

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

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Доктор технічних наук
професор

Синеглазов В. М.

“ ____ ” _____ 2022 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ
“МАГІСТР”**

Тема: Система автоматизованого проектування зоряного датчика малого космічного апарату

Виконавець:

Самойленко А.А.

Керівник:

професор Аблесімов О.К.

Нормоконтролер:

к.т.н., доцент Тупіцин М.Ф.

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень магістр

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

ДТН, професор

Синеглазов В.М.

“ ” _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студентки

Самойленко А.А.

1. Тема роботи: “Система автоматизованого проектування зоряного датчика малого космічного апарату”

2. Термін виконання проекту (роботи): з « » ___ 2021р по « » ___ 2022р.

3. Вихідні данні до проекту (роботи): інтервал температур від -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$, у який КА зберігає параметри в межах ТУ; напруга живлення постійного струму: $27\text{ В} \pm 0,5\text{В}$; напруга живлення перемінного струму: $36\text{ В} \pm 3,68\text{ В}$, $400\text{Гц} \pm 8\text{Гц}$; час приведення системи в дію після вмикання живлення - не більш 2хв.; похибка стабілізації кутового положення КА по куту тангажа $\pm 0,01^{\circ}$; по куту курсу $\pm 0,01$.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):

1.Аналіз робочих процедур автоматизації проектування. 2.Математичне та програмне забезпечення САПР. 3.Формування алгоритму проектування зоряного датчика МКА. 4.Визначення базових компонент зоряного датчика. 5.Методи оцінки впливу зоряного датчика на якість системи керування МКА. 6.Моделювання системи керування орієнтацією космічним апаратом. 7.Конструювання системи керування МКА на базі зоряного датчика. 8.Програмне забезпечення автоматизованого проектування.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1.Структура системи автоматизованого проектування. 2.Визначення основних процедур проектування. 3.Визначення базових компонентів зоряного датчика. 4.Принципи синтезу систем керування МКА. 5.Проектування зоряного датчика МКА. 6.Структурна схема системи керування МКА. 7.Програмне забезпечення синтезу оптимальної системи керування.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	01.10-10.10	
2	Технічне завдання. Вступ	11.10-18.10	
3	Аналіз робочих процедур автоматизованого проектування.	21.10-28.10	
4	Формування алгоритму проектування зоряного датчика МКА	29.10-12.11	
5	Проектування системи керування МКА на базі зоряного датчика	13.11-30.11	
6	Програмне забезпечення автоматизованого проектування	01.12-10.12	
7	Охорона навколишнього середовища	11.12-18.12	
8	Охорона праці	19.12-21.12	
9	Висновки	22.12-23.12	

7. Консультація з окремих розділів:

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона навколишнього середовища	к.ф-м.н., Гай Анжела Євгенівна		
Охорона праці	Козлітін Олексій Олександрович		

8. Дата видачі завдання _____

Керівник: професор _____ Аблесімов О.К.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Самойленко А.А.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

1. Найменування та галузь застосування

В даний час існує цілий клас систем стабілізації інерційними динамічними об'єктами та технологічними процесами. Детальне вивчення таких систем дозволяє зробити висновок, що чимало з них виконуються як дискретні (цифрові) системи.

Задача керування об'єктом або процесом в цифрових системах, як і в лінійних, покладається на регулятор. Так як закон керування в дискретних системах реалізується, як правило, програмно, це дозволяє швидко перебудовувати параметри регуляторів, а при необхідності і їх структуру.

Від того наскільки коректно вибирається структура, розраховуються і налаштовуються параметри регулятора багато в чому залежить ефективність системи управління і стабілізації.

2. Мета та призначення розробки

Метою роботи є розробка системи автоматизованого проектування цифрових регуляторів для керування технологічними процесами та інерційними об'єктами.

3. Технічні вимоги

Максимальна відносна помилка системи стабілізації: 5%

Перерегулювання: <10%

Час перехідного процесу до $t_n=200$ с.

Похибки обчислень не більше 0,1%.

4. Стадії та етапи розробки

Визначення особливостей дискретних (цифрових) систем.

Визначення завдань та основних процедур автоматизованого

проектування.

Розробка структури САПР цифрових регуляторів.

Розробка алгоритмів проектування регуляторів.

Розробка інженерних методів розрахунку регуляторів технологічних процесів та алгоритмів їх налаштування.

Математичне моделювання дискретної системи керування інерційним динамічним об'єктом з цифровим регулятором.

Теоретичні та експериментальні дослідження впливу параметрів ПД-регулятора на якість системи керування.

Синтез оптимального цифрового регулятора.

Розробка програмного забезпечення автоматизованого проектування цифрових регуляторів.

5. Порядок контролю та приймання

Контроль здійснюється керівником дипломного проектування відповідно до завдання та календарного плану.

Приймання здійснюється на підставі захисту дипломної роботи ДЕК факультету.

Термін здачі дипломної роботи: “24” грудня 2021 р.



Анотація

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Система автоматизованого проектування зоряного датчика малого космічного апарату»:

стор. - , рис. - , використаних джерел – .

КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ,
МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, КОНСТРУЮВАННЯ, ЗОРЯНИЙ
ДАТЧИК.

Об'єкт дослідження – зоряний датчик малого космічного апарату.

Мета роботи – розробка та корегування алгоритмів досліджень, рівнянь та моделей котрі можуть бути використані під час автоматичного проектування зоряного датчика малого космічного апарату.

Метод дослідження – проектування, корегування, конструювання та дослідження.

Розроблена та скорегована система дозволяє зоряному датчику більш точно орієнтувати МКА в космічному просторі.

Матеріали роботи рекомендується використовувати при проведенні досліджень та розробці системи автоматизованого проектування зоряного датчика МКА, а також у навчальному процесі.

					<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим</i>	<i>Лист</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>			6

ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ ТА СКОРОЧЕНЬ

КА – космічний апарат
МКА – малий космічний апарат
КК – космічний корабель
БСК – базова система координат
БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина
БЦОС – бортова цифрова обчислювальна система
ОД – оптичний датчик
ДШ – датчик швидкості
ЗД – зоряний датчик
ПЗЗ – прилад із зарядовим зв'язком
ФП – фотоприймач
СК – система координат
ІСК – інерційна система координат
ПФК – пристрій формування команд
ЛПК – лінія передачі команд
ЛМ – лінія маршруту
ККП – канал контролю положенням
САПР – система автоматизованого проектування
ЕОМ – електронно-обчислювальна машина
ПЕОМ- персональна електронно-обчислюваних машин
ЗП – зоряний прилад
ОУ – об'єкт управління
ПЗ – програмне забезпечення
ПК – персональний комп'ютер
ОС – оптична система
ТЗ – технічне завдання

ЗМІСТ

ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ РОБОЧИХ ПРОЦЕДУР АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ.....	12
1.1 Основи автоматизації проектування.....	12
1.2 Визначення завдання систем автоматизованого проектування...14	
1.3 Загальна структура системи автоматизованого проектування та її основні складові	16
1.4 Аналіз основних процедур проектування.....	21
1.5 Структура математичного та програмного забезпечення САПР..25	
1.6 Мета та завдання роботи.....	28
РОЗДІЛ 2. ЗОРЯНИЙ ДАТЧИК У СКЛАДІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ.....	29
2.1 Малий космічний апарат.....	29
2.2 Визначення базових компонентів зоряного датчика.....	31
2.3 Формування вимог до проектування зоряного датчика	33
2.4 Методи оцінки впливу зоряного датчика на якість Керування МКА.....	35
РОЗДІЛ 3. ФОРМУВАННЯ АЛГОРИТМУ ПРОЕКТУВАННЯ ЗОРЯНОГО ДАТЧИКА	37
3.1 Визначення базових вимог до системи астронавігації.....	37
3.2 Визначення принципу функціонування зоряної орієнтації.....	38
3.3 Обґрунтування та вибір параметрів зоряного датчика та його основних компонентів.....	43

3.4 Розробка алгоритму визначення орієнтації МКА за допомоги зоряного датчика.....	48
3.5 Розробка математичної моделі зоряного датчика.....	50
3.6 Конструювання зоряного датчика.....	52

РОЗДІЛ 4. ПРОЕКТУВАННЯ ЗОРЯНОГО ДАТЧИКА МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ.....56

4.1 Визначення функціонального складу системи управління та орієнтації.....	56
4.2 Розробка моделей функціональних елементів системи орієнтації..	58
4.3 Моделювання системи орієнтації малого космічного апарату.....	65
4.4 Експериментальні дослідження в процесі проектування.....	67

РОЗДІЛ 5. ЕКОЛОГІЯ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО ПРИРОДНОГО СЕРЕДОВИЩА.....70

5.1 Вплив об'єкту дослідження на навколишнє середовище.....	70
5.2 Розрахунок впливу об'єкту дослідження на навколишнє середовище.....	74
5.3 Шляхи покращення ситуації, рекомендації та заходи по зменшенню впливу.....	76
Висновки.....	80

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА ПРАЦІ.....82

6.1 Вступ.....	82
6.2 Аналіз умов праці з електронно-обчислювальними машинами.....	82
6.3 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, котрі діють на робочому місці на суб'єкта.....	84
6.4 Розробка запобіжних заходів з електробезпеки	87
6.5 Забезпечення пожежної та вибухової безпеки об'єкту, котрий	

проектується.....	88
6.6 Типовий розрахунок або питання охорони праці до детального опрацювання.....	90
6.7 Атестація робочих місць.....	91
Висновки.....	92
ВИСНОВКИ.....	94
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	96



ВСТУП

В наш час використання космічної техніки в тому числі космічних апаратів постійно і стрімко розширюється. Оскільки, з їх допомогою можна вирішити безліч задач. Такі як, дослідження планет та міжпланетного простору, транспортування та заміна дослідницької техніки, спостереження та отримання високоякісних зображень різних космічних об'єктів.

Розвиток космічних технологій пов'язаний з удосконаленням систем управління та орієнтації. Однією з важливих задач механіки космічного польоту є забезпечення точної просторової орієнтації космічного апарату, що здійснюється системою орієнтації. Яка є однією з бортових систем космічного апарату, забезпечує певне положення осей апарату відносно деяких заданих напрямлень.

З появою нового класу космічних апаратів, тобто малих космічних апаратів, з'явилась можливість змінити дорогі космічні проекти на дешевші, так як більш вигідніше робити універсальний супутник, який повинен протягом довгого часу розв'язувати задачі, після виведення на навколосемну орбіту.

Під час управління МКА потрібно постійно визначати орієнтацію та займатися навігацією. Орієнтація в просторі полягає у визначенні напрямку осей космічного апарата порівняно до іншої системи координат. Орієнтація - це процес, в результаті якого МКА займає певне положення або послідовність певних, положень у просторі. Як правило, система орієнтації, ліквідує велике початкове відхилення, поєднує зв'язану систему координат з опорної системою координат.

Опрацювавши літературу, можна сказати, що одним з найбільш високоточних засобів для визначення орієнтації МКА є саме зоряні датчики. В наш час системи орієнтації і навігації за ЗД датчика, дають змогу в

проведенні тривісної орієнтації беручи за основу алгоритми розрізнення певно ділянки зоряного неба.

Зоряні датчики застосовуються як фотоприймач ПЗЗ-матрицю та визначають орієнтацію шляхом порівняння зоряних величин зірок, які зображені на частинці зоряного неба із зоряним каталогом, який зберігається в пам'яті бортового комп'ютера.

Зоряні каталоги містять таку інформацію, як: назва зірки; галактична довгота зірки; галактична широта зірки; видима зоряна величина; абсолютна зоряна величина; відстань у світлових роках. Кожний зоряний каталог описує зірки з певним діапазоном яскравості.

Саме тому темою кваліфікаційної роботи є система автоматизованого проектування зоряного датчика малого космічного апарату, що дозволяє спроектувати, розробити та внести пропозиції для покращення роботи ЗД, який надалі зможе визначати параметри орієнтації більш точно та краще зорієнтувати МКА.

					<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	Лист
<i>Вим</i>	<i>Лист</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>			

1 АНАЛІЗ РОБОЧИХ ПРОЦЕДУР АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ.

1.1 Основи автоматизації проектування.

Передумовою автоматизації проектування стало протиріччя між зростаючою складністю об'єктів, завдань проектування та звичайними, традиційними методами і засобами ведення проектних робіт. Ця розбіжність призвела до збільшення термінів проектування та знизила рівень результатів.

Автоматизація – один з основних напрямків для технічно-наукового розвитку, що поєднує в собі математичні методи та технічні пристрої, задля звільнення або часткового звільнення оператора (людини) від співучасті в його участі в процесах передачі, отримання, перетворення, аналізу та використання інформації, матеріалів, енергії, приладів та виробів. Наслідком автоматизації, виникають багаторівневі (складні) переплетення, де машиною орудує інша машина, у результаті цих дій можливо збільшити точність, потужність машин та зменшити час на виконання певної(заданої) задачі, також побільшувати їх технічні можливості.

Простіше кажучи, автоматизація - це не коробкове рішення, а застосування інструментів з постійним їх вдосконаленням.

Під автоматизацією, в свою чергу, визначають проведення різноманітних процедур без участі людини – автоматичні процеси, або з частковою її участю – автоматизовані.

Автоматичний процес буває достатньо простим та складним за своєю задачею. Наприклад, простий процес контролює рівень палива, в паливному баку, задля підтримання його сталого значення. А прикладом складного процесу, має змогу бути, автопілот в машині або будь-якому літальному засобі, котрий забезпечує потрібну швидкість, траєкторію транспортного засобу та інших режимів. При автоматичному або напівавтоматичному режимі роботи

КАФЕДРА АКІК

НАУ 22 40 08 000 ПЗ

<i>Виконав</i>	<i>Самойленко А.А.</i>			<i>Аналіз робочих процедур автоматизації проектування</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>						
<i>Реценз.</i>					<i>151-2 603</i>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Затверд.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						

пристрою чи механізму, що називають об'єктом автоматизації, в якому вся робота оператора (людини) може зменшитись до виконання окремих елементарних дій або взагалі, тільки для вмикання прикладу, машини та

Автоматизація за своєю задачею, не має на меті повністю замінити роботу людини різноманітними вдосконаленими автоматами, але задачі, операція та характер взаємин людини з машиною, механізмом має змінитися. Основна задача в діяльності людини змінюється на технічне та комп'ютерне обслуговування автоматичних машин та механізмів, також на аналітичні та розподільчі операції та потребує високої досвідченості і кваліфікації фахівців, котрі працюють на автоматизованих виробництвах.

В сучасний час, маємо дві спрямованості автоматизації, котрі в свою чергу пов'язані із застосуванням автоматизованих систем та автоматичних.

Автоматичний напрям реалізується за допомоги створення різноманітних автоматичних систем, котрі виконують вимірювання, регулювання, контроль та управління роботою певних механізмів або машин, безпосередньо без участі людини.

Виокремлюється чотири основні групи автоматичних систем:

1. Система автоматичного контролю;
2. Система автоматичного регулювання;
3. Вимірливо-інформаційна;
4. Система автоматичного управління.

Автоматизований напрям пов'язаний з швидким розвитком техніки та способів управління в господарсько-організаційній галузі, котрий спричинив створення автоматизованих систем, де ще можлива участь людини.

Сучасний етап розвитку автоматизації характеризується:

1. Збільшенням області вживання автоматів, а саме галузі повсякденного життя людини: медицину, освітнього-культурного дозвілля, фінансову систему, прийняття керуючих рішень та побуту.
2. Упровадженням кардинально нових засобів автоматизації, котрі реалізують інтелектуальні методи керування - експертні системи, нейронні мережі та генетичні алгоритми

Своїм розвитком автоматизація огортає розумову діяльність людини. Якраз в даний час комп'ютерно-інтегровані комплекси розв'язують усілякі логічні, математичні і економічні задачі та завдання. Найбільш вдало, на даний час працюють автоматичні системи управління (АСУ), котрі гарантують належне управління різноманітними складними процесами.

1.2 Визначення завдання систем автоматизованого проектування.

Науково-технічний розвиток різноманітних наукових областях зумовлюється здобутим рівнем проектних розробок, котрі в свою чергу забезпечують створення технічних об'єктів, які все більш ускладнюються. Найперспективніші методи проектування приладів, полягають у використанні новітніх технічних засобів, що забезпечують підняття якості та водночас зменшення терміну безпосередньої розробки проекту. Автоматизація проектування найбільш результативна, коли автоматизація виконання окремих інженерних розрахунків перетікає в комплексну автоматизацію проектування, утворюючи для цього системи автоматизованого проектування (САПР).

Функціонування САПР зумовлює абсолютно нову передову технологію проектування, котра створена на співдіянні людини та електронно-обчислювальної машини (ЕОМ). Залежно від ступеня участі людини та ЕОМ розрізняють декілька режимів проектування:

- Автоматичний режим проектування, де частина маніпуляцій в маршруті проектування здійснюється людиною, а інша інша з використанням ЕОМ. Даний режим має невисоку ступінь автоматизації;
- Діалоговий (інтерактивний) режим проектування, являється найбільш бездоганим, по причині того, що всі маніпуляції в маршруті проектування втілюються за допомоги ЕОМ, а участь людини полягає, в оцінці результатів проектних процедур та корегуванні ходу проектування.

1.3 Загальна структура систем автоматизованого проектування та їх складові.

Виникнення програмного забезпечення, передової мережі зовнішніх пристосувань та новітніх персональних електронно-обчислюваних машин (ПЕОМ), стало причиною задля створення систем автоматизованого проектування. САПР – людино-машинна система, котра поєднує технічні засоби, програмне та математичне забезпечення, норми, величини та характеристики яких вибирають маючи за увагу особливості завдань проектування. Розробники є основною складовою часткою системи проектування, виконуючі проектні роботи взаємодіючи з ЕОМ.

Структура САПР складається із забезпечуючої та функціональної частин та наведена на рис 1.1.

Забезпечуюча частина представляє собою технічні засоби, документи на інформаційних носіях, потрібні під час процесу проектування. Дана частина зобов'язана бути в системі абсолютно всіма своїми складовими так як вони міцно пов'язані, якщо буде відсутня якась із складових, то САПР не буде існувати.

Функціональної, котра складається з підсистем автоматизованого проектування, які мають абсолютно всі особливості та ознаки систем та, в свою чергу, створюються як самостійні системи та вирішують завдання кожного етапу створення технічної системи. Підсистеми – виокремлені за певними показниками елементи САПР, котрі виконують закінчені проектні завдання та отримують відповідні проектні висновки і документи. Також окремі підсистеми зобов'язані мати інформаційні, технічні та математичні засоби, котрі об'єднанні однією спільною цільовою функцією. В САПР виокремлюють підсистеми схемотехнічного проектування, проектування компонентів та конструкторського проектування. Важкість сучасних технічних об'єктів викликає поява підсистем САПР, котрі втілюють функції самостійних автоматичних систем. Здебільшого для окремої підсистеми розробляються свою вхідна мова та пакет прикладних програм.



Рис 1.1 Структура САПР

Процедура автоматизованого розв'язку окремих завдань на кожному рівні САПР, слідує з багаторазовими застосуванням електронних даних загальної бази даних математичних моделей, бібліотеки електронних моделей елементів підсистем та оперативної бази даних. Разом з математичним моделюванням системи можливе виконання параметричної оптимізації із застосуванням алгоритму багатокритеріальної оптимізації.

На першому рівні – САПР обіймає автоматизована система пошуку варіацій, котра фундаментується на принципі структурного синтезу.

Концепція перебору завершених систем, послідовного збільшення системи, виокремлення варіанта з узагальненої системи застосовується для послідовності структурного синтезу. Основою структурного синтезу являється, використання підходу, де система розділюється на різні компоненти, та на побудові спільного рішення. Численність вибраних варіантів структур досліджується за допомогою аналізу спрощених математичних моделей.

На другому рівні – відображається автоматичний процес організації вихідних даних, котрі формуються беручи за основу технічне завдання (ТЗ) та на підсумку минулих варіантів структури системи. Далі реалізується автоматизований процес функціонального та структурно-параметричного моделювання підсистем та їх об’єднання.

На третьому рівні – знаходиться автоматизована процедура розрахунку, показники якості, синтезу корекції приладів, експертиза якості, котрі гарантують потрібну точність та якість регулювання.

На четвертому рівні – посідають автоматизовані процедури уточнення оцінки якості роботи систем, результативності роботи в старшій системі, структурного синтезу та корекції параметрів. Генерування вихідних даних для конструювання, являється завершенням проектувальних робіт.

В побудові програмного забезпечення САПР має буди системне програмне забезпечення, інструментальне і прикладне програмне



Рис. 1.2 Програмне забезпечення.

Вим	Лист	№ документа	Підпис

забезпечення.

Програмне забезпечення (ПЗ) – загальний термін різноманітних видів програм, котрі використовуються для праці з комп’ютерами, та його зовнішніми пристроями. За допомоги ПЗ людина може краще взаємодіяти з комп’ютером, також ця взаємодія стає більш зручною та функціональною.

В системному ПЗ в основному до його складу входить операційна система (ОС) Windows повної компоновки, слугує програмною платформою прикладного ПЗ, та система керування базою даних, котра реалізує роботу з файлами даних. Також складовими системного ПЗ знаходяться, програми русифікатори, КЕШи, програми для діагностики комп’ютера, програми-оболонки та утиліти. Системне ПЗ створено для загального управління комп’ютером.

Прикладне ПЗ, забезпечує виконання певних наукових, розважальних та різних завдань на комп’ютері. Прикладне ПЗ загального призначення містить групу типових програм, котрі працюють під керуванням Windows, Ms Office, поштові програми, довідники, а спеціального з ІС бухгалтерії, навчальних та банківських програм, САПР, АРМ. АРМ – автоматизоване робоче місце, інженерів, проектувальників котрі беруть безпосередню участь в об’єднанні (синтезі) САУ на базі ОС Windows та зібраних у універсальних систем. Прикладне ПЗ призначено, задля розв’язку певних задач.

Інструментальне ПЗ використовується під час створення архітектури, розробки, оновлення та установки програм. Являється засобом задля створення нових програм та їх оновлення.

Виокремлюються утиліти та аплети, це обмежені в своїх функціях незначні потрібні програми. Утиліти зазвичай встановлюються окремо та використовуються самостійно. Аплети являються допоміжними програмами операційної системи.

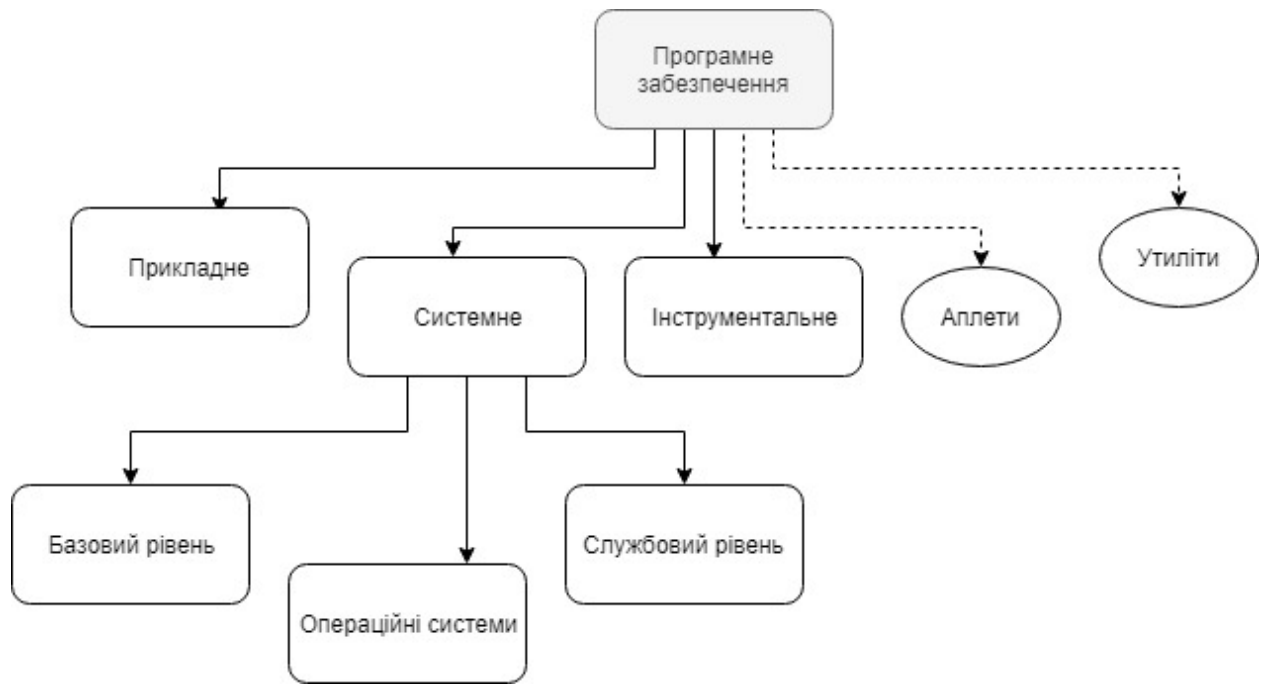


Рисунок 1.3 Класифікація програмного забезпечення

У процесі синтезу контуру управління (керування), обирається метод котрий здійснюється за алгоритмом бібліотеки типової програми.

При виявленні помилок синтезованої системи під час дослідження, структура та параметри синтезованого контуру документують та вносять їх до загальної бази даних, маючи за мету їх подальше використання. Як приклад можемо навести, під час забезпечення прийнятних статичних характеристик, погіршується динамічні характеристики САУ, тоді фахівець вирішує змінити вибрані критерії якості в сторону пом'якшення вимог, або сформулювати функціонал якості, забезпечити динамічні та статичні характеристики з одночасною зміною ідеї побудови САПР. Ця послідовність, повторюватиметься до поки не засвідчиться у відповідності синтезованої системи до вимог якості.

Коли при дослідженні з'являється несумісність якості характеристик виокремленим критеріям, тоді є два варіанти дій:

1. Зміна критерію. Вирішивши знизити умови до системи, можлива реалізація додаткового синтезу, за умови його відповідності указаному рівню оцінок з повторними дослідженнями;

2. Синтез адаптивної системи керування. Надаючи перевагу цьому варіанту, вибирається принцип адаптації і стабілізації динамічних характеристик об'єкта керування.

Додатковий синтез контурів корекції проводиться для синтезованої системи. Однак кінцеві дослідження системи реалізуються на повній моделі нелінійної системи. Після завершення дослідження, опрацьовується технічна документація та результати дослідження на синтезованому контурі управління вносяться до каталогу загальної бази даних, для подальшого використання в дослідженнях.

1.4 Аналіз основних процедур проектування.

Проектні процедури розподіляються на процедури синтезу та аналізу. Процедура синтезу ґрунтується в описанні проектованого об'єкта, здійснюється структурний та параметричний синтез. Як приклад структурного синтезу виділяється синтез алгоритму, де його структура визначається послідовністю та складом операторів чи синтез структурної схеми з коригуючими пристроями, де структура виділяється списком ланок котрі входять до її складу. Параметричний синтез ґрунтується на обчисленні значень параметрів елементів за заданої структури потрібного об'єкта.



Рис 1.4 Основні процедури проектування.

Автоматизований синтез зводиться до визначення властивостей та в аналізі працездатності системи автоматичного управління за його проміжному описі. Під час процедури автоматизованого синтезу створюються проекти конструкторської системи автоматичного управління.

Процедура аналізу ґрунтується на дослідженні проектного об'єкта. Основною ціллю аналізу полягає в перевірці працездатності проектного об'єкта. Завдання виражається в задачі досягнення відповідності абсолютно різних описів досліджуваного об'єкта. Де один з описів первинний та його коректність визначається встановленою. Друге окреслення (верифікація) співвідноситься до докладнішого рівню ієрархії, правильність якого встановлюється в процесі порівняння з первинним описом. При аналізі встановлюється оцінка проекту конструкторської системи автоматичного управління.

За основу автоматизованого проектування береться те, що процедури автоматизованого аналізу розділяються на процедури:

1. Багатоваріантного аналізу. Котрий зводиться до дослідження властивостей об'єкта в одній з частин простору внутрішніх параметрів. Такий аналіз потребує багаторазового виконання одноваріантного аналізу.
2. Одно-варіантного аналізу. Під час якого задаються значення як в внутрішніх так і зовнішніх параметрів та необхідно сформулювати значення вихідних параметрів об'єкта. Задача полягає в разовому рішенні рівнянь, котрі утворюють математичну модель проектного об'єкта.

Типові проектні процедури (процедури синтезу)

Типовою являється проектна процедура котра використовується задля багаторазового використання в проектуванні декількох об'єктів, а саме процедури синтезу, введення початкових даних, документація описів об'єктів проектування.

В процедурі синтезу виокремлюється структурний та параметричний синтез.

Процедура структурного синтезу за сутність проектного об'єкта розподіляється на синтез принципів, функціональних та структурних схем, синтез конструкцій, а саме визначення їх геометричних форм і взаємного позиціонування деталей, синтез технологічних та обчислювальних процесів та синтез документації.

В основні процедури параметричного синтезу полягає визначення значень параметрів елементів за заданої структури та умови працездатності на вихідному параметрі об'єкта, оптимізація їх допусків, розпізнавання моделей та розрахунок котрий ґрунтується на спрощених методиках.

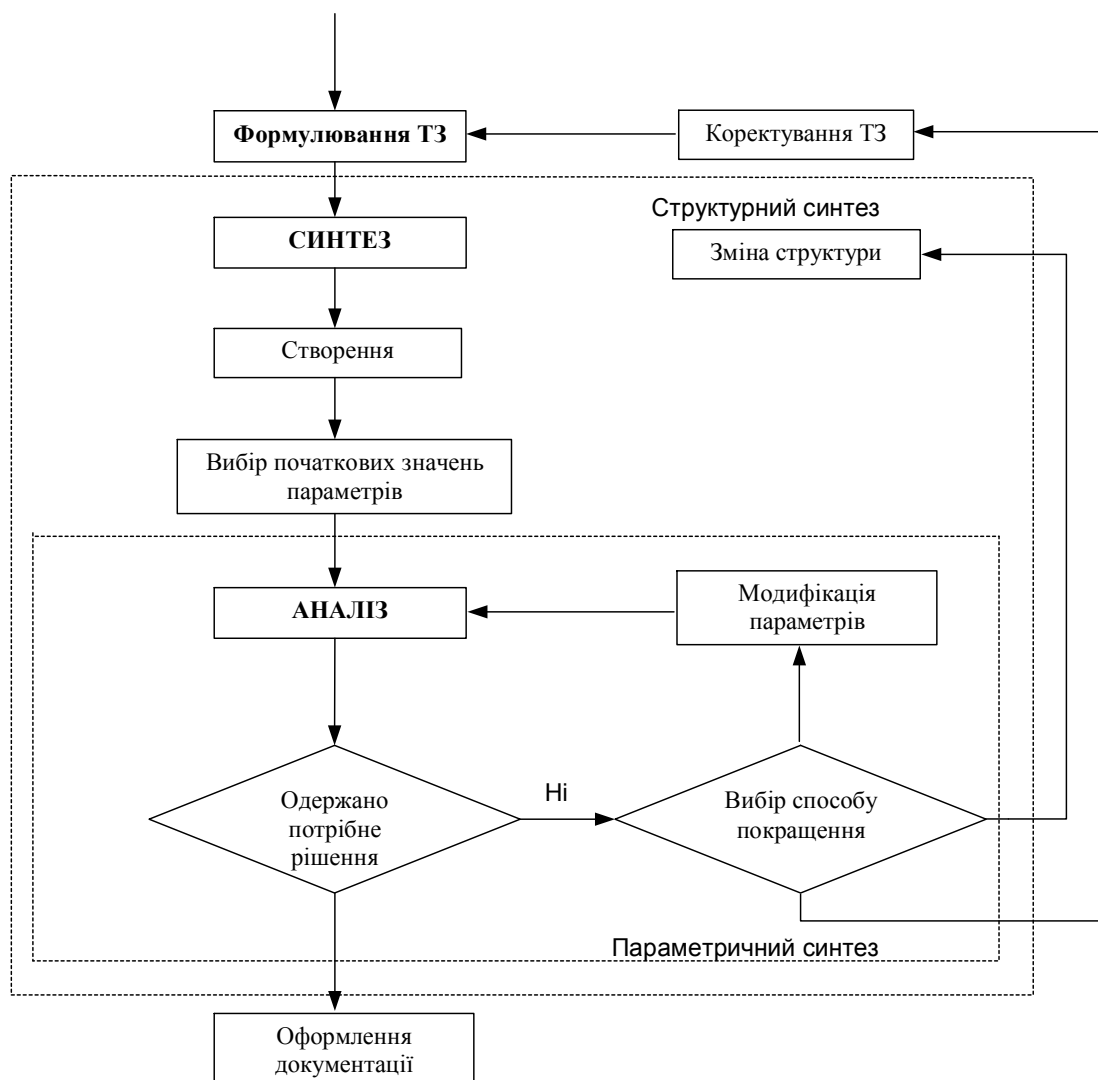


Рис 1.5 Типова послідовність проектних процедур автоматизованого синтезу одного з етапів проектування.

Початковим етапом проектування системи автоматизованого управління являється синтез вихідного варіанта структури системи. Для його оцінки створюється математична модель ММ. Математична модель існує задля опису властивостей об'єкту під час процедур автоматизованого проектування, основними вимогами до ММ являється універсальність, точність та економічність. Система автоматизованого управління здійснює аналіз варіанта, але після вибору вихідних значень параметрів елементів, в наслідок аналізу з'являється можливість оцінки варіанта.

Оцінка переважно ґрунтується на контролі дотримання умов працездатності, котрі створенні в технічному завданні ТЗ. В ТЗ знаходяться основні дані про об'єкт проектування, умови використання та вимоги до проектного виробу. Важлива вимога до ТЗ – його повнота, її виконання визначають терміни та якість проектування. Коли вимога працездатності виконується задовільно, тоді проектне рішення приймається, а система даного рівня проектування описується та формується ТЗ для елементів цього рівня проектування. Якщо проектне рішення незадовільне, тоді обирається лише один із всіх можливих шляхів покращення системи. Процедура параметричного синтезу являється процедурою оптимізації коли модифікації спрямовані та підвладні стратегії пошуку найліпшого значення окремого показника якості. Коли не виходить досягти прийнятної ступеню дотримання всіх умов працездатності за допомогою параметричного синтезу, тоді змінюється структура системи.

Разом процедури модифікації, аналізу та оцінки результатів аналізів утворюють процедуру параметричного синтезу, котра зводиться до підтвердження потрібної кількості показників котрі допомагають в оцінці бажаних властивостей системи.

При зміні структури її новий варіант проектного об'єкта синтезується та повторює процедури формування моделі та параметричного синтезу. За умови, коли проектне рішення не буде прийнятним, то приймається рішення про коректування сформованого на минулому етапі ТЗ. Дане коректування

потребує повторного виконання процедур його ієрархічного рівня, котре спричиняє ітераційний характер проектування.

Взаємозв'язок аналізу та процедури має вид вкладеності (комплексності) процедури аналізу до процедури оптимізації, оптимізації в свою чергу до процедури синтезу. Висновком вкладеності даних процедур являється те, що аналіз є складовою частиною оптимізації, а оптимізація в свою чергу частиною синтезу, та те, що одноразове виконання процедури оптимізації потребує багаторазового вирішення задачі оптимізації, абсолютно такий самих характер має процедура оптимізації. Таким чином, на наступному етапі проектування можливе виконання великої кількості варіантів аналізу.

1.5 Структура математичного та програмного забезпечення САПР.

Відмінністю математичного забезпечення (МЗ) проектних процедур автоматизованого синтезу систем автоматичного управління від звичайного, є те що воно об'єднує в собі математичні моделі об'єкта, алгоритми та методи виконання проектних процедур аналізу та синтезу. Властивості МЗ мають знаний вплив на можливості та показники САПР.

Основна задача математичного забезпечення САПР полягає у наданні конструктору великого різноманіття послуг за технології проектування. Сама розробка математичного забезпечення САПР створюється з урахуванням певних ЕОМ, які обладнують проектовану систему.

З математичного забезпечення САПР виокремлюються два підрозділи:

1. Загальне математичне забезпечення (ЗМЗ) – є машинно-орієнтованим та демонструє собою об'єднання математичних логічних методів та сукупності програм, котрі реалізують дані методи за певних задач системи.
2. Спеціальне математичне забезпечення (СМЗ) – поставляється конструктором, тобто САПР водночас із ЕОМ та встановлюється задля максимального зменшення витрат і часу на підготовку, упорядкування та введення задач САПР, ще для збільшення продуктивності СМЗ.

Під час процесу розробки моделей, методів, алгоритмів потрібно брати за увагу вимоги, котрі висуваються до математичного забезпечення САПР.

Вимоги до математичних моделей.

Перша вимога – ступінь універсальності, котрий описує повноту відтворення моделі деяких властивостей реального об’єкта.

Наступна вимога – адекватність, спосібність у відображенні заданих властивостей проєктованого об’єкта, з похибкою котра не переважає задану.

Третя вимога – точність, оцінка якої здійснюється співпадіння значень параметрів реального об’єкта та їх значення, але розрахованих ММ.

Останньою вимогою виступає економічність. Котра описується витратами обчислювальних ресурсів для реалізації математичних моделей. Модель буде вважатися економічною лише за малих ресурсних витрат.

Насамперед за властивостями об’єкта математичні моделі класифікуються на функціональні і структурні. Функціональні ММ представляють собою системи рівнянь, які мають призначення у відображенні інформаційних або фізичних процесів, котрі виступають в об’єкті. А структурні ММ мають за мету, відображення структурних властивостей об’єкта та відрізняють топологічні, які відображають геометричні властивості та склад і взаємовідношення елементів об’єкта.

Функціональні математичні моделі за способом представлення властивостей об’єкта діляться на аналітичні, які демонструють неприховане вираження вихідних параметрів у виді функцій вхідних і внутрішніх параметрів, та на алгоритмічні котрі представляють собою зв’язок вихідних з внутрішніми і зовнішніми параметрами в виді алгоритму.

При побудові основних компонентів САПР – пакетів прикладних програм (ППП) за основу береться математичне забезпечення. В порядку зростання об’єм робіт зі створення ППП, починається з математичних моделей та методів, наступними будуть обчислювальні алгоритми, а в кінці знаходяться програми.

Математичні методи являються складовою МЗ системи автоматизованого проєктування. Ймовірним ключем для класифікації математичних методів

являється їх розподіл на евристичні, класичні, машинно-орієнтовані, машинні та машинно-аналітичні методи.

Обчислювальний алгоритм представляють собою послідовність аналітичних, арифметичних та логічних операцій, котрі створені беручи до уваги можливість їх реалізації на ЕОМ та оцінку похибок обчислювань.

Безпосередньо створення програм представляє собою запис обчислювального алгоритму загально відомою мовою програмування. Грамотний програміст об'єднує два верхні ступені програми, водночас створюючи обчислювальний алгоритм придатним для себе методом, та далі записувати його алгоритмічною мовою програмування. Саме через це, праце вкладення задля створення ППП якогось програмного продукту складається на 70% з математичного забезпечення та на 30% з безпосереднього складання програм.

Під час загальних досліджень складних систем автоматичного керування, з'ясовується, що досліджувана задача являється занадто невизначеною, що призводить до використання евристичних методів (ЕМ), котрі працюють на інтуїції та досвіді проектувальника.

Отримавши розвиток проектування за допомоги введення діалогових режимів між людиною та ЕОМ, прогресування методів з розрізнювання образів, факторного експерименту та інших. Завдяки йому машинна орієнтація класичних методів дає змогу в прискоренні процесу вирішення задач, але при цьому немає якісно нових методів та потребується розробка обчислювальних алгоритмів.

Машинні – методи які створені для вирішення задач на ЕОМ. Вони допомагають в досліджувати та проектувати складні системи.

Машинно-аналітичні – методи, котрі об'єднують в собі аналітичні процедури та машинні рішення з операціями.

Машинно-орієнтовані – методи, які втілені на ЕОМ, за допомоги складення відповідно програми з обчислювальним алгоритмом.

Обрання методу і засобу МЗ системи автоматичного проектування зумовлюється характером поставленої задачі та характеристиками об'єкта, відносно котрого проектується система керування.

1.6 Мета та завдання роботи.

МЕТА – розробка та корегування алгоритмів досліджень, рівнянь та моделей котрі можуть бути використані під час автоматичного проектування зоряного датчика малого космічного апарату. Обґрунтування та внесення пропозицій до всіх дій алгоритмів і етапів побудови ЗД для покращення його функціонування.

Завдання:

1. Визначити базові вимоги до системи астронавігації;
2. Визначити принцип функціонування зоряного датчика;
3. Обґрунтувати та обрати параметри ЗД та його основні компоненти;
4. Розробити алгоритм визначення орієнтації МКА за допомоги ЗД;
5. Розробити математичну модель зоряного датчика;
6. Виконати аналітичне конструювання зоряного датчика;
7. Сформувати алгоритм досліджень при проектуванні зоряного датчика.
8. Розробити моделі функціонування елементів системи орієнтації.

2 ЗОРЯНИЙ ДАТЧИК У СКЛАДІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ.

2.1 Малий космічний апарат.

Космічний апарат (КА) – загальноприйнята назва для технічних пристроїв, котрі застосовують задля виконання завдань в космічному просторі, та задля різноманітних дослідницьких та інших робіт поряд або безпосередньо на поверхні різноманітних небесних об'єктів. КА вирішує різні завдання, такі як, спосіб орієнтації, вибір орбіти, комплектації бортової апаратури, принцип побудови зв'язку з наземними пунктами та інші.

З появою нового класу КА, тобто малих космічних апаратів (МКА), з'явилась можливість змінити дорогі космічні проекти на дешевші, так як більш вигідніше робити універсальний супутник, котрий повинен протягом довгого часу розв'язувати задачі, після виведення на навколораземну орбіту. Та в той самий час створювати нові апарати, враховуючи постійну зміну електронно-елементної бази, запускаючи їх після виведення з ладу попереднього, що дає змогу на отримання високоточної інформації та зображень. Абсолютно новий підхід до розробки і проектування допомагаю в приєднанні великої кількості невеликих компаній.

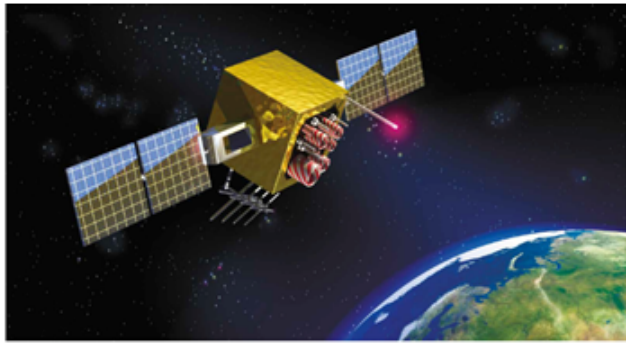
Характеристики МКА:

1. За розміром МКА невеликі, не досягають одного метра;
2. Маса коливається в діапазоні від одиниці до сотень кілограм;
3. Мало затратні в створенні та обслуговуванні;
4. Запуск конверсійний або попутний.

КАФЕДРА АКІК

НАУ 22 40 08 000 ПЗ

<i>Виконав</i>	<i>Самойленко А.А.</i>			<i>Зоряний датчик у складі системи орієнтації малого космічного апарату</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>						
<i>Реценз.</i>					<i>151-2 603</i>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Тупіцин МФ</i>						
<i>Затверд.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						



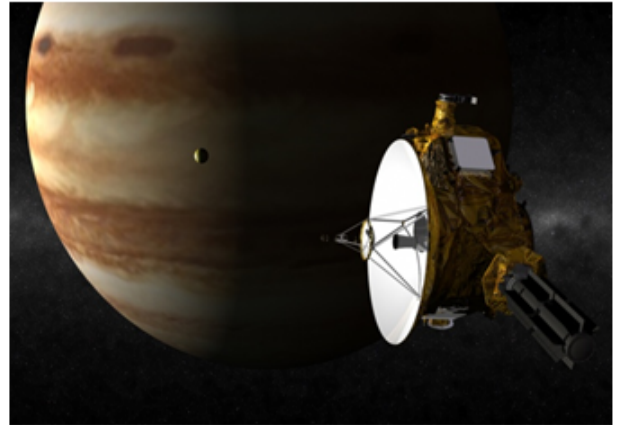
а



б



в



г

Рис 2.1 Малі космічні апарати.

На Рис 2.1 наведені приклади МКА для різних сфер використання: а – інформаційного забезпечення військ; б – дистанційне зондування Землі; в – дослідження зв'язків між сонцем та землею; г – супутниковий орбітальний зонт.

Задля виконання навігаційних операцій насамперед треба надати потрібно кутову орієнтацію осей пілотованого космічного корабля (ПКК) в просторі шляхом його розвороту за безпосередньою командою бортової системи управління рухом ПКК. Інформація котра в першу чергу треба для самостійно роботи бортової системи управління, отримується від оптичних датчиків. Оптичні датчики, котрі являються складовою бортової системи управління рухом КА, застосовуються як вимірювальні пристрої, за допомоги яких є можливість для визначення кутового положення осей корабля відносно небесного орієнтиру. Відповідно від небесного світила

Вим	Лист	№ документа	Підпис	

НАУ 22 40 08 000 ПЗ

Лист

датчики дають змогу для виконання орієнтації корабля в інерційній чи орбітальній системі навігаційних координат.

2.2 Визначення базових компонентів зоряного датчика.

Під час управління космічним апаратом необхідно безперервно визначати орієнтацію, тобто визначати напрямок осей КА порівняно до осей іншої системи координат. Складовими КА являються датчики та прилади астроорієнтації, котрі призначені задля точного наведення об'єктів оптико-телевізійних камер на потрібні ділянки зоряного неба.

В наш час ЗД мають величезне застосування задля високоточної орієнтації КА, так як їх точність краща ніж в сонячних датчиків та датчиків положення землі. Сучасні системи орієнтації та навігації дозволяють виконувати тривісну орієнтацію КА беручи за основу алгоритм розпізнавання сегменту зоряного неба але це можливе за використання ЗД. Принцип функціонування і використання інформації ЗД базуються на співставленні зображення зоряного неба, яке завізоване в напрямленні осі приладу, зі збереженим в постійній пам'яті ЗД каталогом навігаційний зірок.

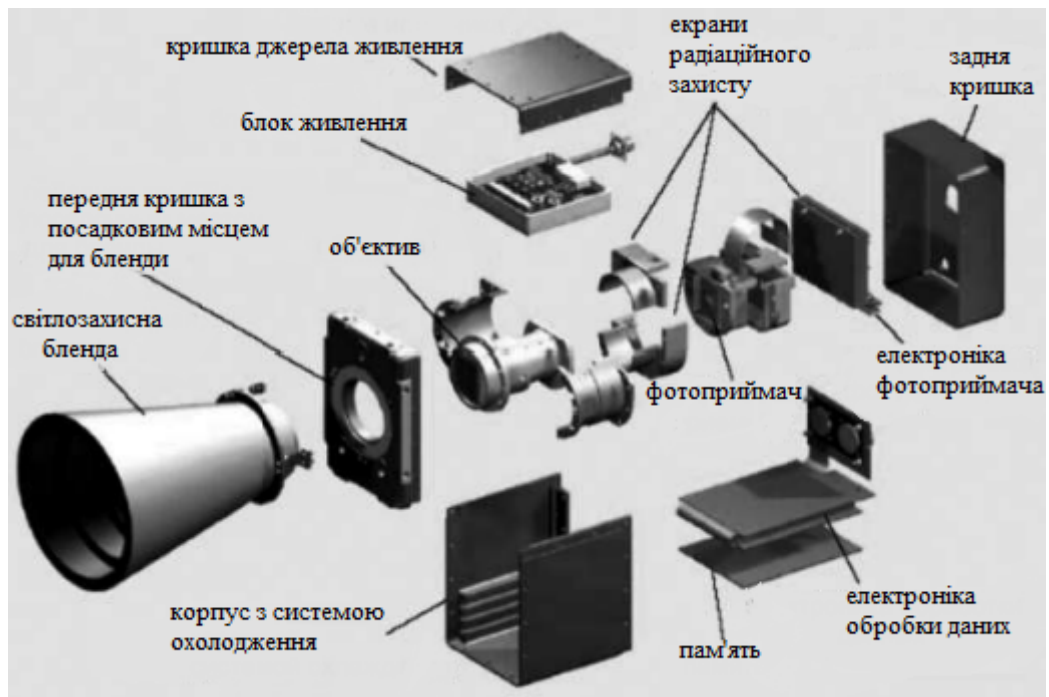


Рис 2.2 Базові компоненти зоряного датчика

На монолітну конструкцію основи ЗД кріпляться оптичні пристрої, фотоприймальна матриця і електричний блок. До основи пред'являються жорсткі вимоги до її точності виготовлення, так як конструкція ЗД повинна забезпечувати високу стабільність до всіх умов його використання та ефективне відведення тепла від вузлів датчика до його посадочного місця.

Наведений зоряний датчик складається з оптичної частини яка включає об'єктиви і світлозахисну бленду, фоточутливої частини – фотоприймач та електронної частини котра включає електроніку фотоприймача і обробки даних, блок живлення та пам'ять.

ЗД за допомоги вбудованого об'єктива, котрий знаходиться на вбудованому матричному приймачі випромінювання, отримує зображення зоряного неба.

Характеристики зоряного датчика.

Характеристики ЗД ,однозначно, тісно залежать від його здатності з реєстрації слабкого випромінювання зірок за малого часу експозиції. Визначається чутливість ЗД, світлосилою оптичної частини котра безпосередньо пов'язана з масогабаритними характеристиками датчика його чутливістю до шуму.

Основну частину конструкції зоряного датчика складає оптична головка, яка складається із об'єктива з блендою та ПЗЗ-матриці. Контури зірок із зображення зіркового неба, сформованих на матриці за допомоги об'єктива, порівнюється з каталогом, після чого виконується прив'язка напрямлення оптичної осі датчика до небесних координат. Також дифракційний розмір зображення зірок в даному датчику менший за розмір пікселя ПЗЗ, де їх розмір досягає однієї і більше кутової хвиліни.

В ПЗЗ із прямим засвіченням використовуваних у сучасних зоряних датчиках, випромінювання проходить повз систему з напівпрозорих електродів, котрі знаходяться на поверхні фоточутливого кристалу кремнію. Через високу неоднорідність чутливості в межах пікселю, похибка визначення положення зірок буде неменшою за 1/3 пікселя.

Уточнення положення осі візування відбувається за наявності великої кількості зірок, середня кількість зарок БК котрі потрапили в поле зору – 12. Та після проведення порівняння їх координат, точність збільшується у 3 раз, порівняно з похибкою.

Велике поле зору датчика визначає мала фокусна відстань об'єктива. За вимог до відносного отвору всі ЗД такого типу обладнані невеликими короткофокусними лінзовими об'єктивами, які мають малий діаметр вхідного зрачка, в той час для дзеркальних об'єктивів вимоги до отвору ставлять більш жорсткіші.

Таким чином впливає, що через рішення побудови даної конструкції, розробники обмежили досягну точність зоряного датчика.

2.3 Формування вимог до проектування зоряного датчика.

Задля проектування зоряних датчиків потрібні лише характеристики зірок, які впливають на роботу і параметри цих датчиків та визначають принцип їх побудови. До цих характеристик насамперед відноситься інтенсивність випромінювання зірок та спектральний склад даного випромінювання. Інтенсивність випромінювання зірок визначають за їх блиском, під яким розуміється величина котра вимірюється у зоряних величинах.

Освітленість створена зіркою з зоряною величиною $m=0$ визначає нульовий пункт шкали зоряних величин. Та відрізняється для різних фотометричних систем. Найбільш поширеною є фотометрична система, яка базується на приймачі зі спектральною чутливістю, котра відповідає кривій видимості ока. Для приймачів і вимірювачів у яких спектральні характеристики значно відрізняються від кривої видимості ока, використовують ультрафіолетову та блакитну фотометричні величини. Задля повнішого опису спектральних особливостей випромінювання зірок використовують триколірну фотометричну систему Джонсона, котра поєднує

З вищенаведени системи. У цій системі кожна зірка характеризується трьома зірковими величинами.

Як показала практика характеристики спектральної чутливості датчиків відрізняються від кривої видимості ока так і від характеристик спектральної чутливості ультрафіолетової, блакитної системи.

Оптичні завади для зоряного датчика.

Засвічення на вході ЗД, що створює перешкоду для нормальної роботи датчика, від найяскравіших зірок, які мають велику кількість природних та штучних джерел випромінювання. Щоб позбавитись перешкод, через засвіченість, використовують бленди різних конструкцій. Ступінь небезпеки тієї чи іншої позапольової завади залежить від її освітленості вході бленди, та від кута засвічення. Також існує засміченість від Місяця, яка більша від засміченості зірок.

В залежності від якості світлорозсіювання оптичної системи датчика вона може бути не допущена до попадання в кутове поле та буде розглядатися як бічна перешкода або може перебувати в кутовому полі і розглядатися як яскрава зосереджена світлова перешкода. Фонові перешкоди — перешкоди, джерела яких знаходяться в межах кутового поля приладу.

Загальне з перешкодами становище для ЗД на КА визначається сукупністю перелічених чинників. По просторово-часовим характеристикам світлові перешкоди можуть бути поділені на такі:

- фон постійної яскравості, рівномірний у межах кутового поля;
- розподілений фон, що повільно змінюється в межах кутового поля, характеризується максимальною та мінімальною яскравістю та градієнтом яскравості;
- зосереджені перешкоди, кутовий розмір яких рівний або менше кутового розміру елементарного аналізатора в приладі, характеризуються імовірнісним розподілом джерел за положенням у просторі, силі світла, кутової швидкості переміщення та іншим параметрам;

• швидко змінюючий в часі (імпульсний) фон, який характеризується амплітудою імпульсу яскравості, його тривалістю, часом наростання і спаду

Для розрахункових оцінок перешкодозахищеності ЗД, математичного моделювання та при випробуваннях, використовують світлотехнічні моделі перешкодового становища, що включають перелічені вище складові, кількісні характеристики яких є специфічними для того чи іншого типу КА.

У приладах, побудованих на основі матричних, лінійних приймачів, виникає специфічний внутрішній фон, створений через нерівномірністю темного сигналу окремих елементів й нерівномірністю їх світлової чутливості. Це так званий геометричний шум характерний для приладів з багатоелементними приймачами. Для його опису даного шуму можуть використовуватися різні моделі, в тому числі і дворівнева евристична модель випадкового фону. У будь-якому випадку вид і параметри моделі повинні визначається на основі експериментальних даних.

2.4 Методи оцінки впливу зоряного датчика на якість керування МКА.

Управління польотом космічних апаратів зводиться до вирішення таких завдань як вибір траєкторії його руху та навігаційних операцій. Для їх виконання в першу чергу необхідно забезпечити необхідну кутову орієнтацію осей корабля в просторі шляхом розвороту останнього по команді бортової системи управління його рухом. Первинна інформація, необхідна для автономної роботи бортової системи управління, надходить до неї від оптичних датчиків, які здійснюють «візування» задалегідь обраних небесних орієнтирів: Сонця, зірок або планет, положення яких в навігаційній системі координат вважається відомим.

Оптичні датчики, що входять до складу бортової системи управління рухом КА, використовуються в першу чергу як вимірювальні пристрої, що дозволяють визначити кутове положення осей корабля щодо направлення на небесний орієнтири. Такі датчики являють собою візуальні пристрої проєкційного типу. Залежно від використовуваного небесного світила вони

дозволяють реалізувати орієнтацію КА або в інерційній або в орбітальній системі навігаційних координат.

Причому для цієї мети не потрібно спеціальної апаратури, достатньо одних зіркових датчиків. Для прив'язки спостережень навігаційних об'єктів до опорної небесної системи координат можуть бути використані сучасні астрометричні каталоги.

Двоканальний ЗД розроблений для використання на борту КА, що призначений для виконання дослідницьких робіт в космосі, з метою автономної навігації на етапі виведення КА на робочу орбіту та безпосередньо на самій робочій орбіті.

Включення ЗД виконано поданням основного надання постійного струму 27В виводом від інтегрованої бортової цифрової обчислювальної системи БЦОС команди подання на інструменті надання напруги. Під час 60 секундної процедури самоперевірки калькулятора, виконуються RAM, РПЗУ.

Вимкнення ЗД зроблено за команди з видалення напруги живлення, котра ініційована у БЦОС. Процес вимкнення ЗД виконується не пізніше 6с незалежно від поточного режиму, де задіяний датчик. Пауза між повторним включенням надання після вимкнення ЗД має скласти не менше 6 сторінок.

Після режиму самоперевірки ЗД готовий до взаємодії із БЦОС, котрий зрозумілий на надлишкових шинах обміну. Контроль ЗД здійснюється за допомоги системи управління, котра формує команди сили перемикачів на вимикаючий зоряного датчика, управління механізмом легкозахисного витирають і надають обміну інформації ЗД.

Проведено аналіз стану проблеми побудови перспективних зразків ЗД орієнтації. Останнє покоління ЗД автономної астроорієнтації на основі ПЗЗ-матриць входить до більшості сучасних систем орієнтації та навігації космічних засобів. Подальший розвиток ЗД направлено на використання чутливих сенсорів з активними пікселями, які значно більше радіаційно - стійкі ,енергозберігаючі, дешеві й компактні.

3 ФОРМУВАННЯ АЛГОРИТМУ ПРОЕКТУВАННЯ ЗОРЯНОГО ДАТЧИКА

3.1 Визначення базових вимог до системи астронавігації.

В наш час, сучасна метеорологія вимагає отримання карт хмарного покриву Землі з роздільною здатністю 10 метрів, що для геостаціонарних метеосупутників відповідає точності орієнтації та роздільній здатності, та повинно буди не гірше 0.05". В той час для швидко маневруючих МКА, система орієнтації повинна визначати їх орієнтацію більше 10 разів за секунду та з точністю не гіршою 0.1 – 1".

Також виокремлюється задача розробки ЗД, який повинен функціонувати в широкому діапазоні кутових швидкостей обертання апарата від 0 до 1 оберту в декілька секунд, в той час безперервно надавати високу точність орієнтації за малих швидкостей обертання та середню точність при великих обертаннях апарата.

Виокремлюються основні вимоги до датчиків нового покоління:

1. Точність визначення орієнтації літального апарату 0.1 – 0.01";
2. Час оновлення навігаційної інформації 10 – 100мс;
3. Визначення координат та кутових швидкостей за швидкості обертання ЛА – до 15 -30°/с.

Загалом наведе вимоги можуть пред'являтися одночасно, але поєднання вимоги точності з іншими вимогами, призводить до їхнього посилення жорсткості. Наприклад, через збільшення швидкості обертання апарата, наслідком є розмазаність зображення фокальної площини, погіршення відносин сигнал-шум для зірок котрі реєструються та збільшення похибок у процесі визначення орієнтації. Крім цього, якщо зменшиться час оновлення отриманої інформації, це призведе до зменшення довжини експозиції, з чого випливає збільшення помилок.

<i>КАФЕДРА АКІК</i>				<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Самойленко А.А.</i>			<i>Формування алгоритму проектування зоряного датчика</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>						
<i>Реценз.</i>							
<i>Н. Контр.</i>	<i>Тупіцин МФ</i>						
<i>Затверд.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						
					<i>151-2</i>	<i>603</i>	

3.2 Визначення принципу функціонування зоряної орієнтації.

Під час управління МКА потрібно постійно визначати орієнтацію та займатися його навігацією. Орієнтація в просторі полягає у визначенні напрямку осей космічного апарата порівняно до іншої системи координат.

МКА має в своєму складі різні датчики та прилади астронавігації, котрі використовуються задля точного направлення поля зору оптико-електронних телевізійних камер на указаний район зоряного неба. Зоряні датчики застосовуються для корегування догляду гіроскопів та тоді, коли потрібне високоточне визначення орієнтації апарату.

В наш час системи орієнтації і навігації за допомоги ЗД, дають змогу в проведенні тривісної орієнтації беручи за основу алгоритми розрізнення певно ділянки зоряного неба.

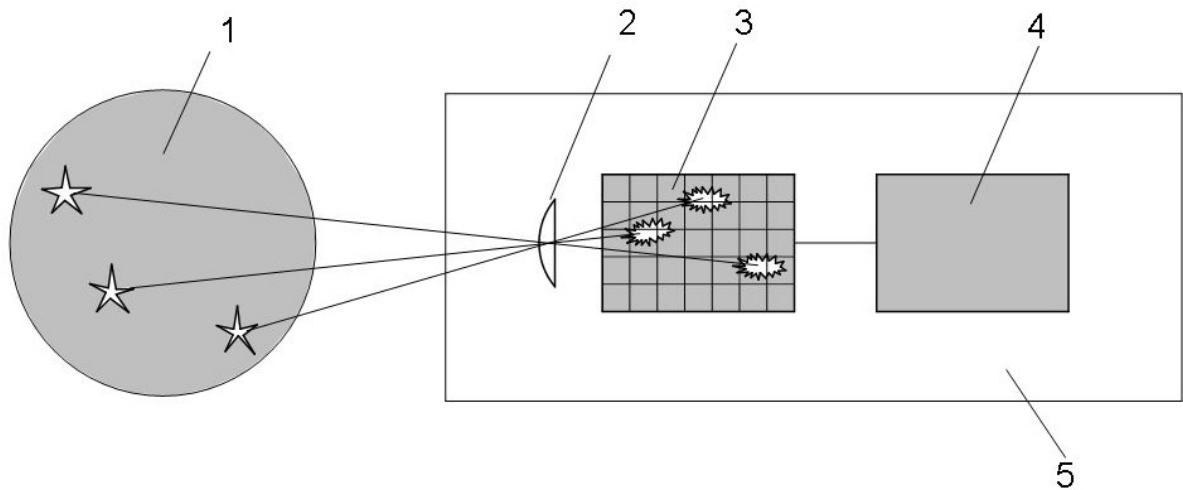


Рис.3.1 Схема функціонування зоряної орієнтації
1-ділянка зоряного неба, 2-оптична система, 3-фоточутлива матриця, 4-
обчислювальний блок, 5-оптико-електронні прилади

Функціонує ЗД певним чином, спочатку оптична система відтворює зображення отриманої ділянки зоряного неба на ПЗЗ-приймачі, котрий знаходиться в фокальній площині. ПЗЗ-приймач деякий час збирає випромінювання та отримане зображення відправляє на подальшу обробку. Бортова система управління КА або блок електроніки ЗД повинен зробити наступні дії.

Спочатку це попередня обробка – етап внесення поправок до зображення ділянок зоряного неба, для обліку нерівномірності чутливості елементів поля матриці, внутрішньо-елементної неоднорідності, чутливості, неефективності передачі заряду та потрапляння зображень зірок на несправні частини матриці. На даному етапі доречно виконувати вирівнювання низькочастотної фонові складової використовувати низькочастотний двомірний фільтр.

Наступною процедурою являється локалізація зображень зірок та обчислення координат їх енергетичних центрів, котра відбувається на етапі построкового перегляду зображення, яке після проведення процедури згладжування, знаходиться в пам'яті процесора. Задля побудови отриманого зображення необхідно обчислити потужність, площу в елементах ПЗЗ-матриці та координати їх енергетичних центрів.

Під час процесу локалізації відбраковуються розшифровані зображення за їх потужністю, площею та вилучення дефектних зображень. Зображення котрі залишились ранжуються за своєю потужністю в порядку убутання та найяскравіші об'єкти долучаються до процедури ідентифікації в бортовому зоряному каталозі.

ПЗЗ-матриця слугує приймачем зображення, де розподілення освітленості зображення приближеним до звичайного, але ще потрібно вирішити оптимальні розміри зображення, якщо відомі вигляд і параметри розподілу освітленості, тоді достатньо, щоб отримане зображення за розмірами трішки перевищувало розміри елемента дискретизації.

Відповідно до збільшення розмірів зображення за фіксованої інтегральної освітленості, зменшується значення між сигналом та шумом, та в той самий час дана характеристика позначається на точності обчислення координат енергетичного центру зображення. Іншими словами за умови коли вид і параметри розподілу освітленості в зображенні зірки невідомі, тоді оптимальний розмір даного зображення визначається відношенням сигналу до шуму.

результаті вимірювання значенням. Квадратичні похибки – визначення координат енергетичного центру залежно від середніх квадратичних помилок вимірювання освітленостей, котрі були зареєстровані елементами ПЗ3-приймача:

$$\sigma_I^2 = \frac{\sum_i [(i-I)^2 \sum_j \sigma_{U_{ij}}^2]}{(\sum_i \sum_j U_{ij})^2} \quad (3.7)$$

$$\sigma_J^2 = \frac{\sum_j [(j-J)^2 \sum_i \sigma_{U_{ij}}^2]}{(\sum_i \sum_j U_{ij})^2} \quad (3.8)$$

Одержуємо

$$\sigma_I^2 = \sigma_i^2 / \rho^2 \quad (3.9)$$

$$\sigma_J^2 = \sigma_j^2 / \rho^2 \quad (3.10)$$

В результаті робимо висновок, що теоретично отримана точність визначення координат енергетичного центру, характеризується як розмір елемента дискретизації, котрий прираховується до значень відносин сигналу до шуму.

Метод ідентифікації зірок базується на вимірюванні координат та фотометричних величин. Задля вирішення завдання ідентифікації, існує підхід котрий зводиться до порівняння кутових відстаней між зірками, виміряних приладом та зірок які містяться в каталозі. Знаючи що величини кутових відстаней між зірками незмінні відповідно до СК, то ні до чого ніяка апріорна інформація про орієнтацію БСК стосовно СК зоряного каталогу.

Спочатку перед обчисленням приладових та каталожних кутових відстаней, зірки котрі знаходяться в бортовому каталозі та їх зображення послідовно вишиковуються за зоряними величинами.

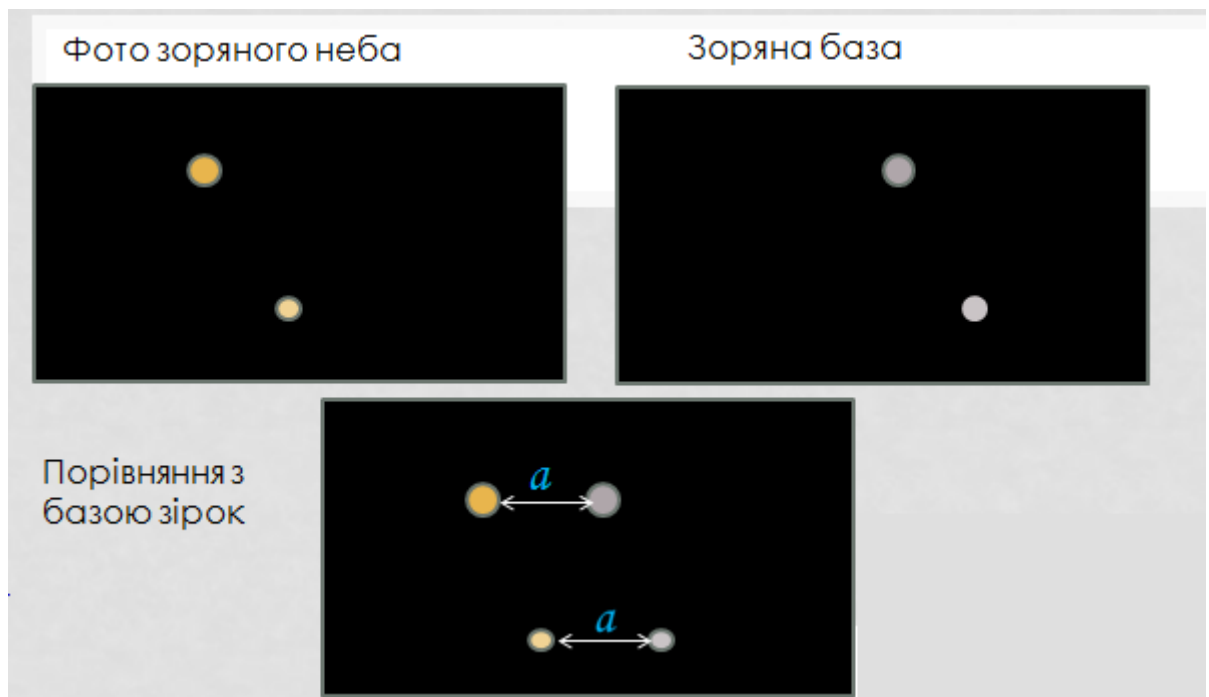


Рис 3.2 порівняння між зірками, виміряними приладом та зірок які містяться в каталозі

Процес порівняння кутових відстаней з матрицею каталожних кутових відстаней виконується за чотири кроки.

1. Перша отримана приладова кутова відстань порівнюється із каталожною доки не відбудеться перший збіг .

2. Після першого збігу, друга приладова кутова відстань порівнюється тільки з каталожними кутовими відстанями, але які містяться в двох виокремлених рядках матриці, та які відповідають номерам двох каталожних зірок першою порівняльної пари.

3. Продовження процедури порівнянь доки ланцюжок приладових кутових відстаней не закінчиться, не замкнеться або перерветься.

4. Якщо ланцюжок переривається, то процедура зберігається та повертається на один крок, та триває пошук у відповідному рядку матриці каталожних кутових відстаней. Процедура також повернеться на один крок, за умови коли збігу не буде. Справжньою послідовністю називається послідовність, котра має максимальну довжину ланцюжка, та мінімальну суму квадратів різниць між виміряними та каталожними кутовими відстанями але якщо ланцюжки однакові.

Пояснення параметрів орієнтації осей порівняно з інерційною системою координат. Під час процесу порівняння як модель вимірювання узгоджувалась модель, котра ґрунтувалась на умові колінеарності напрямків на однойменні точки в обох системах координат. Вимірні значення координат енергетичних центрів зображень зірок пов'язані з параметрами моделі вимірювання даним співвідношенням.

$$x_i = -f \cdot \frac{a_{11}l_i + a_{12}m_i + a_{13}n_i}{a_{31}l_i + a_{32}m_i + a_{33}n_i} + x_0 + \delta x_i \quad (3.11)$$

$$y_i = -f \cdot \frac{a_{21}l_i + a_{22}m_i + a_{23}n_i}{a_{31}l_i + a_{32}m_i + a_{33}n_i} + y_0 + \delta y_i \quad (3.12)$$

Тут x_i , y_i – вимірні значення координат енергетичних центрів зображень зірок; f , x_0 , y_0 – лінійні елементи внутрішнього орієнтування (фокусна відстань і координати головної точки); l_i , m_i , n_i – направляючі косинуси зірок в СК бортового зоряного каталогу; δx_i , δy_i – залишкові неузгодженості по осям координат; a_{11} , a_{22} ... a_{33} – елементи матриці направлених косинусів осей відносно осей ІСК.

Визначаються параметри орієнтації за постанови перевизначеної трансцендентної системи рівнянь колінеарності методом Ньютона – Рафсона за методом найменших квадратів, та в якості параметрів орієнтації використовувались три кути.

3.3 Обґрунтування та вибір параметрів зоряного датчика та його основних компонентів.

В наш час задля виконання наукових задач з дослідження космічного простору та задач дистанційного зондування Землі зазвичай використовують МКА та малі супутники, так як їх малогабаритність являється ключовою для їхньої розробки. Значне зменшення енергетичного споживання та малогабаритних параметрів окремого датчика орієнтації та надає можливість до об'єднання датчиків в систему. Встановлення на КА декількох малогабаритних датчиків зменшує кількість проблем з режимом управління

та загалом збільшує надійність самого КА. Безпосереднє зменшення приборів астронавігації забезпечується ростом сучасних технологій та незначним зменшенням вимог до точності та чутливості окремого датчика.

Обґрунтування вибору кута зору прийомного об'єктива. Програма котра була розроблена задля моделювання зоряного неба Star Scanner, дала можливість належним чином обрати кут зору приладу. Під час роботи в усіх точках зоряного неба, розраховувалась мінімальна, середня та максимальна кількість зірок котрі втрапляли в поле зору ЗД.

В якості бази даних в програмі використовувався зоряний каталог Bright Star Catalogue (BSC), для зірок з зоряними величинами до 6,5 та утримуючий в собі до 9000 зоряних об'єктів. В даній програмі з самого початку задавались зоряна величина та кут зору самого прибору, в межах заданого кута зору й здійснювався підрахунок кількості зірок, для кожної точки зоряного неба під час сканування по широті та довготі, з зоряним величинами, котрі були більші або рівні заданим з самого початку.

Задля нормальної роботи алгоритму ЗД, потрібно щоб в полі зору датчика було не менше 3 зірок, котрі були розпізнані датчиком. Після програмного моделювання, був обраний оптимальний, повний кут зору прибору в 41° , для об'єктивів та матриць котрі були доступні.

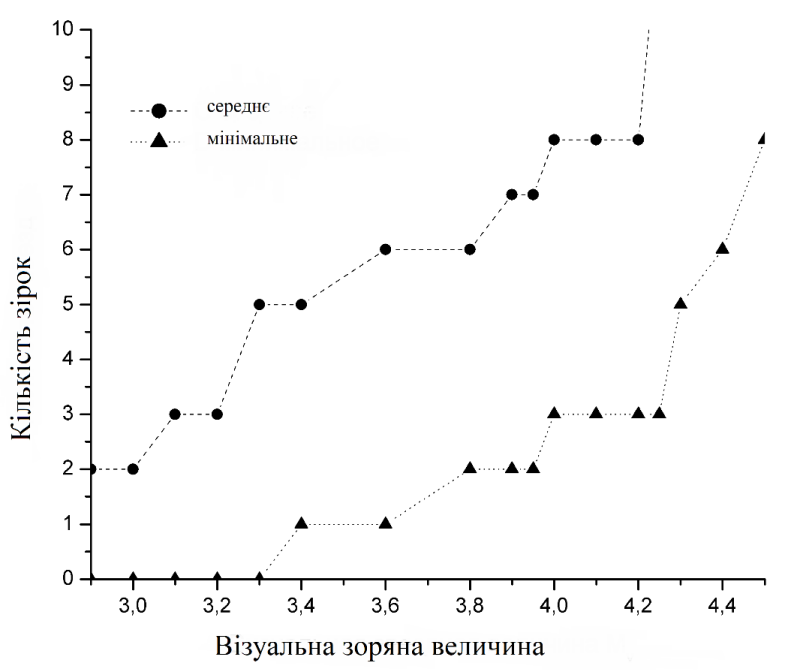


Рис. 3.3 Залежність кількості зірок поля зору прибору від зоряних величин.

На даному графіку за допомоги програмного моделювання показано, що в поле зору прибору з кутом зору $41\pm 1^\circ$, завжди потрапляє не менше трьох зірок, яскравість яких більша або рівна четвертій зоряній величині, що являється підтвердженням правильності вибору кута зору прибору.

Був проведений розрахунок для датчика з ефективним полем зору, котрий кількісно рівний сумі полів зору двох таких самих приборів. Розрахунок показав, що реєстрація мінімальної кількості зірок, рівній 5, здійснюється для об'єктів з яскравістю 3,6 зоряних величин. Що означає, що в двох спільно працюючих датчиків, завжди в полі зору одного з них, будуть знаходитись 3 зірки за зоряної величини не меншій 3,6. Наслідком збільшення поля зору під час одночасної роботи 3 датчиків, являється пониження порогу виявлення зірок по яскравості в окремому датчику.

Під час спільного використання 3 та більше датчиків, можливе визначення оптимального кута взаємної орієнтації осей всіх датчиків, та призводить до зниження вимог до чутливості зоряного датчика. Після зменшення вимоги до здатності виявляти зірки, результатом являється змога до зменшення кількості зірок які записані до інструментального каталогу та збільшення надійності алгоритмів розпізнавання, котрі здійснюються в приборі. Також наявність декількох ЗД вирішує проблему, засвічення датчика від яскравих об'єктів.

Вибір кількості датчиків та їх взаємної орієнтація та алгоритми їх спільної роботи, не може бути універсальним та зобов'язаний відповідати всім вимогам, які поставлені космічному апарату.

Обґрунтування вибору світлочутливої матриці датчика. Зазвичай в ЗД використовується активний CMOS APS датчик (CMOS – Complementary Metal Oxide Semiconductor, APS – Active Pixel Sensor). В даного КМОП-сенсора є можливість вибіркового доступу до абсолютно кожного пікселю, цей доступ дає можливість для зчитування деяких областей матриці, а не повністю всю матрицю. Пристрої які при створенні ґрунтувались на технології КМОП, мають такі переваги:

- підвищення надійності;

					<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим</i>	<i>Лист</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>			

- зменшення використання потужності;
- менше тепловиділення при більш компактному виконанні.

Для праці в складі ЗД була обрана матриця Star1000 від FillFactory, яка володіє найкращим коефіцієнтом чутливості за мінімального рівня власного темнового шуму серед інших КМОП-матриць.

Всі матриці Star1000 проходять випробування за стандартами MIL–STD-883 та не залежачи від типу виконання, стійкі до радіаційного впливу величиною дози порядку 200 крад, що підтверджено експериментальними дослідженнями. Дані дослідження проводились за опромінення матриці протонами з енергією до 60 MeV, але під час роботи відмічається, що в сумарній дозі випромінювання, яка пов'язана з сонячними спалахами, частина дози доводиться на протони з енергіями приблизними до 100 MeV. Застосування цих матриць можливе тільки в приладах короткоживучих КА, які служать приблизно до 3-5 років та в КА котрі працюють на радіаційно безпечній орбіті.

Основним недоліком порівняно з ПЗЗ-матрицею являється наявність великої кількості власних шумів в активно-піксельних датчиках, через це потрібні допоміжні зусилля з компенсації шуму. Виокремлюються чотири типи шумів які характерні для КМОП и ПЗЗ-матриць: дробовий шум, шум темнового сигналу, зчитування та квантування.

Під час оцінювання порогу реєстрації для різноманітних режимів обробки сигналу були проведені наступні процедури з виправлення шумових помилок:

1. Віднімання певного по всій матриці середнього значення шуму. При обчисленні якого використовувався попередній кадр, дана обробка проводиться в процесі зчитування сигналу з матриці, та не має потреби додатковій пам'яті.

2. Віднімання середнього значення шуму, який визначений по вікнам. Це можлива реалізація плаваючого вікна. Дана процедура потребує лише невеликого об'єму вбудованої пам'яті.

3. Віднімання каліброваного середнього значення по колонкам. Процедура припускає віднімання шуму зчитування для кожної колонки але її слід застосовувати під час зниження температури та при мінімальних шумах темного шуму.

4. Віднімання каліброваного темного кадра. Дана процедура потребує наявності пам'яті з об'ємом, який рівний об'єму одного кадру, також збільшується час обробки поточного кадру. Але враховуючи, що КМОП надає доступ до окремих фрагментів зображення, які складаються з пікселів маючих ідентифікаційні об'єкти, що дає змогу значно пришвидшити обробку зображення.

В даному датчику, на різних етапах роботи, здійснюються різноманітні поєднання наведених процесів.

Обґрунтування вибору об'єктиву. Задля забезпечення кута зору прибору $2\omega = 41\pm 1^\circ$, якщо матриця має розміри 15,36 на 15,36 мм, потрібен об'єктив з фокусною відстанню $f = 20$ мм. Задля забезпечення потрібного необхідного потоку випромінювання на світлочутливий елемент, не пропускати забагато чи замало випромінювання, даний об'єктив повинен бути світлосильним. Також він повинен бути легким за масою, простим та надійним у використанні. У об'єктивах всіх зоряних приладів повинні бути мінімізовані геометричні викривлення в фокальній площині та першочергово дисторсія та аберація в широко спектральному діапазоні.

В ЗД використаний мініатюрний та високо точний об'єктив Рус-сар-Арго-3, котрий працює в режимі з постійним фокусом та з покращеним світло-розподіленням по функції $\cos^3\omega$. В наведеному об'єктиві зведені до мінімуму геометричні викривлення, а саме: сферична аберація, астигматизм і дисторсія зображення, де абсолютна дисторсія об'єктива не перевищує 5 мкм.

Об'єктив був розроблений для космічних випробувань та розрахований на використання у вакуумі при температурі від -55°C до $+85^\circ\text{C}$. Металічні частини об'єктиву виготовлені із титанового сплаву, а всі оптичні елементи вироблені зі стійкого до радіації скла.

3.4 Розробка алгоритму визначення орієнтації МКА за допомоги зоряного датчика.

Алгоритм визначення орієнтації зоряного датчика визначає орієнтацію відносно ІСК, опрацювавши дані з каталогу та виміряні напрямлення на зорі, та може бути втілений ґрунтуючись на сучасних програмуючих логічних, інтегральних схем (ПЛІС). Даний алгоритм видає напрямлення на зірки з деякою статичною похибкою, в той час навігаційний каталог зірок видає але без похибки відносно ІСК.

Можливість втілити алгоритм орієнтації ЗД надає модель, де спочатку вводимо дві праві системи координат $Ox_1x_2x_3$ де $x_1x_2x_3$ – тригранник який є ІСК і $Oy_1y_2y_3$ де $y_1y_2y_3$ жорстко пов'язаний з ЗД та є бортовою системою координат.

Вважаємо, що в полі зору датчика поміщаються N зірок, r_i – одиничний вектор, який задає точне напрямлення на i – зірку, q_i – одиничний вектор, який направлений на цю ж зірку та виміряний за допомоги зоряного датчика, Z – матриця.

$$Z\rho=b, \quad (3.13)$$

$$Z = \sum_{i=1}^N \frac{1}{\sigma_i^2} r_v^{(i)} r_v^{(i)} ; \quad (3.14)$$

$$b = \sum_{i=1}^N \frac{1}{\sigma_i^2} \widehat{r}_v^{(i)} q_v^{(i)} ; \quad (3.15)$$

де $\rho = 2v$, $v = (v_1v_2v_3)^T$ це параметри Родрига для кватеріона.

Наведена система лінійних рівнянь, своїм чисельним розв'язком, надає можливість для вирішення задачі по знаходженню орієнтації МКА. Для визначення реальної орієнтації

Задля нормальної роботи алгоритму, потрібно не менше двох зірок. За умови, коли всі зірки мають однаково рівну дисперсію похибки вимірів, тоді ця погрішність розділяється на дві частини: перша – безпосередньо похибки датчика, друга – це константи, де їх значення підпорядковані під взаємне положення завірених зірок. Саме це допоможе в визначенні можливості потрапляння рішення розрахованої до реальної орієнтації.

Із рівняння 3.13 випливає, що за умови коли до зірок, через яких здійснюється праце орієнтації, та до них додати грубу де мінімум одна пара зірок, тоді власні числа Z збільшуються.

Наслідком збільшення власних чисел матриці, є зменшення її сліду та похибки орієнтації. Тобто збільшення точності орієнтації можливе не тільки після зменшення похибки ЗД та й після збільшення кількості зірок, які використовуються для розрахунків. В свою чергу, розрахована по однаковим кадрам одних і тих самих зірок похибка орієнтації, відповідає визначеній похибці з одного кадру цих же зірок, але за зменшеної в декілька разів дисперсії вимірів.

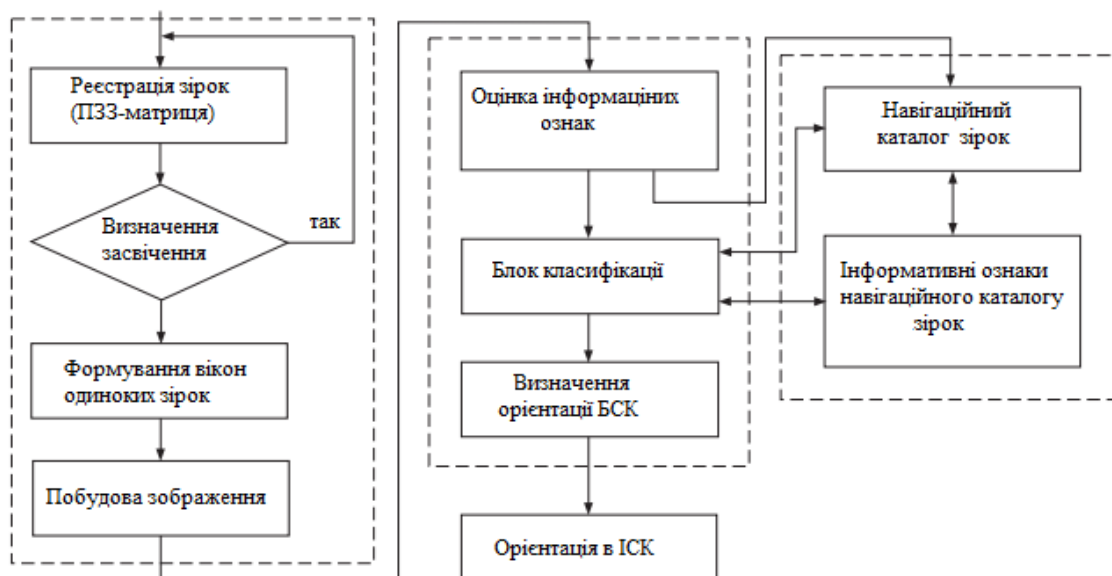


Рис 3.4 Блок-схема функціонування зоряного датчика

Функціональна структура зоряного датчика складається з 4 блоків:

Перший - блок візуалізації зірок на основі ПЗЗ-матриці, в якому здійснюється реєстрація зірок, створення вікон одиночних зірок, виявлення засвічування та побудова зображення.

Другий – блок навігаційного каталогу зірок із інформаційними ознаками.

Третій – блок видачі напрямку на зірки відносно бортової системи координат (БСК). В основі роботи якого оцінка інформаційних ознак, визначення орієнтації БСК та блок класифікації.

Останній, четвертий – блок визначення бортової орієнтації стосовно інерційної системи координат.

3.5 Розробка математичної моделі зоряного датчика.

Зоряний датчик з достатньою для інженерної практики точністю описується лінійним диференціальним рівнянням другого порядку.

$$a_2 \frac{d^2 y(t)}{dt^2} + a_1 \frac{dy(t)}{dt} + a_0 y(t) = b_0 r(t) \Leftrightarrow (a_2 s^2 + a_1 s + a_0) Y(s) = b_0 R(s). \quad (3.16)$$

Відповідно до рівняння руху ланки, знайдемо її передатну функцію.

$$W(s) = \frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{b_0}{a_2 s^2 + a_1 s + a_0} = \frac{k}{T_2^2 s^2 + T_1 s + 1}, \quad (3.17)$$

де $k = \frac{b_0}{a_0}$ – статичний передатний коефіцієнт (коефіцієнт підсилення);

$T_2 = \sqrt{\frac{a_2}{a_1}}$; $T_1 = \frac{a_1}{a_0}$ – постійні часу.

У ряді випадків диференціальне рівняння інерційної ланки другого порядку записують, використовуючи одну постійну часу $T = T_2$,

$$(T^2 s^2 + 2Td_0 s + 1) Y(s) = kR(s), \quad (3.18)$$

де $d_0 = \frac{T_1}{2T_2}$ – коефіцієнт загасання коливань.

Інколи буває доцільно приведення рівняння до так званого «нормованого» вигляду

$$(s^2 + 2\omega_0 d_0 s + \omega_0^2) Y(s) = k\omega_0^2 R(s), \quad (3.19)$$

де $\omega_0 = \frac{1}{T_2}$ – кутова частота власних коливань ланки за відсутності загасання, тобто коли $d_0 = 0$. Структурні схеми ланки показано на рис. 3.5.

Вим	Лист	№ документа	Підпис

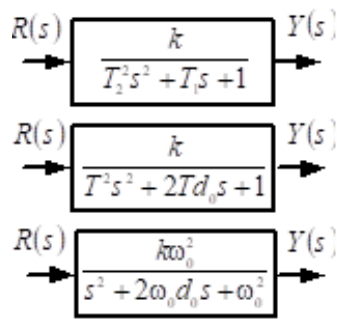


Рис. 3.5 Структурні схеми інерційної ланки другого порядку

Перехідна функція ланки у загальному випадку визначається як

$$H(t) = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + k. \quad (3.20)$$

Вважаючи початкові умови нульовими $y(t)|_{t=0} = 0$; $y'(t)|_{t=0} = 0$, маємо

$$\left. \begin{aligned} C_1 + C_2 + k &= 0 \\ \lambda_1 C_1 + \lambda_2 C_2 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3.21)$$

Розв'язуючи спільно рівняння (3.21), знаходимо постійні інтегрування

$$C_1 = \frac{\lambda_2 k}{\lambda_1 - \lambda_2}; \quad C_2 = \frac{-\lambda_1 k}{\lambda_1 - \lambda_2}. \quad (3.22)$$

Таким чином,

$$H(t) = \frac{k}{\lambda_1 - \lambda_2} [\lambda_1 (1 - e^{\lambda_2 t}) - \lambda_2 (1 - e^{\lambda_1 t})]. \quad (3.23)$$

Розв'язок характеристичного рівняння $T_2^2 s^2 + T_1 s + 1 = 0$ дозволяє знайти його корені

$$\lambda_{1,2} = \frac{-T_1 \pm \sqrt{T_1^2 - 4T_2^2}}{2T_2}. \quad (3.24)$$

Залежно від співвідношення між постійними часу T_1 і T_2 змінюється й характер коренів λ_1 і λ_2 , таким чином, змінюється і вигляд перехідної функції ланки.

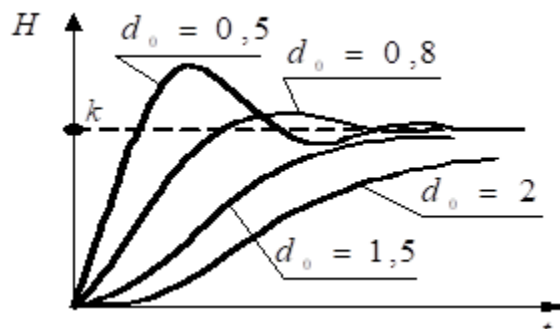


Рис. 3.6 Вплив коефіцієнтів загасання на перехідну функцію.

Характер перехідних функцій інерційної ланки другого порядку залежить від значення коефіцієнта загасання d_0 , котре в свою чергу визначається співвідношенням постійних часу T_1 і T_2 .

Вірний вибір параметрів ланки дозволяє отримати необхідний характер перехідної функції.

3.6 Конструювання зоряного датчика.

Для МКА може бути запропонований малогабаритний автономний зоряний датчик АЗДК-1, наведений на рис. 3.7. Задача якого полягає в визначенні просторової орієнтації МКА, відносно інерційної екваторіальної зоряної СК здійснюючи спостереження за зірками у видимому спектральному діапазоні. Процедура орієнтації періодично повторюється але максимальна частота повторень – 10Гц. Оцінка точності прив'язки датчика до конструкції КА за рахунок механічної жорсткості самої конструкції – 10 кутових секунд. Приймач випромінювання датчика задля охолодження фотоприймача, оснащений термоелектричним холодильником, який використовується за умови підвищення температури фотоприймача або зростання середнього рівня темного струму через дегрегацію.



Рис. 3.7 Малогабаритний автономний зоряний датчик АЗДК-1.

									Лист
Вим.	Лист	№ документа	Підпис						

Апаратно та програмно АЗДК-1 розрахований на роботу по загальній шині – напівдуплексний протокол який ґрунтується на каналі RS-485, та має другий RS-485, котрий може використовуватися як резервний. Декілька датчиків можуть встановлюватися на спільний кабель та управляти одним бортовим приладом.

ЗД з’єднується з керуючою апаратурою КА, за допомогою спеціального із 25-контактним роз’ємом кабелем.

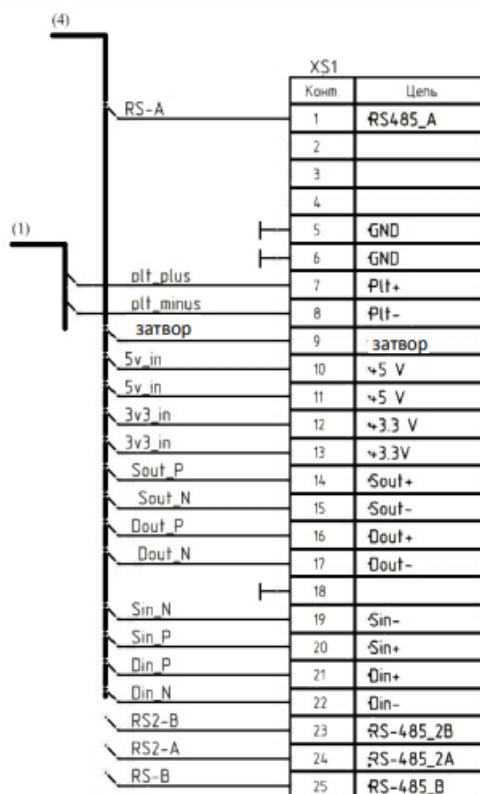


Рис. 3.8 Контакти з’єднувального роз’єму.

Опис призначення 25 контактів з’єднуючого роз’єму Micro Dsub DB-25:

- RS-A – прямий вхід приймаючого передавача 1-го RS-485 каналу;
- RS-B – інверсний вхід приймаючого передавача 1-го RS-485 каналу;
- RS2-A – прямий вхід приймаючого передавача 2-го RS-485 каналу;
- RS2-B – інверсний вхід приймаючого передавача 2-го RS-485 каналу;
- plt_plus – позитивний вихід термоелектричного охолоджувача;
- plt_minus – негативний вихід термоелектричного охолоджувача;
- затвор – живлення електромагніту калібрувального затвору;

- 5v_in – живлення постійної напруги – +5В;
- 3v3_in – живильне постійне напруження – +3,3В (опційно);
- GND – нульовий потенціал – 0В;
- Sout_P, Sout_N, Dout_P, Dout_N, Sin_P, Sin_N, Din_P, Din_N зарезервовані для інтерфейса SpaceWire.

Напруга у 3,3В в АЗДК-1 може вироблятися, за умови, що відповідні контакти з'єднані із нульовим потенціалом через резистор у яких опір 10кОм.

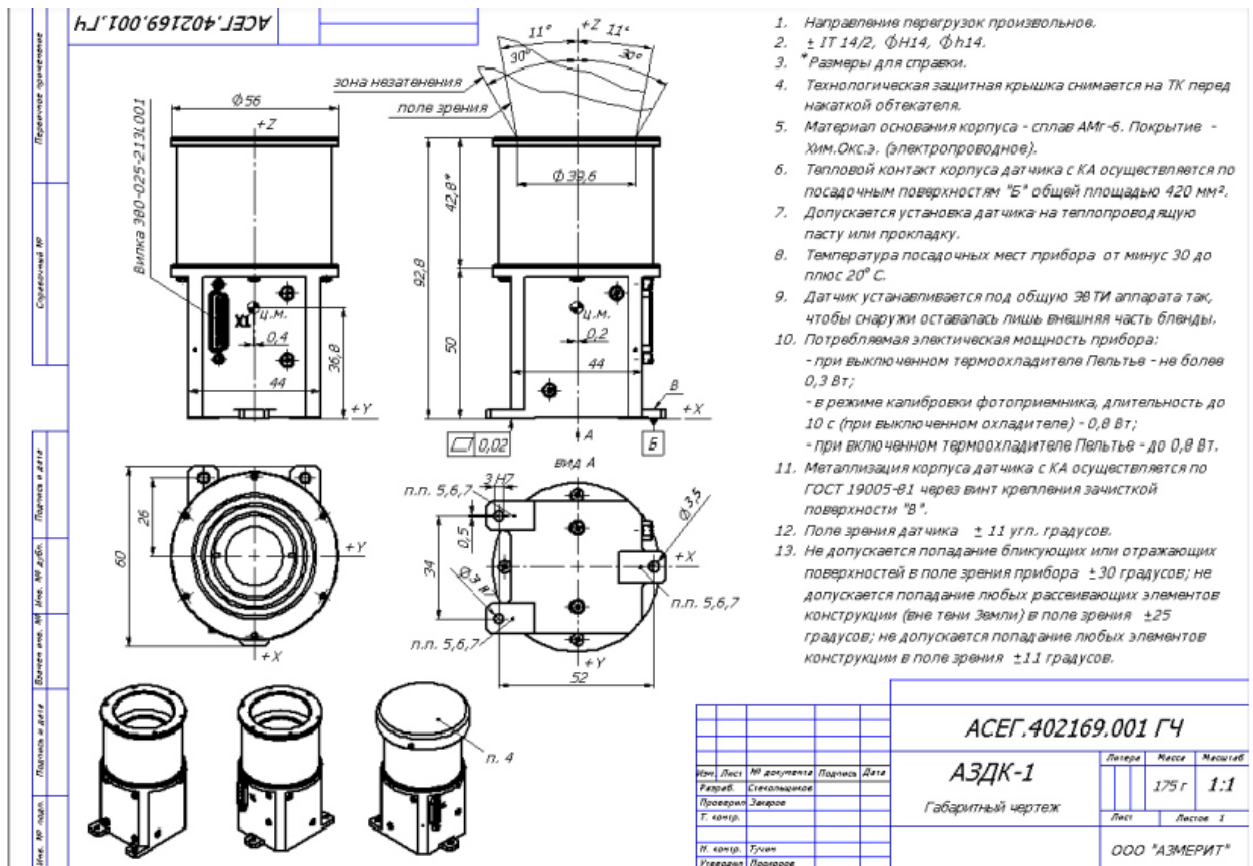


Рис. 3.9 Габаритне креслення датчика

Рекомендації.

Конструкція АЗДК-1 передбачає можливість для його вмонтування до малих космічних апаратів зі стандартом CubeSat. Також АЗДК-1 рекомендується для застосування в наносупутниках та мікросупутниках, через свою малу масу, вартість та енергоспоживання, малогабаритність помірну точність, високу частоту опитування, робоча здатність за високих кутових швидкостях та через стійкість до Сонячного засвічення.

Також датчик можна використовувати як резервну систему зіркової орієнтації помірної точності, у останній сходинці ракетоносіїв та розгінних блоках.

Рекомендовано на борту водночас встановлювати не менше двох АЗДК-1. Так як одночасна обробка даних із двох датчиків, осі котрих направлені під кутами від 60° до 120° , тоді похибка визначення орієнтації в різних напрямках відрізнятиметься менше чим в 1,5 рази, у той час у одного датчика в 6-7 разів. Також збільшення кількості датчиків, збільшує стійкість системи орієнтації до засвічення Сонцем та Землею.

4 ПРОЕКТУВАННЯ ЗОРЯНОГО ДАТЧИКА МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

4.1 Визначення функціонального складу системи управління та орієнтації.

Система орієнтації – сукупність пристроїв, які забезпечують потрібну орієнтацію КА. Ця сукупність нерідко входить до системи управління рухом, яка забезпечує не тільки орієнтацію, але і стабілізацію, управління рухом центру мас, навігацію. У багатьох випадках в режимах орієнтації та інших режимах управління рухом космічного апарату використовуються одні й ті ж прилади та пристрої, і тому виділення з системи управління рухом деякої підсистеми орієнтації далеко не завжди можливо.

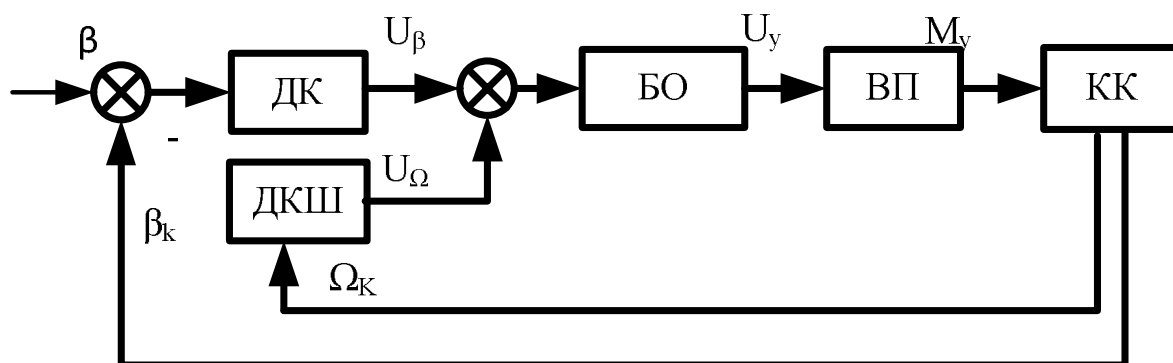


Рис.3.1 Функціональна схема космічного апарата.

За допомогою астрооптичних датчиків та шляхом спостереження астроорієнтирів визначається первинна інформація про їх кутове положенні у зв'язаній системі координат. Бортовий обчислювач (БО) за спеціальною програмою на основі внесеної в нього вихідної інформації (координат небесних орієнтирів, параметрів руху КА, поточного часу та ін.) формує команди для первісної виставки астродатчиків та здійснення ними пошуку

КАФЕДРА АКІК			НАУ 22 40 08 000 ПЗ		
Виконав Керівник	Самойленко А.А. Аблесімов О.К.	а також за	сигналами ПД датчиків	Літ. : U _Ω	Арк. кутової
Реценз.			датчика малого космічного апарату		Аркушіє
Н. Контр.	Тупіцин МФ			151-2	603
Затверд.	Синеглазов В.М.				

швидкості, формує сигнал управління U_y для здійснення подальшого розвороту корабля на необхідні кути для виконання його орієнтації.

Виконавчі органи створюють за сигналами обчислювача, керуючі моменти M_y , та впливають на корпус КА в результаті чого, здійснюється розворот навколо центру мас з деякою кутовою швидкістю Ω_K задля забезпечення необхідної кутової орієнтації. Найбільшого поширення набули системи з "лінійним" управлінням кутовими швидкостями розвороту КА, коли включення і виключення виконавчих органів (реактивних чи інерційних двигунів) здійснюється у залежності від значення сумарного сигналу U_Σ . Він складається з сигналів датчиків кута та швидкості тобто,

$$U_\Sigma = U_\beta - U_\Omega = K_\beta \beta - K_\Omega \Omega, \quad (4.1)$$

де K_β і K_Ω – чутливість датчиків на робочій ділянці їх характеристики перетворення вхідного впливу у вихідний сигнал.

Лінійне управління швидкістю обертання КА здійснюється через імпульсну роботу двигунів, тобто коли за досягнення деякого значення швидкості перетворюючий пристрій починає формувати управляючі команди змінної тривалості. По мірі зменшення швидкості тривалості імпульсів роботи T_1 двигунів скорочується, а пауза між ними T_2 вибирається такою, щоб за цей час закінчувалися всі перехідні процеси в датчиках кутової швидкості (в цьому випадку динамічна похибка вимірювання швидкості буде мінімальна). В результаті усереднене за часом значення керуючого моменту буде поступово змінюватися згідно співвідношенню,

$$M_y = M_0 T_1 / (T_1 + T_2), \quad (4.2)$$

де M_0 – номінальне значення моменту, який створено працюючим двигуном.

Зрозуміло, що при позитивних значеннях коефіцієнтів K_β і K_Ω наведений імпульсний режим управління викличе загасання коливань КА близько орієнтованого положення. Амплітуда цих коливань буде зменшуватися доти, поки сигнал U_Σ не досягне мінімально можливого значення $U_{\Sigma 0}$, після чого затухання припиняється. Та сигнал $U_{\Sigma 0}$ буде в кінцевому рахунку визначати динамічну похибку орієнтації, обумовлену наявністю деякої залишкової кутової швидкості розвороту корабля Ω_0 .

4.2 Розробка моделей функціональних елементів системи орієнтації.

Складаються системи управління із різних елементів. Кожен з яких можна описати подібними диференціальними рівняннями й отримати структурні схеми у аналогічних системах. Тому маємо можливість для проведення аналізу систем. Далі розглянемо передатні функції основних елементів типової системи керування.

Задля визначення поточного кута повороту КА навколо однієї зі своїх осей використовується гіроскопічний датчик кута (ГДК). Гіроскопічний датчик кута це триступеневий гіроскоп. Далі в роботі буде описано рівняння руху рамок гіроскопа і представлено його у вигляді структурної схеми.

Рівняння руху зовнішньої рамки складається з зовнішнього моменту, що діє на зовнішню рамку, та моментів протидіючих цьому моменту.

Першим з моментів, протидіючих зовнішньому моменту, є інерційний момент ротора і рамок підвісу:

$$M_{jx} = J_x \frac{d\omega_x}{dt}, \quad (4.3)$$

де - J_x момент інерції ротора і рамок щодо осі x.

Наступний момент - момент від сил тертя в підшипниках основи:

$$M_{\text{тр}x} = f_x \omega_x, \quad (4.4)$$

де - f_x коефіцієнт в'язкого тертя в опорах зовнішньої рамки.

Зовнішньому моменту так само протидіє гіроскопічний момент, обумовлений відносним Ω_p і переносним ω_y рухом ротора:

$$M^{(y)}_{\text{г}x} = H\omega_y = J_p \Omega_p \omega_x. \quad (4.5)$$

Таким чином, рівняння моментів, які діють на зовнішню рамку, може бути представлено як:

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} + f_x \omega_x + H\omega_y = M_x, \quad (4.6)$$

або в операторному вигляді:

$$(T_{\text{нр}}s + 1)\omega_x = k_{\text{нр}}(M_x - H\omega_x), \quad (4.7)$$

де - $T = \frac{J_x}{f_x}$ постійна часу зовнішньої рамки гіроскопа; $k_x = \frac{1}{f_x}$ - статичний передавальний коефіцієнт зовнішньої рамки.

Виходячи з рівняння 4.7, визначимо передавальний функцію зовнішньої рамки:

$$W_{\text{нр}}(s) = \frac{\omega_x}{M_x - H\omega_x} = \frac{k_{\text{нр}}}{T_{\text{нр}}s + 1}, \quad (4.8)$$

та побудуємо структурну схему зовнішньої рамки ГДК.

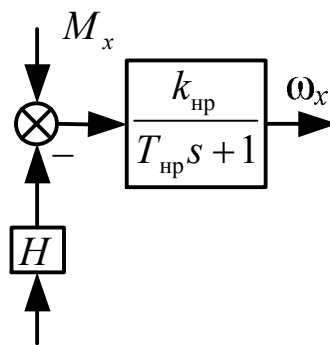


Рис.4.2 Структурна схема зовнішньої рамки ГДК.

В той час внутрішня рамка піддана впливу такого роду моментів:

- збуджуючого моменту M_y ;
- інерційного моменту ротора і внутрішньої рамки:

$$M_{jy} = J_y \frac{d\omega_y}{dt}, \quad (4.9)$$

де J_y - момент інерції ротора і внутрішньої рамки щодо осі;

- моменту від сил тертя в опорі внутрішньої рамки:

$$M_{\text{тр.}y} = f_y \omega_y, \quad (4.10)$$

де f_y - коефіцієнт в'язкого тертя в опорі внутрішньої рамки;

- гіроскопічного моменту, обумовленого відносним Ω_p і переносним ω_y рухом ротора:

$$M^{(x)}_{гy} = H\omega_y = J_p \Omega_p \omega_x, \quad (4.11)$$

Рівняння моментів, що діють на внутрішню рамку, має вигляд:

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} + f_y \omega_y - H\omega_x = M_y. \quad (4.12)$$

Перейшовши до операторної форми, отримаємо передатну функцію:

$$W_{вр}(s) = \frac{\omega_y}{M_y + H\omega_x} = \frac{k_{вр}}{T_{вр}s + 1}. \quad (4.13)$$

Структурна схема внутрішньої рамки виглядає наступним чином:

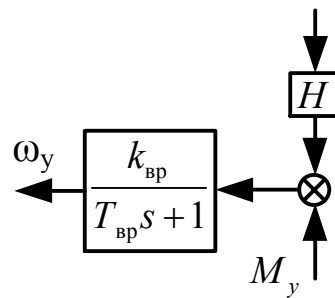


Рис. 4.3 Структурна схема внутрішньої рамки ГДК.

В результаті вище представлених рівнянь моментів, закон руху ГДК представляє собою систему рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + f_x \omega_x + H\omega_y &= M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + f_y \omega_y - H\omega_x &= M_y \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

Об'єднавши структурні схеми рамок гіроскопа, отримуємо структурну схему гіроскопічного датчика кута.

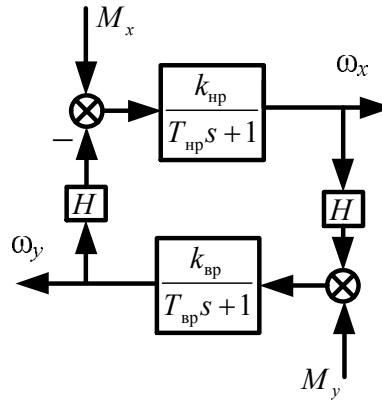


Рис. 4.4 Структурна схема гіроскопічного датчика кута.

Для перетворення аналогового значення зміни поточного кута в електричний сигнал використовують обертовий трансформатор кута. Прийmemo, що це ідеальна безінерційна ланка, тобто, передавальна функція такої ланки - $K_{вту}$. Структурна схема представлена на рисунку 4.5.

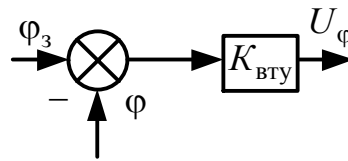


Рис. 4.5 Структурна схема обертового трансформатора кута.

Щоб виміряти зміни куткових швидкостей використовують гіроскопічний датчик швидкості (ГДШ). ГДШ – двоступеневий гіроскоп, оснащений торсіоном і індукційним датчиком. Рівняння датчика швидкості має наступний вигляд:

$$M_{j_y} + M_{тр.y} + M_T = M_{\Gamma_y}^{(x)}, \quad (4.15)$$

де $M_{j_y}, M_{тр.y}, M_T$ – інерційний момент рамки і ротора, момент тертя в опорах рамки і момент торсіона відповідно; $M_{\Gamma_y}^{(x)}$ – Гіроскопічний момент, обумовлений поворотом підстави навколо осі.

Розкриваючи значення моментів, отримуємо:

$$J_y \frac{d^2\beta}{dt^2} + f_y \frac{d\beta}{dt} + C_T\beta = H\omega_0, \quad (4.16)$$

де J_y - момент інерції ротора і рамки; f_y - коефіцієнт в'язкого тертя в опорах; C_T - жорсткість торсіона; H - кінетичний момент гіроскопа; β - кут повороту гіроскопа; ω_0 - швидкість повороту підстави.

Введемо позначення постійних часу $T_4 = \sqrt{\frac{J_y}{C_T}}, T_3 = \frac{f_y}{C_T}$ та визначимо

передавальний функцію датчика швидкості:

$$W(s) = \frac{H/C_T}{T_4^2 s^2 + T_3 s + 1}, \quad (4.17)$$

Вважаючи вихідним сигналом ЕРС, що знімається з обертового трансформатора, структурна схема буде мати вигляд:

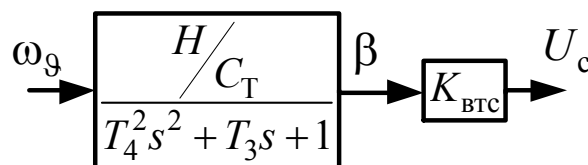


Рис. 4.6 Структурна схема гіроскопічного датчика швидкості.

Через те, що сигнал управління може мати слабку потужність, його підсилюють за допомогою електронного підсилювача. Розглядати рівняння, яке описує роботу електронного підсилювача, можна тільки при наявності принципової схеми. Електронні підсилювачі мають дуже маленьку інерційність, тому його величиною зазвичай нехтують, вважаючи підсилювач безінерційною ланкою.

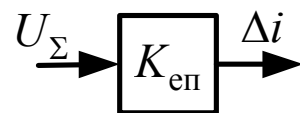


Рис. 4.7 Структурна схема електронного підсилювача.

де $K_{еп}$ – коефіцієнт передачі.

Зміна заданого напрямку реалізується за допомогою властивості гіроскопа, а саме прецесії. Керуючий момент створюється спеціальним електромагнітом наведення, ротор якого встановлюється на осі внутрішньої рамки, а статор - на зовнішній рамці.

Він може бути охарактеризований системою рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} L \frac{di}{dt} + Ri &= U, \\ M_H &= K_M i. \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

Передавальна функція, виходячи із наведеної системи матиме вигляд:

$$W_{\text{змн}} = \frac{k_M / R}{T_2 s + 1}, \text{ где } T_2 = \frac{L}{R}. \quad (4.19)$$

Структурна схема представлена на Рис. 4.8

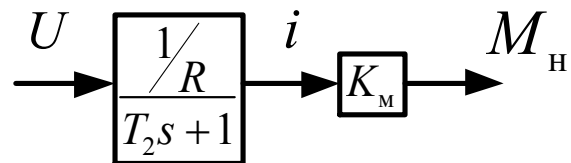


Рис. 4.8 Структурна схема електромагніту наведення.

В якості виконавчого органу виступає гіродін. Гіродін - обертовий інерціальний пристрій, що застосовується для високоточної орієнтації та стабілізації, як правило КА, що забезпечує правильну орієнтацію у польоті і запобігає непередбаченому обертанню. Також це триступеневий керуючий силовий гіроскоп, виступаючий в ролі гіростабілізатора. Наразі в КА він замінив більш прості системи на базі двигуна-маховика.

Управління орієнтацією КА здійснюється за рахунок того, що в ролі зовнішньої рамки виступає корпус самого космічного апарату. При дії на внутрішню рамку гіродіна зовнішнього моменту \$M_y\$, зовнішня рамка починає прецесіювати, чим змушує корпус космічного корабля повертатися в напрямку, протилежному дії зовнішнього моменту на внутрішню рамку.

Рівняння руху гіродіна введемо, посилаючись на те, що ми має справу з трьохстатечними гіроскопом.

Рівняння моменту зовнішньої рамки щодо осі має вигляд:

$$J_x \frac{d^2\varphi}{dt^2} + f_x \frac{d\varphi}{dt} = \Delta M_x, \quad (4.20)$$

але, оскільки зовнішня рамка є корпусом корабля, тобто має нерухому підставу, то складова сили тертя підшипників має вигляд:

$$f_x \frac{d\varphi}{dt} = 0. \quad (4.21)$$

Прийнявши це до уваги, запишемо попереднє рівняння в операторній формі:

$$J_x s^2 \varphi = \Delta M, \quad (4.22)$$

та з нього отримаємо передавальну функцію зовнішньої рамки:

$$W_{\text{н.р.}} = \frac{\varphi}{\Delta M} = \frac{1}{Js^2} = \frac{1/J}{s^2} = \frac{k}{s^2}. \quad (4.23)$$

З вигляду передавальної функції зовнішньої рамки видно, що $W_{\text{н.р.}} = W_{\text{КА}}$.

Структурна схема має наступний вигляд:

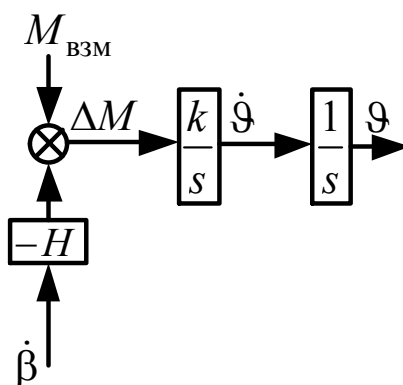


Рис. 3.9 Структурна схема зовнішньої рамки гіродіна.

Рівняння моменту внутрішньої рамки щодо осі має відповідний вигляд:

$$J_y \frac{d^2\beta}{dt^2} + f_y \frac{d\beta}{dt} = \Delta M_y \quad (4.24)$$

Внутрішня рамка має рухливу основу, на відміну від зовнішньої, з цього нехтувати силою тертя підшипників ми не можемо.

З цього випливає, що передавальна функція внутрішньої рамки буде мати вигляд:

$$W_{\text{вн.р.}} = \frac{k}{T_2s + 1}, \quad (4.25)$$

а структурна схема:

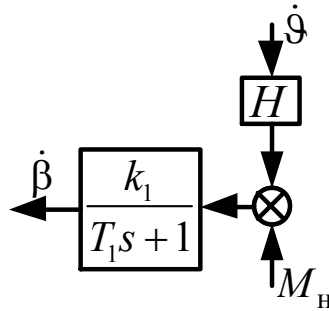


Рис. 4.10 Структурна схема внутрішньої рамки гіродіна.

Так як, рух внутрішньої і зовнішньої рамки взаємопов'язаний, то рух гіродіна описується системою рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d^2\vartheta}{dt^2} + f_x \frac{d\vartheta}{dt} &= \Delta M_x, \\ J_y \frac{d^2\beta}{dt^2} + f_y \frac{d\beta}{dt} &= \Delta M_y. \end{aligned} \right\} \quad (4.26)$$

Поєднавши структурні схеми зовнішньої і внутрішньої рамок, отримаємо структурну КА з виконавчим пристроєм, тобто, гіродіном.

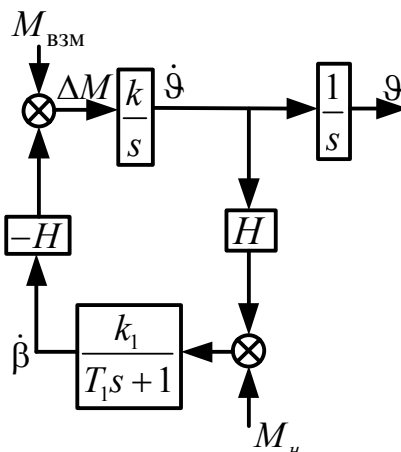


Рис. 4.11 Структурна схема КА з Гіродіном.

4.3 Моделювання системи орієнтації малого космічного апарату.

Об'єднавши приведені вище передатні функції елементів, отримаємо узагальнену схему системи керування орієнтацією.

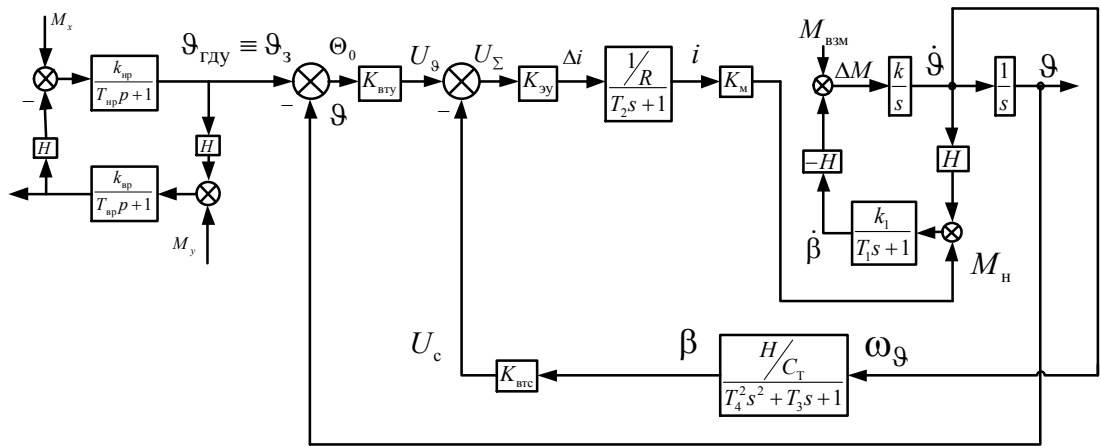


Рис. 4.12 Структурна схема автоматизованої системи кутової орієнтації та стабілізації КА.

Задля зручності, спростимо структурну схему КА з гіродіном. Для цього знайдемо дві передавальні функції відносно зовнішнього збурення $M_{взм}$ і моменту наведення M_H .

$$\begin{aligned}
 W_{M_{взм}} &= \frac{\frac{k}{s}}{1 + \frac{k}{s} H^2 \frac{k_1}{T_1s+1}} = \frac{k(T_1s+1)}{(T_1s+1)s + kH^2k_1} \approx \\
 &\approx \frac{1}{\frac{H^2k_1}{1} s + 1} \approx \frac{1}{H^2k_1} = \frac{f_{взм}}{H^2}; \\
 W_{M_H} &= \frac{\frac{k_1}{T_1s+1} H \frac{k}{s}}{1 + \frac{k_1}{T_1s+1} H^2 \frac{k}{s}} = \frac{k_1 H k}{(T_1s+1)s + k_1 H^2 k} \approx \frac{1}{H}.
 \end{aligned}
 \tag{4.27}$$

Підставивши виведені значення в структурну схему, отримаємо:

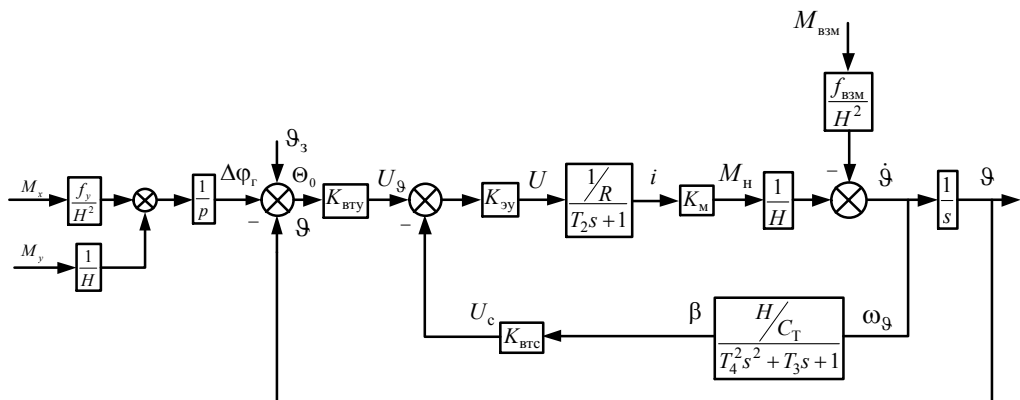


Рис. 4.13 Спрощена структурна схема автоматизованої системи кутової орієнтації та стабілізації КА.

Узагальнена структурна схема показує, що система керування являється позиційною системою регулювання орієнтації по куту відхилення та мас:

- контур негативного зворотного зв'язку по куту, котрий обумовлений встановленням датчика кута на об'єкті керування;
- контур гнучкого негативного зворотного зв'язку по куту швидкості, котрий обумовлений наявністю в системі датчика швидкості об'єкта керування відносно корпусу.

Аналіз структурної схеми дозволяє провести якісну оцінку загальних властивостей розглянутих систем. Для використання отриманих загальних відношень при кількісних розрахунках для кожного конкретного випадку, повинні бути визначені числові значення всіх передатних коефіцієнтів та сталих часу досліджуваної системи, а також значення сумарного моменту збурення $M_{y\Sigma}$ або його основних складових.

4.4 Експериментальні дослідження в процесі проектування.

Тепер, маючи структурну схему системи Рис. 4.13 та підставивши до передавальних функцій, значення коефіцієнтів і постійних часу, за допомогою пакету моделювання Simulink в Matlab оцінимо реакцію системи на керуючий і збурює впливу. Змодельована система матиме такий вигляд:

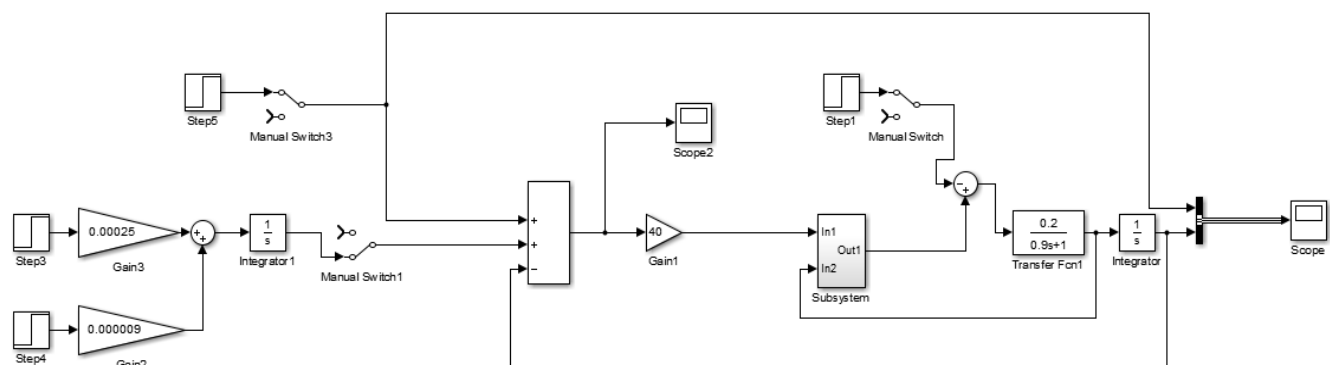


Рис. 4.14 Схема змодельованої системи в Simulink.

Далі створимо графік перехідного процесу автоматичної системи кутової орієнтації.

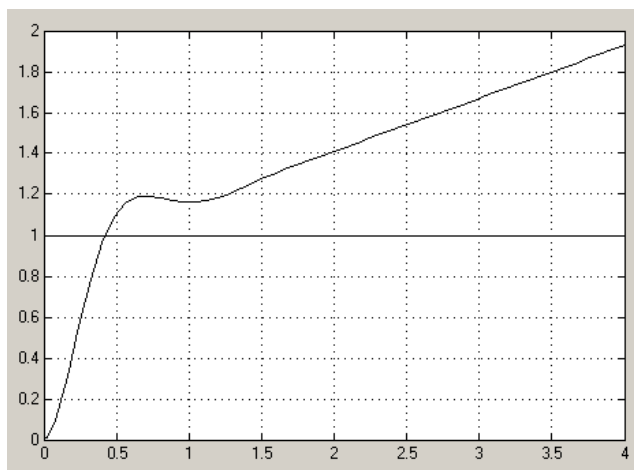


Рис. 4.15 Перехідний процес системи з наявністю ГДУ та зовнішнього збурення

Із наведеного графіку перехідного процесу видно, що реальний гіроскопічний датчик вносить в систему помилку, яка постійно зростає в часі. Система не справляється з дією зовнішнього збурення і є нестійкою. Така система не придатна для використання на борту КА.

Для дослідження системи орієнтації КА за допомогою ЗД необхідно включити датчик до системи. Для цього спочатку визначимо передавальну функцію та складемо його структурну схему.

Оптичний датчик орієнтації по Сонцю може бути описаний аперіодичним ЗД має передавальну функцію:

$$W_{CD}(s) = \frac{k_{d_2}}{T^2 s^2 + 2T_{d_2} \xi p + 1}, \quad (4.28)$$

де k_{d_2} - коефіцієнт підсилення; ξ - коефіцієнт демпфірування.

Структурна схема зоряного датчика буде мати наступний вигляд:

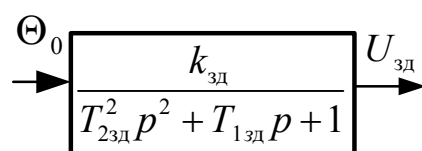


Рис. 4.16 Структурна схема оптичного зоряного датчика орієнтації.

Задля усунення виниклої помилки системи, було запропоновано замінити в ній ГДК на більш точний пристрій, а саме оптичний зоряний датчик орієнтації, структурна схема буде мати вигляд:

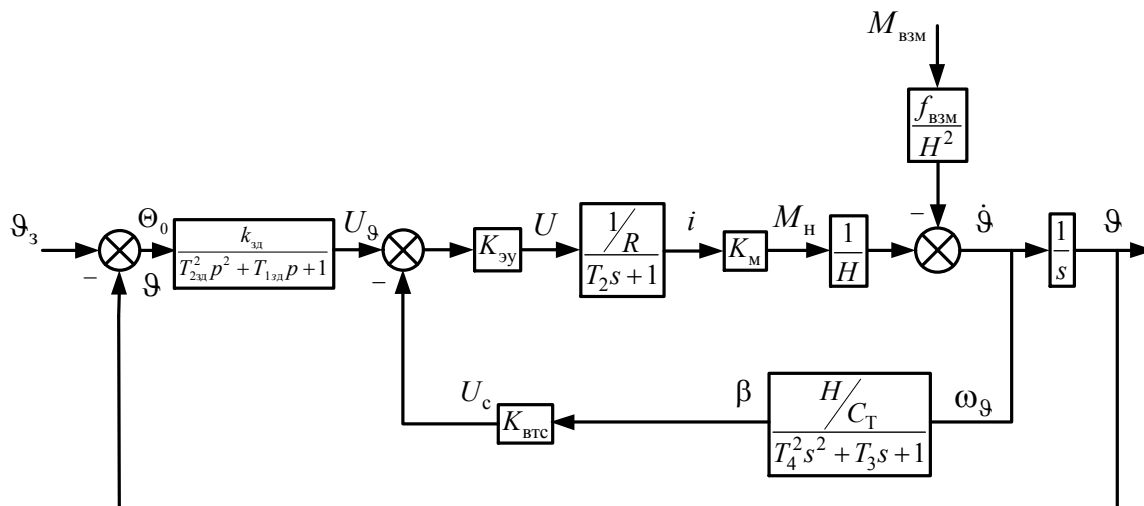


Рис.4.17 Структурна схема автоматичної системи кутової орієнтації з використанням зоряного датчика.

Після заміни ГДК на оптичний зоряний датчик орієнтації. Для наочної демонстрації поліпшення характеристик, побачимо на перехідній характеристиці автоматичної системи кутової орієнтації

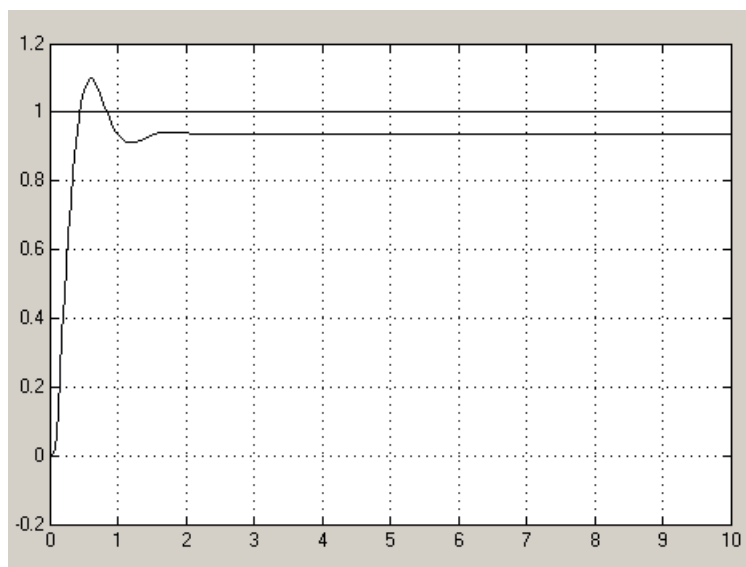


Рис.4.18 Перехідна характеристика системи з ЗД.

Очевидно, що використання оптичного зоряного датчика орієнтації помітно поліпшило характеристики системи. Зменшено постійне зростання помилки, система стала стійкою, а це означає, що вона може впоратися із зовнішніми збуреннями і виконати поставлене завдання.

5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Вплив об'єкту дослідження на навколишнє середовище.

Еколого-економічне обґрунтування

Останнім часом усе більша увага приділяється економічним механізмам керування охороною навколишнього середовища, що дозволяє уникнути безвідповідального використання природних ресурсів і, таким чином, виключити можливі екологічні збитки.

Основний принцип захисту навколишнього середовища від забруднення, у тому числі й атмосферного повітря, полягає в розробці комплексу заходів, котрий обмежує чи виключає надходження шкідливих речовин в атмосферу.

Заходи з захисту атмосферного повітря від забруднення розділяються на:

- організаційні (розробка і впровадження нових транспортних засобів),
- планувальні (пристрій санітарно-захисних зон і т.д.),
- санітарно-технічні (будівництво очисних споруджень),
- технологічні (нові технології, що сприяють зменшенню шкідливих викидів).

Реалізація кардинального напрямку, котрий веде до зниження шкідливих викидів, пов'язана з багатоцільовими науковими дослідженнями, котрі вимагають наявності сучасної новітньої, високоточної апаратури і значних фінансових витрат.

Економічний підхід до охорони навколишнього середовища полягає в тому, що витрати на охорону навколишнього середовища зіставляються з відверненим збитком, тобто виражаються у вартісній формі фактичних збитків, заподіяних господарською діяльністю, забрудненням середовища чи додатковими витратами на компенсацію цих збитків.

КАФЕДРА АКІК

НАУ 22 40 08 000 ПЗ

<i>Виконав</i>	<i>Самойленко А.А.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>						
<i>Консульт.</i>	<i>Гай А.Є.</i>						
<i>Н. Контр.</i>	<i>Тупіцин МФ</i>						
<i>Затверд.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						
					<i>151-2</i>	<i>603</i>	

Найбільш важко піддається розрахункам та частина збитку, яка зв'язана з погіршенням стану здоров'я населення

Вплив науково-технічного прогресу на навколишнє середовище.

Науково-технічний прогрес, разом з розвитком технічної бази, погіршує стан навколишнього середовища. Більшість науково-технічних досягнень вражає своєю масштабністю. Разом з тим, така зміна негативно впливає по відношенню до навколишнього середовища та завдає йому великої шкоди. Так, для виготовлення авіаційного обладнання з будь-якого матеріалу, потрібно його добування з надр Землі, обробка на промислових підприємствах для виробництва деталей. Все це наносить шкоду навколишньому середовищу, порушує рівновагу у природі, при цьому, шкода тим більша, чим більші параметри будь-якого виробу.

Однією з найважливіших проблем, яка виникає на етапах виробництва та експлуатації устаткування, а також при утилізації приладів, що відробили чи вийшли з ладу, є нанесення шкоди навколишньому середовищу.

Оцінюючи серйозність проблеми охорони навколишнього середовища, суспільство бачить її рішення в необхідності збереження життя на планеті, а вирішення природоохоронних задач сьогодні розглядається як фактор, що визначає стан здоров'я людей та відходить задній план.

Збиток, заподіяний антропогенним забрудненням навколишньому середовищу, складає приблизно 1 млрд. гривень у рік.

Авіація, у числі інших галузей народного господарства, також впливає на біосферу в наслідок дії акустичного забруднення, емісій авіаційних двигунів, забруднення електромагнітними полями, відторгнення значних земельних ділянок і т. ін. Космічні апарати (КА) забруднюють атмосферне повітря шкідливими речовинами і здійснюють шумовий вплив на навколишнє середовище.

Також одним з найважливіших питань на сучасному етапі розвитку є охорона навколишнього середовища. Досить гостро на даний час стоїть проблема раціонального ведення господарства, а саме – економії енергії, в

						<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>				

тому числі й електричної, адже із збільшенням споживання енергії, збільшується будівництво спеціальних споруд, забруднення навколишнього середовища від яких, становить майже 50% від усього забруднення в цілому.

Енергозбереження та його наслідки

У зв'язку з нинішньої ситуацією, яка складається в наш час, вирішення цих проблем буде відбуватися в умовах загальної нестабільності в світі, у тому числі і на паливно-ресурсних ринках, несприятливих прогнозів щодо подальшого зростання цін на енергоресурси та незначних іноземних інвестицій у вітчизняну економіку.

Досвід розвинутих країн і власний досвід України вказує на необхідність державного регулювання процесами енергозбереження та проведення цілеспрямованої державної політики. Тільки держава шляхом виваженої законодавчої, гнучкої цінової, тарифної та податкової політики може забезпечити дієздатність фінансового механізму енергозбереження.

Основними принципами такої політики повинні стати:

1. Пріоритет підвищення використання паливно-енергетичних ресурсів над зростанням обсягів їх видобутку та виробництва теплової й електричної енергії;
2. Відповідність політики загальним ринковим перетворенням в країні;
3. Першочерговість забезпечення безпеки здоров'я людини, соціально-побутових умов її життя, охорони навколишнього середовища при видобутку, виробництві, переробці, транспортуванні та використанні паливно-енергетичних ресурсів або енергії;
4. Здійснення державного регулювання у сфері енергозбереження, в першу чергу, контролю виконання законів, нормативів та прийнятих рішень;
5. Необхідність економічної підтримки сфери енергозбереження, стимулювання використання відновлювальних джерел енергії;
6. Обов'язковість достовірного обліку паливно-енергетичних ресурсів, котрі виробляються та споживаються;
7. Системний підхід в сфері енергозбереження;
8. Втілення інформаційної, освітньої та науково-дослідницької

							НАУ 22 40 08 000 ПЗ	Лист
Вим	Лист	№ документа	Підпис					

впровадження енергозберігаючих заходів. Існує певна залежність між послідовним проведенням політики підвищення енергоефективності (реалізацією енергозберігаючих заходів) у всіх сферах національного господарства та охороною навколишнього середовища (позитивним впливом на довкілля). При плануванні і проведенні політики енергозбереження та підвищення енергоефективності виробництва в Україні необхідно поєднувати ці питання з проблемами екології в єдину державну політику розвитку економіки держави. Енергозберігаючі заходи повинні мати позитивний екологічний вплив на довкілля і, навпаки, при оцінці витрат на зменшення шкідливих викидів необхідно враховувати економічні вигоди від енергозбереження, тобто окупність цих витрат.

5.2 Розрахунок впливу об’єкту дослідження на навколишнє середовище.

В даній магістерській роботі досліджено алгоритм визначення орієнтації малого космічного апарату (МКА) за допомоги зоряного датчика (ЗД), алгоритм проектування ЗД МКА, побудований з використанням програми візуального моделювання Simulink, що входить до складу універсального математичного пакету програмування MATLAB.

Проте, дослідження проводяться за допомогою ПЕОМ, що є джерелом ряду випромінювання.

По-перше чергу від екрана трубки йде м’яке рентгенівське випромінення. Повністю позбавитись його неможливо, але зменшити різними поглинаючими шарами цілком можливо. В монохромних моніторах розганяючі напруга втричі менша, ніж у кольорових, тому вони набагато безпечніші з даної точки зору. Варто звернути увагу, що в теперішній час всі електронно-променеві трубки випускаються з умовно безпечним рівнем рентгенівського випромінення.

По-друге, багато численні котушки всередині монітора – котушки строкової і кадрової розгортки, силових трансформаторів і котушки корекції – генерують змінне електромагнітне випромінення низької частоти, яке може шкідливо впливати на здоров’я користувача. Розповсюджується воно в

сторони і назад, тому що екран послаблює дане випромінення. Тому існує спеціальне розміщення робочих місць: монітор повинен бути достатньо віддаленим. Зменшення низькочастотного випромінення – дуже складна інженерна задача, яка розв'язується за допомогою екранування і спеціальних додаткових котушок всередині монітора.

По-третє, висока напруга, яка використовується в ЕПТ, приводить до появи за монітором електростатичного поля. Якщо в моніторі не застосовуються спеціальні технічні рішення (фільтри), що забезпечують послаблення зовнішнього поля, то потенціал накопиченого заряду досягає 10 – 30 кВ. Його можна відчутти підносячи руку до екрану. Тіло людини може зарядитися в декілька кіловольт. Рівень заряду залежить від одягу, матеріалу покриття крісла, відносної вологості повітря та інших факторів. Під дією електростатичного поля заряджені частинки в залежності від їх знаку притягуються або відштовхуються екраном, причому частинки з позитивним зарядом можуть потрапити у користувача. Для позбавлення електростатичного заряду на екран наносять спеціальні антистатичні покриття.

Випромінення моніторів може бути небезпечним для здоров'я людини, тому санітарні норми встановлюють мінімальну відстань від екрана до оператора біля 50 – 70 см (довжина витягнутої руки), а до найближчих робочих місць від бокової і задньої стінок монітора – не менше 1,5 м, клавіатура і руки оператора повинні знаходитись на максимально можливій відстані від монітора. Низькочастотні поля при довгому випроміненні сидячих біля монітора можуть призвести до порушення різних фізіологічних процесів. На жаль, сьогодні не встановлені конкретні кількісні зв'язки між рівнями, діапазонами частот випромінення ПК і тими чи іншими захворюваннями. Можна лише стверджувати, що електростатичні поля, незмінно існуючі в дисплеїв з ЕПТ, впливають на здоров'я людини із-за порушення іонного складу повітря.

Найбільша кількість екологічних вимог до моніторів пред'являє стандарт ТСО. Стандарти ТСО розроблені з метою гарантування

					<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	Лист
Вим	Лист	№ документа	Підпис			

рідких відходів, промислових стоків, створення санітарно-захисних зон, екологічна паспортизація об'єктів, збір, транспортування і спалювання відходів, захист від шуму, вібрації, негативного впливу потужних фізичних полів (радіаційного, електричного, магнітного). Дані витрати зменшують величину екологічної та економічної шкоди, але не є їх складовими.

Затрати на ліквідацію наслідків від тих забруднень, котрих не вдалося уникнути - це витрати на евакуацію із заражених зон та їх дезактивацію, відновлення ґрунтів, лісів, рекреаційних зон, здоров'я людей і т.д. Чим більше витрат вкладається в природоохоронну діяльність, тим менше їх знадобиться для ліквідації збитку від забруднень навколишнього середовища і навпаки. При цьому загальна сума витрат буде найменшою при такому рівні забруднення навколишнього середовища, при якому перші витрати дорівнюють другим. Співвідношення екологічного і економічного оптимуму вкладень коштів у природоохоронну діяльність наведено на Рис. 5.1.

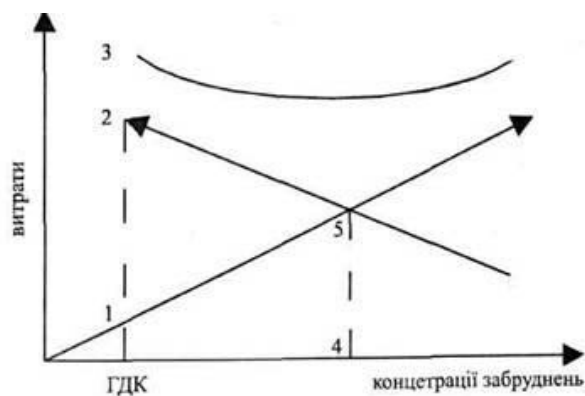


Рис 5.1. Співвідношення екологічного (в точці ГДК) і економічного (в точці 4) оптимуму вкладень коштів у природоохоронну діяльність. 1 – витрати на ліквідацію; 2 – витрати на охорону; 3 – загальні витрати; 4,5 – економічний оптимум вкладень у природоохоронну діяльність.

Загальні витрати на проведення природоохоронної діяльності можна подати у вигляді формули:

$$V = P_v + K_v \cdot E_n, \quad (5.1)$$

де, P_v – щоденні витрати на утримання природоохоронного обладнання; K_v – капітальні витрати на будівництво очисних споруджень, купівлю природоохоронного обладнання тощо; E_n – нормативний коефіцієнт

6 ОХОРОНА ПРАЦІ

6.1 Вступ.

Відповідно до Закону України "Про охорону праці" (постанова Верховної Ради України від 14 жовтня 1992 року № 2695-ХІІ), охорона праці - це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних та лікувально-профілактичних заходів і засобів, спрямованих на збереження здоров'я і працездатності людини в процесі праці.

Умови та безпека праці, їх стан та покращення – самостійна і важлива задача соціальної політики, яку вирішує невід'ємна складова БЖД, а саме охорона праці .

Під небезпечним виробничим чинником розуміється виробничий чинник, вплив якого на працюючого у визначених умовах приводить до травми або іншого раптового різкого погіршення здоров'я. Шкідливий виробничий чинник приводить до захворювання або зниження працездатності.

Відповідно до вимог ДСТ 12.0.003- 74 „Небезпечні та шкідливі виробничі фактори. Класифікація”, небезпечні та шкідливі виробничі фактори поділяються по природі дії на наступні групи:

- фізичні,
- хімічні,
- біологічні,
- психофізіологічні.

6.2 Аналіз умов праці з електронно-обчислювальними машинами

До роботи з проєктованим об'єктом допускаються люди інженерно-технічного складу, що вивчили проєктований пристрій, інструкцію з

<i>КАФЕДРА АКІК</i>				<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Самойленко А.А.</i>			<i>Охорона праці</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>						
<i>Реценз.</i>							
<i>Н. Контр.</i>	<i>Тупіцин МФ</i>						
<i>Затверд.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						
					<i>151-2</i>	<i>603</i>	

технічної експлуатації, дійсну інструкцію і що склали залік по техніці безпеки і пожежної безпеки.

Запобіжні заходи:

1. Упорядкувати робоче місце.
2. перевірити справність роз'ємів кабелів електроживлення і блоків пристроїв, відсутність зламів і ушкоджень ізоляції живильних проводів, відсутність відкритих струмоведучих частин у пристроях ПК;
3. Відрегулювати сидіння робочого стільця (крісла) на оптимально зручну висоту (кут нахилу спинки стільця повинний змінюватися в межах 90-11-град. до площини сидіння).
4. Розташувати крісло та дисплей так, щоб кут зору на екрані складав 15 град., а відстань до екрана 400-800 мм;
5. Вжити заходів, щоб при нормальній освітленості робочого місця пряме світло не падало на екрани моніторів.
6. Перед включенням штепсельної вилки кабелю електроживлення в розетку 220В переконайтеся в тому, що усі вимикачі мережі на всіх пристроях ПК знаходяться в положенні «заземлені» (занулені).
7. Після підключення пристроїв ПК до електромережі установіть яскравість і фокус зображення відеодисплейного терміналу ВДТ ручками регулювання відповідно до особливості свого зору.
8. Не залишати свого робочого місця без повідомлення керівника робіт.
9. Не залишати працюючий ПК та його пристрої без спостереження.
10. Підключати і відключати роз'єми кабелів пристроїв ПК тільки при відключеній напрузі електричної мережі.
11. Подавати напругу на пристрої й окремі блоки ПК тільки після ретельної перевірки надійності кріплення провідників заземлення, справності кабелів і роз'ємів мережі електроживлення.
12. Для операторів, ПК повинні бути додатково введені дві-три регламентованих перерви тривалістю 10 хвилин кожна, дві перерви при 8-мигодинному робочому дні, три перерви при 12-тигодинному робочому дні.
13. Кількість оброблюваних символів чи знаків ВДТ не повинна

Вим	Лист	№ документа	Підпис	

НАУ 22 40 08 000 ПЗ

Лист

В силу безпосередньо тісного взаємозв'язку зору людини з роботою мозку освітлення виявляє істотний вплив на центральну нервову систему, керуючу всією життєдіяльністю людини. Раціональне освітлення сприяє не тільки підвищенню продуктивності й безпеки праці та збереженню здоров'я працюючих. Недостатнє освітлення робочих місць може виникати з таких причин: невірне розташування сусідніх будівель, які можуть створювати затемнення робочої зони; недостатня кількість вікон або їх неправильне встановлення, забруднення та недостатня кількість або непрацездатність деяких чи всіх освітлювальних приладів; невірно підібрані чи замінені лампи в світильниках та інші.

При технічній експлуатації електричного обладнання можуть виникати електротравми з таких причин: безпосереднє доторкання рукою або доторкання інструментом до струмопровідних частин електроустановок які знаходяться під напругою, внаслідок невірних дій персоналу, недотримання правил техніки безпеки або внаслідок помилок при монтажі схем і елементів; ураження шаговою напругою при дотику до стін, підлоги, які опинились під напругою по причині погіршення ізоляції чи падінні дротів.

Припустимі характеристики виробничого шуму визначені за ГОСТ 12.1.003-83, ССБП, "Шум. Загальні вимоги безпеки". Нормованими параметрами шуму є рівні звукового тиску в октавних смугах частот і рівні шуму дБА. Шум - безладне сполучення небажаних для людини звуків, що заважають трудовій діяльності або відпочинку. Шум негативно впливає на нервову систему або ушкоджує слуховий апарат. Діючи на центральну нервову систему, а через неї на внутрішні органи, шум є причиною розвитку шумової хвороби. У умовах шуму спостерігається підвищена втома, дратівливість, підвищується кров'яний тиск, що приводить до зниження фізичної працездатності та погіршенню психологічного клімату в колективі.

Електромагнітна енергія випромінюється в навколишнє середовище, в першу чергу, антенним пристроєм. Ступінь впливу ЕМП на людину залежить від діапазону частот поля, інтенсивності та характеру випромінювання, а також тривалості впливу. Найбільш потужні ЕМП сантиметрового діапазону

Метеорологічні умови в робочій зоні виробничих помешкань повинні задовольняти вимогам ГОСТ 12.1.005-88, ССБП, "Санітарно-гігієнічні вимоги до повітря робочої зони". Норми метеоумов трактуються як допустимі, при яких тривалий час підтримується збалансований тепловий стан тіла людини, і оптимальні, при яких під час роботи процеси терморегуляції організму людини не відчувають значної напруги. До помешкання лабораторій пред'являються наступні вимоги:

- температура повинна бути в межах від 17-25 °С;
- оптимальні значення відносної вологості 40-50%, не більш 75%;
- помешкання повинно бути сухим, з постачанням вентиляції;
- повітря не повинне містити часток пилу й інших шкідливих домішок;
- швидкість руху повітря – не більш 0.3м/с.

6.4 Розробка запобіжних заходів з електробезпеки

Відповідно до вимог ДСТ 12.1.019- 79 та ДСТ 12.1.036- 82 „Електронезбезпечність значення напруги доторку струму” захист від небезпечного впливу електричного струму при експлуатації та ремонті системи автоматичного управління зоряного датчика малого космічного апарату:

- а) обмеженням струмоведучих частин і тим самим запобіганням доторкання до них;
- б) маркуванням монтажних проводів та елементів, за допомогою якого виключається вірогідність переплутування їх при настройці та регулюванні, а також випадкове подавання інших напруг;
- в) виконання електричного зв'язку проводами з достатньою ізоляцією та перерізом, які обираються з умови допустимих щільностей струму;
- г) з метою зменшення вірогідності пошкодження дротів з причини перетирання, вони збираються в джгути і закріплюються хомутами з резиновими прокладками;;
- д) враховуючи, що при експлуатації об'єкта необхідно проводити реєстрацію результатів дослідження системи, освітлення його робочого місця має відповідати вимогам СНіП 11-4-79 „Денне та штучне освітлення. Норми

проектування”.

За ступенем небезпеки ураження людини електричним струмом спроектована система відноситься до систем без підвищеної небезпеки.

Навколишні умови можуть сприяти підвищенню або зниженню небезпеки ураження людини електричним струмом. Струмopрoвідні підлоги також підвищують небезпеку ураження електричним струмом.

Технічне обслуговування електроустановок часто виконується в тісних умовах, тобто існує можливість одночасного випадкового торкання з однієї сторони струмоведучих частин, а з другої сторони до металевих частин електрообладнання, що має з'єднання із землею. Недостатня освітленість приміщення лабораторії, як одна з причин травмування технічного персоналу. У оператора сильно напружуються очі, знижується темп та якість праці, з'являються відчуття втоми, знижується реакція та ослабляється увага.

Гострі країки, задирки та шорсткості можуть лишитися на поверхнях інструментів та устаткування в наслідок цього можливе травмування персоналу. Для запобігання використовуються загороджувальні кожухи рухомих частин та обмежувальні рухом упори.

6.5 Забезпечення пожежної та вибухової безпеки об'єкту, котрий проектується.

Загальні вимоги по забезпеченню пожежної та вибухової безпеки об'єктів виробничого призначення визначені відповідно у ДЕСТ 12.1.004-91 та ДЕСТ 12.1.010-76.

Пожежна небезпека може бути обумовлена утворенням електричної дуги, розпеченні частини метала, іскор, перегрівом струмопровідних елементів, запаленням легкозаймистих рідин та пароповітряних сумішей речовин, які використовуються під час експлуатації та технічному обслуговуванні

Вибухова небезпека відсутня згідно ДЕСТ 12.1.010-76, тому що відсутні джерела їх виникнення. Під вибуховою безпекою розуміють стан об'єкту виробничого процесу, при якому виключається можливість

міри по локалізації пожежі, по можливості, вжити міри по гасінню пожежі.

В приміщеннях повинні бути справні установки гасіння пожеж газовими вогнегасниками засобами, в яких вогнегасною речовиною виступає вуглекислота. Також можна застосовувати для гасіння повітряно-механічну піну, але завчасно знеструмив установки, тому що піна є електропровідною.

Для гасіння пожеж в лабораторії застосовують запломбовані переносні вуглекислотні вогнегасники, які устанавлиються з розрахунку: 1 вогнегасник на 40-50 м² полу.

Задля виявлення перших ознак пожежі в приміщеннях установлені датчики, які спрацьовують при появі диму, підвищенні температури, реагуючі на відкрите полум'я. У випадку пожежі датчики спрацьовують і приводять у дію сигналізатори

6.6 Типовий розрахунок або питання охорони праці до детального опрацювання.

Ймовірність виникнення пожежі від ПК розраховується по формулі:

$$Q_{\text{п}}=Q_{\text{пр}} \cdot Q_{\text{пз}} \cdot Q_{\text{нз}} \cdot Q_{\text{в}} \cdot Q_{\text{г}} \cdot 10^{-6}, \quad (6.1)$$

де $Q_{\text{пр}}$ – імовірність виникнення характерного пожежонебезпечного режиму в складовій частині виробу, тобто виникнення короткого замикання або його перевантаження, $Q_{\text{пр}}=0,00001$; $Q_{\text{пз}}$ – імовірність того, що значення характерного електричного параметру лежить в діапазоні значень пожежонебезпечних, $Q_{\text{пз}}=0,0002$; $Q_{\text{нз}}$ – імовірність не спрацювання апарату захисту, $Q_{\text{нз}}=0,00001$; $Q_{\text{в}}$ – імовірність досягнення пальним матеріалом критичної температури або його запалення, $Q_{\text{в}}=0,0004$; $Q_{\text{г}}$ – імовірність запалення пального матеріалу тепловим джерелом, $Q_{\text{г}}=0,0001$.

Підставляючи наведені вище значення в формулу, отримаємо

$$Q_{\text{п}}=8 \cdot 10^{-22} \quad (6.2)$$

$8 \cdot 10^{-22} < 10^{-6}$ тобто умова пожежної безпеки виконується.

Під час гасіння пожежі зазвичай застосовують вуглекислотний вогнегасник ОУ – 2, а також ОУ – 5 і ОУ – 8, та бромтиловий ручний вогнегасник.

											Лист
Вим	Лист	№ документа	Підпис								

ВИСНОВКИ

У кваліфікаційній роботі був проведений аналіз робочих процедур автоматизованого проектування. Визначено основне завдання системи автоматизованого проектування, яке являє собою отримання заданих показників проектного об'єкта при незначних затратах ресурсів, котрі є в наявності. Був проведений аналіз основних процедур проектування. Визначена загальна структура системи автоматизованого проектування та її основні складові, надалі в роботі розглядалось тільки математичне та програмне забезпечення системи автоматизованого проектування.

Основна увага приділялась методам та алгоритмам, які можуть бути застосовані при розрахунку, модернізації та автоматизованому проектуванні зоряного датчика малого космічного апарату

Далі в роботі був сформований алгоритм проектування зоряного датчика малого космічного апарату, так як зоряний датчик застосовується для високоточної орієнтації малого космічного апарату. Спочатку було визначено базові компоненти та основні характеристики зоряного датчика та сформовано вимоги до його проектування. Після оцінки впливу зоряного датчика на якість системи керування малим космічним апаратом та після обґрунтування та вибору параметрів зоряного датчика та його основних компонентів, було запропоновано замінити звичайний зоряний датчик на малогабаритний автономний зоряний датчик.

Також була змодельована та сконструйована система керування малим космічним апаратом на базі зоряного датчика.

Потім в кваліфікаційній роботі було проаналізовано основні функціональні елементи системи кутової орієнтації малого космічного апарату і на їх основі була складена структурна схема автоматичної системи кутової орієнтації малого космічного апарату.

					<i>НАУ 22 40 08 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим</i>	<i>Лист</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>			

- 12.Норенко I.П. Системы автоматизированного проектирования. Книга 1: Учебное пособие для вузов. – М.:Высшая школа, 1986.
- 13.Сольницев Р.И. Автоматизация проектирования систем автоматического управления. – М.: Высшая школа, 1991.
- 14.Юрьевич Е.И. Проектирование технических систем. – Учебное пособие СПб, СПбГТУ,2001.
- 15.Курейник В.М., Глушань В.М., Щербаков Л.И. Комбинаторные аппаратные модели и алгоритмы в САПР. – 1990.
16. Малюх В.Н., Введение в современные САПР. – ДМК, 2014.
17. Целищев Е.С., Котлова А. В., Кудряшов И. С., Автоматизация проектирования технического обеспечения АСУТП. – Инфра-инженерия, 2018.
18. Афонин А.М., Царегородцев Ю.Н., Петрова А.М., Ефремова Ю.Е., Теоретические основы разработки и моделирования систем автоматизации. Учебное пособие. – 2019.
19. Гладыревский А. Г., Губаренко С. И. Методы и алгоритмы ориентации космического аппарата с помощью астросистемы // Математика в приложениях. — 2003. — № 1. — С. 60—65.
20. Осипик В. А., Федосеев В. И. Алгоритмы автоматического распознавания групп звезд на борту космического аппарата // Оптический журнал. — 1998. — № 8. — С. 32—40.
21. Берзин В. Б., Берзин В. В., Цыцулин А. К., Соколов А. В. Адаптивное считывание изображения в астрономической системе на матричном приборе с зарядовой связью // Изв. вузов. Радиоэлектроника. — 2004. — вып. 4. — С. 36—45.
22. Александров А. Г. Оптимальные и адаптивные системы: Учеб. пособие. — М.: Высш. шк., 1989. — 263 с.
23. Гноенский Л. С., Каменский Г. А., Эльсгольц Л. Э. Математические основы теории управляемых систем. — М.: Наука, 1969. — 512 с.

