого розповсюдження, оскільки це дає значну економію часу та фінансів. На таких стендах можна імітувати політ не тільки літаків, а й безпілотних літальних апаратів (БПЛА), тенденція розвитку яких спостерігається в наші дні. При цьому значна увага приділяється експериментальному відпрацюванню літального апарату, метою якої є створення зразка, який повністю задовольняє вимогам технічного завдання на весь комплекс БПЛА, комплектуючих його блоків, наземного обладнання, систем забезпечення і управління пуском.

Експериментальне відпрацювання БПЛА охоплює наступні напрямки робіт:

- наземні випробування окремих частин БПЛА чи БПЛА в цілому в умовах, які максимально імітують натурні умови експлуатації;
- експериментальне визначення льотно-технічних характеристик БПЛА в ході льотних випробувань;

Взагалі БПЛА можуть використовуватись в різноманітних сферах людської діяльності. Так, наприклад, БПЛА можуть бути успішно використані для виявлення вогню та координації дій при гасінні пожеж.

Використання ж пілотованих літаків з цією метою пов'язане зі значним рівнем небезпеки для пілотів. Тобто, з точки зору безпеки в ряді випадків вигідніше замінити пілотовані літальні апарати безпілотними.

Що до інших сфер застосування, то це можуть бути:

- геологічна розвідка;
- аерозйомка місцевості;
- війні хімічні роботи обробка рослин і ґрунту;
- використання як носія ретранслятора радіосигналів і ін.
- моніторинг забруднень оточуючого середовища;
- спостереження при повенях;
- моніторинг територій та об'єктів у денний і нічний час;

- ведення пошукових робіт;

Слід зазначити, що зараз іде розвиток малих літальних апаратів, наприклад, розробка можливості функціонування комахо подібного мікро-БПЛА в скоординованих діях розвідки та спостереження. Окрім спостереження такої БПЛА може також використовуватись для розпізнавання та ідентифікації людей в районах натовпу. Отже, такі системи можуть ефективно використовуватись при проведенні операцій в міських умовах, а також в ході антитерористичних дій. Таким чином, питання безпеки польотів у поєднанні з низькою вартістю і хорошою ефективністю сприяють розвитку БПЛА.

Більшість існуючих БПЛА пілотуються за допомогою пультів дистанційного керування, працюючих по радіоканалах, але при цьому апарат може розбитися, вийшовши із зони управління або через некоректні дії оператора тій чи іншій ситуації. У зв'язку з цим все частіше для вирішення конкретних завдань потрібні літаки з повністю автоматичною системою управи. Для забезпечення конкурентоспроможності та ефективності використання БПЛА необхідно, щоб вони мали невелику вартість, велику масу корисної ваги (що дозволить встановлювати апаратуру, необхідну для виконання конкретних поставлених цілей).

Для прискорення розробки системи управління БПЛА та вивчення його поведінки в тій чи іншій ситуації необхідна імітаційна модель із візуалізаці по в комп'ютерному авіасимуляторі. Такий підхід суттєво прискорює процес розробки систем управління для фізичних моделей літальних апаратів. Використання імітаційних моделей значно скорочує кількість реальних польотів безпілотного апарату і дозволяє на ранньому етапі просування виявити недоліки конструкцій або систем управління.

Імітаційна динамічна модель повинна відповідати наступним критеріям:

- можливість імітації польоту БПЛА в напівавтоматичному та автоматичному режимах.
- враховувати метричні характеристики літака;

- моделювати дії аеродинамічних сил і моментів;
- враховувати вплив навколишнього середовища: земне тяжіння, опір повітряних мас, силу набігаючого потоку повітря і т.п. ;

Метою роботи є розробка оптимальної системи управління стендом імітатором БПЛА. Для роботи використаємо шестиступеневий динамічний стенд, який знаходиться в Національному авіаційному університеті. Даний стенд, задовольняє вимоги, які ставляться. Було досліджено інформацію з літературних джерел та Інтернету, інструкцію по експлуатації і зроблено висновок, що даний стенд має можливість працювати лише в двох режимах: установка платформи на заданий кут та качання із заданою частотою та амплітуда. Внаслідок цього була сформована мета дипломної роботи.

## РОЗДІЛ 1

# ЗАСТОСУВАННЯ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ АВІАЦІЙНИМИ ТА КОСМІЧНИМИ ОБ'ЄКТАМИ

### 1.1 Навігаційні системи в авіації

У галузі авіації використовуються різні навігаційні системи, в залежності від цілей і напрямку, в якому використовується літальний апарат. Перш за все, системи навігації використовуються в цивільній авіації, яка вимагає від систем навігації забезпечення безпеки і надійності, а також економічності повітряного руху. Крім того, авіаційні системи навігації повинні бути глобальними і єдиними для всіх етапів польоту, в цілях скорочення кількості апаратури, як на борту, так і в наземних пунктах. При цьому вони також повинні давати можливість чітко визначати курс руху і відстань до пункту призначення і відхилення від заданого курсу.

До основних завдань повітряної навігації відносяться:

1. Визначення елементів навігації літального апарату. При цьому визначаються його координати, висота (абсолютна і відносна), швидкість польоту, курс руху і безліч інших параметрів.
2. Контроль шляху і його виправлення в міру необхідності
3. Побудова оптимального маршруту для досягнення пункту призначення. У цьому випадку основне завдання системи навігації полягає в допомозі для досягнення точки призначення за мінімальний час при мінімальній витраті палива
4. Оперативне коректування маршруту під час польоту. Необхідність зміни польотного завдання може виникнути при несправності літального апарату, наявності несприятливих метеорологічних явищ на шляху руху, для зближення з певним літальним апаратом або, навпаки, для уникнення

Кафедра АКСУ

НАУ 23 12 26

Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 1 ЗАСТОСУВАННЯ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ АВІАЦІЙНИМИ ТА КОСМІЧНИМИ ОБ'ЄКТАМИ	Літ.	Арк..	Аркушів
Керівник	Азарсков.В.М.					12	106
Консультант					Су213М		
Н-контр.	Дивнич М.						
Зав.каф.	Мельник Ю.						

зіткнення з ним.

Рішення задач управління літальними апаратами (ЛА) нерозривно пов'язане з інформаційним забезпеченням керованого польоту, що є одним з основних розділів навігації науки про методи й засоби визначення поточного положення об'єкта відносно деякої системи координат і вибору траєкторії, що забезпечує його приведення в задану точку простору.

Навігація включає дві операції:

- визначення положення й швидкості ЛА в обраній системі координат (СК),
- управління або зміна траєкторії ЛА з метою забезпечення кінцевих параметрів руху.

Останню операцію частіше класифікують як наведення, а термін навігація відносять до першої.

Класифікація навігаційних систем:

- інерціальні системи;
- радіотехнічні системи;
- космічні системи;
- навігація за зовнішньою інформацією (супутникова навігаційна система й ін.);
- астронавігація.

Існують комбіновані системи навігації: інерціальні з астрокорекцією, радіоінерціальні, кореляційно-екстремальні системи та інші.

В ракетній техніці пріоритетними є інерціальні навігаційні системи (ІНС), радіотехнічні системи навігації, а останнім часом розвиток одержують ІНС із супутниковою навігаційною системою (СНС) і кореляційно-екстремальні системи. Широке використання ІНС у системах управління (СУ) рухом ЛА обумовлено наступним:

- автономність роботи (незалежність функціонування від зовнішніх джерел інформації).
- скритність роботи;

- не залежать від погодних умов;
- висока перешкодозахищеність;
- не випромінюють енергії;
- не вимагають наявності карт вітрових і морських течій, а також магнітного диполя Землі;
- малі маса, габарити та енергоспоживання при одночасній високій надійності.

В основі інерціальної навігації лежать два закони: закон інерції Ньютона і закон всесвітнього тяжіння.

Класифікація ІНС:

- платформні інерціальні навігаційні системи (ПІНС), що моделюють інерціальний простір з використанням гіростабілізованих платформ (ГСП) і розташованих на ній чутливих елементах ІНС;
- безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС), що моделюють інерціальний простір алгоритмічно за даними чутливих елементів ІНС розташованих певним чином відносно корпусу ЛА.

Основним недоліком інерціальної навігації в порівнянні з радіонавігацією є високий рівень помилок, що зростає з часом і обумовлений методичними помилками ІНС, інструментальними похибками чутливих елементів та ін. Підвищення точності польоту ЛА при використанні ІНС пов'язане з можливістю комплексування навігаційної інформації астросистемами, системами корекції й самонаведення або приймальною апаратурою СНС.

В останні десятиліття з появою інерціальних датчиків на основі MEMS-технологій ІНС стають доступними для багатьох областей техніки, що пояснюється їх перевагами, зокрема зростаюча точність, швидкодія, низька собівартість та енергоспоживання.

## 1.2 Інерціальні чутливі елементи

До інерціальних чутливих елементів (ІЧЕ) належать датчики інерціальної інформації акселерометри, що вимірюють позірне прискорення поступального руху ЛА, і гіроскопи, які вимірюють абсолютну кутову швидкість руху ЛА відносно його ЦМ. Інформація датчиків використовується СУ для рішення задач навігації, орієнтації та управління рухом.

Акселерометр - прилад, призначений для виміру лінійного прискорення об'єкта, який використовує принцип інерції. В акселерометрах відносний рух відбувається уздовж осі чутливості пропорційно діючому прискоренню. Акселерометри вимірюють не абсолютне, а позірне прискорення, тобто відносний рух, викликаний впливом поверхневих сил[15]. Схеми роботи акселерометра на прикладі ракети носія зображені на Рисунках 1.1 - 1.3.

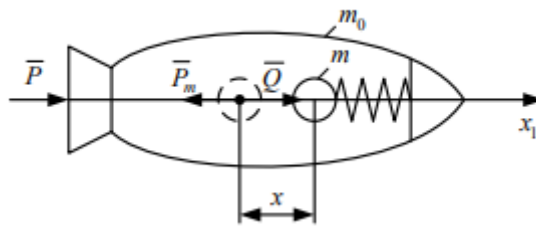


Рис. 1.1 Схеми роботи акселерометра під дією осьової активної сили

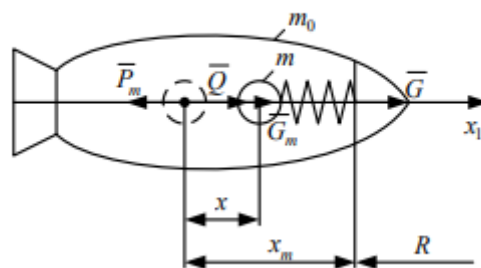


Рис. 1.2 Схеми роботи акселерометра під дією сили тяжіння

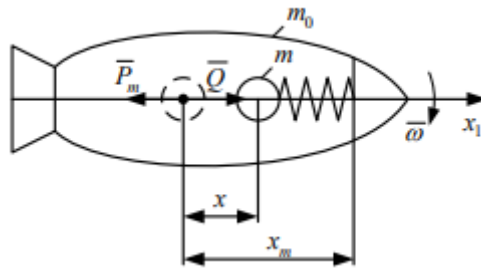


Рис. 1.3 Схема роботи акселерометра в умовах обертання корпусу РН

Найпоширенішим типом акселерометрів навігаційного класу є лінійні маятникові компенсаційні акселерометри. Крім маятникових використовуються електромеханічні осьові, струнні, п'єзоелектричні та інші акселерометри.

Гіроскоп - розміщений у кардановому підвісі маховик, що швидко обертається[15].

Всі гіроскопи діляться на два основних класи: вільні гіроскопи (астатичні), робота яких полягає в утриманні заданого напрямку (заданої системи координат), і датчики (вимірювачі) кутової швидкості об'єкта, на якому вони встановлені. У системах навігації РН широке поширення одержав другий клас гіроскопів.

По кількості ступенів свободи гіроскопи бувають одноступеневі, двохступеневі та трьохступеневі.

За весь час існування створено безліч типів гіроскопів, в основі роботи деяких з них навіть і не використовується гіроскопічний ефект. Найбільш використовуваними серед них у системах навігації є гіроскопи: на магнітних підвісах, поплавкові, кільцеві лазерні, з динамічним налагодженням.



### 1.2.1 Механічний Гіроскоп

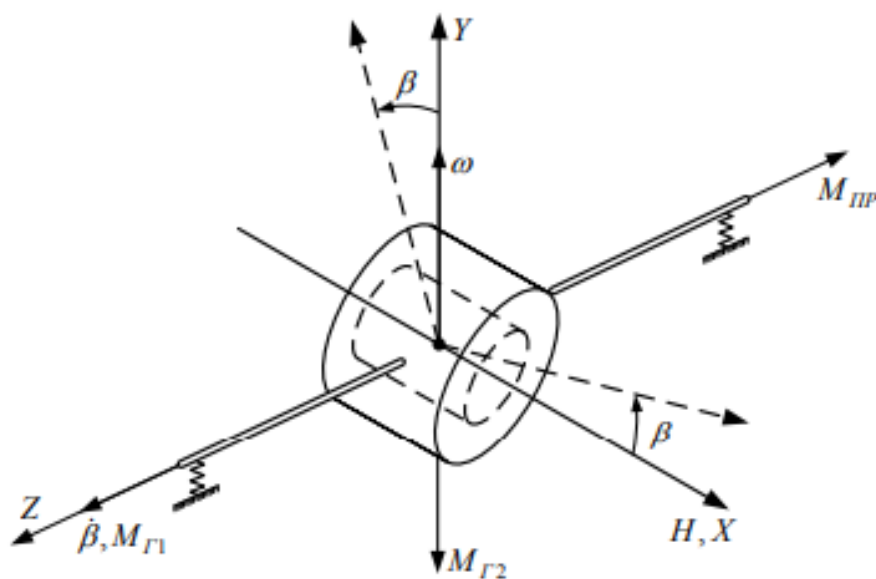


Рис. 1.4 Двохступеневий механічний гіроскоп

### 1.2.2 Лазерний та волоконно-оптичний гіроскопи

Принцип дії лазерного та волоконно-оптичного гіроскопів заснований на ефекті, відкритому Саньяком у 1913 р. Основні положення ефекту. Час руху світла по замкнутому контуру, розташованому на основі, що обертається, по й проти напрямку обертання різні. В свою чергу це приводить різниці часу проходження контуру, фаз і частот хвиль.

Лазерний гіроскоп (рис. 1.5) являє собою активний інтерферометр лазер із замкнутим контуром, наприклад трикутним, по якому рухаються два протилежних промені. У вершинах контуру встановлені дзеркала, а всередині перебуває активне середовище з резонатором.

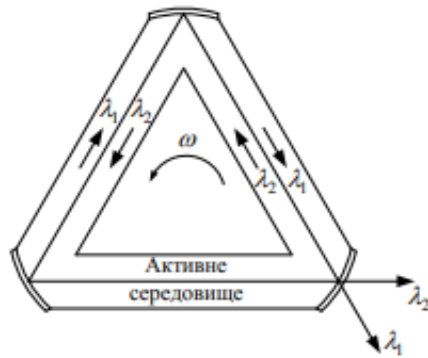


Рис. 1.5 Схема лазерного гіроскопа

У волоконно-оптичному гіроскопі використовується замкнений оптичний контур (рис. 1.6) утворений багатовитковою котушкою оптоволоконна, по якій у протилежних напрямках рухаються два промені. Обертання контуру приведе до фазового зсуву двох зустрічних хвиль.

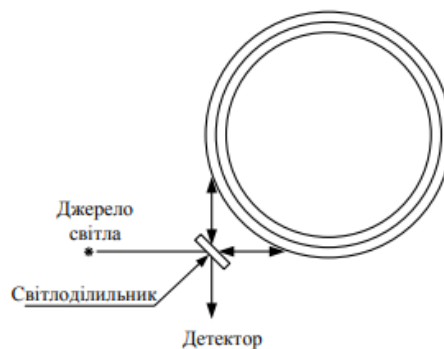


Рис. 1.6 Схема волоконно-оптичного гіроскопа

### 1.2.3 MEMS-датчики

Одним із напрямків розробок інерціальних чутливих елементів(ІЧЕ), що інтенсивно розвивається, є мікроелектромеханічні системи MEMS: мікромеханічні акселерометри та мікромеханічні гіроскопи[9]. До таких пристроїв відносяться конструкції, в склад котрих входять механічно рухливі вузли, що реалізують ІЧЕ, а також сервісна електроніка, яка обслуговує його роботу. Вузли представляють єдиний чип, що виготовляється допомогою технологій мікроелектроніки. Мікромеханічні ІЧЕ дозволяють забезпечити малі габарити, вагу та енергоспоживання, високу надійність і стійкість до зовнішніх впливів, низьку вартість датчиків. Технологічна сумісність

механічної частини датчика та сервісної електроніки дозволяє створювати практично в єдиних технологічних процесах інтегральні модулі чипі-гіроскопи й чипі-акселерометри, а також складання інерціальних елементів.

Слід зазначити, що ІЧЕ, створені по класичному принципу мають дуже високу вартість, масу, обсяг і енергоспоживання, а також очевидно, з урахуванням технології їх виробництва, досягли своїх границь можливостей по точності. Мікромеханічні пристрої за перерахованими критеріями є абсолютними лідерами. Основним їх недоліком є точність виміру, що на кілька порядків нижче точності пристроїв, побудованих за класичним принципом. Але, незважаючи на це, в MEMS-пристроях спостерігається стійка тенденція до зменшення помилок виміру. Крім того, досліджуються питання створення гібридних ІЧЕ, створених на основі класичної і мікромеханічної схеми одночасно[15].

Піонерами в області розробки MEMS-навігаційних пристроїв є лабораторія ім. Ч. Дрейпера (США), а також компанії Motorola, Bosch, BAE Systems.

#### 1.2.4 Мікромеханічні гіроскопи

Загальною конструктивною ознакою мікрогіроскопів-датчиків кутової швидкості є використання в них різних по конфігурації двоступеневих пружних підвісів чутливого елемента. Принцип роботи полягає в створенні відносно корпусу знакозмінного поступального або обертового руху чутливого елемента по одному зі ступенів свободи та виміру переміщень, які виникають під дією сил Коріоліса або гіроскопічних моментів при наявності переносної кутової швидкості корпусу, по іншому. На рис. 1.7 показана реалізація принципу на прикладі двоступеневого пружного підвісу з поступальними переміщеннями чутливого елемента.

При наявності знакозмінної відносної лінійної швидкості  $V$  уздовж осі  $X$  й обертанні основи з переносною кутовою швидкістю навколо осі  $OZ$  з'являється знакозмінне прискорення Коріоліса  $a_c$  й відповідна йому сила  $F_c$  уздовж осі  $Y$ . Амплітуда переміщення чутливого елемента уздовж осі  $Y$  при

рівності власних частот по обох ступенях свободи для випадку резонансу визначається наступним співвідношенням:

$$y = \frac{F_c Q}{C} = \frac{2mVQ\omega}{C},$$

де  $C$  - жорсткість пружного підвісу,  $Q$  - його добротність,  $m$  – маса чутливого елемента.

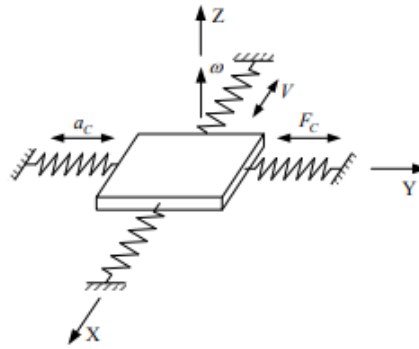


Рис. 1.7 Принцип роботи мікромеханічного гіроскопа

### 1.3 Помилки гіроскопічних систем та методи їх усунення

Помилки гіроскопічних систем можуть виникати з різних причин і можуть бути важливими для точних вимірювань та навігації. Ось декілька типових помилок гіроскопів та методи їх усунення:

**Дрейф:** Гіроскопи можуть мати тенденцію поступово набирати помилкову швидкість обертання відсутності реального руху (дрейф). Ця помилка може бути викликана деформацією механічних складових гіроскопа або термічними ефектами. Для усунення дрейфу застосовують методи, такі як калібрування гіроскопа, використання додаткових сенсорів (наприклад, акселерометрів) та фільтри Калмана.

**Колінеарність:** Помилка колінеарності виникає, коли вектор виміру гіроскопа не зберігає постійний напрямок під час руху[15]. Це може бути викликано впливом вібрацій або шуму в гіроскопі. Для її усунення можуть використовувати фільтри нижчого рівня, які відфільтровують вібрації та шум.

**Джерела магнітних полів:** Магнітні поля можуть впливати на гіроскопи, що мають металеві частини. Для усунення цієї помилки, гіроскопи можуть бути

усереднені, або можуть бути використані магнітно-шумозахисні матеріали для екранування.

Температурні зміни: Температурні зміни можуть впливати на точність гіроскопів. Гіроскопи можуть бути калібровані при різних температурах, а також можуть використовувати температурну компенсацію для зменшення впливу температурних змін.

Довготривалі зміни: Гіроскопи можуть втрачати точність в результаті довготривалих впливів, таких як втрата калібрування або знос механічних компонентів. Регулярне технічне обслуговування та періодична калібрування можуть бути використані для усунення цих помилок.

Загальний підхід до усунення помилок гіроскопів полягає в використанні декількох гіроскопів або комбінуванні їх з іншими сенсорами, такими як акселерометри та магнітні сенсори, і використуванні різних методів фільтрації та компенсації для досягнення більшої точності вимірювань і навігації[9].

#### **1.4 Висновок**

Підсумовуючи, навігаційні системи відіграють вирішальну роль у контролі та наведенні авіаційних і космічних об'єктів. Точне визначення положення, швидкості, орієнтації та курсу є важливими для безпечної та ефективної роботи. Інерціальні навігаційні системи на основі акселерометрів і гіроскопів широко використовуються завдяки таким перевагам, як автономність, непомітність, надійність і стійкість до перешкод.

Існують різні технології гіроскопів, з мікроелектромеханічними системами MEMS, що дозволяють використовувати дешевші, менші та менш потужні інерційні датчики. Однак на даний момент точність MEMS поступається традиційним механічним і оптичним гіроскопам. Постійні

інновації зосереджені на покращенні продуктивності MEMS або гібридних пар із класичними гіроскопами.

На точність гіроскопа впливає низка джерел помилок, зокрема дрейф датчика з часом, вібрація, магнітні перешкоди, температурна чутливість і механічний знос. Усунення цих помилок має вирішальне значення для точної навігації. Методи включають резервування та злиття датчиків, алгоритми фільтрації, екранування електроніки, процедури повторного калібрування та регулярне обслуговування.

В аерокосмічних програмах інтеграція даних з кількох гіроскопів, акселерометрів та інших допоміжних датчиків забезпечує стійкість і підвищує точність навігації. Методи фільтрації та компенсації також допомагають врахувати неточності датчика. Постійна еволюція інерційних датчиків і алгоритмів фільтрації забезпечить безпечнішу та ефективнішу навігацію літаків і космічних кораблів у майбутньому.

## РОЗДІЛ 2

### МЕТОДИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИПРОБУВАННЯ ГІРОСКОПІЧНИХ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ

#### 2.1 Засоби випробування авіаційних гіроскопічних систем

В авіаційних системах навігації та орієнтації широко використовуються гіроскопічні вимірювачі. Слід зауважити, що інструментальна точність зазначених систем, в основному, залежить від точності гіроскопів, що входять до їх складу. Основним критерієм їх якості є точність, яка визначається методичними та інструментальними похибками.

Головною задачею дослідницьких випробувань гіроскопічних вимірювачів є визначення інструментальних дрейфів при заданих зовнішніх впливах[12]. Окремою задачею, хоча і пов'язаною із вимірюваннями інструментальних дрейфів, є задача експериментального визначення статичних характеристик і параметрів гіроскопічних вимірювачів. Оцінка динамічних властивостей гіроскопічних вимірювачів включає експериментальне дослідження їхніх вихідних сигналів при стандартних вхідних сигналах, наприклад у вигляді одиничного стрибка або одиничної гармоніки. Отже, дослідницькі випробування гіроскопічних вимірювачів поділяються на випробування на дрейф, статичні випробування та динамічні випробування.

Розглянемо особливості випробувань гіроскопічних вимірювачів на прикладі двоступеневих гіроскопічних вимірювачів, які широко застосовуються в авіаційних системах як основні вимірювачі кутової швидкості в інерціальному просторі.

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26				
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИПРОБУВАННЯ ГІРОСКОПІЧНИХ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ	<i>Let.</i>	<i>Sh.</i>	<i>Sheets</i>	
Керівник	Азарсков В.М.					23	106	
Консультант					<b>Cy213M</b>			
Н-контр.	Дивнич М.							
Зав.каф.	Мельник Ю.							

Взагалі двоступеневі гіроскопічні вимірювачі авіаційного призначення можна розділити на такі типи:

- 1) вимірювачі кутової швидкості пілотажного класу;
- 2) вимірювачі кутової швидкості навігаційного класу;
- 3) інтегруючі гіроскопи, призначені для роботи в контурах гіростабілізації систем орієнтації та навігації.

Гіроскопічні вимірювачі пілотажного класу призначені для вимірювання швидкостей змінювання кутів курсу, крену і тангажа. Гіроскопічні вимірювачі навігаційного класу призначені для вимірювання кутових швидкостей навігаційного тригранника. Вихідні сигнали таких вимірювачів піддаються в бортових навігаційних системах складній математичній обробці, у тому числі інтегруванню. При цьому здійснюється накопичення похибок навігаційних систем, зумовлених інструментальними дрейфами. Внаслідок цього вимоги до точності та стабільності, які ставляться до гіроскопічних вимірювачів навігаційного класу, є надзвичайно високими. Інтегруючі гіроскопи призначені для роботи в контурах гіростабілізаторів систем орієнтації і навігації. Особливістю вимірювачів цього типу є компенсування гіроскопічного моменту не моментом зворотного зв'язку, а контуром розвантаження платформи гіростабілізатора.

## **2.2 Дослідницькі випробування гіроскопічних вимірювачів в режимі зворотного зв'язку за моментом.**

При випробуваннях в режимі зворотного зв'язку за моментом гіроскопічний вимірювач розміщується на поворотній платформі випробувального стенда, нормаль до площини якої орієнтується за віссю добового обертання Землі  $e_3$ . Структурна схема таких дослідницьких випробувань показана на рис. 2.1



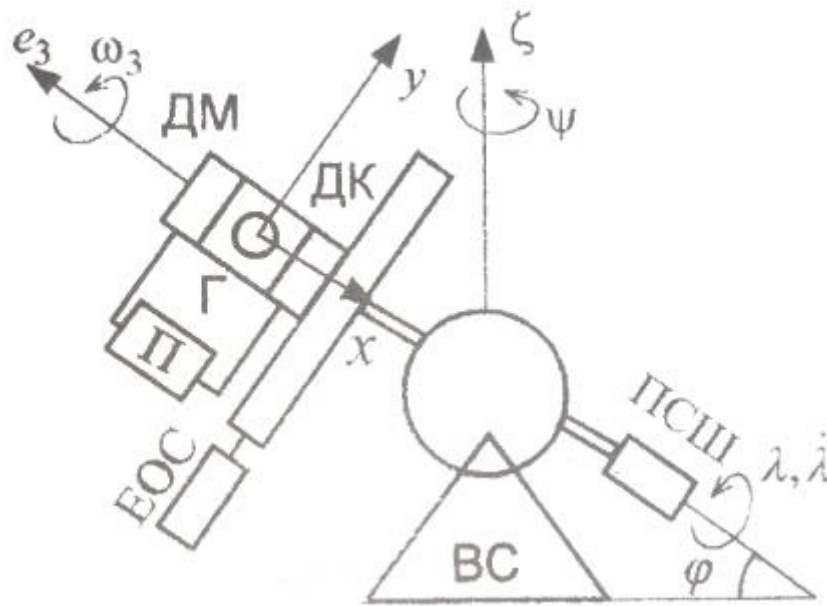


Рис. 2.1. Структурна схема випробувань у режимі зворотного зв'язку за моментом: ВС - випробувальний стенд; ЕОС - електронна оптична система; ПСШ - привод стабільної швидкості; Г - гіроскоп; ДК - датчик кута; ДМ - датчик моменту

Платформі може бути задана довільна орієнтація у просторі за допомогою поворотів навколо вертикальної та горизонтальної осей та осі, нормальної до її площини, відповідно на кути  $\psi$ ,  $\varphi$ ,  $\lambda$ [1]. Повороти платформи на дискретні кути, які вимірюються за допомогою електронної оптичної системи, можуть здійснюватися ручним способом. Якщо методикою випробувань передбачається безперервне обертання платформи навколо нормалі до її площини, то повороти на кути  $\lambda$  можуть здійснюватися за допомогою приводу стабільної швидкості. Вихідний сигнал гіроскопічного вимірювача, який знімається з його датчика кута, після підсилення надходить до датчика моменту, який врівноважує суму "інструментального" та гіроскопічного моментів, спрямованих за вихідною віссю гіроскопа.

### **2.3 Дослідницькі випробування гіроскопічних вимірювачів в режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю.**

Принципова відмінність інтегруючих гіроскопів полягає у тому, що урівноваження гіроскопічного моменту, що виникає під час обертання основи з деякою кутовою швидкістю, здійснюється не за рахунок моменту, що створюється в контурі зворотного зв'язку, а контуром розвантаження гіростабілізованої платформи, на якій встановлюється вимірювач і яку він "обслуговує". Це призводить до того, що в усталеному режимі кут повороту рухомої частини за умови достатньо великого коефіцієнта підсилення залишається вкрай малим та постійним, а гіроскопічний вимірювач незмінно орієнтованим у інерціальному просторі. Такий режим роботи називають режимом просторової стабілізації.

Структурна схема випробувань у режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю показана на рис. 2.2. У процесі випробувань гіроскопічний вимірювач, який працює в режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю, орієнтується разом із поворотною платформою випробувального стенда таким чином, щоби його вхідна вісь збігалася з віссю добового обертання Землі[2]. У цьому випадку він повністю сприймає кутову швидкість  $\omega_3$ . Компенсуюча швидкість обертання стенда  $\dot{\lambda}$  спрямована за негативним напрямком осі  $e_3$ . Ця швидкість забезпечується контуром розвантаження та двигуном привода стабільної швидкості і може з великою точністю вимірюватись електронно-оптичними системами.

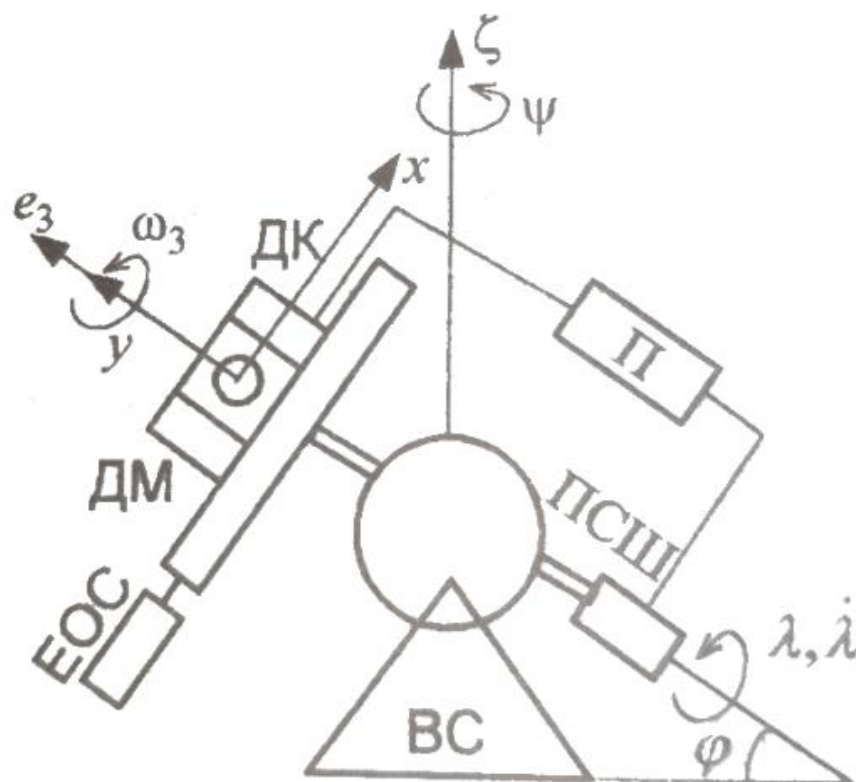


Рис. 2.2. Структурна схема випробувань у режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю: П - підсилювач

Оскільки вхідна кутова швидкість, для заданої орієнтації гіроскопа створюється кутовими швидкостями добового обертання Землі і відносного обертання поворотної платформи випробувального стенда, алгебраїчна сума цих величин в усталеному режимі, тобто при  $\dot{\beta} = 0$ , дорівнює інструментальному дрейфу гіроскопа. Отже, для визначення останнього необхідно лише провести вимірювання кутової швидкості  $\dot{\lambda}$ . Тоді інструментальний дрейф ви- значиться як  $\dot{a}_\Delta = \omega_3 - \dot{\lambda}$ . У результаті випробувань визначається масив миттєвих швидкостей інструментального дрейфу залежно від кроку повороту платформи випробувального стенда.

Слід зауважити, що повний цикл випробувань гіроскопа в режимі зворотного зв'язку за кутовою швидкістю займає біля двох діб, оскільки вхідною кутовою швидкістю є швидкість добового обертання Землі.

## 2.4 Вібраційні випробування гіроскопічних вимірювачів.

До найбільш важливих механічних випробувань гіроскопічних вимірювачів відносяться вібраційні випробування та випробування на лінійні навантаження[1].

Для отримання інформації про можливі резонансні явища, інструментальну точність та стабільність за умов вібрації необхідно проводити дослідницькі вібраційні випробування. Для їхнього виконання необхідно забезпечувати завдання вібраційних навантажень та вимірювання складових інструментальних дрейфів безпосередньо в процесі вібраційних випробувань. Причому найбільш складною є остання задача. Для проведення таких експериментів необхідні прецизійне стендове обладнання та ретельно розроблена методика обробки результатів вимірювань.

Впливи вібраційних навантажень на гіроскоп можуть бути визначені і в процесі звичайних вібраційних випробувань у заданому діапазоні частот та вібраційних навантажень, тобто випробувань, які проводяться без вимірювань інструментальних дрейфів і доповнюються дослідницькими випробуваннями щодо визначення інструментальних дрейфів. Але такий шлях дає значно менше інформації про властивості конструкції гіроскопічного вимірювача та способи її подальшого вдосконалення.

Вібраційні дослідницькі випробування двоступеневих навігаційних гіроскопічних вимірювачів можуть бути організовані в режимі зворотного зв'язку за моментом.

Структурна схема вібраційних дослідницьких випробувань гіроскопічних систем показана на рис. 2.3.

Досліджуваний вимірювач розміщується на малогабаритному вібраційному стенді (МВС), який, в свою чергу, встановлюється на тривісній поворотній платформі(ПП). Механічні впливи задаються за допомогою задавача вібрації (ЗВ). Вхідна вісь гіроскопа орієнтована перпендикулярно осі

Світу і тому проекція кутової швидкості добового обертання Землі на неї дорівнює нулю.

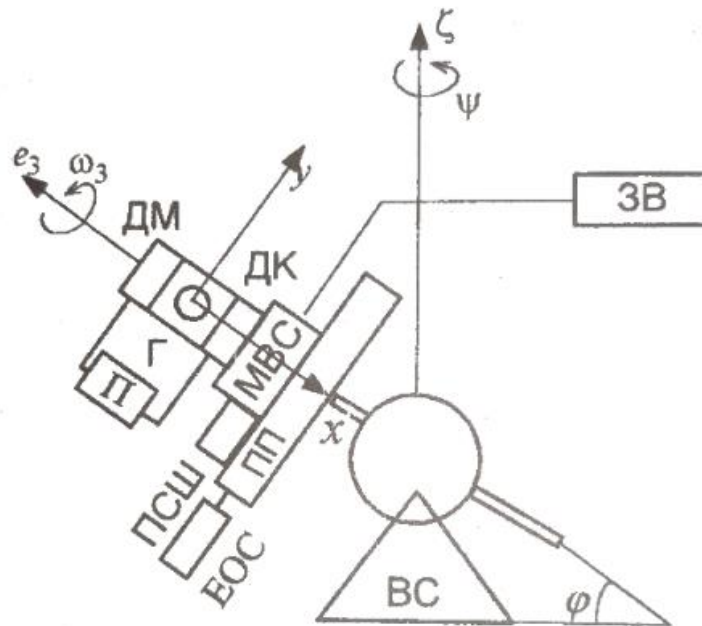


Рис. 2.3. Структурна схема вібраційних випробувань

Малогабаритний вібраційний стенд розміщується на поворотній платформі таким чином, щоби поступальні віброзміщення вимірювача були паралельними до поверхні платформи в напрямку схід-захід. Просторова модуляція осьових та вібраційних навантажень здійснюється обертанням гіроскопічного вимірювача навколо його вихідної осі за допомогою приводу стабілізації швидкості (ПСС), який встановлюється на вібраційному стенді.

Проводячи вимірювання при різних значеннях вібраційної частоти, а для кожного значення частоти при різних величинах вібраційного навантаження, можна отримати вимірювальну інформацію, достатню для детального аналізу поведінки гіроскопічного вимірювача за умови змішаних навантажень.

## 2.5 Випробування на лінійні прискорення

Гіроскопічні вимірювачі можуть використовуватись на рухомих об'єктах в умовах знач- них лінійних прискорень. Для оцінки їхньої

працездатності та інструментальних дрейфів за цих умов проводяться дослідницькі випробування на випробувальних візках та центрифугах.

Випробувальний візок являє собою апарат, який приводиться до руху реактивним двигуном та рухається по спеціальній колії. Наприкінці шляху колія уходить під неглибокий шар води, в якому під дією гідродинамічних сил опору швидкість візка гаситься при вимкненому двигуні. Зрозуміло, що таке високовартісне випробу вальне обладнання може знаходитись лише на спеціальних випробувальних полігонах. У процесі досліджень за допомогою випробувального візка можна задавати та з високою точністю вимірювати подовжні прискорення, тобто навантаження, які виникають у процесі його розгону та гальмування.

Більш доступними є дослідницькі випробування на центрифугах. На цих стендах прискорення створюються за рахунок відносно швидкого обертання плеча центрифуги навколо вертикальної власної осі. Це обертання здійснюється двигуном стабільної та регульованої швидкості. Міняючи швидкість обертання та розташування досліджуваного гіроскопічного вимірювача на плечі центрифуги, можна задавати відцентрові прискорення у великому діапазоні.

Випробування гіроскопічних вимірювачів[1] за допомогою центрифуг дещо ускладнюється наявністю значної кутової швидкості власного обертання центрифуги. Якщо гіроскопічний вимірювач орієнтовано на випробувальній платформі центрифуги так, що його вхідна вісь є паралельною осі обертання центрифуги, то на вхід вимірювача буде поступати кутова швидкість центрифуги, значно вища за інструментальні дрейфи, які підлягають експериментальному визначенню. Здійснення вимірювань за таких умов є складною задачею. Слід зауважити, що навіть якщо гіроскопічний вимірювач орієнтовано так, щоби проекція кутової швидкості на вхідну вісь дорівнювала нулю, похибки та нестабільність орієнтації, наприклад, від вигину плеча центрифуги, зумовлюють появу деякого сигналу за вхідною віссю гіроскопічного вимірювача, що суттєво ускладнює вимірювання дрейфів.

Структурна схема випробувань на лінійні прискорення за допомогою центрифуги показана на рис. 2.4.

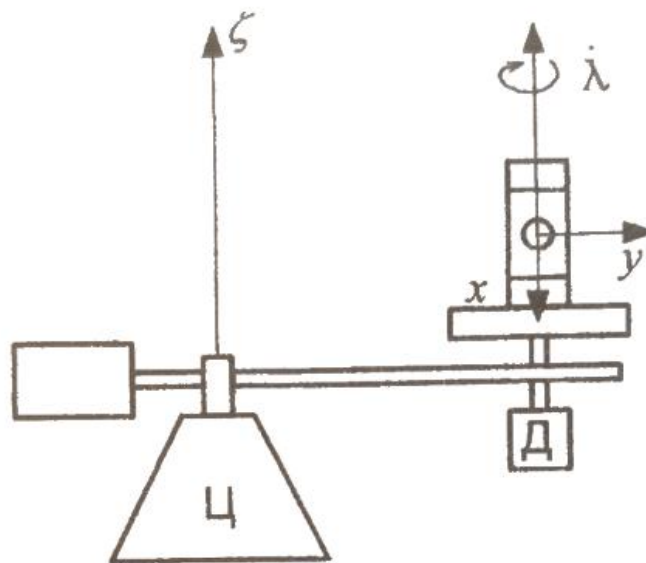


Рис. 2.4 Структурна схема випробувань за допомогою центрифуги:

Ц -центрифуга; Д – двигун

## 2.6 Статичні та динамічні випробування гіроскопічних вимірювачів

Окрім інструментальних дрейфів властивості гіроскопічного вимірювача багато у чому визначаються його статичними характеристиками. Статичною характеристикою гіроскопічного вимірювача називається залежність його вихідного сигналу від вхідної кутової швидкості. Для ідеального випадку характеристика має бути лінійною у всьому діапазоні. Зазвичай, має місце те чи інше наближення до ідеальної характеристики. Вигляд статичної характеристики гіроскопічного вимірювача ілюструє рис. 2.5.

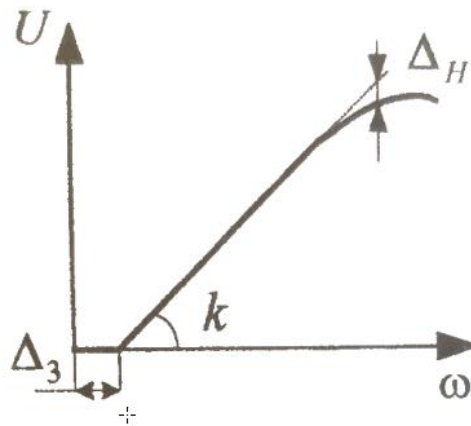


Рис. 2.5. Статична характеристика гіроскопічного вимірювача

У процесі статичних дослідницьких випробувань гіроскопічних вимірювачів визначають такі параметри:

1. Поріг чутливості  $\Delta_3$ , тобто мінімальну кутову швидкість, на яку реагує гіроскопічний вимірювач. Він визначається зоною застою на початку статичної характеристики, у межах якої реакція гіроскопа на вхідний сигнал відсутня.
2. Нелінійність вихідної характеристики  $\Delta_n$ , яка визначається нелінійністю датчика кута вихідної осі гіроскопічного вимірювача.
3. Масштабний коефіцієнт гіроскопічного вимірювача  $k$  який дорівнює тангенсу кута нахилу усередненої статичної характеристики до осі абсцис
4. Середньоквадратичне значення  $\sigma$  розкидання масштабного коефіцієнта того ж самого гіроскопічного вимірювача від запуску до запуску або партії гіроскопічних вимірювачів.
5. Нульовий сигнал  $U_0$ , тобто вихідну напругу датчика кута за умови відсутності вхідної кутової швидкості.

## 2.7 Обґрунтування необхідності динамічної аттестації

Під час експлуатації бортових складних вимірювальних засобів на них діє комплекс стохастичних збурюючих факторів, котрі приводять до суттєвого



викривлення результатів вимірювань. При атестації цих засобів на землі, необхідно імітувати саме такі динамічні умови, які дійсно діють при реальному русі об'єктів, на яких розміщені досліджувані засоби. Саме у тих умовах можливо виникнення на виходах вимірювальних заходів завод вимірювань, близьких до натурних. Коли характеристики таких завод будуть відомі до початку етапів проектування систем управління рухомими об'єктами, визначені збурюючі фактори будуть вірно враховані у задачах синтезу регуляторів і їх негативні впливи можливо у значній мірі нейтралізувати.

Для проведення етапів динамічної атестації необхідні досконалі засоби імітації реальних рухів. Існуючі рухомі засоби імітації у сучасних умовах підлягають модернізації для цілей забезпечення найбільшої близькості імітованих і реальних рухів об'єктів[8].

Динамічна атестація складається з декількох етапів:

1. За допомогою генераторів шумів та спеціально синтезованої і реалізованої оптимальної системи управління стендом-імітатором реальних збурених рухів (просторові поступові й кутові, вібраційні, ударні) об'єкта, на площині, де розташовані вимірювальні засоби, що досліджуються, при випробуваннях створюється динамічна обстановка, що імітує динаміку місць розміщення засобів, що досліджуються, при натурних випробуваннях об'єктів в заданих режимах. Існує деяка міра близькості імітованих та реальних рухів об'єкта.
2. У процесі випробувань засобів, що досліджуються, на стенді-імітаторі, фіксуються вектори сигналів про задані координати рухів імітатора як первинна інформація на входах засобів, що досліджуються, а також вектори сигналів виходів останніх як результати вимірювань.
3. За спеціальними технологіями, що базуються на методах оптимального оцінювання та структурної ідентифікації, проводяться стадії обробки зафіксованої багатовимірної інформації, отриманої у процесі експерименту. Обробка інформації складається, як правило, з двох стадій. На першій проводиться первинна обробка інформації з метою визначити моделі динаміки

вхідних і вихідних векторів сигналів засобу, що досліджується, при його функціонуванні. Отримані моделі - це матриці спектральних, взаємних спектральних щільностей входів та виходів цього засобу. На другій стадії проводиться обробка інформації за алгоритмами структурної ідентифікації, тобто саме ідентифікація. Як її результат отримуються моделі динаміки самого засобу, що досліджується, і вектора завад вимірювань, що виникають саме в тих режимах і умовах функціонування засобу, які є найбільше близькими до натурних. Зазначені моделі динаміки і будуть основними результатами етапів динамічної атестації бортових вимірювачів[13].

На рис. 2.6 показана структура процесу динамічної атестації бортових вимірювачів рухомого об'єкта на стенді-генераторі кутових рухів об'єкта.

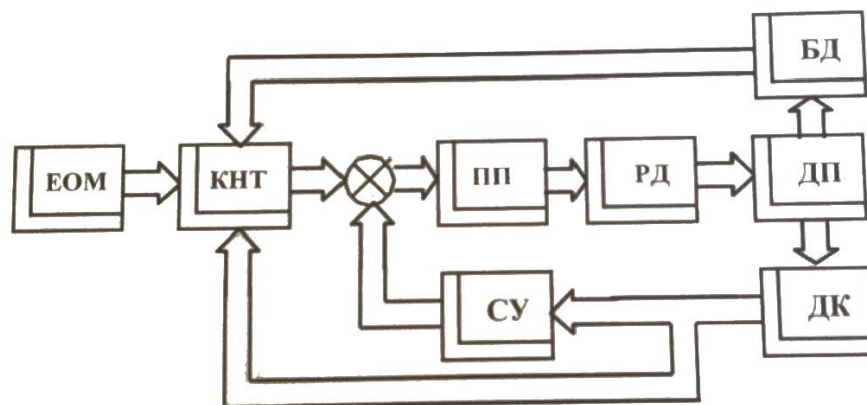


Рис. 2.6. Ілюстрація до процесу динамічної атестації: ЕОМ - електронна обчислювальна машина; КНТ - контролер; ПП - підсилювачі потужності; РД - реверсивні двигуни; ДП - динамічна платформа; ДК - датчики кута; СУ - система управління; БД - блок датчиків, що досліджується

Досліджувані блоки датчиків кутових швидкостей БД закріплені в центрі динамічної платформи ДП. Платформа може повертатися навколо трьох взаємно перпендикулярних осей, що імітує кутові рухи ЛА по курсу, тангажу та крену. Рух платформи здійснюється реверсивними двигунами РД, підключеними до підсилювачів потужності ПП. Кутові рухи платформи

датчиками куту ДК перетворюються в електричні сигнали, які за допомогою контролера КНТ вводяться в ЕОМ і систему управління СУ.

Для відтворення на стенді випадкових кутових рухів, аналогічних рухам ЛА у реальному режимі польоту, за допомогою спеціального програмного забезпечення в ЕОМ синтезовані сигнали з такими спектральними щільностями, які збігаються з спектральними щільностями збуреного руху повітряного судна.

## **2.8 Необхідність використання стендів**

Системи-імітатори руху використовуються всіма ведучими світовими компаніями, що працюють в аерокосмічній, морській, оборонній і автомобільній промисловості, біотехніці, метрології.

Стандартні сімейства устаткування даного типу – одноосьові, двохосьові, трьохосьові системи, а також п'ятиосьові системи, для напівнатурного моделювання, що дозволяють виконувати випробування в замкнутому контурі. Конструкція приводів, що використовується, дуже різноманітна, щоб максимально ефективно відповідати технічному завданню замовника. Можуть бути застосовані колекторні і безколекторні електродвигуни, а також гідравлічні приводи.

Також існують стенди-імітатори, які доповнені спеціальними характеристиками, для більш точного моделювання:

- обмежений або необмежений кут повороту;
- кількість і характеристики струмоз'ємних кілець;
- волоконно-оптичні з'єднання, що обертаються;
- установка термокамери;
- установка вакуумної камери;
- спеціальна система фіксації навантаження на столі.

Існують навіть системи для спеціального середовища випробувань: вакуумностійкі, немагнітні і так далі.

Лідерами у виробництві стендів-імітаторів руху являються компанії ACUTRONIC, AG (Швейцарія) та Actidyn Systemes (США).

## 2.9 Висновок

На завершення цей розділ містить вичерпний огляд методів випробувань та обладнання, що використовується для оцінки гіроскопічних приладів і систем, зокрема для авіаційних застосувань. Він охоплює основні типи випробувань, включаючи випробування дрейфу, статичні випробування, динамічні випробування, випробування на вібрацію та випробування на лінійне прискорення.

Метою цих інтенсивних процедур тестування є повна характеристика статичних і динамічних характеристик гіроскопічних датчиків. Це включає в себе кількісну оцінку таких параметрів, як дрейф, чутливість, лінійність, допуски масштабного коефіцієнта, а також оцінку вхідних і вихідних відгуків датчика в різних реальних умовах.

У розділі наголошується на необхідності динамічного сертифікаційного тестування на платформах моделювання руху, які можуть відтворювати робочі збої, які спостерігаються під час польоту. Цей тип тестування дозволяє належним чином характеризувати шум вимірювання та помилки в середовищах, які точно відповідають реальному функціонуванню.

Використовуючи комбінацію спеціалізованого метрологічного обладнання, такого як таблиці норм, вібраційні стенди, центрифуги та рухомі платформи, можна отримати цілісну характеристику продуктивності гіроскопа. Методи тестування та конфігурації, описані в цьому файлі, представляють усталені найкращі практики для оцінки та сертифікації гіроскопічних датчиків, які використовуються в критично важливих програмах навігації та керування.

Знання поведінки датчика в різних робочих умовах дозволяє зрозуміти обмеження продуктивності. Це сприяє подальшому вдосконаленню датчиків, а також дозволяє розробляти методи обробки сигналів і конструкції систем керування, які можуть компенсувати недоліки датчиків у налаштуваннях програми. Таким чином, ці режими інтенсивного тестування датчиків відіграють важливу роль у забезпеченні розгортання точних гіроскопічних інструментів у реально функціонуючих системах.

# РОЗДІЛ 3

## МЕТОДИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТА ЇХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

### 3.1 Методи ідентифікації динамічних характеристик

Під ідентифікацією розуміють визначення необхідних математичних залежностей, які описують фізичні явища в системі, пов'язані з перетворюванням вхідних сигналів у вихідні.

Для успішного вирішення задач аналітичного конструювання систем управління складними динамічними об'єктами необхідно знати реальні динамічні характеристики основних заданих частин системи, що проектується, сигналів, збурень і завад у системі. Такі відомості отримують, в основному, за результатами проведення етапів оцінювання станів базових ланок системи чи їх прототипів, етапів ідентифікації, у тому числі і структурної, цих ланок за даними натурних чи напівнатурних випробувань. Етапи оцінювання та ідентифікації важливі ще й через те, що вони можуть складати частину алгоритмів управління складними системами, наприклад, адаптивного управління, а також становлять основу процесів атестації якості складних об'єктів в умовах, близьких до реальних стохастичних.

В останні десятиріччя приділяється велика увага питанням експериментального визначення (ідентифікації) моделей динамічних систем управління та їх ланок тому, що, як правило, апріорна інформація про властивості систем, що досліджуються, та реальні умови їх роботи є неповною або взагалі відсутня. У зв'язку з цим створення оптимальних за точністю систем управління спряже не з великими теоретичними та практичними

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26				
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 3 МЕТОДИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТА ЇХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ	Let.	Sh..	Sheets	
Керівник	Азарсков В.М.				38	106		
Консультант					<b>Су213М</b>			
Н-контр.	Дивнич М.							
Зав.каф.	Мельник Ю.							

труднощами. Як наслідок, виникла необхідність опису динаміки систем і ланок за даними "вхід-вихід", які відносно легко отримати під час випробувань.

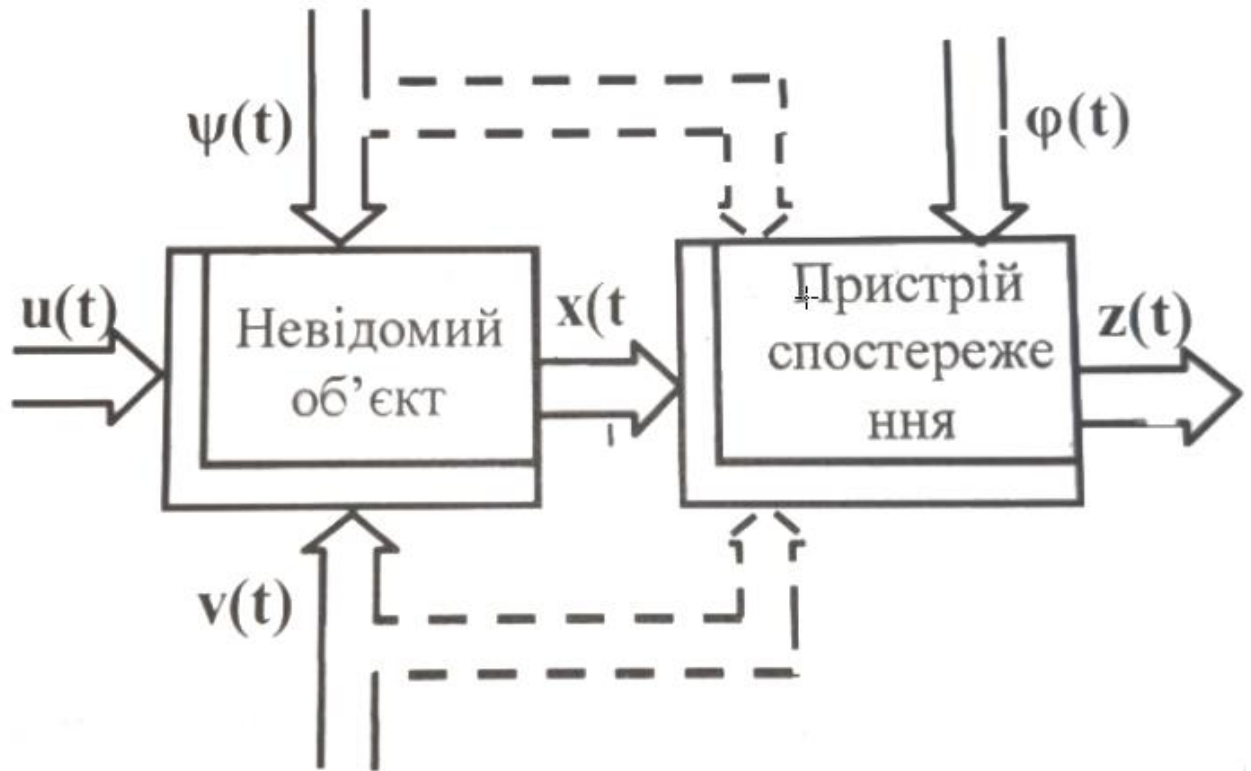


Рис. 3.1. Структурна схема задачі ідентифікації

У загальних випадках підходи до задач ідентифікації. Нехай експериментальним шляхом можна визначити вектор спостереження  $z(t)$  як викривлений особливостями динаміки вимірювача і завадами вимірювань  $\varphi(t)$  варіант вектора стану  $x(t)$  невідомої системи (об'єкта), на яку діють вектор управління  $u(t)$ , вектори зовнішніх  $\psi(t)$  та внутрішніх параметричних  $v(t)$  збурень (рис. 2.3)

Нехай модель фізичного зв'язку між векторами спостереження, іншими векторами і часом вважається відомою, тоді можливо записати

$$z(t)=h[x(t), u(t), \psi(t), v(t), \varphi(t), t].$$

Вважаємо також, що вектор стану описується залежністю

$$x(t)=f[x(t), u(t), \psi(t), v(t), t],$$

являє собою стохастичне диференційне рівняння (у загальному випадку порядок і параметри рівняння невідомі, хоч нерідко порядком рівняння задаються) При розв'язанні задачі визначаємо вектор деяких невідомих параметрів або його структуру і розмірність функції  $f$ . Вектор параметрів може складатися з коефіцієнтів системи диференціальних рівнянь, середніх значень і дисперсій випадкових сигналів  $\psi(t)$ ,  $v(t)$  і  $\varphi(t)$ .

Розрізняють багато різновидностей цієї задачі ідентифікації, такі, наприклад, як ідентифікація без збурень і завад вимірювань  $\psi = \varphi = 0$ , лінійна ідентифікація при спостереженні вектора збурень тощо. Визначення частотних характеристик об'єкта в лабораторних умовах при завданні входів спеціальними генераторами стандартних сигналів задачі першої різновидності. Більшість практичних задач вирішується за умов, які дійсні і для другої різновидності. Визначення моделей динаміки БПС за даними натурних випробувань приклад задач третьої різновидності.

При ідентифікації важливо визначити характеристики всіх ланок системи. Вибір характеристик, що підлягають визначенню - мета задачі, якої можна досягти, вирішуючи компроміс між вимогами до системи, її складністю, обсягом обчислень, які є супроводжують розв'язання задачі, тощо. Результати вирішення задач ідентифікації потрібні не тільки при аналізі і синтезі систем, етап ідентифікації може бути складовою частиною алгоритму адаптивного управління системою або алгоритму контролю її стану.

Підходів і методів ідентифікації нині дуже багато. Наприклад, розрізняють параметричну і структурні методи ідентифікації, пасивні, активні й комбіновані методи. Можуть бути різні критерії оцінок якості ідентифікації. Не розглядаючи зазначені методи і алгоритми ідентифікації, які реалізують ці методи і які добре описані у численних літературних джерелах, у наступних розділах будуть розглянуті лише деякі відносно прості і ефективні методи і алгоритми ідентифікації, що вже ефективно зарекомендували себе у авіакосмічній практиці.



Засоби ідентифікації можуть використовуватись у сучасній техніці безпосередньо. Так, на рис.3.2 надана структурна схема деякої системи при адаптивному управлінні, з якої зрозуміло, що засоби ідентифікації спостережень – необхідні складові адаптивного управління.

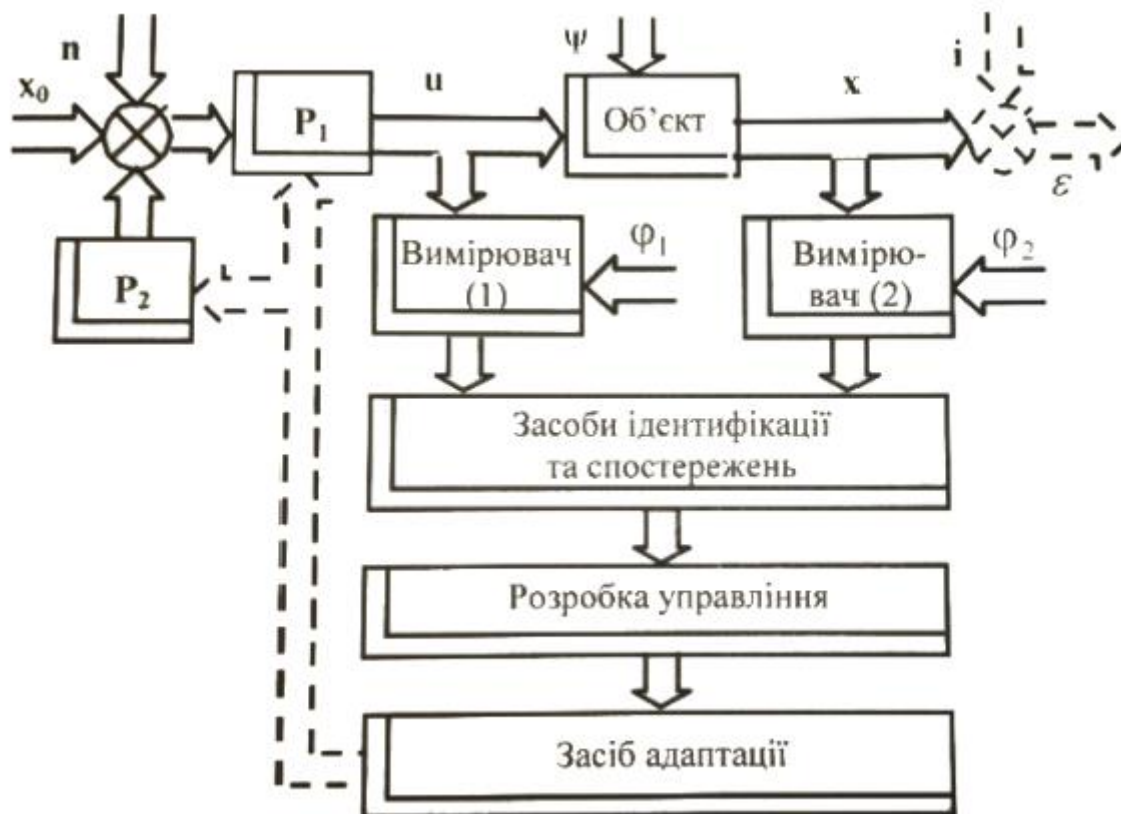


Рис.3.2. Структурна схема деяких системи адаптивного управління:

$P_1$  і  $P_2$  - частини регулятора;  $x_0$  вектор програми управління;

Позначення на схемі такі:  $P_1$  і  $P_2$  частини регулятора,  $x_0$  - вектор програмних сигналів,  $u$  - вектор управління,  $\varphi_1$ ,  $\varphi_2$ ,  $n$  - завади;  $\psi$  - збурення. Зі схеми ясно, що засоби ідентифікації і спостережень необхідні складові адаптивного управління.

У розглянутих випадках інформацію щодо динамічних характеристик сигналів входу та виходу системи, що досліджується, можливо отримувати безпосередньо під час випробувань за результатами вимірювань, які не є "ідеальними", тобто супроводжуються завадами. Вимога стійкості об'єкта, що

досліджується, є необхідною, але жорстокою тому, що випробування проводяться об'єктами, які вже мають відповідні засоби їх стабілізації.

Новітні технології дозволяють провести так звані етапи структурної ідентифікації (рис. 3.3) об'єкта у штатних режимах експлуатації і при неконтрольованому впливі  $\psi(t)$ .

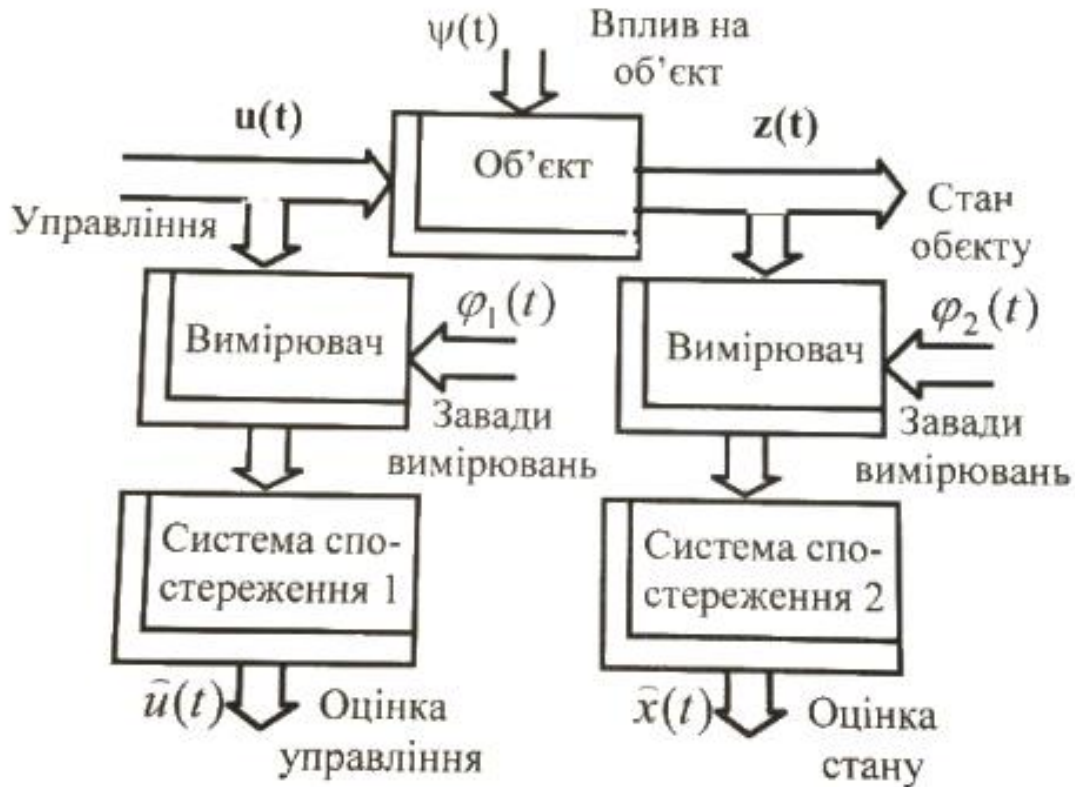


Рис. 3.3. Структура задачі ідентифікації

Тут, по-перше, за допомогою систем спостереження 1 і 2 отримують найліпші оцінки векторів сигналів управління і стану -  $\hat{u}(t)$  і  $\hat{x}(t)$ . З їх використанням за допомогою відповідного методу структурної ідентифікації знаходяться оцінка оператора об'єкта та модель динаміки неконтрольованого впливу  $\psi(t)$ .

Необхідну вхідну інформацію для подальших задач аналізу і синтезу таких динамічних систем як різні рухомі об'єкти, можливо отримувати у процесах експериментальних досліджень бортових складних вимірювальних засобів у динамічних умовах, близьких до натурних. Такі дослідження

потребують складної матеріальної бази і технологій сучасних досліджень кібернетичних систем.

Вирішенню задачі ідентифікації передуює етап, пов'язаний з оцінюванням динамічних характеристик засобів вимірювання сигналів «вхід-вихід» системи, що підлягає ідентифікації, відомою як динамічна атестація. Цю задачу необхідно вирішувати при потребі визнати збурені моделі динаміки як складних вимірювальних засобів, так і завод вимірювань, котрі виникають у таких засобах, коли вони використовуються на різних рухомих об'єктах при їх кутових і поступальних стохастичних просторових рухах. Динамічна атестація виконується за допомогою різних засобів імітацій зазначених рухів, на яких розміщуються вимірювачі, що досліджуються. Справа в тому, що при зазначених рухах у блоках вимірювачів виникають додаткові динамічні перехресні зв'язки і можлива мінливість окремих параметрів блоків, а завади вимірювань набувають специфічних динамічних характеристик, які обумовлюються характером рухів об'єкта. Теоретичною і практичною базою динамічної атестації є метод і алгоритми структурної ідентифікації, які згадувались раніше.

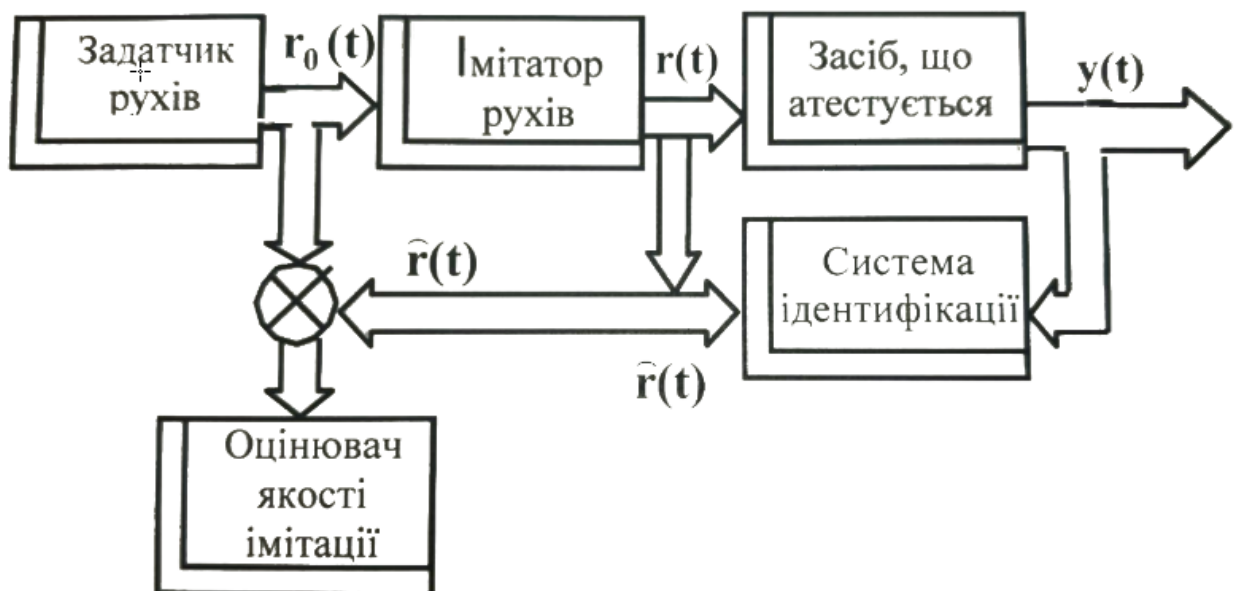


Рис.3.4. Структура динамічної атестації

На рис. 3.4 показана блочна схема засобів, що складають матеріальну базу процесу атестації. До схеми входять задатчик програмних рухів  $r_0(t)$ , блок

оцінювання якості імітації, імітатор рухів, виходом якого є вектор реалізованих рухів  $r(t)$ . Сигнали  $r(t)$  подаються на засіб, що атестується, а вектор їх оцінок  $\hat{r}(t)$  спільно з вихідними сигналами  $y(t)$  цього ж засобу поступає в систему ідентифікації.

### 3.2 Ідентифікація, заснована на перетворенні Фур'є

Являє собою апроксимацію вхідного сигналу його розкладом у ряд Фур'є. Застосовується для вхідних сигналів, реакція на які в подальшому аналізуватиметься за допомогою трьох інших методів. Безпосереднє перетворення Фур'є неможливе для вхідних сигналів типу синусоїди або ступінчастого. Ці входи зазвичай апроксимують як слабо демпфований або як асимптотично (і дуже повільно) спадаючу «сходінку», відповідно. Для лінійної системи із передатною функцією  $G(s)$ , вихід якої  $x(t)$  при вхідному сигналі  $y(t)$  визначається інтегральним виразом:

$$x(t) = \int_0^t y(\tau)g(t - \tau)d\tau, \quad g(t) = L^{-1}[G(s)].$$

Це рівняння у формі перетворення Фур'є має вигляд

$$X(j\omega) = G(j\omega)Y(j\omega).$$

Перетворення Лапласа для нього –

$$X(s) = G(s)Y(s).$$

$G(j\omega)$  та  $G(s)$  – передатні функції системи при використанні перетворень Фур'є та Лапласа, відповідно.  $G(j\omega)$  можна переписати у вигляді  $\alpha\omega + j\beta\omega = G(j\omega)$ . Тоді  $\sqrt{\alpha\omega^2 + \beta\omega^2} = |G(j\omega)|$  – модуль коефіцієнта підсилення,  $\arctg(\beta/\alpha)$  – зсув фази між вихідним та вхідним параметрами, а зміна  $G(j\omega)$  в залежності від  $\omega$  – частотна характеристика системи.

Якщо на вході системи діють ступінчасті або імпульсні сигнали, то отримати характеристику  $G(j\omega)$  набагато простіше, оскільки перетворення Фур'є для імпульсної перехідної характеристики дорівнює  $G(j\omega)$ , а для

перехідної функції –  $G(j\omega)/j\omega$ . Метод перетворень Фур'є з одного боку, дозволяє проводити ідентифікацію в реальному масштабі часу; а з іншого, його недоліком є великі трудозатрати, оскільки він пов'язаний із чисельними перетвореннями вхідного та вихідного сигналів.

### 3.3 Ідентифікація за допомогою частотної характеристики

Цей метод заснований на роботах Бодє і Найквіста та використовує амплітудні частотні характеристики (АЧХ). На вхід моделі при цьому подається гармонічний сигнал, частота якого змінюється у розглядуваному діапазоні. Метод засновано на перетворенні Лапласа щодо виходу та входу

$$G(s) = X(s) Y(s) ,$$

де  $G(s), X(s), Y(s)$  – передатна функція, вихід та вхід системи, відповідно.

Уточнимо, що змінна Лапласа є  $s = \sigma + j\omega, \sigma \rightarrow 0$ . Тому що розглядається лише співвідношення вхід/вихід по частоті. Отримали  $X(j\omega) = G(j\omega)Y(j\omega)$ .

Це є вираз є перетворенням Фур'є, справедливе для збіжних функцій  $g(t), x(t), y(t)$ , де

$$g(t) = L^{-1}[G(s)];$$

$$x(t) = L^{-1}[X(s)];$$

$$y(t) = L^{-1}[Y(s)].$$

Таким чином,  $G(j\omega)$  визначає передатну функцію системи при частоті  $\omega$ . Оскільки  $G(j\omega)$  – комплексна величина, то можна розглянути її модуль та аргумент.

$$G(j\omega) = \alpha(\omega) + j\beta(\omega);$$

$$|G(j\omega)| = \sqrt{\alpha^2(\omega) + \beta^2(\omega)};$$

$$\psi(\omega) = \arctg \beta(\omega) / \alpha(\omega) .$$

Вихід лінійної системи буде мати ту ж частоту, що і вхід, якщо той – чисто синусоїдальний сигнал однієї частоти  $\omega$ , фаза цього сигналу буде зміщена відносно входу на  $\psi(\omega)$ . Для входу з амплітудою  $M$ :

$$y(t) = M \sin(\omega t)$$

отримаємо вихід амплітуди  $N$ :

$$x(t) = N \sin(\omega t + \psi).$$

Тут

$$\frac{N}{M} = |G(j\omega)|; \psi = \text{Arg}[G(j\omega)].$$

Частотна характеристика  $G(j\omega)$  визначається шляхом аналізу співвідношення амплітуд та зміщення фази для виходу та входу для кожної розглядуваної частоти  $\omega$  та запису відповідних сигналів  $N \sin(\omega t + \psi)$ . Величини  $N/M$  та  $\psi$  для кожної частоти формують частотну характеристику. Амплітудні частотні характеристики, які використовуються у класичній теорії керування, складаються із амплітудної та фазової характеристик. Тому в загальному випадку  $G(j\omega)$  є комплексною величиною. Якщо побудувати модуль вимірної частотної характеристики стійкої лінійної системи в одиницях  $20 \lg|G(j\omega)|$  в залежності від  $\lg(\omega)$ , то можна безпосередньо ідентифікувати цю систему. При цьому діє обмеження на виключно стійкі системи, оскільки в протилежному випадку її частотні характеристики виміряти неможливо. Загальна форма виразу для  $G(s)$  має вигляд

$$\frac{\alpha_m s^m + \alpha_{m-1} s^{m-1} + \dots + \alpha_0}{\beta_n s^n + \beta_{n-1} s^{n-1} + \dots + \beta_0} = \frac{K s^q \prod_{i=1}^p (\tau_i s + 1) \prod_{\rho=1}^r (T_\rho^2 s^2 + 2T_\rho \xi_\rho s + 1)}{s^\mu \prod_{h=1}^\gamma (\tau_h s + 1) \prod_{\eta=1}^\lambda (T_\eta^2 s^2 + 2T_\eta \xi_\eta s + 1)}.$$

Тут  $q + p + 2r = m$  – порядок полінома  $s$  в чисельнику, а  $\eta + \gamma + 2\lambda = n$  – порядок полінома  $s$  в знаменнику. Тоді  $\lg|G(j\omega)|$  та  $\text{Arg}[G(j\omega)]$  визначаються виразами:

$$\begin{aligned}
lg|G(j\omega)| &= lgK + qlg\omega + \sum_{i=1}^p lg|j\tau_i\omega + 1| + \sum_{\rho=1}^r lg|1 - \omega^2 T_\rho^2 + \\
& 2jT_\rho \xi_\rho \omega| - \mu lg\omega - \sum_{h=1}^y lg|j\tau_h\omega + 1| - \sum_{\eta=1}^{\lambda} lg|1 - \omega^2 T_\eta^2 + 2T_\eta \xi_\eta \omega|; \\
Arg[G(j\omega)] &= \psi(\omega) = q\left(\frac{\pi}{2}\right) + \sum_{i=1}^p Arg(j\tau_i\omega + 1) + \sum_{\rho=1}^r Arg(1 - \omega^2 T_\rho^2 + \\
& 2j\xi_\rho T_\rho \omega) - \mu\left(\frac{\pi}{2}\right) - \sum_{h=1}^y Arg(j\tau_h\omega + 1) - \sum_{\eta=1}^{\lambda} Arg(1 - \omega^2 T_\eta^2 + 2j\xi_\eta T_\eta \omega).
\end{aligned}$$

Передатну функцію  $G(s)$  можна представити у вигляді добутку передатних функцій елементарних ланок (пропорційної, форсуючої, аперіодичної, коливальної та ін). Також можна отримати наближені вирази для амплітудних частотних характеристик за довідковими таблицями. У випадку, коли наперед відома структура досліджуваної системи, коефіцієнти поліномів у чисельнику та знаменнику її передатної функції можна визначити за таблицями амплітудних апроксимацій. При цьому, якщо поліном чисельника передатної функції містить лише коефіцієнти одного знаку, то для ідентифікації достатньо тільки амплітудної частотної характеристики. У протилежному випадку знадобиться ще й фазова частотна характеристика. Серед переваг даного методу – можливість ідентифікації систем високих порядків, а також систем із зашумленими вхідним та вихідним сигналом. Серед недоліків – необхідність формування гармонійного вхідного сигналу заданої частоти.

### **3.4 Постановки та процедури вирішення задач структурної ідентифікації моделей динаміки досліджуваного стенда-імітатора кутових рухів безпілотного повітряного судна**

Із багатьох проблем, створення комплексів натурального та напівнатурного моделювання польоту, а також пов'язаних з ними проблем створення рухомих авіаційних тренажерів та динамічних імітаторів руху, обговоримо одну з

проблем, що виникла на сучасному етапі розвитку цієї галузі науки і техніки проблему оптимальної модернізації комплексів моделювання стохастичного збуреного руху. Ця проблема виникає при створенні, експлуатації і модернізації існуючих рухомих комплексів натурального та напівнатурного моделювання рухомих об'єктів різного призначення. Одне з головних завдань у зазначених випадках забезпечити максимальну близькість імітації реальних польотів.

Наукові і технічні складності успішного вирішення зазначеної проблеми пов'язані у першу чергу з характером процесу управління рухомих об'єктом, що імітується, характером динаміки використовуваного при моделюванні багатовимірного стендаімітатора як базової частини усіх рухомих комплексів моделювання польотів. У таких автоматичних комплексах головною стороною якості імітації є точність, а вибір управління сучасним комплексом імітації має виконуватися із умови досягнення найвищої якості імітації. Суттєве ускладнення задач забезпечення точності управління комплексами моделювання в порівнянні з такими ж задачами управління польоту пов'язано з вводом в контур управління при моделюванні додаткової ланки "літаючої моделі" чи стенда- імітатора, які самі мають складну динаміку.

Будемо вважати, що постановка проблеми максимізації точності імітації в автоматичних комплексах моделювання динаміки польоту визначається двома головними обставинами. По-перше, суттєвими відмінностями динаміки "літаючої моделі" при натурному і динаміки системи імітації польоту "ЕОМ динамічний стенд при напівнатурному моделюванні від динамічних характеристик імітуємого рухомого об'єкту. Ця обставина у деяких випадках може привести до неможливості імітації польоту в стохастичних наземних умовах. По-друге, в ситуаціях, коли зазначеним чином досягнута "адекватність" динаміки об'єкту і його імітатора, максимізація точності імітації пов'язується з вибором оптимальної системи управління рухом скоригованої "літаючої моделі" чи імітатора в комплексах натурального і напівнатурного моделювання при урахуванні стохастичних факторів польоту.



Вважається, що сформульована точностна проблема моделювання польоту може бути вирішена різними шляхами, які описані нижче.

Визначним моментом в процесі створення конкурентоспроможних комплексів імітації кутових рухів є вибір з наявних або розробка нових зручних в практичному використанні методів та алгоритмів синтезу оптимального стохастичного управління. Для збору апріорної інформації з метою успішного проведення етапів синтезу необхідна розробка методів та засобів оптимального спостереження вихідних станів імітуємих та імітуючих комплексів, а також методів і засобів ідентифікації моделей динаміки як самих досліджуваних комплексів, так і збурюючих факторів, які впливають на ці комплекси в штатних режимах їх роботи. Методи та алгоритми ідентифікації, які використовуються, повинні бути зручними для практичного застосування і суворо науково обгрунтованими.

Очевидна актуальність та необхідність в методах і алгоритмах ідентифікації складних динамічних об'єктів, які б дозволяли оцінювати їх динаміку та збурення безпосередньо в штатних збурених режимах руху. Ці методи можна використовувати в задачах ідентифікації моделей динаміки як самих об'єктів, так і в комплексах моделювання (імітації) збуреного руху цих об'єктів.

### **3.5 Динамічна ідентифікація гіроприладів**

Динамічна ідентифікація приладів в лабораторних умовах, найбільш наближених до експлуатаційних, повинна проводитись на динамічному стенді, який відтворює умови роботи приладів, близьких до експлуатаційних умов. Реальні просторові кутові рухи ПС, які впливають на гіроскоп мають детерміновану і випадкову складову. На покази гіроприладу має вплив також просторова вібрація основи. Для зменшення впливу вібрації бортові прилади встановлюються, як правило, на системі амортизації. Значний вплив на покази

приладу має і лінійне прискорення ПС. В залежності від режимів роботи ПС експлуатаційні умови роботи бортових приладів змінюються, тому для проведення їх динамічної атестації необхідно відтворювати на засобах імітації експлуатаційні умови в випробувальних умовах польоту. Блок – схема лабораторного стенда для динамічної атестації гіроскопічних приладів приведена на мал. 3.5. Динамічний стенд, призначений для відтворення експлуатаційних умов, діючих на прилад в польоті, складається з платформи на карданному підвісі, системи управління, систем порівняння, формуючого фільтра. В деяких випадках для більш повної імітації динамічного оточення до складу стенду може бути введений вібратор, який буде створювати просторові вібраційні коливання. Схема порівняння призначена для вилучення “уходів” гіроприладів шляхом віднімання вихідних сигналів стенда з сигналів гіроприладу.

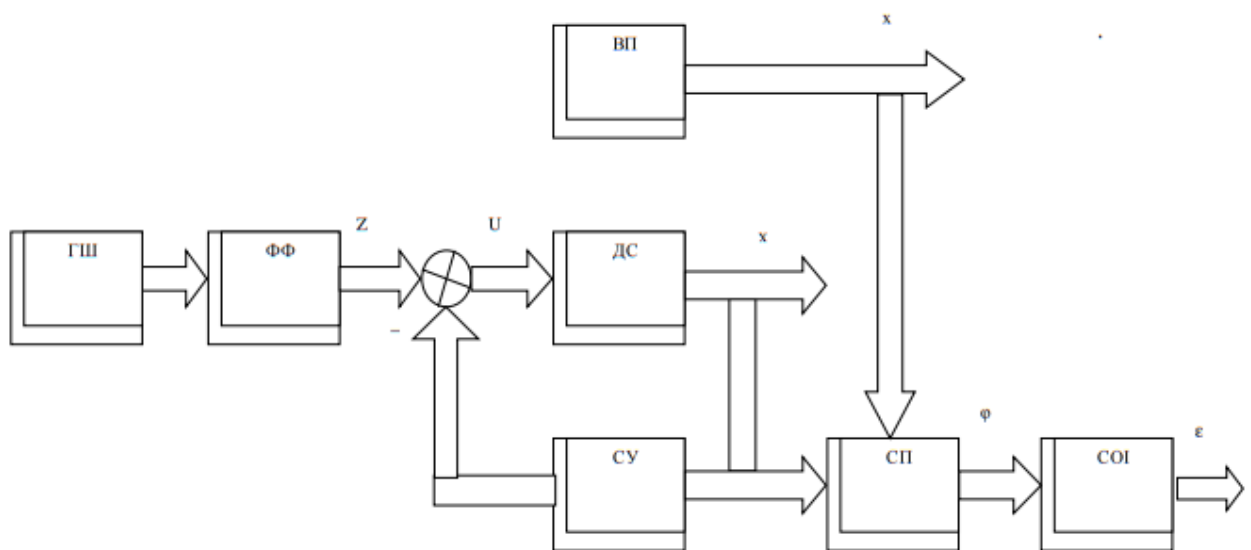


Рис.3.5 Структурна схема лабораторної установки для динамічної системи ГШ — генератор шуму, ФФ — формуючий фільтр, ВП — випробувальний прилад, СУ — система управління, ДС — динамічний стенд, СП — система порівняння, СОІ – система обробки інформації.

Вихідні сигнали динамічного стенду і сигнали уходів гіроприладів подаються також на реєструючу апаратуру та аналогово – цифровий перетворювач(АЦП). Одержані, таким чином, числові масиви, або сигнали підлягають обробці на ЕОМ.

Атестований прилад встановлюється на платформі шестиступінчатого стенду, так, щоб точка перетину осей координатного підвісу співпадала з центром обертання платформи стенду. Для зменшення карданової похибки необхідно гіровертикаль встановити так, щоб направлення польоту було паралельно вісі зовнішнього кільця трьохступінчатого стенда. Для кутових гіроскопічних приладів до системи порівняння повинен вводитися сигнал з обчислювачем карданової похибки для компенсації помилок приладу (на блок схемі не показано) чи вона повинна враховуватися при майбутній обробці результатів експерименту.

При проведенні атестації приладів необхідно провести оцінку близькості експлуатаційних і імітуючих умов. Оцінка близькості може проводитися по порівнянню сигналів виходу стенда і формуючого фільтра. При гармонійних рухах стенда визначення уходів випробуваних гіроприладів не зв'язано з великими труднощами. З припущеннями, що уход гіроскопічної системи в цьому випадку не мають гармонічного характеру, можливо відповідним вибором масштабу і зсувом фаз гармонічних сигналів виходу стенду домогтися за допомогою системи порівняння повного виключення гармонійних сигналів з виходу гіроприладу. Сигнали, які лишаються, формують вектор уходів гіроприладу чи гіроскопічної системи вимірювання. Слід відмітити, що ці уходи гіроприладів реєструються як неперервний в часі процес.

При випадковому характері руху стенд – генератор просторових рухів, процедура вилучення уходів гіроприладів істотно ускладнюється. В таких випадках для проведення етапу динамічної атестації необхідно використовувати оптимальні дослідження виходів стенду і випробуваного приладу. Структура таких досліджень може бути систематизована відомими

методами оптимального оцінювання. Результат порівняння виходів оптимальних випробувань складають найкращу по точності оцінку вектора уходів гіроприладів, а методики обробки не відрізняються від описаного раніше.

Реалізація описаних у цьому пункті пропозицій служить основою для розробки діючих методик атестації трьохступінчатого гіроприладу на землі в умовах, близьких до польотних.

### **3.6 Висновк**

На основі розділу наведені ключові висновки щодо методів ідентифікації динамічних характеристик систем літака:

1. Ідентифікація системи має вирішальне значення для проектування оптимальних систем керування та тренажерів польоту, коли повні апріорні знання про динаміку системи недоступні. Необхідно точно моделювати як самі системи, так і зовнішні збурення, що діють на них.
2. Аналіз Фур'є, перевірка частотної характеристики та алгоритми структурної ідентифікації довели свою ефективність для ідентифікації динаміки літака та аерокосмічної системи на основі даних введення-виведення. Ці методи забезпечують практичні рішення, зручні для реалізації.
3. Динамічні випробувальні установки, які відтворюють профілі руху та вібрації під час польоту, є безцінними інструментами для визначення моделей збурень і калібрування бортових приладів. Для обробки стохастичних даних із цих налаштувань потрібні методи оптимального оцінювання стану.
4. Обговорювані тут методи динамічного моделювання, спостереження за станом і калібрування авіоніки, чутливої до руху, закладають основу для розробки вдосконалених систем керування та симуляторів польоту. Ці методи ідентифікації та моделювання допомагають максимізувати продуктивність і

керуваність літальних апаратів, враховуючи реальні збурення та характеристики приладів.

Підсумовуючи, у розділі викладено перевірені в польоті підходи до ідентифікації системи, підтверджуючи потребу в точних динамічних моделях, узгоджених випробувальних установках і оптимальній обробці сигналів для підтримки проектування та перевірки аерокосмічної системи. Впровадження рекомендованих процедур ідентифікації дозволяє створювати контролери та симулятори, оптимально налаштовані на продуктивність і точність.

**РОЗДІЛ 4**  
**ДОСЛІДЖЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ ТА СИСТЕМ**  
**УПРАВЛІННЯ ВИСОКОШВИДКІСНОГО БЕЗПЛОТНОГО**  
**АППАРАТУ**

**4.1 Приклад розробки системи управління для безпілотного**  
**підводного об'єкту з використанням стенда**

В якості високошвидкісного безпілотного апарату досліджувався автономний підводний об'єкт, що рухається в кавітуючому середовищі. Швидкість руху такого апарату становила близько 500 км/год, його довжина 8 метрів, а маса 2 тонни 700 кілограм. Маса бойової частини об'єкта складала 210 кг. Така висока швидкість досягається за рахунок того, що об'єкт рухається в так званій килимі, яка позначена на даному слайді зоною понад кавітацію. Даний об'єкт повинен рухатися прямолінійною траєкторією до точки зустрічі з ціллю.

Так як центр мас даного апарату не збігається з центром тиску, він є статично нестійким об'єктом і прагне відхилитися від прямолінійної траєкторії свого руху. Для того, щоб його утримати на заданій траєкторії призначені 2 види кермів: перший вид це кавітатор розташований в носовій частині даного об'єкта, який може змінювати свій нахил; другий вид кермів - це стабілізатор, розташований у хвостовій частині об'єкта, які можуть змінювати своє кутове положення. Для керування цими кермами призначений блок приладів керування, до складу якого входить два види пристроїв. Перший вид пристроїв - це гіроскопічні датчики, що дозволяють визначати кути крену, курсу та диферента об'єкта. Другий вид пристроїв - це обчислювач, який, за

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26				
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ ТА СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ВИСОКОШВИДКІСНОГО БЕЗПЛОТНОГО АППАРАТУ	Let.	Sh..	Sheets	
Керівник	Азарсков В.М.					54	106	
Консультант					<b>Су213М</b>			
Н-контр.	Дивнич М.							
Зав.каф.	Мельник Ю.							

отриманими даними про ці кути, дозволяє обчислити задане положення відповідних кермів. Поза блоком управління знаходяться два види датчиків, які визначають довжину ходу об'єкта та його швидкість руху щодо води. Сигнали, сформовані на виході блоку приладів управління, дозволяють керувати положенням штоків рульових машинок, у свою чергу, штоки рульових машинок призводять до того, що змінюється кут кавітатора нахилу і кут повороту стабілізатора. Зміна повинна відбуватися таким чином, щоб утримувати об'єкт на заданій прямолінійній траєкторії руху.

Все було б досить просто, якби апарат зберігав свою гідродинамічну конфігурацію в процесі руху від старту до зустрічі з метою. Однак безлюдний підводний апарат класу, що розглядається, проходить поступово чотири стадії перетворення від моменту знаходження його в торпедному апараті і до зустрічі з метою. Перший етап перетворень гідродинамічної конфігурації називається підготовка, на цьому етапі відбувається програмування заданого курсу прямування в цілі та наявної дистанції. Другий етап називається стартом, він полягає в тому, що об'єкт виходить із торпедного апарату, досягає глибини 5 – 10 метрів та швидкості руху 35 м/с. На етапі старту ефективними є лише стабілізатори, кавітатор як кермо практично не управляє рухом об'єкта. Наступним етапом перетворення гідродинамічної конфігурації безлюдного підводного апарату є етап розгону, в процесі розгону апарат повинен зберігати заданий курс і в той же час набрати швидкість руху про 35 м/с до 95 м/с. У момент досягнення швидкості 75 м/с з'являється суперкавітація та починає діяти кермо під назвою кавітатор. Останній етап перетворення гідродинамічної конфігурації об'єкта називається марш. На цьому етапі об'єкт відноситься до суперкавітаційних підводних об'єктів і рухається зі швидкістю близькою до 500 км/год, повинен зберігати глибину, а так само курс, крен і тангаж. Ефективними на даному етапі є всі два види кермів, які керуються сигналами від блоку приладів управління. Таким чином на кожній ділянці траєкторії істотно змінюються динамічні характеристики апарату, що розглядається, а так само змінюється кількість кермів керуючих його рухом.

Все це веде до того, що в блоці управління необхідно використовувати кілька законів управління на кожному з етапів перетворення гідродинамічної конфігурації безлюдного підводного апарату.

Законом управління високошвидкісного безпілотного апарату називають залежність, що зв'язує змінні навігаційні параметри, що визначають рух його заданою траєкторією і кути відхилення відповідних кермів. До навігаційних параметрів відносяться зміни кутів крену, курсу та диферента, задане значення курсу, задане значення глибини руху та поточне значення цієї глибини. Положення кермів характеризує кут нахилу кавітатора, верхнього стабілізатора, нижнього стабілізатора та горизонтального стабілізатора. Вивчення технічної документації блоку приладів управління показало, що цей блок має два види законів управління, на старті та на марші. Ці закони представлені у лівій та правій частинах даного слайду. Перехід від законів управління на старті до законів управління на марші здійснюється за досягнення швидкості руху об'єкта 75 м/с. Крім змінних властивостей до законів управління, як бачимо, входять постійні величини  $\tau$ ,  $k$ ,  $t$ . Значення цих величин визначає те, яким чином об'єкт виконує своє завдання на старті та на марші. Оскільки високошвидкісний безпілотний апарат має одну гідродинамічну конфігурацію на старті, і іншу на марші, ці постійні коефіцієнти також мають різні величини, що забезпечують найкраще виконання завдань старту і маршу.

Таким чином дослідити навігаційні засоби та системи керування високошвидкісного безпілотного апарату означає визначити відповідність фактичних значень коефіцієнтів законів керування реалізованих у блоці приладів керування їх заданим значенням, а також законів перемикання з одних законів керування на інші при досягненні швидкості 75м/с.

Для реалізації цієї мети використано принцип порівняння фактичних законів управління реалізованих у блоці приладів управління з нормативними законами управління, заданими заводом-виробником та у разі виникнення суттєвих відхилень фактичних законів управління від нормативних приймати



рішення про необхідність додаткового налаштування блоку приладів управління. У разі відсутності таких відхилень приймається рішення щодо можливості встановлення блоку приладів управління на борт об'єкта. У свою чергу, для визначення фактичних законів управління в лабораторних умовах пропонується використовувати метод активної ідентифікації. Суть цього методу полягає в тому, щоб створити в лабораторних умовах вхідні сигнали, які діють на блок управління в реальних експлуатаційних умовах, здійснити запис сигналів, що діють на вході блоку управління і рульові машинки, що подаються на приводи, і за отриманими записами сигналів ідентифікувати структуру і параметри законів управління.

Створення таких сигналів на входах блоку керування в лабораторних умовах вимагало розробити архітектуру програмно-технічного комплексу моделювання кутових коливань об'єкта. Об'єднання в блоки приладів керування датчиків положення об'єкта та обчислювача законів керування кермовими машинками призвело до того, що центральним елементом розробленої архітектури програмно-технічного комплексу моделювання кутових коливань об'єкта стала платформа Стюарта. При подачі на вхід система керування положенням платформи, заданих значень кутів крену  $\gamma_0$ , диферента  $\theta_0$ , і нишпорення  $\psi_0$ , платформа займає відповідне в просторі положення та формує сигнали на входах блоку приладів керування. Крім платформи Стюарта, архітектура програмно-технічного комплексу включає контролер Arduino і персональний комп'ютер. За допомогою ПК відбувається формування сигналів управління положенням платформи за допомогою спеціально розробленого формуючого фільтра, а також збір даних про реакції блоку приладів управління на зміни кутів крену, курсу і диферента. Таким чином запропонована архітектура дозволяє створити умови роботи блоку управління близькі до тих, у яких працює цей блок на реальному об'єкті в реальних умовах функціонування. Створення макетного зразка програмно-технічного комплексу моделювання, архітектура якого представлена на даному слайді здійснена у три етапи.

Перший етап робіт носить постановочний та теоретичний характер, його результати становлять теоретичну базу для розробки програмно-технічного комплексу та побудови його макетного зразка. В результаті виконання дослідження на даному етапі технологія аналітичного визначення структури та параметрів оптимальної системи управління. Дана технологія дозволяє визначити оптимальні налаштовані параметри блоку приладів управління, які необхідно змінювати у разі прийняття рішення про невідповідність фактичних законів управління нормативним даним. Дана технологія включає дві технологічно великих операції, перша з яких дозволяє визначити структуру та параметри законів управління необхідних для забезпечення руху об'єкта заданої траєкторії на етапі старту, для якого характерні детерміновані багатовимірні вхідні сигнали та обурення. Друга операція призначена для синтезу оптимальних структур та параметрів законів управління рухом автономного підводного об'єкта на марші. Крім цієї технології в результаті виконання першого етапу досліджень розроблено алгоритм синтезу багатовимірного формуючого фільтра, який складає блок програмного забезпечення формування заданих значень кутів крену кура та диферента платформи. На першому етапі досліджень розроблено методи та алгоритми ідентифікації динаміки багатовимірного рухомого об'єкта, які дозволяють визначити параметри законів управління за даними вхідного виходу, отриманими в результаті моделювання за допомогою програмно-технічного комплексу. Для реалізації розроблених методів та алгоритмів на даному етапі розроблено комплекс програм синтезу та ідентифікації. Всі ці програми дозволяють визначити необхідні дані формування програмного забезпечення роботи ПК у складі комплексу моделювання.

Другий етап робіт розроблення макетного зразка програмно-технічного комплексу, що дозволяє визначити фактичні параметри законів управління в лабораторних умовах. Для досягнення цієї мети на другому етапі розроблено технічне завдання, зміст якого наведено нижче:

- Створення макетного зразка комплексу на базі ноутбука

- Розробка інтерфейсів зв'язку.
- Розробка програмного забезпечення роботи макетного зразка комплексу.
- Тестування роботи комплексу.
- Розробка проектної документації з комплексу.

Для виконання технічного завдання другого етапу робіт розроблено архітектуру макетного зразка комплексу ПК або ноутбук, плату контролера Arduino Due, платформу блок приладів керування (БПУ) та інерційну навігаційну систему (МПУ). Ноутбук призначений для формування сигналів управління положенням платформи, плата Arduino Due служить для того, щоб передати ці сигнали управління на систему управління положенням платформи та блок приладів управління для включення одного або іншого режиму його роботи. А також для збору інформації про положення платформи (вектор  $u$ ) та положення кермових машинок блоку приладів управління  $u$ .

Програмне забезпечення комплексу включає два рівні. На верхньому рівні оператор вводить у робочий простір серед програмування Матлаб вихідні дані та керує режимом моделювання, він вводить зміни швидкості руху об'єкта та визначає вид функції ідентифікації параметрів законів управління. Значення цієї швидкості передається на нижній рівень, цей рівень побудований за допомогою інструмента реального часу системи Simulink. Модель RTCCSR генерує і пересилає зондуєчі сигнали S функцію DGPB а також здійснює передачу зібраних експериментальних даних на верхній рівень. Функція DGPB утворює інтерфейс зв'язку ПК із фізичними пристроями через плату Arduino Due. Вихідні текст та функції верхнього рівня представлені на рис.1:

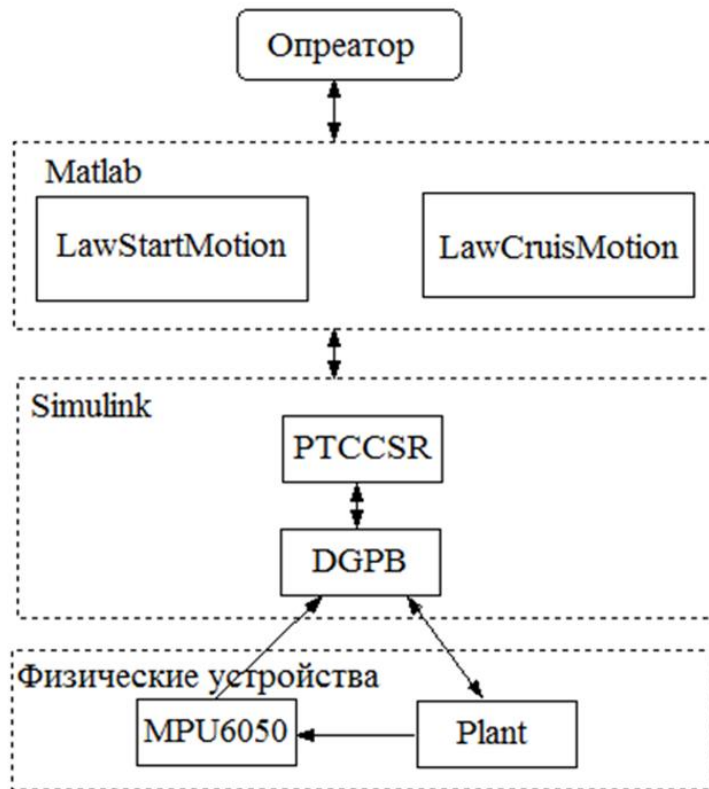


Рис.4.1

LawStartMotion – ідентифікація параметрів законів керування на старті.

LawCruisMotion – ідентифікація параметрів законів на марші.

PTCCSR – генерування зондувальних сигналів та реєстрація даних експерименту.

DGPB – керування платою Arduino Due.

Plant - контролер платформи Стюарт + блок приладів управління.

Функції нижнього рівня розроблені за допомогою об'єктно-орієнтованого візуального програмування Simulink середовища Matlab. Ядром моделі є блок DGPB, він утворює інтерфейс зв'язку між ПК та платформою із встановленою на ній модулем МПУ 50/60 та блоком приладів управління. Цей інтерфейс створено за допомогою будівельника S Function Builder, інструменту Simulink.

Для підключення ПК і зовнішніх пристроїв до плати Arduino Due розроблена схема підключень показана на рис. із сигнального процесора модуля МПУ 50/60. Передача напруги пропорційна глибині та швидкості ходу об'єкта відбувається за допомогою цифро-аналогового перетворювача

вбудованого в плату Arduino Due. Сигнали керування кермами з виходу блоків приладу керування передаються комплекс за допомогою чотирьох цифрових перетворювачів. Зв'язок між середовищем програмування та платою Arduino здійснюється за допомогою порту USB.

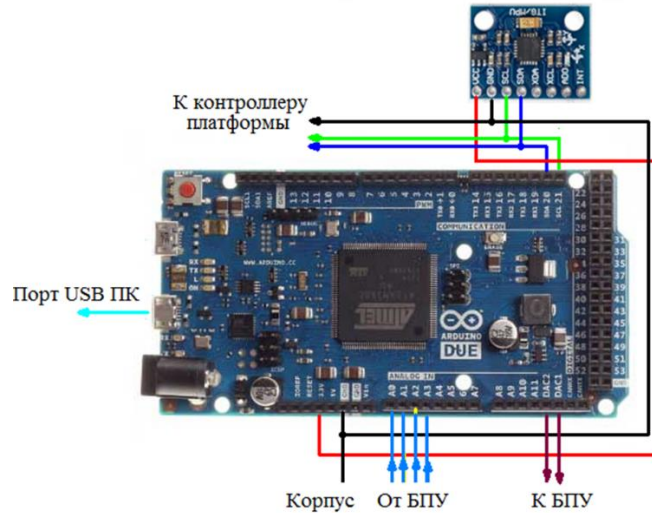


Рис.4.2

Тестування роботи комплексу складає верхньому рівні. Для перевірки коректності результатів оцінювання параметрів законів управління використано метод імітаційного моделювання. Відповідно до цього методу розроблено імітаційну модель роботи комплексу в маршовому режимі на нижньому рівні. Як видно на вхід моделі блоку приладів управління подано три однакові синусоїдальні сигнали з амплітудою 1 і частотою 1 рад/с і один ступінчастий сигнал. В результаті на виході моделі блоку управління позначеної SS cruise сформовано два сигнали відхилення кермів. Графіки сигналів наведено на графіку 0. Для передачі цих сигналів у робочий простір Matlab використано блок Iddata Sink. Моделювання здійснювалося протягом 6.21 секунди з кроком дискретизації 0.045 сек. Ідентифікація параметрів виконана за допомогою функції LowCruiseMotion, очевидно, точність оцінювання досить велика. Для остаточної оцінки та доведення макетного зразка необхідно знайти платформу Стюарта та блок приладів керування.

Третій етап досліджень присвячений доведенню можливостей користування платфоною Стюарта для моделювання руху основи блоку

приладів управління встановленого на борту підводного автономного апарату в режимі маршового руху. Принцип доказу заснований на розробці та збиранні конструкцій макетного зразка платформи Стюарта, а також розроблення програмного забезпечення, що змушує рухатися цей макетний зразок так, як рухатися об'єкт на маршовому режимі. Для реалізації цього принципу мета третього етапу досліджень та визначено основні роботи, що ведуть до досягнення цієї мети.

Мета етапу - синтезувати формуючий фільтр для моделювання кутових рухів об'єкта в маршовому режимі та довести можливість відтворення рухами платформи зміни просторової орієнтації підводного апарату

- Вибрати конструкцію платформи Стюарта
- Виготовити макетний зразок платформи.
- Розробити програмне забезпечення системи керування положенням платформи.
- Тестування системи управління.

З багатьох літературних джерел відомо, що платформа Стюарта є конструкцією, що складається з двох основних елементів. Перший елемент – це нерухома основа і другий елемент – рухома платформа. Принцип роботи платформи Стюарта заснований на тому, що на платформі виділяються шість точок, відстань від яких до нерухомої основи змінюється. Залежно від цих шести відстаней змінюється кут повороту рухомої платформи щодо основи. На рис. 3 представлена кінематика платформи, обрана в результаті аналізу літературних джерел.

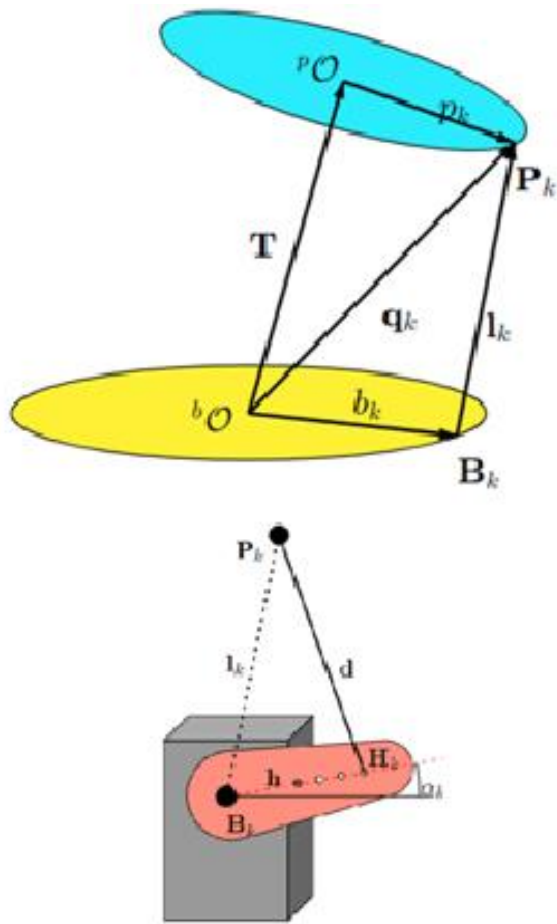


Рис.4.3

Відповідно до цієї кінематики принцип зміни відстані від точки  $r_k$ , розташованої на рухомій платформі до точки  $B_k$  розташованої на нерухомій підставі використовується приводний двигун, який повертає важіль  $H$  на кут  $\alpha_k$ . Конструкція розробленої платформи Стюарта, яка реалізує цю кінематичну схему представлена на рис 4. Як приводні двигуни використані сервоприводи MG90. Для управління положенням валу яких використовується широтно-імпульсний сигнал, шпаруватість якого визначає поворот повороту валу такого двигуна.

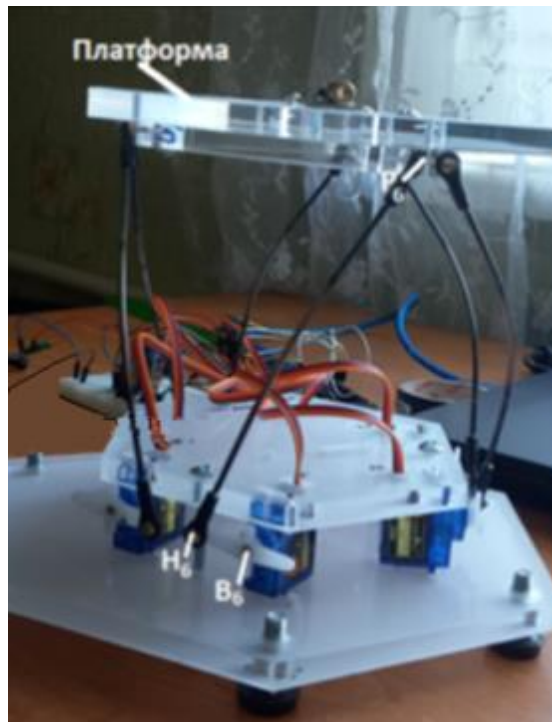


Рис.4.4

Управління роботою цих серводвигунів здійснюється від широтно-імпульсного модулятора плати Arduino Due 25/60, своєю чергою управління модулятором цієї плати здійснюється за сигналами від програми, реалізованої в середовищі Simulink за допомогою візуально орієнтованого моделювання. Ця програма здійснює формування відповідних сигналів, що управляють, в результаті вирішення зворотної задачі кінематики.

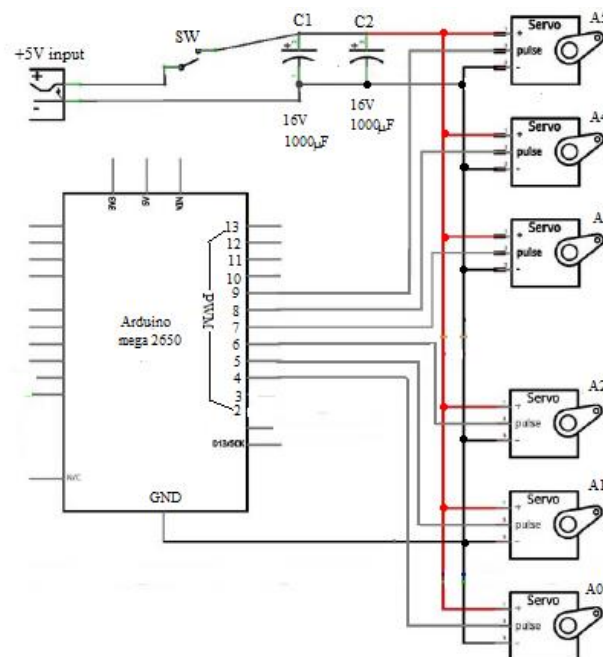


Рис.4.5



Структура даної програми має вигляд, представлений на рис 6. На вході програми діють генератори білого шуму, які формують зондувальні сигнали, що надходять на вхід фільтра SWFF, що формує. На виході цього формуючого фільтра з'являється вектор кутового положення об'єкта, який у свою чергу подається на вхід блоку обчислення кватирни повороту об'єкта. Кватерніон повороту об'єкта дозволяє вирішити обернену задачу кінематики та знайти вектор відстаней між фіксованими точками на рухомій платформі та основою платформи Стюарта. Цей вектор, в результаті обробки за допомогою блоків програми Simulink, дозволяє сформуванати вектор кутів повороту сервоприводів, який подається на блок управління ШИМ. Блок управління ШИМ у свою чергу, визначає шпаруватість, що відповідає кожному з шести кутів повороту, і передає сигнали цієї шпаруватості на відповідний двигун.

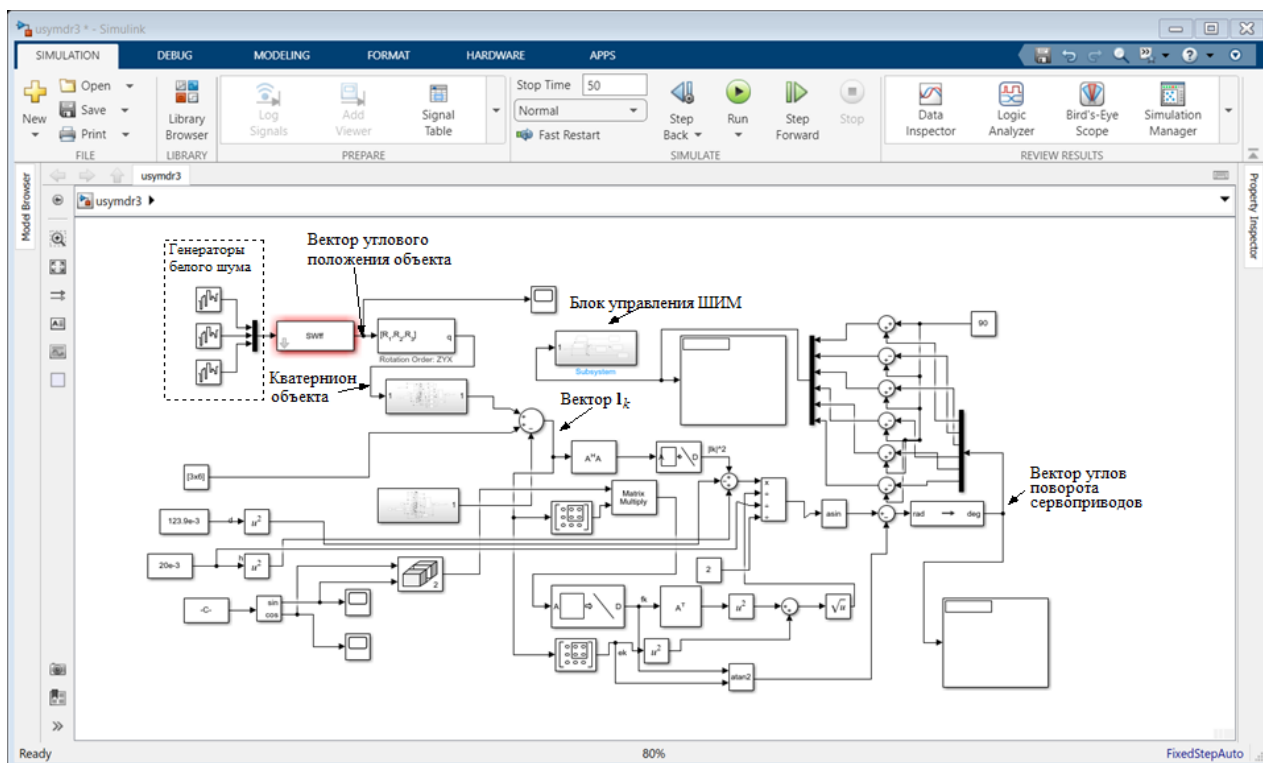


Рис.4.6

До складу макетного зразка системи керування платформою Стюарта входить ряд елементів, це:

- джерело живлення з напругою 5V

- макетна плата, на якій здійснено з'єднання між виходами плати Arduino mega та входами відповідних двигунів, що управляють положенням платформи Стюарта

- ноутбук, пов'язаний із платою Arduino через USB порт

На платформі розташований лазер, за допомогою якого моделюватиметься положення поздовжньої осі об'єкта управління. Моделювання відбуватиметься на екран, встановлений на відстань 3 метри від лазера, оскільки реальна довжина об'єкта становить 8 метрів, а центр обертання приблизно розташований на відстані трьох метрів від кавітатора.



Рис.4.7

## 4.2 Висновок

На основі аналізу можна зробити основні висновки, що дослідження досягло своєї основної мети — розробити ефективну платформу для тестування критично важливих систем навігації та керування для високошвидкісних безпілотних підводних апаратів перед дорогими та

небезпечними реальними випробуваннями. Суворі методологія тестування дозволяє зменшити ризики для цих систем і підвищити шанси на успішне виконання завдань.

**РОЗДІЛ 5**  
**РОЗРОБКА ПРОГРАМИ КЕРУВАННЯ ПОЛОЖЕННЯМ**  
**ПЛАТФОРМИ ГЕКСОПАДА**

**5.1 Визначення конфігурації конструкції платформи**

Для визначення конфігурації платформи необхідно визначити вектори  $p_k$  та  $b_k$  відносно систем відліку  $^pO$  та  $^bO$  (рис. 5.1) за умови, що платформа та основа співпадають (довжина вектора  $T$  дорівнює нулю).

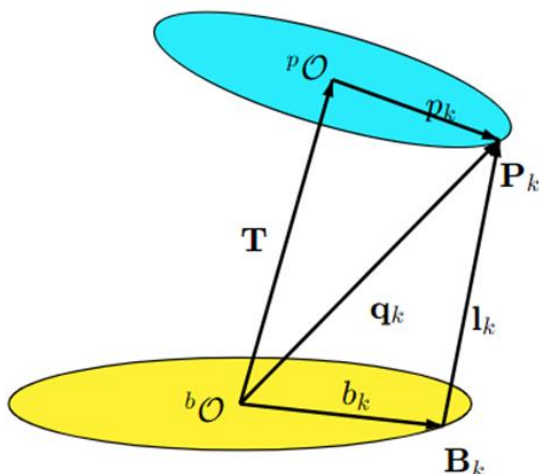


Рис.5.1 – Загальна схема платформи Стюарта

Опорна точка  $P_k$  на платформі визначає положення шарніру з номером  $k$  на платформі[4]. Опорна точка  $B_k$  на основі визначає точку кріплення важеля на вісі двигуна з номером  $k$  (рис. 5.2).

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26					
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 5 РОЗРОБКА ПРОГРАМИ КЕРУВАННЯ ПОЛОЖЕННЯМ ПЛАТФОРМИ ГЕКСОПАДА			Let.	Sh..	Sheets
Керівник	Азарсков В.М.						68	106	
Консультант							Су213М		
Н-контр.	Дивнич М.								
Зав.каф.	Мельник Ю.								

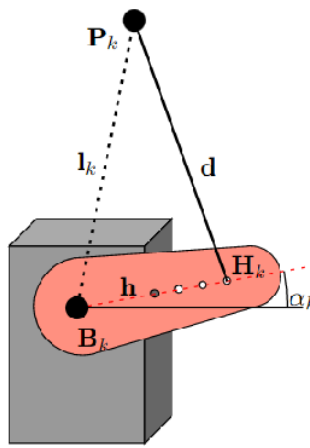


Рис.5.2 – Кінематика приєднання серводвигуна

Для розв'язання цієї задачі розглянуто конструкцію платформи (рис.5.3) та введено дві системи координат  $O_b X_b Y_b Z_b$  та  $O_p X_p Y_p Z_p$ .

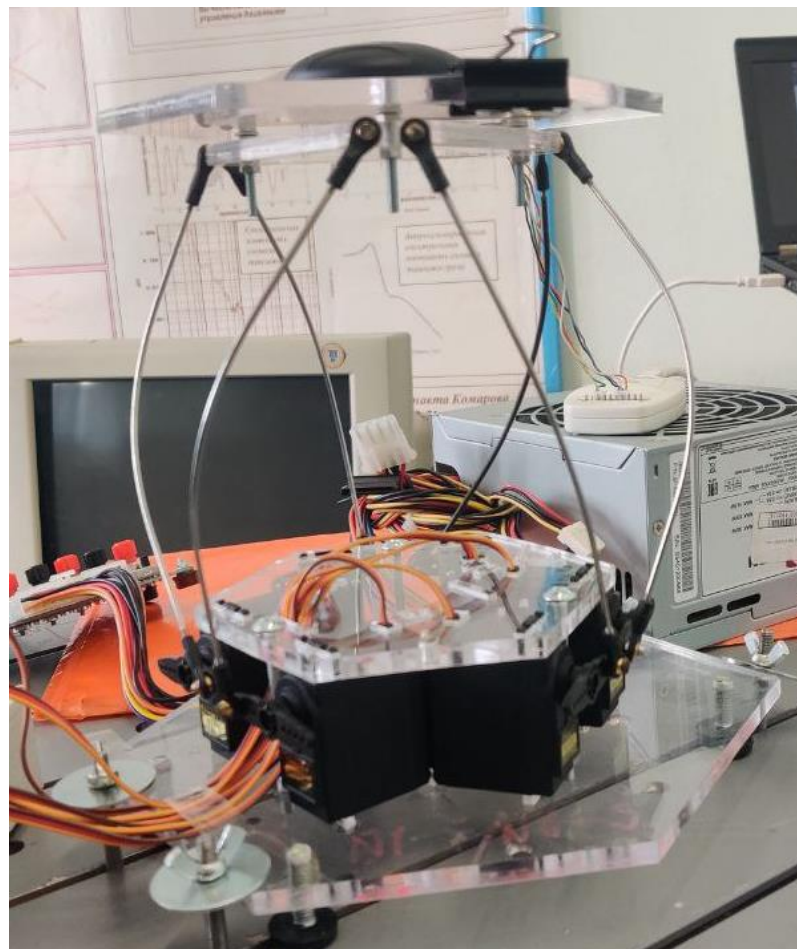


Рисунок 5.3 – Конструкція платформи

Система  $O_b X_b Y_b Z_b$  зв'язана з базою та орієнтована наступним чином (рис. 5.4)

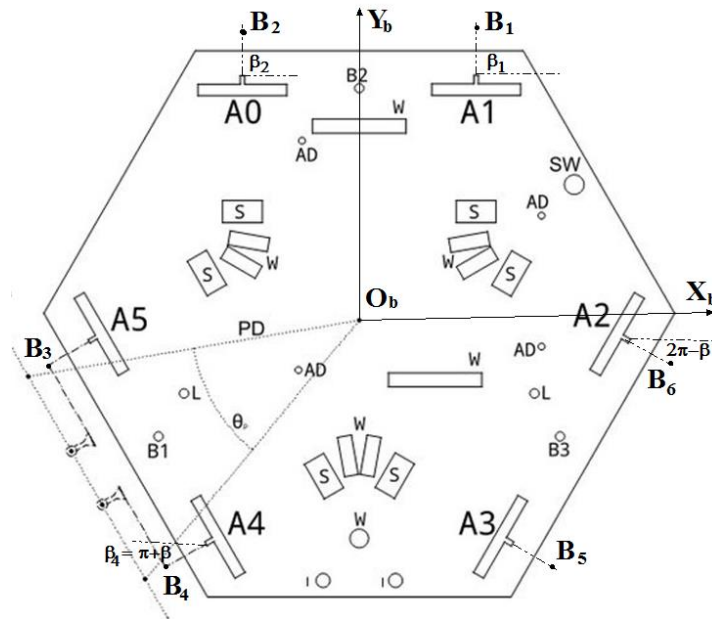


Рисунок 5.4 – Розташування опорних точок на базі (основі)

Для визначення координат опорних точок побудовано креслення, яке представлено на рис. 5.5 та заповнена таблиця 1.

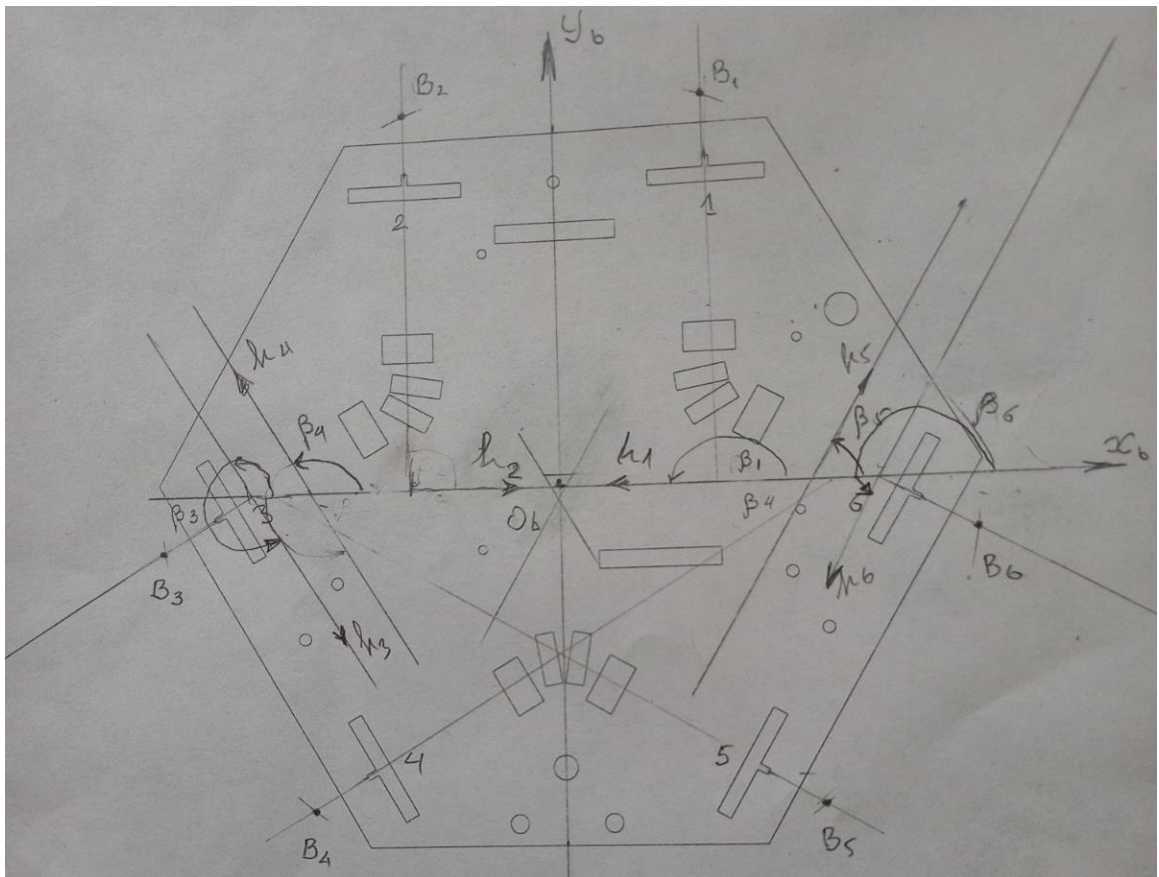


Рис.5.5 - Координати та кути двигунів на базі

Таблиця 5.1

## Координати опорних точок В

№	$x \times 10^{-3}$ , м	$y \times 10^{-3}$ , м	$z \times 10^{-3}$ , м	$\beta$ , град
1	23,1	63,4	0	$\pi$ (180)
2	-23,1	63,4	0	0
3	-66,5	-11,7	0	$2\pi - \pi/3$ 360-60
4	-43,4	-51,7	0	$2\pi/3$ 120
5	43,4	-51,7	0	$\pi/3$ 60
6	66,5	-11,7	0	$\pi + \pi/3$ 240

Таким чином,

$$b_1 = 25i_b + 63.1j_b + 0k_b; \quad b_2 = -25i_b + 63.1j_b + 0k_b$$

$$b_3 = -66.1i_b - 9j_b + 0k_b; \quad b_4 = -42i_b - 52j_b + 0k_b$$

$$b_5 = 42i_b - 52j_b + 0k_b; \quad b_6 = 66.1i_b - 9j_b + 0k_b.$$

Де  $i_b, j_b, k_b$  – одиничні орти системи  $ObX_bY_bZ_b$ .

Система  $OpX_pY_pZ_p$  зв'язана з базою та орієнтована наступним чином (рис. 5.6).

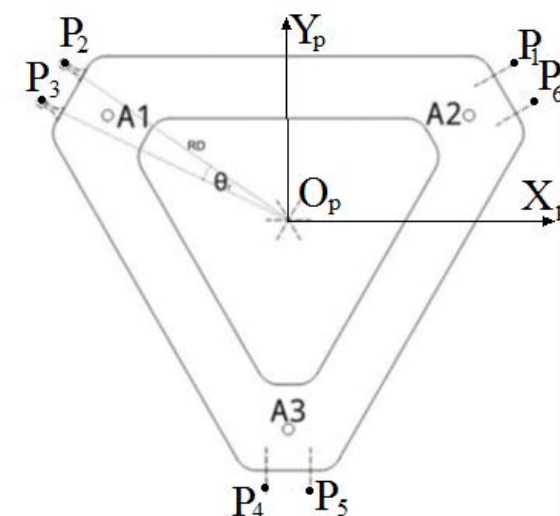


Рис.5.6 – Розташування опорних точок на платформі



Для визначення координат опорних точок побудовано креслення, яке представлено на рис.5.7 та заповнена таблиця 5.2.

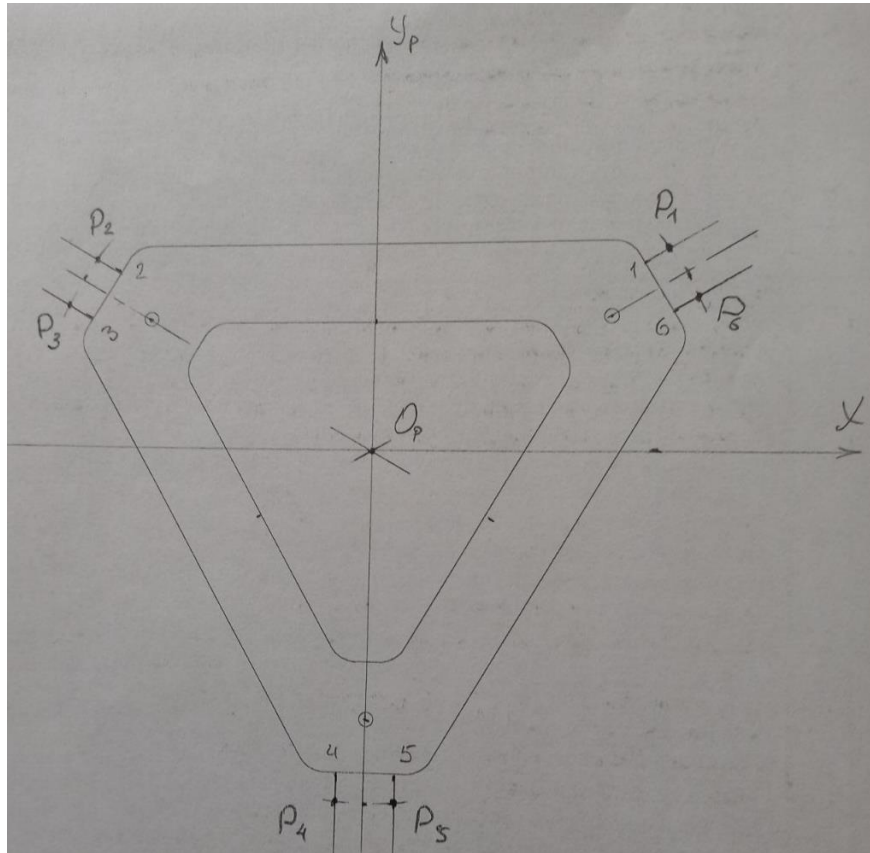


Рис.5.7 - Координати опорних точок на платформі

Таблиця 5.2

Координати опорних точок P

№	$x \times 10^{-3}$ , м	$y \times 10^{-3}$ , м	$z \times 10^{-3}$ , м
1	50,4	35,3	0
2	-50,4	35,3	0
3	-55,7	26	0
4	-5,4	-61,3	0
5	5,4	-61,3	0
6	55,7	26	0

Таким чином,

$$p_1 = 50i_p + 35j_p + 0k_p; \quad p_2 = -50i_p + 35j_p + 0k_p;$$

$$p_3 = -55i_p + 25.5j_p + 0k_p; \quad p_4 = -5i_p - 62j_p + 0k_p;$$

$$p_5 = 5i_p - 62j_p + 0k_p; \quad p_6 = 55i_p + 25.5j_p + 0k_p;$$

Де  $i_p, j_p, k_p$  – одиничні орти системи  $O_p X_p Y_p Z_p$



## 5.2 Визначення вектору переходу $T$ та кватерніону повороту $R$

Вектор переходу  $T$  визначає положення полюсу  ${}^pO$  платформи (рис. 5.1) відносно бази  ${}^bO$ .

$$T = \begin{bmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{bmatrix}.$$

Оскільки призначення платформи – створювати кутові коливання деякого об'єкту, то

$$T = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 110 \cdot 10^{-3} \end{bmatrix}, \text{ м.}$$

Кватерніон повороту платформи відносно бази  $R$  визначено з урахуванням відомостей у монографії [2].

Оскільки орієнтація об'єкта визначається з допомогою кутів тангажу  $\vartheta$ , крену  $\gamma$  та курсу  $\psi$ , то з джерела [2] визначено зв'язок між цими кутами Крилова (рис.5.8) та компонентами кватерніона  $R$  у вигляді

$$\begin{cases} r_0 = \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\vartheta}{2}, \\ r_1 = \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\vartheta}{2}, \\ r_2 = \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\vartheta}{2}, \\ r_3 = \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} - \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\vartheta}{2}, \end{cases}$$

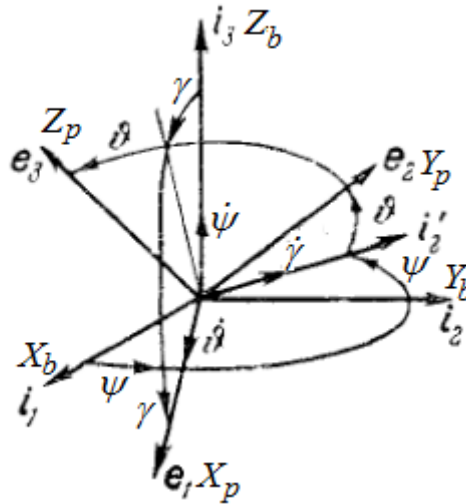


Рис.5.8 – Кути та послідовність поворотів Крилова

Кватерніон  $R$  дорівнює

$$R = r_0 1 + r_1 i + r_2 j + r_3 k,$$

$i, j, k$  – комплексні одиниці. Цей кватерніон характеризує перехід від системи координат  $ObXbYbZb$  до  $OpXpYpZp$

Для автоматизації обчислення кватерніону за кутами в системі Matlab призначена функція `angle2quat`. Формат звернення

$$R = \text{angle2quat}(\text{rotationAng1}, \text{rotationAng2}, \text{rotationAng3}, \text{rotationSequence})$$

де

`rotationAng1, rotationAng2, rotationAng3` – перший, другий та третій кути повороту системи координат. Масиви розмірів  $m \times 1$ ;

`rotationSequence` – символна змінна, яка характеризує послідовність поворотів. За замовченням вона дорівнює 'ZYX'. Це означає послідовність поворотів Крилова (перший на курс навколо Z; другий на крен навколо Y; третій на тангажу навколо X);

$R$  – масив розміру  $m \times 4$  елементів кватерніону.  $m$  – кількість комбінацій кутів обертання.

Для автоматизації перетворення кутів обертання у кватерніону в системі Simulink призначено блок `Rotation Angles to Quaternions` бібліотеки `Aerospace Blockset/Utilities/Axes Transformations`.

### 5.3 Розрахунок ефективної довжини штанг

Ефективна довжина штанг являє собою вектор  $l_k$ , який дорівнює [1]

$$l_k = T + R \times p_k \times \bar{R} - b_k = \begin{bmatrix} l_k^{(x)} \\ l_k^{(y)} \\ l_k^{(z)} \end{bmatrix}.$$

Добуток  $R \times p_k \times \bar{R}$  у відповідності до [2] є новим вектором  $a_k$  який повернули у відповідності з кватерніоном  $R$ . Іншою мовою

$$a_k = R \times p_k \times \bar{R}.$$

Для автоматизації обчислення вектору  $a_k$  за кутами в системі Matlab призначена функція `quatrotate`. Формат звернення

`a1= quatrotate(q,p);`

`a1` – зберігає вектор `p`, який повернуто у відповідності до кватерніону `q`.

Для автоматизації повороту вектору `p` у відповідності з кватерніоном `q` в системі Simulink призначено блок `Quaternion Rotation` з бібліотеки `Aerospace Blockset/Utilities/Math Operations`.

#### 5.4 Обчислення заданого кута повороту важеля серводвигуна

В основу алгоритму покладено залежність

$$\alpha_k = \arcsin \frac{g_k}{\sqrt{e_k^2 + f_k^2}} + \operatorname{arctg} \left( \frac{f_k}{e_k} \right).$$

Тут

$$e_k = 2|h|l_k^{(z)}$$

$$f_k = 2|h| \left( \cos(\beta_k) l_k^{(x)} + \sin(\beta_k) l_k^{(y)} \right)$$

$$g_k = \sqrt{|l_k|^2 - (|d|^2 - |h|^2)}$$

$|d|$  - довжина тяги

$|h|$  - відстань між точками  $B_k$  та  $H_k$

#### 5.5 Програма обчислення заданих кутів обертання двигунів

Вихідні константи:

$|d|=120 \times 10^{-3}$ м,  $|h|=20 \times 10^{-3}$ м, а також таблиці 1 та 2.

Змінні дані: вектор  $T$  та кути тангажу  $\vartheta$ , крену  $\gamma$  та курсу  $\psi$ .

Результат роботи вектор значень кутів повороту двигунів  $\alpha$  та ефективних довжин штанг  $l$ .

*%Сценарій формування заданих кутів повороту двигунів платформи Стюарта*

```

%Вектори-рядки базових опорних точок (таблиця 1) b[1,:] -
координати точки
%Вl і так далі
b=10^-1*[675e-3*cosd(70) 675e-3*sind(70) 0;675e-3*cosd(110)
675e-3*sind(110) 0;675e-3*cosd(190) 675e-3*sind(190) 0;675e-
3*cosd(230) 675e-3*sind(230) 0;675e-3*cosd(310) 675e-3*sind(310)
0;675e-3*cosd(350) 675e-3*sind(350) 0];
% Вектори-рядки координат опорних точок плавтформи (таблиця 2)
p=10^-1*[615e-3*cosd(35) 615e-3*sind(35) 0;615e-3*cosd(145)
615e-3*sind(145) 0;615e-3*cosd(155) 615e-3*sind(155) 0;615e-
3*cosd(265) 615e-3*sind(265) 0;615e-3*cosd(275) 615e-3*sind(275)
0;615e-3*cosd(25) 615e-3*sind(25) 0];
%Вектор-рядок переходу T
T=[0 0 111e-3];
%Розмір ричага
h=20e-3;
%Довжина штанги
%d підібрана при нульових кутах орієнтації платформи, щоб кути
обертання двигунів були 90 град
d=123.9e-3;
%Вектор кутів встановлення двигунів
betta=[pi 0 2*pi-pi/3 2*pi/3 pi/3 pi+pi/3];
%Кутова орієнтація платформи
psi=0;%курс
gamma=0;%крен
tetta=pi/14;%тангаж
%Кватерніон повороту
R=angle2quat(psi,tetta,gamma);
%Поворот вектору p
a=quatrotate(R,p);
%Розрахунок ефективної довжини штанги l
l=ones(6,1)*T+a-b;
%Розрахунок кутів обертання двигунів
for i=1:6
    e(i)=2*h*l(i,3);
    f(i)=2*h*(l(i,1)*cos(betta(i))+l(i,2)*sin(betta(i)));
    lqv(i)=l(i,:)*l(i,:);
    g(i)=lqv(i)-(d^2-h^2);
    ef(i)=sqrt(e(i)^2+f(i)^2);
    if g(i)<0
        all(i)=-asind(-g(i)/ef(i));
    else
        all(i)=asind(g(i)/ef(i));
    end
    al2(i)=atand(f(i)/e(i));
    alfa(i)=all(i)-al2(i);
end
end

```

Тестування за кутом тангажу показало, що механізм забезпечує

$$\vartheta_{\max} = \pm \frac{\pi}{12.2} = 14.75.$$

Тестування за кутом крену показало, що механізм забезпечує

$$\gamma_{\max} = \pm \frac{\pi}{7.5} = 24^\circ.$$

Тестування за кутом курсу показало, що механізм забезпечує

$$\psi_{\max} = \pm \frac{\pi}{4.2} = 42.86^\circ.$$

Спільні коливання за кутами Крилова можливі в діапазонах зміни цих кутів

$$\psi = \pm \frac{\pi}{36} = \pm 5^\circ; \gamma = \pm \frac{\pi}{25} = \pm 7.2^\circ; \vartheta = \pm \frac{\pi}{20} = \pm 9^\circ.$$

Функція розрахунку кутів та відстаней має вигляд

```
%FormLegAngl - функція розрахунку відстані платформи Стюарта від
основи leg
%та вектору кутів обертання серводвигунів alfa
%Алгоритм розрахунку заснований на матеріалах статті
%https://www.xarg.org/paper/inverse-kinematics-of-a-stewart-
platform/ ,
%V. Patel (2018) SPRK: A low-cost stewart platform for
%motion study in surgical robotics
% Автор Осадчий С.І. Дата розробки 03.05.23
function [leg,alfa] = FormLegAngl(
h,d,b,p,betta,dist,psi,gamma,tetta )
%Вихідні змінні - h - довжина рачага серводвигунв; d - довжина
стійки
%гексаподу; b(i,j) - матриця координат базових опорних точок, i
-номер
%опорної точки; j - номер координати опорної точки (j=1 -
абсциса; j=2 -
%ордината; j=3 -апліката); p(i,j) - матриця координат опорних
точок
%платформи, i -номеропорної точки; j - номер координати опорної
точки(j=1 -
%абсциса; j=2 - ордината; j=3 -апліката);betta - дектор кутів
встановлення
%серво двигунів; dist - бажана відстань між центрами мас бази та
платформи;
% psi,gamma,tetta - бажані кути Крилова повороту платформи за
курсом,
%креном та тангажем
%Вектор-рядок переходу T
T=[0 0 dist];
%Кватерніон повороту
R=angle2quat(psi,tetta,gamma);
%Поворот вектору p
a=quatrotate(R,p);
%Розрахунок ефективної довжини штанги l
l=ones(6,1)*T+a-b;
%Розрахунок кутів обертання двигунів
for i=1:6
```

```

e(i)=2*h*l(i,3);
f(i)=2*h*(l(i,1)*cos(betta(i))+l(i,2)*sin(betta(i)));
lqv(i)=l(i,:)*l(i,:)';
g(i)=lqv(i)-(d^2-h^2);
ef(i)=sqrt(e(i)^2+f(i)^2);
if g(i)<0
    al1(i)=-asind(-g(i)/ef(i));
else
    al1(i)=asind(g(i)/ef(i));
end
al2(i)=atand(f(i)/e(i));
alfa(i)=al1(i)-al2(i);
end
leg=lqv; % Відстань між шарнірами на вісі двигуна та на %вісі
відповідної опорної точки платформи
end

```

Головна програма формування масивів ефективних відстаней  $l_k$ , які зберігаються у матриці з ідентифікатором `leg`, та кутів повороту серводвигунів  $\alpha_k$ , які зберігаються у матриці `alfa`. Рядок визначених матриць відповідає комбінації кутів  $\vartheta$ ,  $\gamma$ ,  $\psi$ , а номер стовпчика співпадає з номером серводвигуна, визначеним за рис.5.5.

## 5.6 Перевірка роботи системи за командами з Malab

Для перевірки відпрацювання команд у середовищі Matlab зібрано комп'ютерно-інтегровану систему (рис.5.9) та написано сценарій, показаний нижче.

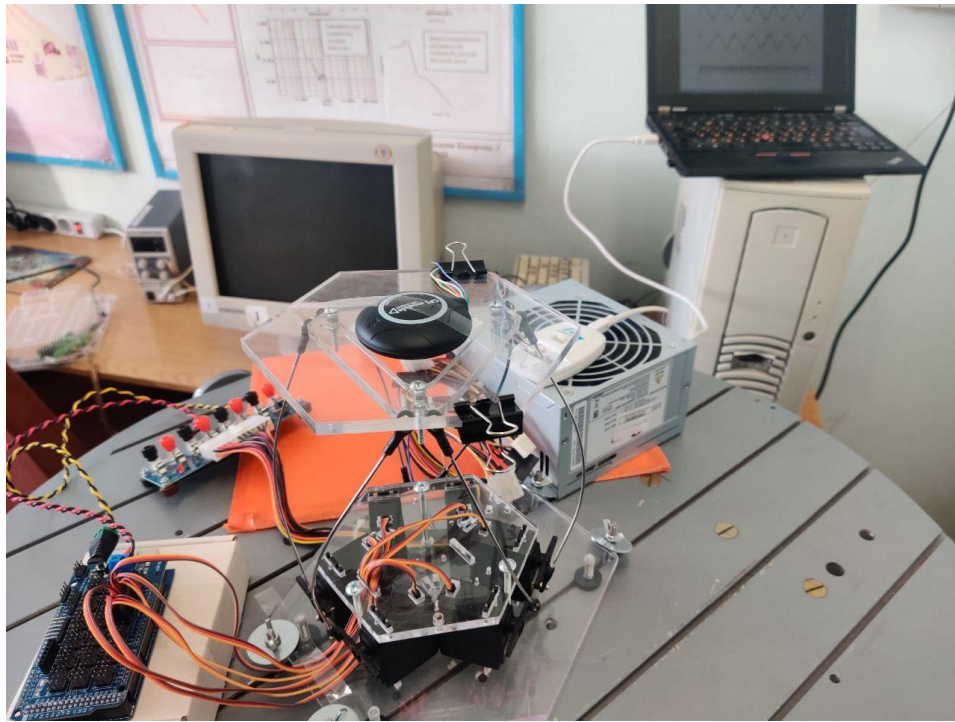


Рис.5.9 – Комп'ютерно-інтегрована система керування серводвигунами

Сценарій D:\ПЛАТФОРМА СТЮАРТА\Control Matlab\TestServo.m

```
a = arduino();
a = arduino();
s = servo(a, 'D4', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
s1 = servo(a, 'D5', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
s2 = servo(a, 'D6', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
s3= servo(a, 'D7', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
s4= servo(a, 'D8', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
s5= servo(a, 'D9', 'MinPulseDuration', 460*10^-6,
'MaxPulseDuration', 2510*10^-6)
writePosition(s, 0.1);
writePosition(s1, 0.2);
writePosition(s2, 0.3);
writePosition(s3, 0.4);
writePosition(s4, 0.5);
writePosition(s5, 0.6);
for angle = 0:0.1:1
writePosition(s, angle);
writePosition(s1, angle);
writePosition(s2, angle);
writePosition(s3, angle);
writePosition(s4, angle);
writePosition(s5, angle);
current_pos = readPosition(s);
```

```

current_pos = current_pos*180;
fprintf('Current motor position is %d degrees\n', current_pos);
pause(2);
end
writePosition(s, 0.1);
writePosition(s1, 0.2);
writePosition(s2, 0.3);
writePosition(s3, 0.4);
writePosition(s4, 0.5);
writePosition(s5, 0.6);

```

Перевірка задовільна. Під час перевірки визначено напрями обертання важелів серводвигунів (табл. 5.3).

Таблиця 5.3

### Результати перевірки

№ двиг.	Нуль	Номер виводу плати D	Ідентифікатор об'єкту	Напрямок руху вижеля
1	0,5	4	s	0.2 (36°) – рух вниз
2	0,5	5	s1	0,2(36°) – рух угору
3	0,5	6	s2	0.2(36°) – рух вниз
4	0,5	7	s3	0,2(36°) – рух угору
5	0,5	8	s4	0.2(36°) – рух вниз
6	0,5	9	s5	0,2(36°) – рух угору

### 5.7 Висновок

У рамках дослідження було поставлено за мету розробити систему керування шестиступеневим стендом для випробувань МЕМС датчиків. Було проаналізовано можливості та обмеження цього тестового стенду і зроблено висновок, що на даний момент стенд має можливість працювати лише в двох режимах: установка платформи на заданий кут та качання із заданою частотою та амплітудою, що вимагає подальших досліджень та розробок для розширення його функціональності



## РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА ПРАЦІ

### 6.1 Вступ

У сучасному технологічному світі, що швидко розвивається, розробка та тестування мікроелектромеханічних систем (MEMS) є важливою галуззю. Одним із ключових кроків у цьому процесі є розробка системи керування випробувальним стендом сенсора MEMS.

У цьому розділі ми розглянемо аспекти охорони праці та безпеки, які необхідно враховувати при розробці та експлуатації таких систем. По-перше, необхідно визначити потенційні ризики, пов'язані з розробкою та тестуванням системи MEMS. Це можуть бути електричні та механічні небезпеки, а також наслідки для здоров'я, пов'язані з роботою з різними речовинами, які можуть використовуватися у виробничому процесі.

Розробка випробувального стенда сенсора MEMS часто пов'язана з роботою в галузі електротехніки та електроніки. Важливо дотримуватись норм і правил електробезпеки, забезпечуючи надійність електричного кола, відсутність коротких замикань і можливість швидко вимкнути машину в разі непередбачених обставин. Необхідно враховувати механічні аспекти під час розробки та експлуатації шестиступеневого стенду, де можна імітувати різні умови роботи датчиків MEMS. Це включає надійне кріплення компонентів, контроль руху та можливість негайного вимкнення системи у разі аварії.

Робота з певними хімічними речовинами або високою напругою може вплинути на здоров'я оператора. Важливо забезпечити працівників належним захистом і регулярним навчанням з безпеки на робочому місці. Створення

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26			
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА ПРАЦІ	Let.	Sh.	Sheets
Керівник	Азарсков В.М.					81	106
Консультант					Су213М		
Н-контр.	Дивнич М.						
Зав.каф.	Мельник Ю.						

комфортного та безпечного робочого середовища також є ключовим фактором. Правильно організоване робоче місце з достатнім освітленням і вентиляцією допоможе уникнути перевтоми і зниження продуктивності праці.

Перед використанням шестиступеневого випробувального стенду датчика MEMS необхідно ретельно перевірити всі компоненти та його функції. Крім того, важливо регулярно перевіряти стан обладнання в процесі експлуатації і своєчасно проводити профілактичні роботи.

## **6.2. Аналіз умов праці суб'єкта на робочому місці**

### **6.2.1. Опис робочого місця суб'єкта**

Суб'єктом дипломної роботи є інженер дослідник, тобто людина, що працює з комп'ютерним обладнанням.

Робоче місце - це місце постійного або тимчасового перебування працівника в процесі трудової діяльності.

Організація робочого місця користувача приміщення повинна забезпечувати відповідність усіх елементів робочого місця та їх розташування ергономічним вимогам ГОСТ 12.2.032.

Площа, виділена для одного робочого місця з відеотерміналом або персональною ЕОМ, повинна складати не менше 6 м, а обсяг - не менше 20 м<sup>3</sup>. Робочі місця з відеотерміналами відносно світлових прорізів повинні розміщуватися так, щоб природне світло падало збоку, переважно зліва.

При розміщенні робочих місць необхідно дотримуватись таких вимог:

- робочі місця розміщуються на відстані не менше 1 м від стін зі світловими прорізами;
- відстань між бічними поверхнями відео терміналів має бути не меншою за 1,2 м;
- відстань між тильною поверхнею одного відеотермінала та екраном іншого не повинна бути меншою 2,5 м;

- прохід між рядами робочих місць має бути не меншим 1 м.

Вимоги щодо відстані між бічними поверхнями відеотерміналів та відстані між тильною поверхнею одного відеотерміналу та екраном іншого враховуються також при розміщенні робочих місць з відеотерміналами та персональними комп'ютерів в суміжних приміщеннях, з урахуванням конструктивних особливостей стін та перегородок.

Висота робочої поверхні столу для відеотерміналу має бути в межах 680-800 мм, а ширина - забезпечувати можливість виконання операцій в зоні досяжності моторного поля.

Робочий стіл для відеотерміналу, як правило, має бути обладнаним підставкою для ніг шириною не менше 300 мм та глибиною не менше 400 мм, з можливістю регулювання по висоті в межах 150 мм та кута нахилу опорної поверхні - в межах 20. Підставка повинна мати рифлену поверхню та бортик на передньому краї заввишки 10 мм.

Робоче сидіння (стілець, крісло) користувача відеотерміналу та персональної ЕОМ повинно мати такі основні елементи: сидіння, спинку та стаціонарні або знімні підлокітники, також повинно бути підйомно-поворотним, таким, що регулюється за висотою, кутом нахилу сидіння та спинки, за відстанню спинки до переднього краю сидіння, висотою підлокітників.

Клавіатуру слід розміщувати на по верхні столу або на спеціальній, регульованій за висотою, робочій поверхні окремо від столу на відстані 100-300 мм від краю, ближчого до працівника. Кут нахилу клавіатури має бути в межах 5-15.

### **6.2.2. Освітлення**

Виробниче освітлення – це система заходів і пристроїв, що забезпечують сприятливу роботу зорового аналізатора людини та виключають шкідливий або небезпечний вплив світла на нього в процесі праці.

Приміщення повинно мати природне і штучне освітлення відповідно до СНиП 11-4-7. Природне світло повинно проникати через бічні світлопрозорі, зорієнтовані як правило, на північ чи північний схід, і забезпечувати коефіцієнт природної освітленості (КПО) не нижче 1,5%. Вікна приміщень з відеотерміналами повинні мати регульовальні пристрої для відкривання, а також жалюзі, штори, зовнішні козирки тощо.

Штучне освітлення даного приміщення має бути обладнане системою загального рівномірного освітлення. У виробничих та адміністративно-громадських приміщеннях, де переважають роботи з документами, допускається вживати систему комбінованого освітлення (додатково до загального освітлення встановлюються світильники місцевого освітлення).

У приміщеннях в яких використовуються комп'ютери, звичайно, застосовують однобічне природне освітлення. З метою запобігання прямого сонячного світла використовують приміщення з вікнами з північною, північно-східною чи північно-західною орієнтацією. Монітори розташовують подалі від вікон і таким чином, щоб вікна знаходилися збоку. Якщо екран монітора розташований до вікна, необхідні спеціальні пристрої, що екранують, (світлорозсіювачі штори, регульовані жалюзі, сонцезахисна плівка з металізованим покриттям).

Для штучного освітлення приміщень варто використовувати люмінесцентні лампи, тому що в них висока світлова віддача (до 75 лм/Вт і більш), тривалий термін служби (до 10000 годин), мала яскравість світної поверхні, близький до природного спектральний склад випромінюваного світла, що забезпечує гарну передачу кольору. Найбільш прийнятними для дисплейних приміщень є люмінесцентні лампи ЛБ (білого світла) і ЛТБ (тепло-білого світла) потужністю 40, 80 Вт.

### **6.2.3. Опис умов праці суб'єкта**

При влаштуванні на роботу кожен працівник має бути ознайомлений та проінструктований щодо умов праці на даному підприємстві.

Витяг з умов трудової діяльності на описуваному підприємстві:

- перед початком роботи користувач ЕОМ повинен оглянути і перевірити на своєму робочому місці справність обладнання, пристроїв, електричної проводки та заземлення. При виявленні недоліків доповісти про них безпосередньому керівнику, роботу не розпочинати;

- вмикання усіх кабелів, що з'єднують системний блок (процесор) з іншими пристроями, проводиться тільки при вимкненому комп'ютері.

- робочий день користувача ЕОМ складає 8 годин з перервою на обід - 1 година. Безперервна тривалість роботи на комп'ютері не повинна перевищувати 4-х годин, після кожної години роботи повинні робитися перерви, тривалістю 5-10 хвилин;

- кількість опрацьованих символів або знаків на відео приладі не повинна перевищувати 30 тис. за 4 години роботи;

- під час роботи не дозволяються сторонні розмови, подразнюючі шуми. Рівні звуків в приміщеннях, де встановлено ЕОМ, не повинні перевищувати 50дцБ.

- для зниження напруженості праці на ЕОМ необхідно рівномірно розподіляти і чергувати характер робіт відповідно до їх складності - введення, обробка і виведення на друк даних.

- при зникненні напруги користувач ЕОМ повинен відключити обладнання від мережі електропостачання і включити його лише після відповідного розпорядження керівництва.

#### **6.2.4. Перелік шкідливих та небезпечних чинників**

Фізичні.	Хімічні	Психофізіологічні
Підвищений рівень напруги в електричному ланцюзі, замикання	Підвищений вміст у повітрі	Напруга зору.

якої може пройти через тіло працюючого.	вуглекислого газу, озону, аміаку, фенолу, формальдегіду та ін	
Підвищений рівень рентгенівського випромінювання.		Напруга пам'яті.
Підвищений рівень ультрафіолетового випромінювання		Напруга уваги.
Підвищений рівень інфрачервоного випромінювання.		Тривале статичне напруження.
Можливість ураження статичною електрикою.		Відносно великий обсяг інформації, що обробляється в одиницю часу.
Запиленість повітря робочого приміщення.		Монотонність праці в окремих випадках.
Підвищений вміст важких (+) аероіонів.		Нераціональна організація робочого місця.
Нерівномірний розподіл яскравості в полі зору.		
Підвищений рівень пульсації світлового потоку.		

### 6.3. Розробка заходів з охорони праці

Відповідальність за забезпечення необхідних безпечних умов на робочому місці повністю лежить на керівниках підприємств. Розроблені заходи щодо безпеки включають такі питання:

- 1) Визначення списку професій і робіт, що вимагають медичного (попереднього та періодичного) огляду персоналу.
- 2) Визначення переліку робіт з важкими умовами праці, які заборонені особам, які не досягли 21 року і жінкам дітородного періоду.

- 3) Ознайомлення співробітника на робочому місці з умовами праці, можливим ризиком для його здоров'я.
- 4) Ознайомлення працюючого з посадовою інструкцією, вимогами по охорони праці, можливими пільгами і компенсаціями.
- 5) Визначення списку професій, робіт, що не вимагають проведення інструктажу (первинного).
- 6) Визначення діяльності, пов'язаної з підвищеним вимогою трудової безпеки.
- 7) Ознайомлення спеціалізованих службовців з станами трудових умов на об'єкті, засобами індивідуального захисту, посадовими обов'язками.
- 8) Розробка інструкцій (виробничих, з охорони праці), ознайомлення з ними персоналу.
- 9) Розробка списку професій, робіт із застосуванням засобів індивідуального захисту, мийних засобів. Здійснення контролю над виконанням.
- 10) У разі потреби надати допомогу потерпілому (доставити в медустанову, повідомити про нещасний випадок за встановленими адресами).

Заходи з охорони праці на підприємстві, розроблені відповідно до закону, дозволять підприємству організувати безпечні умови своїм працівникам.

#### **6.4. Пожежна безпека виробничого приміщення**

Під час робочого процесу на території підприємства, працівники повинні керуватися правилами пожежної безпеки, чинними для цих виробничих підрозділів.

Правила пожежної безпеки передбачають:

- спеціальні заходи для окремих процесів виробництва, невиконання яких може призвести до пожежі;
- визначення місця для паління та місць, де використання відкритого вогню заборонено;

- встановлення порядку і норм зберігання вибухонебезпечних речовин та матеріалів;

- визначення обов'язків працівників і порядку дій у разі виникнення пожежі.

У приміщеннях цехів та дільниць усі проходи, евакуаційні виходи, коридори, тамбури, підходи до обладнання, засобів пожежогасіння, засобів зв'язку повинні бути вільними.

Технологічне обладнання за нормальних умов праці має бути пожежобезпечним.

Забороняється працювати на несправному обладнанні. Не можна допускати контакту речовин і матеріалів, взаємодія яких призводить до горіння, вибуху або утворення горючих чи токсичних газів. Приміщення може обігріватися лише приладами центрального або повітряного опалення.

На підприємствах, в установах, згідно з Положенням «Про добровільні пожежні дружини (команди)», для проведення заходів щодо запобігання пожежам та організації їх гасіння створюється пожежна служба.

## 6.5. Розрахунок рівня освітлення

Визначити висоту підвішування світильників і потужність лампи для забезпечення необхідного освітлення робочого приміщення суб'єкта дослідження. Довжина приміщення  $A = 8$  м, ширина  $B = 7$  м, висота  $H = 3.4$  м; висота робочої поверхні  $h_p = 0,8$  м. Для освітлення взято світильник типу НП. Мінімальна освітленість лампи розжарювання за нормами  $E = 100$  лк; коефіцієнт відбиття стелі  $\rho_{стелі} = 70\%$ , стін  $\rho_{стін} = 50\%$ . Напруга мережі 220 В.

Розрахунок.

Визначимо відстань  $H_0$  від стелі до робочої поверхні:

$$H_0 = H - h_p = 3.4 - 0.8 = 2.6 \text{ м.}$$

Визначаємо відстань  $h_c$  від стелі до світильника:



$$h_c = 0,2 * H_o = 0,2 * 2,6 = 0,52 \text{ м}$$

Можлива висота підвішування світильника над освітлювальною поверхнею:

$$H_p = H_o - h_c = 2,6 - 0,52 = 2,08 \text{ м}$$

Висота підвішування світильника над підлогою відповідно:

$$H_p + h_c = 2,08 + 0,8 = 2,88 \text{ м}$$

Найменша висота підвішування над підлогою світильника типу НП повинна дорівнювати 3 м. Розрахункова висота у нашому випадку відповідає цим вимогам.

Для досягнення найбільшої рівномірності освітлення беремо відношення  $\frac{L}{H_p} = 1,4$ . Тоді відстань між центрами світильників буде

$$L = 1,4 * H_p = 1,4 * 2,08 = 2,91 \text{ м}$$

Необхідна кількість ламп

$$n = S/L^2 = 56/8,48 = 6,6, \text{ де } S - \text{ площа приміщення, м}^2.$$

Тож необхідно 6 ламп (3 ряди по 2 лампи).

Показник приміщення

$$i = A * B / (h * (A + B)) = 56 / (2,08 * (15)) = 1,35.$$

З такого результату можна зробити висновок, що моє робоче приміщення освітлено правильно, враховуючи кількість ламп та згідно до отриманого показника.

## **6.6 Висновок**

Розробка систем управління для випробування МЕМС-датчиків вимагає високого рівня уваги до аспектів охорони праці, які включають електробезпеку, механічну безпеку, вплив на здоров'я операторів, ергономіку та безпеку під час експлуатації. Спроектowana та впроваджена система повинна враховувати потенційні ризики та надавати високий рівень безпеки для персоналу. Електронні та електротехнічні складові системи повинні відповідати вимогам стандартів електробезпеки, забезпечуючи надійність роботи та запобігаючи можливі аварії. Важливо враховувати механічні аспекти, такі як безпечне закріплення деталей та можливість негайного вимкнення системи в разі непередбачуваних ситуацій. Здоров'я операторів є пріоритетом, і тому важливо забезпечити їхній захист від можливих небезпечних впливів роботи з хімічними речовинами чи високою напругою. Навчання з охорони праці та носіння відповідного захисту допомагають зменшити ризики та підвищити рівень безпеки працівників. Організація комфортного та безпечного робочого середовища, де враховуються ергономічні принципи, також сприяє ефективності та благополуччю персоналу. Регулярне тестування та обслуговування обладнання дозволяють підтримувати його надійність протягом усього періоду експлуатації.

В розділі було проведено аналіз приміщення інженера-дослідника, описано умови праці, шкідливі фактори, що діють на нього під час роботи, правильність постанови робочого місця та важливість освітлення при роботі з ЕОМ. Під час дослідження я підтвердив, що умови праці придатні для продуктивної та безпечної праці з забезпеченням мінімальних шкідливих впливів.

Важливим моментом було вказати важливість проведення заходів з охорони праці та пожежної безпеки. Співпраця з начальником відділу, відповідальним за проведення наведених заходів може бути продуктивною для покращення умов роботи.

Для обчислення я обрав найважливіше на мою думку на робочому місці – освітлення. В ході проведення розрахунків я виявив, що моє робоче приміщення освітлено правильно.

## РОЗДІЛ 7

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 7.1 Вступ

В даний час в усьому світі впроваджується концепція екологічної оцінки та раціонального вибору матеріалу для виробництва тієї чи іншої продукції з точки зору екологічної безпеки для навколишнього середовища і для людини. Вводяться нові поняття — екологічна оцінка, життєвий цикл продукту, класифікація матеріалів згідно з вимогами щодо захисту навколишнього середовища, екологічно доцільний вибір матеріалів та ін.. Щоб зменшити негативний вплив продукції на навколишнє середовище, необхідна її екологічна оцінка, що дозволяє реєструвати і характеризувати різні екологічні аспекти продукції та оптимізувати її. Оскільки протягом свого життєвого циклу будь-яка продукція неодноразово робить внесок у забруднення навколишнього середовища, перш за все, при виробництві, використанні та утилізації, оцінка продукції повинна враховувати екологічні впливи на всіх стадіях життєвого циклу

Загалом життєвий цикл продукту складається з п'яти фаз:

- Видобуток сировини
- Виробництво та переробка
- Транспорт
- Використання та роздрібна торгівля
- Утилізація відходів

Кафедра АКСУ				НАУ 23 12 26			
Виконав	Михайловський Р.В.			РОЗДІЛ 7 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	Let.	Sh.	Sheets
Керівник	Азарсков В.М.					92	106
Консультант					Су213М		
Н-контр.	Дивнич М.						
Зав.каф.	Мельник Ю.						

Залежно від етапів, які вас цікавлять, або щодо яких у вас є доступні дані, ви можете вийти з етапів або вилучити їх. Зазвичай є 4 моделі життєвого циклу продукту, які ви можете вибрати для свого LCA.

Від колиски до могили

Коли ви аналізуєте вплив продукту на 5 етапах життєвого циклу продукту, це називається «від колиски до могили». Колиска — це створення продукту з джерелами сировини, могила — утилізація продукту. Транспортування згадується як крок 3, але насправді може відбуватися між усіма кроками.

Від колиски до воріт оцінює продукт лише до моменту його виходу з заводських воріт, перш ніж його транспортують до споживача. Це означає виключення етапу використання та утилізації. Аналіз «від колиски до воріт» може значно зменшити складність LCA і таким чином швидше отримати інформацію, особливо про внутрішні процеси. Оцінки від колиски до воріт часто використовуються для екологічних декларацій продукції (EPD).

Екологічні декларації продукту (EPD)

Екологічні декларації продукту — це стандартизовані сертифікати оцінки життєвого циклу, які використовуються переважно для перевірки даних про вплив між підприємствами.

Концепція «від колиски до колиски» часто згадується в циклічній економіці. Це різновид «від колиски до могили», що замінює стадію відходів на процес переробки, що робить їх придатними для повторного використання для іншого продукту, по суті «закриваючи цикл». Ось чому його також називають переробкою із замкнутим циклом.

Від воріт до воріт іноді використовується в життєвих циклах продукту з багатьма процесами доданої вартості посередині.

Щоб зменшити складність оцінки, оцінюється лише один процес із доданою вартістю у виробничому ланцюжку. Пізніше ці оцінки можна об'єднати, щоб завершити оцінку життєвого циклу більшого рівня.

Є три інші концепції LCA, які використовуються для спеціальних вимог:

Well-to-wheel використовується для оцінки життєвого циклу транспортного палива та транспортних засобів. Оскільки між ними є багато етапів – «Від свердловини до резервуара» та «Від резервуара до коліс», цей підхід є більш точним у розрахунку та розподілі викидів парникових газів і споживання енергії для різних етапів.

EIOLCA збирає галузеві дані з метою створення даних про вплив на певні сектори економіки. Ці середні значення іноді використовуються, коли немає точних даних. Вони не дають точної картини впливу, але допомагають заповнити прогалини. Однак EIOLCA недостатньо точний, щоб приймати рішення на рівні продукту.

Оцінка впливу на навколишнє середовище – це аналіз, який часто проводиться в державному секторі для визначення потенційного впливу нового будівельного проекту.

## **7.1 Огляд типового життєвого циклу платформи Stewart**

Проектування та моделювання: Розміри, матеріали та можливості платформи Stewart моделюються та моделюються за допомогою САПР та програмного забезпечення для аналізу. Визначається кількість ступенів свободи, діапазон руху, вантажопідйомність, виконавчі механізми та датчики.

Виготовлення та складання: компоненти платформи, включаючи основу, платформу корисного навантаження, стійки/ноги, універсальні шарніри, приводи та датчики, виготовляються відповідно до конструкції. Ці компоненти зібрані разом, щоб утворити повну систему платформи Stewart.

Тестування та калібрування: зібрана платформа Stewart проходить функціональне тестування, щоб переконатися, що рух, вантажопідйомність і системи керування працюють належним чином. Датчики та замкнуті системи керування відкалібровані для досягнення точного позиціонування та слідування траєкторії.

Інтеграція та монтаж: протестована платформа Stewart інтегрована з іншими системами, такими як контролери, системи живлення, периферійні пристрої тощо. Потім її монтують у робочому місці, яким може бути симулятор польоту чи водіння, верстат, супутникова антена тощо.

Експлуатація та робочий період: Платформа Stewart введена в експлуатацію та експлуатується за призначенням, яке може включати рухомі платформи моделювання, інструменти позиціонування або антени тощо. Протягом цього періоду проводяться періодичні перевірки та технічне обслуговування.

Оновлення, модернізація або виведення з експлуатації: залежно від вимог платформу Stewart можна оновити за допомогою покращених компонентів або модернізувати для адаптації до інших додатків. Його остаточно виводять з експлуатації або через закінчення терміну експлуатації, або через застарілу технологію.

Отже, підводячи підсумок, проектування, моделювання, виготовлення, складання, тестування, калібрування, інтеграція, монтаж, експлуатація та оновлення є ключовими етапами типового життєвого циклу платформи Stewart. Тривалість робочого періоду залежить від його застосування.

## **7.2 Огляд типового життєвого циклу гіроскопа MEMS**

### **7.2.1 Концептуалізація та дизайн**

Етап концепції передбачає розширене моделювання фізики роботи, схем зондування, макетів і моделювання для створення концепції MEMS-гіроскопа на папері. Команди інженерів-конструкторів визначають архітектуру датчиків, аналізуючи механічні явища в мікромасштабі, щоб розробити надійні механізми трансдукції для визначення швидкості обертання. Матеріали вибираються на основі термомеханічних властивостей і сумісності з процесами виготовлення MEMS, тоді як геометрії оптимізовані для

чутливості, діапазону та пропускну́ї здатності разом із схемами формування сигналу на основі CMOS. Повна система MEMS змодельована CAD для моделювання поведінки датчика та показників продуктивності в різних умовах навколишнього середовища під час самого раннього проектування.

### 7.2.2 Виготовлення та прототипування

Макети проектування та протоколи процесу для гіроскопа MEMS переходять на етап виготовлення пристрою в спеціалізованих чистих приміщеннях. Етапи передбачають вирощування термічних оксидів, використання фотолітографії для створення візерунків мікронних масок на кремнієвих підкладках з наступним осадженням матеріалу, травленням, легуванням для вибіркового створення або видалення частин кремнієвого механічного датчика. Ці процеси мікрофабрикації повторюються циклами для кожного шару маски, доки на чіпах не будуть сформовані тривимірні мікроскопічні структури гіроскопа. Отримані кремнієві або скляні пластини піддаються мікроскопічному дослідженню на кожному етапі та коригуються параметри для розробки перших робочих прототипів для підтвердження концепції та попереднього тестування, що сприяє вдосконаленню дизайнерських рішень.

### 7.2.3 Упаковка та тестування

Голі датчики MEMS є надзвичайно крихкими, і їх потрібно упаковувати в захисні кожухи з інтерфейсами передачі сигналу, щоб отримати надійні готові сенсорні блоки. Стратегії передбачають моделювання надійності в умовах термоциклування, герметичного ущільнення з використанням керамічних вивідних каркасів, які направляють електричні з'єднання, і металізації інтерфейсних майданчиків для з'єднання друкованих плат у приладах. Упаковані прототипи тепер проходять суворі лабораторні та функціональні випробування на показники продуктивності в порівнянні зі специфікаціями щодо впливу температури, ударів і вібрації на автоматизованих випробувальних стендах. Аналіз дефектів несправних зразків забезпечує важливе вивчення питань довговічності, стимулюючи



коригування конструкції та вдосконалення процесу для оптимізації продуктивності виготовлення.

#### 7.2.4 Масштабування та розгортання виробництва

Після ітеративних циклів «проектування-виготовлення-випробування», що охоплюють до кількох років, верифіковані та стабільні процеси виготовлення та упаковки гіроскопів MEMS розширюються для масового виробництва на ливарних підприємствах із виробництва мікросхем і сенсорних компаній. Це забезпечує економію масштабу, що відповідає вимогам щодо витрат і надійності, дає змогу інтегрувати в автоматизовані системи або повсякденні пристрої, такі як дрони, смартфони, які охоплюють мільйони кінцевих споживачів, завершуючи ланцюжок створення вартості в галузі гіроскопів від концепції до розгортання.

### **7.3 Опис потенційних впливів на навколишнє середовище на кожному етапі життєвого циклу платформи Стюарта**

#### 7.3.1 Етап концептуального проектування

Початковий етап проектування та моделювання формує основу екологічного сліду платформи. Енергоємні обчислення для математичного та фізичного моделювання можуть покладатися на центри обробки даних, що працюють на викопному паливі. Використання ліцензованого програмного забезпечення САПР вимагає циклів оновлення, які утворюють електронні відходи, тоді як прив'язаність до постачальника перешкоджає переробці в кінці терміну служби. Відсутність принципів стійкості на початку може загострити проблеми, пов'язані з переробкою.

#### 7.3.2 Виготовлення прототипу та випробувальна збірка

Обробка матеріалів і механічна обробка для виготовлення нестандартних металевих і пластикових компонентів створює значні відходи і брухт. Мастила та розчинники, які використовуються в монтажних

установках, можуть стати небезпечними стоками, тоді як гідравлічні системи становлять ризик розливу масла. Оздоблення компонентів і калібрування системи вимагають великої кількості води, комунальної електроенергії з мережами, що працюють на вугіллі, що ще більше збільшує викиди вуглецю. Електронні відходи накопичуються від сенсорної електроніки та тестових контролерів.

#### 7.3.3 Системна інтеграція, встановлення та введення в експлуатацію

Для системної інтеграції та встановлення платформи на місці використовується важке обладнання з дизельним двигуном, що збільшує забруднення повітря. Будівельна діяльність впливає на якість ґрунтових вод і місцеве біорізноманіття під час підготовки ділянки та закладки фундаменту. Пневматичні, електричні та гідравлічні вузли, встановлені зовні для модульної функціональності, передбачають довгі ланцюжки постачання комунальних послуг, схильні до пошкоджень під час транспортування, що додає до матеріальних втрат.

#### 7.3.4 Експлуатація та технічне обслуговування

Безперервна робота платформи за допомогою електричних приводів і двигунів, що працюють від електроенергії, отриманої з викопного палива, створює надлишкові викиди вуглецю на етапі використання. Вібрація та ерозія машини утворюють значні металеві уламки, що вимагає ретельного очищення, збору та утилізації. Заміна мастила призводить до потоків стоків, що містять важкі метали внаслідок зношування компонентів. Періодично замовлені запасні частини призводять до збільшення виробничих викидів.

#### 7.3.5 Виведення з експлуатації та відновлення матеріалів

Згодом платформа Стюарта стикається із застарілим обладнанням або проблемами втоми, що змушує систему виводити з експлуатації. Велика металева конструкція є енергоємною для повного демонтажу. Складні компоненти створюють економічні перешкоди для компаній, що переробляють відходи. Токсичні матеріали, такі як олії, розчинники та

електронні відходи, вимагають спеціального поводження в умовах законодавчої невизначеності щодо екологічної утилізації, що відкриває двері для незаконного звалища.

## **7.4 Аналіз впливу на навколишнє середовище кожному етапі життєвого циклу типового MEMS-гіроскопа:**

### **7.4.1 Фаза проектування та моделювання**

Інтенсивне моделювання та моделювання, що лежить в основі розробки гіроскопів MEMS, має значні викиди вуглецю через значні потреби в обчисленнях, зберіганні даних та енергії. Різноманітні фізичні механізми для 3D-дизайнів САПР, математичного моделювання, моделювання пов'язаних полів використовують величезні ресурси для електронного відтворення поведінки мікромеханічного датчика до фізичної реалізації. Базові центри обробки даних здебільшого покладаються на електроенергію, що працює на викопному паливі. Використання ліцензованого програмного забезпечення автоматизації електронного проектування (EDA) також вимагає циклів оновлення, що утворюють електронні відходи.

### **7.4.2 Виготовлення та етап мікромеханічної обробки**

Виготовлення чутливих структур використовує різні методи літографії, травлення, осадження тонких плівок і легування напівпровідникових пластин у спеціалізованих чистих приміщеннях. У процесі фотолітографії використовуються такі хімічні речовини, як розчинники, фоторезисти, проявники та травники у великих обсягах, які після обробки стають токсичними стоками. Повторювані цикли травлення та зачистки вимагають значних обсягів деіонізованої води, скидаючи потоки кислотних відходів. Печі, реактори хімічного осадження з парової фази (CVD) і системи імплантатів працюють при температурі вище 1000 °C або під вакуумом,

споживаючи величезну кількість електроенергії. Комунальні послуги заводів, такі як скрубери та холодильні установки, сприяють додатковим викидам.

#### 7.4.3 Фаза інкапсуляції та інтеграції

Матриці датчика масштабу мікрочіпа включені в захисні упаковки з використанням кераміки, епоксидних смол і методів формування інтегральних схем, які мають побічні продукти термічного та поперечного зшивання. Печі, що використовуються для синтезу керамічних кришок, і печі попереднього формування також працюють на вичерпаному паливі, викидаючи парникові гази. Подальше складання друкованої плати для досягнення модульних функціональних можливостей пристрою використовує галогеновані вогнезахисні речовини та суміші для маскування припою на основі свинцю, які повільно вимиваються.

#### 7.4.4 Етап тестування, перевірки та встановлення

Обладнання для випробувань і калібрування продукту перед розгортанням для гіроскопа MEMS потребує енергоємних камер для випробувань навколишнього середовища, які проводять випробування надійності за температурою, вологістю та градієнтами вібрації до сертифікації - опосередковано пропорційно ступеню викидів. У самих тестових системах використовуються електронні плати, які каскадом з'єднуються з електронними відходами. Сукупне споживання ресурсів відстежує інтеграцію продукту в цільові пристрої та промислові процеси.

#### 7.4.5 Виведення з експлуатації та відновлення матеріалів

Раптовий кінець терміну служби продукту створює складні проблеми екологічного дизайну та законодавства щодо відповідальної переробки цих мікропристроїв, враховуючи їхню складність системи, мініатюрні розміри та різноманітність матеріалів. Основна частина щорічних електронних відходів спалюється або потрапляє на звалища, внаслідок чого токсичні важкі метали та вогнезахисні сполуки вимиваються в ґрунтові води. Надійні технічні

рішення для регенерації матеріалів високої чистоти, таких як кремній або золото, залишаються недостатніми.

## **7.5 Пропозиції щодо зменшення впливу на навколишнє середовище протягом життєвих циклів продукту платформи Stewart і гіроскопа MEMS:**

### 7.5.1 Платформа Стюарта:

Фаза проектування:

- Використовуйте екологічні принципи інженерії для модульної конструкції, що полегшує демонтаж і відновлення матеріалів пізніше
- Симулюйте продуктивність за допомогою програмного забезпечення з відкритим кодом, щоб мінімізувати утворення електронних відходів

Етап виготовлення:

- Використовуйте відновлювану енергію, наприклад сонячну фотоелектричну енергію, для роботи машинного обладнання
- Використовуйте підходи до мікровиробництва, щоб мінімізувати матеріальні відходи
- Впровадити системи парового знежирення для відновлення очисних розчинників

Фаза тестування:

- Живіть калібрувальні установки за допомогою відновлюваних джерел енергії, таких як вітер або припливи
- Використовуйте симуляцію апаратного забезпечення в циклі для оптимізації компонентів перед ресурсомісткими ітераціями фізичного прототипу

Етап операцій:

- Періодично перевіряйте та підвищуйте енергоефективність під час регулярного функціонування, щоб мінімізувати вуглецевий слід

- Здійснюйте профілактичне технічне обслуговування, щоб продовжити термін служби обладнання та мінімізувати запасні частини

Фаза виведення з експлуатації:

- Конструкція з урахуванням розбирання для ефективного демонтажу підсистем
- Збирайте корисні робочі компоненти для оновлення або перерозподілу на нових платформах

#### 7.5.2 MEMS гіроскоп:

Фаза проектування:

- Шукайте алгоритми оптимізації, налаштовані на компроміс між продуктивністю та стійкістю
- Досліджуйте альтернативні принципи вимірювання з меншими витратами на обчислювальне моделювання

Етап виготовлення:

- Використовуйте плазмове/УФ-сухе травлення замість хімічного вологого травлення
- Прийміть інтеграцію MEMs-CMOS, щоб мінімізувати слід між з'єднаннями
- Конструкція для високої продуктивності для мінімізації викинутих зразків

Фаза тестування:

- Використовуйте спільну, перепрофільовану інфраструктуру тестування та вимірювання для кількох сімейств продуктів
- Шукайте методологію оцінки надійності на основі аналізу фізики відмови, щоб мінімізувати надмірне проектування

Фаза встановлення:

- Інновації навколо нових екологічно чистих і біосумісних матеріалів для інкапсуляції пристроїв

Фаза кінця життя:

- Випереджальне проектування для забезпечення економічно ефективного розбирання та повернення матеріалів

- Створення дорожніх карт сенсорних технологій, узгоджених із змінним законодавством щодо обов'язків виробника

Підводячи підсумок, можна сказати, що поєднання використання відновлюваних джерел енергії, підходів екологічної хімії, модульного/інтегрованого дизайну, прогностичного моделювання, перепрофілювання інфраструктури та регульованих практик переробки може допомогти значно скоротити сліди життєвого циклу. Відповідальність лежить на зацікавлених сторонах – дизайнерах, ливарниках, випробувальних центрах, виробниках і законодавцях.

## **7.6 Висновок**

Екологічний тягар, що охоплює концептуальний дизайн, закупівлю матеріалів, створення прототипів, валідаційне тестування, експлуатацію користувачами та утилізацію в кінці терміну служби, потребує пом'якшення шляхом спільної відповідальності між дизайнерами, виробничими підприємствами, виробниками та законодавчими органами.

Застосування принципів екологічної інженерії на етапі проектування для створення модульних архітектур, простоти розбирання та обслуговування є обов'язковим для підвищення екологічності. Перевірка проекту на основі моделювання за допомогою віртуального моделювання та цифрових близнюків може мінімізувати втрату ресурсів через ітерації фізичних прототипів. Пошук тестової інфраструктури з відкритим вихідним кодом і багаторазового використання знижує викиди, пов'язані з верифікаційним тестуванням.

На етапі синтезу матеріалів і виробництва перехід до відновлюваних джерел енергії, таких як сонячна енергія, вітер для живлення ливарного обладнання та верстатів, зменшує викиди парникових газів завдяки мережам, що залежать від викопного палива. Підходи до мікровиробництва створюють менше відходів порівняно зі звичайними методами. Впровадження систем

знежирення парою, відновлення розчинників, сухого травлення та безпечних хімічних процесів скорочує скидання стоків.

Етап встановлення, експлуатації та технічного обслуговування вимагає періодичних енергоаудитів і профілактичних практик для підвищення ефективності та зниження викидів вуглекислого газу за рахунок збільшення терміну служби. Розробка для забезпечення надійності за допомогою аналізу фізики відмови разом із оновленнями, орієнтованими на повторне використання замість заміни, ще більше покращує сталість.

Основна відповідальність лежить на екологічно свідомому дизайні від самого початку для забезпечення економічно ефективного розбирання в кінці терміну служби, розділення матеріалів і утилізації в екологічно безпечний спосіб. Розробникам необхідно узгодити дорожні карти продуктів із законодавством, що розвивається, щодо відповідальної переробки та зобов'язань виробника щодо повернення.

По суті, підхід до управління «від колиски до могили» може допомогти пом'якшити екологічний вплив, спричинений інженерними системами та мікропристроями, які пронизують сучасні програми.



## ЛІТЕРАТУРА

1. Азарсков В.М, Сущенко О.А., Експериментальні випробування та дослідження систем: підручник. Київ: НАУ,2003.268 с.
2. Азарсков В.М, Блохин Л.Н., Житецкий Л.С., Методологія конструювання оптимальних систем стохастичній стабілізації: монографія/За ред. Л.М. Блохіна. Київ: НАУ,2006.440 с.
3. Сущенко О.А., Організаційні принципи та методи проектування пристроїв та систем управління: навч посібник. Київ: НАУ,2015.308.
4. Синтез керуючих діянь для керування положенням платформи Стюарта С.І. Осадчий, М.М. Мельніченко // Інтелектуальні системи прийняття рішень проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI 2012): Міжнародна науков конференція. Євпаторія, 27-31 травня 2012р. Збірка наукових праць. - т.1. С. 128-130.
5. Осадчий С.І. Методологічні основи та етапи забезпечення конкурентноздатності процесів стабілізації існуючих рухомих об'єктів/ Л.М. Блохін, С.І. Осадчий, О.П. Кривоносенко // Науковий журнал «Вісник НАУ М. - 2009 - № >= - С \* 61 - 68 .
6. Осадчий С.І. Технології і алгоритм структурної ідентифікації математичної моделі багатовимірного рухомого об'єкта з довільною динамікою У складі замкненої системи управління // Науковий журнал "Збірник наукових праць Харківського університету повітряних сил", Вип. 4(22) Харків, 2009.-С.98-104.
7. Осадчий С.І. Оцінка динамічних характеристик повздовжнього каналу надлегкого летального апарату на малих висотах польоту/ Л.М. Блохін, С.І. Осадчий, С.Ф. Колісниченко та ін. // Наукові праці академії: Зб. наук. праць: Вип VIII Кіровоград, ДЛАУ, 2004. С. 198-204.
8. Осадчий С.І. Технология структурной идентификации и последующего синтеза оптимальных систем стабилизации неустойчивых Динамических объектов/ Л.Н. Блохин, С.И. Осадчий, Ю.Н. Безкоровайный // Міжнародний

науково-технічний журнал „Проблемы управления и информатики”, 2007. - №6.-С. 57-65.

9. Блохин Л.Н., Осадчий С.И., Дидык А.К., Рудюк Г.И. Технологии конструирования современных конкурентно способных комплексов управления стохастическим движением объектов. - Кировоград: издатель - Лисенко В.Ф.,2015-284 с .ISBN 978-617-7197-30-9

10. Мосов С. Беспилотная разведывательная авиация стран мира: история создания, опыт боевого применения, современное состояние, перспективы развития: Монография. - К.: Изд. дом. "Румб", 2008. - 160 с. с.- Библиогр.: с. 102 – 111

11. Заклевський Д. Є.,Машков О. А.,Медведев В. К., Сівов М. С.,Основи теорії польоту та застосування авіаційно-космічних систем : навч. посіб. / Д. Є. Заклевський, О. А. Машков та ін. / за заг. ред. М. С. Сівова. - К. : НАОУ. - 2009. - 224 с.

12. Азарсков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С., Куссуль Н.Н. Робастные методы оценивания, идентификации и адаптивного управления: Монография. - К.: НАУ, 2004. - 500 с.

13. Ейкхофф П., Основи ідентифікації систем управління: монографія. – М.: МІР.1975

14. Пельпор Д. С., Осокин Ю. А., Рахтеенко Е. Р. Гироскопические приборы систем ориентации и стабилизации. М., «Машиностроение, 1977, 208 с.

15. Голубек О.В. Основи навігації та орієнтації ракет-носіїв: Навчальний посібник / О. В. Голубек, А. П. Лебедь. - Д.: ЛІРА, 2015. - 136 с.