

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
(повна назва інституту/факультету)

Кафедра систем керування літальними апаратами
(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

(підпис) **Сергій ПОНОМАРЕНКО**
(власне ім'я, прізвище)

“ ____ ” _____ 20__ р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Системи керування літальними апаратами
та комплексами»
(назва)

спеціальності _____ 173 «Авіоніка»
(код та назва спеціальності)

на тему: Система автоматичного стикування супутників з машинним зором

Виконав (-ла): студент (-ка) IV курсу, групи АС-91
(шифр групи)

_____ Усатенко Максим Вадимович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Керівник _____ д.т.н., професор Збруцький О.В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант _____ _____
(назва розділу) (посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Рецензент _____ _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2023 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського»**

Факультет (інститут) навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
(повна назва)

Кафедра _____ систем керування літальними апаратами
(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність (спеціалізація) _____ 173 «Авіоніка»
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

(підпис) (ініціали, прізвище)

« ____ » _____ 20__ р.

**ЗАВДАННЯ
на дипломний проект (роботу) студенту**

Усатенко Максим
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дипломного проекту (роботи) Система автоматичного стикування супутників з машинним зором
керівник проекту (роботи) Збруцький Олександр Васильович, д.т.н., проф.,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом бакалаврської кваліфікаційної роботи _____

3. Вихідні дані сервісний та клієнтський супутники на орбітах близький до геостаціонарної. Інструменти для визначення відносних координат: камера та лазерний далекомір.

4. Зміст (дипломної роботи) розрахунково-пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити) 1. Дослідити алгоритми стикування супутників на орбіті та приклад реалізації систем автоматичного стикування супутників з машинним зором. 2. Обґрунтувати склад та вимоги до апаратної частини системи машинного зору, розробити алгоритм визначення кутів лінії візування за допомогою системи технічного зору. 3. Отримати математичну модель керування супутниками під час зближення та стикування. 4. Розробка алгоритму зближення та стикування та розрахунок параметрів для здійснення операції перенесення клієнтського космічного апарату з орбіти на орбіту. 5.

Створити модель для симуляції роботи системи автоматичного зближення та стикування з машинним зором та провести аналіз.

5. Перелік (ілюстративного) графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів тощо). 1. Структурна схема апаратної частини системи машинного зору (плакат). 2. Блок-схема алгоритму визначення кутів лінії візування (плакат), 3. Блок-схема зближення та стикування (плакат). 4. Результати математичного моделювання САК по роботі системи автоматичного зближення та стикування (плакат).

6. Консультанти розділів проекту (роботи)*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту (роботи)	Строк виконання етапів проекту (роботи)	Примітка

Студент

(підпис)

(ініціали, прізвище)

Керівник проекту (роботи)

(підпис)

(ініціали, прізвище)

* Консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту (роботи)

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

[illegible]

АНОТАЦІЯ

Дипломна робота складає 94 сторінок, в ній міститься 39 ілюстрацій та 19 використаних джерел.

Актуальність: На сьогоднішня проблема автоматичного стикування супутників є актуальною враховуючи велику кількість космічних апаратів на орбіті Землі та необхідність в їх обслуговуванні, збірці, дозаправці та переміщенні з орбіти на орбіту. Це дозволить подовжити термін експлуатації цих апаратів, а також налагодити процес очищення навколоземного простору від космічного сміття з можливістю в майбутньому переробки або утилізації безпосередньо на орбіті. Для цього необхідно створити систему автоматичного зближення та стикування.

Мета роботи: розробити систему автоматичного зближення та стикування за допомогою системи технічного зору, що містить оптичні камери.

Завдання:

1. Визначити склад апаратної частини системи технічного зору та встановити вимоги до неї;
2. Розробити алгоритм визначення кутів лінії візування до супутника-цілі та координат супутника-цілі відносно супутника-переслідувача;
3. Розробити алгоритм системи автоматичного зближення та стикування;
4. Створити модель для симуляції роботи системи автоматичного зближення та стикування.

Практичне значення: Розроблений алгоритм визначення кутів лінії візування до супутника-цілі можна використати для визначення навігаційних параметрів на прикладі інших систем. Наприклад, визначення орієнтації та координат беспілотного літального апарату за допомогою візуальних орієнтирів.

Розроблений алгоритм роботи системи автоматичного зближення та стикування може бути використана для супутників, що здійснюватимуть зближення та стикування як з супутниками, так і іншими космічними тілами (наприклад, космічне сміття).

Апробація результатів бакалаврської кваліфікаційної роботи:
Матеріали бакалаврської кваліфікаційної роботи доповідалась на конференції «Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – 2023».

Ключові слова: супутник, зближення, стикування, машинний зір, система технічного зору.

ABSTRACT

The bachelor thesis consists of 94 pages, it contains 39 illustrations and 19 literature.

Relevance: Currently, the problem of automatic docking of satellites is relevant given the large number of spacecrafts in Earth's orbit and the need for their maintenance, assembly, refueling and moving from orbit to orbit. This will make it possible to extend the service life of these devices, as well as establish the process of cleaning the near-Earth space from space debris with the possibility of recycling or disposal directly in orbit in the future. For this, it is necessary to create a system of automatic convergence and docking.

Objective: To develop a system of automatic convergence and docking using a technical vision system containing optical cameras.

Tasks:

1. Determine the composition of the hardware part of the technical vision system and establish requirements for it;
2. Develop an algorithm for determining the angles of the line of sight to the target satellite and the coordinates of the satellite-target relative to the satellite-chaser;
3. Develop an algorithm for the automatic rendezvous and docking system;
4. Create a model to simulate the operation of the automatic rendezvous and docking system.

Practical value: The developed algorithm for determining line-of-sight angles to the target satellite can be used to determine navigation parameters using the example of other systems. For example, determining the orientation and coordinates of an unmanned aerial vehicle using visual landmarks.

The developed algorithm of the system of automatic convergence and docking can be used for satellites that will perform convergence and docking both with satellites and with other space bodies (for example, space debris).

Approbation of results (speeches on scientific and technical conferences):

The dissertation materials were presented at the conference "Gyrotechnologies, navigation and control of moving objects - 2023".

Keywords: satellite, rendezvous, docking, machine vision, computer vision system.

Пояснювальна записка до дипломного проєкту

на тему: Система автоматичного стикування супутників з машинним зором

Київ – 2023 року

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	12
ВСТУП.....	13
1. ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ РОЗВИТКУ ПИТАННЯ АВТОМАТИЧНОГО СТИКУВАННЯ	14
1.1. РЕАЛІЗАЦІЯ СТИКУВАННЯ КА НА ОРБІТІ	14
1.2. ПРИКЛАДИ РЕАЛІЗАЦІЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО СТИКУВАННЯ СУПУТНИКІВ З МАШИННИМ ЗОРОМ	20
2. РОЗРОБКА СИСТЕМИ МАШИННОГО ЗОРУ	23
2.1. ВИЗНАЧЕННЯ СКЛАДУ АПАРАТНОЇ ЧАСТИНИ СИСТЕМИ МАШИННОГО ЗОРУ	23
2.2. РОЗРАХУНОК КУТІВ ЛІНІЇ ВІЗУВАННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ОПТИЧНОЇ КАМЕРИ	28
2.3. ВИЗНАЧЕННЯ ВИМОГ ДО ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧНОЇ КАМЕРИ ТА ЛАЗЕРНОГО ДАЛЕКОМІРА	32
2.4. РОЗПІЗНАВАННЯ ОСОБЛИВИХ ТОЧОК НА СУПУТНИКУ-ЦІЛІ	38
3. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РУХУ СУПУТНИКІВ ПО НАВКОЛОЗЕМНІЙ ОРБІТІ.....	42
3.1. ПАРАМЕТРИ ОРБІТИ РУХУ СУПУТНИКА, ЩО РУХАЄТЬСЯ ПО НАВКОЛОЗЕМНІЙ МОДЕЛІ.....	42
3.2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВІДНОСНОГО РУХУ СУПУТНИКІВ.....	45
3.3. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКІВ	47
3.4. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ВИКОНАВЧИХ ПРИСТРОЇВ	50
4. РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ РУХОМ	53
4.1. ПЕРЕХІД СКА НА ОРБИТУ ККА.....	54
4.2. ЗБЛИЖЕННЯ ТА СТИКУВАННЯ СКА З ККА.....	63

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата	Система автоматичного стикування супутників з машинним зором Відомість дипломного проекту	Літера	Аркуш	Аркушів
Розроб.		Усатенко М.В.						
Перевір.		Збруцький О.В.					10	95
Консул.						КПІ ім. Ігоря Сікорського каф. СКЛІА гр. АС-91		
Н/контр.								
Затверд.								

4.3. ЗМІНА ОРБИТИ ККА	69
4.4. Повернення СКА на власну орбіту	70
4.5. Розрахунок витрат палива для виконання операції	72
5. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО СТИКУВАННЯ.....	75
5.1. Створення закону керування	76
5.2. Створення нелінійної моделі системи автоматичного зближення та стикування	80
5.3. Аналіз результатів симуляції моделі	84
ВИСНОВОК.....	89
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	90
ДОДАТОК А. ФУНКЦІОНАЛЬНІ СХЕМИ СИСТЕМИ МАШИННОГО ЗОРУ. ДП АС91-2023.12.003СФ	92
ДОДАТОК Б. БЛОК-СХЕМА АЛГОРИТМУ ЗБЛИЖЕННЯ ТА СТИКУВАННЯ. ДП АС91-2023.12.004ТК	93
ДОДАТОК В. ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ МОДЕЛІ В SIMULINK. ДП АС91-2023.12.004ТК	94

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

КА – космічний-апарат

ККА – клієнтський космічний апарат

РСК – реактивна система керування

САК – система автоматичного керування

СКА – сервісний космічний апарат

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						12
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

ВСТУП

На сьогоднішня проблема автоматичного стикування супутників є актуальною враховуючи велику кількість космічних апаратів на орбіті Землі та необхідність в їх обслуговуванні, збірці, дозаправці та переміщенні з орбіти на орбіту. Це дозволить подовжити термін експлуатації цих апаратів, а також налагодити процес очищення навколоземного простору від космічного сміття з можливістю в майбутньому переробки або утилізації безпосередньо на орбіті. Для цього необхідно створити систему автоматичного зближення та стикування. У цій роботі ця система використовує для визначення параметрів руху супутника-переслідувача (активний супутник, що здійснює зближення та стикування) відносно супутника-цілі (пасивний супутник, до якого здійснюється зближення та стикування) за допомогою машинного зору.

В розділі 1 проведено огляд алгоритмів зближення та стикування.

В розділі 2 розроблено алгоритм визначення кутів лінії візування та встановлено вимоги до апаратної частини системи машинного зору.

В розділі 3 визначено математичні моделі руху супутників на орбіті

В розділі 4 розроблено алгоритм виконання орбітальних переходів, зближення і стикування та проведено відповідні розрахунки для виконання переходів.

В розділі 5 створено модель для симуляції процесу зближення та стикування, підібрані коефіцієнти для регулятора і проаналізовано результати роботи системи автоматичного зближення та стикування

Мета дипломного проекту є розробка алгоритму визначення кутів лінії візування, алгоритму роботи системи автоматичного зближення на близьких дистанціях та стикування супутників за допомогою системи технічного зору і розрахунок витрат палива для виконання операції перенесення ККА з орбіти на орбіту.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						13
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

1. Огляд сучасного стану розвитку питання автоматичного стикування

1.1. Реалізація стикування КА на орбіті

Згідно з джерелом [1] перша вдала спроба зближення КА відбулося 15 грудня 1965 року, коли на орбіті зблизились американські пілотовані КА Gemini 6A та Gemini 7 (рисунок 1.1.1). Тоді ці КА зблизилися на мінімальній відстані 30 см та утримувалися одне відносно одного. Згодом, як зазначалося в джерелі [2], 16 березня 1966 року відбулося пілотоване стикування КА Gemini 8 з Agena Target Vehicle (також відома як Gemini-Agena Target Vehicle) (рисунок 1.1.2), що представляв собою безпілотний КА, який запустили для відпрацювання алгоритму стикування. Це був перший випадок стикування у космосі, що відкрив шлях для відправки астронавтів на Місяць та їх повернення.



Рисунок 1.1.1. [3] Вид Gemini 7 з Gemini 6A під час зближення

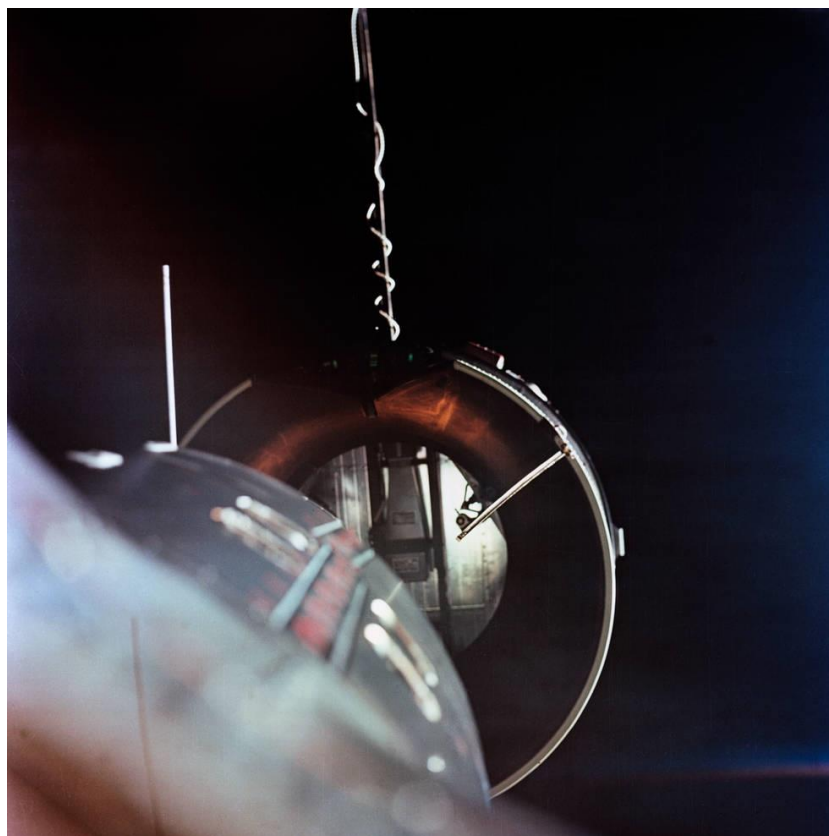


Рисунок 1.1.2. [4] Вид Agena Target Vehicle з Gemini 8 під час стикування

У джерелі [5] була вказана послідовність виконання зближення та стикування КА Gemini 8 з Agena Target Vehicle (схема показана на рисунку 1.1.3). Спочатку запустили Agena Target Vehicle на висоту 298 км на кругову орбіту. Вона могла отримувати керуючі сигнали як від КА Gemini, так і від центру керування польотами. Стикувальний шлюз цілі був обладнаний миготливими вогнями, прожекторами та фосфоресцентними позначками для покращення видимості. Також він також мав радіолокаційний ретранслятор, що отримував радіолокаційний сигнал від КА переслідувача (у даному випадку це Gemini 8) та випромінював підсилений сигнал для покращення радіолокаційної видимості. Після успішного закріплення КА цілі на орбіті запустили КА переслідувач на коеліптичну орбіту, висота якої була на 28 км меншою за висоту орбіти цілі. Дана різниця у висоті базувалася на компромісі між бажанням бути достатньо близьким до цілі аби була можливість візуально відслідковувати ціль, але в той же час аби мінімізувати вплив похибок введення на орбіту. Коли Gemini 8 був на відстані

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		15

близько 60 км, відносний кут висоти до цілі досяг дискретного значення 27,2 градуса, після чого астронавти виконали імпульсивний маневр, що був відомий як ініціювання кінцевої фази. Цей маневр перевів КА переслідувач з коеліптичної орбіти на зустрічну траєкторію з КА ціллю. За необхідності було виконано два маневри корекції на середині курсу, що виправити відхилення траєкторії. Маневр у результаті цієї стратегічно розробленої орбіти був направлений уздовж лінії прямої видимості до КА цілі. Якби за будь-яких причин радар чи бортовий комп'ютер відмовили б, астронавти змогли б виміряти кут висоти за допомогою секстанту та виконати маневр вручну. Під час виконання останнього етапу ціль була чітко видна на зоряному фоні на невеликих швидкостях зближення. Ці та інші характеристики, що визначали місце зближення були орієнтовані на пілота.

Gemini був обладнаний радаром інтерферометричного типу, що визначав відстань та кутові дані на дистанціях в межах від 450 км до 150 м. Коли КА переслідувач був достатньо близько до КА цілі, астронавти почали пілотований політ за допомогою бортових засобів та візуального спостереження за КА ціллю. На відстанях до цілі 15 - 60 м радар більше не міг використовуватися для надання точних даних. У цей момент візуальні спостереження за функціями стикування забезпечили єдину відносну навігаційну інформацію. Крім великої залежності від системи визначення дальності «очного яблука», відносна орієнтація між КА переслідувачем та ціллю повністю визначалася зором астронавтів. Звісно, Agena отримувала команди та керувала певною номінальною орієнтацією, у якій КА могли зістикуватися, але КА переслідувач не містив приладів для незалежного визначення відносного положення між двома космічними кораблями. Аналогічна схема була використана при стикуванні місячного посадкового модуля з Аполлоном на місячній орбіті.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						16
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

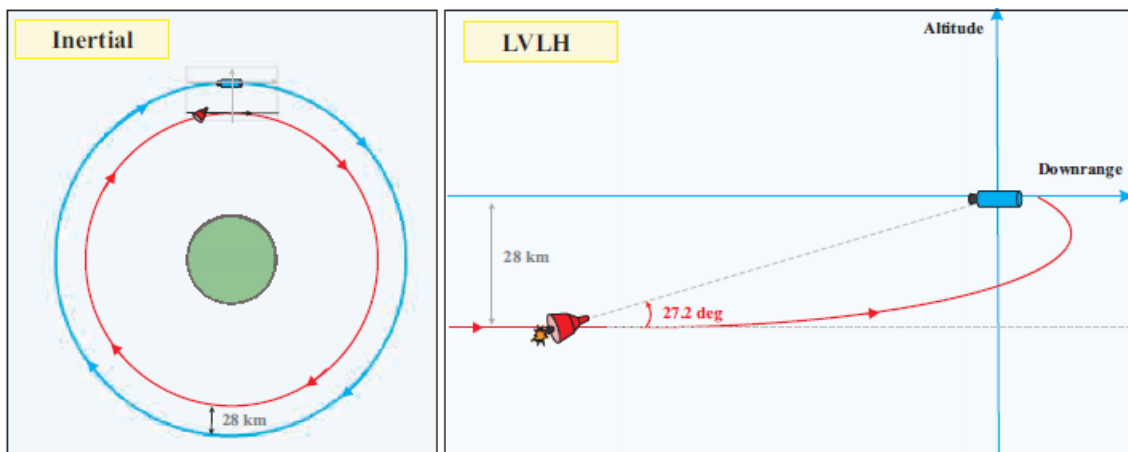


Рисунок 1.1.3. [5] Схема зближення та стикування Gemini 8 з Agena Target Vehicle

30 грудня 1967 року [6] відбулося стикування у космосі на навколоземній орбіті двох безпілотних КА «Космос-186» та «Космос-188» (рисунок 1.1.4), що були побудовані на базі пілотованого КА «Союз». Це було перше автоматичне стикування КА на космічній орбіті. Даний досвід планувалося використати для місячної програми СРСР, але, незважаючи на те, що місячна програма не була втілена у життя, отриманий досвід використовувався при створенні станцій «Салют» та «Мир» і використовується при доставці корисного навантаження на МКС КА «Союз» та «Прогресс».

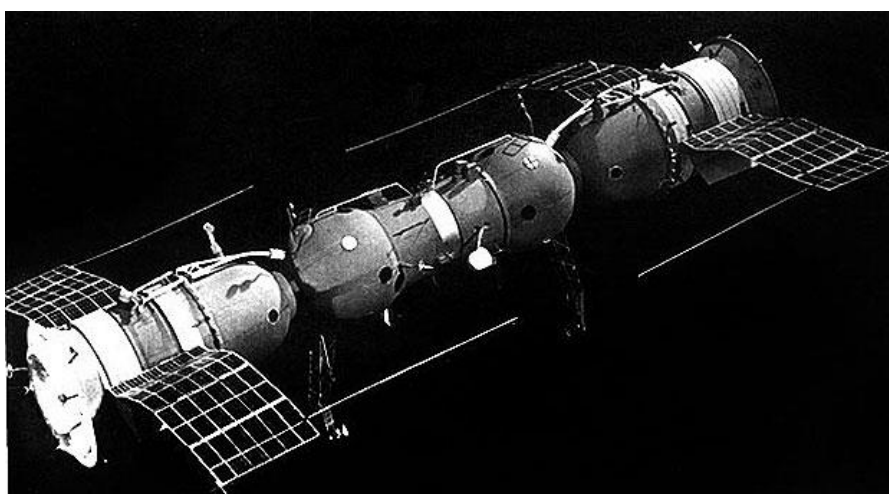


Рисунок 1.1.4. [7] Модель КА «Космос-186» та «Космос-188», що автономно стикувалися на орбіті

Активний КА «Космос-186» (супутник-переслідувач) був запущений першим, а наступного дня був виведений на пряму орбіту пасивний КА «Космос-188» (ціль). Кожен був оснащений навігаційною системою зближення «Ігла», яка надавала інформацію про відносне положення та орієнтацію КА переслідувачу для зустрічі та стикування з КА ціллю. Як показано на рисунку 1.1.5, між двома транспортними засобами було п'ять різних типів радіочастотних антен; кожна з них позначена на верхній діаграмі як А, В, С, D і Е. Антена А була фіксованою всенаправленою антеною, яка використовувалася КА ціллю для визначення свого місцезнаходження шляхом трансляції безперервних хвильових сигналів. Антена В була обертовою приймальною антеною, розташованою на обох КА, яка використовувалася для надання інформації щодо відносної орієнтації. Антена С була передавальною/приймальною антеною з вузьким променем тарілки, розташованою на КА переслідувачі для відстеження кутового руху цільової машини. Антена D була фіксованою антеною-тарілкою, встановленою на КА цілі для передачі даних дальності назад до КА переслідувача. Антена Е була ще однією фіксованою антеною на переслідувачі, яка використовувалася в операціях на близькій відстані для усунення нелінійних аномалій, які посилювалися на близьких відстанях.

У точці виходу на орбіту КА ціль був значно наближений до КА переслідувача (до кілометрів), і обидва апарати розпочали фазу взаємного пошуку та захоплення, як показано в нижній частині рисунку 1.1.5. По-перше, КА ціль передавав сигнали, використовуючи свої два напрямки антени (А), щоб сповістити КА переслідувач про його поточне місцезнаходження. Поки сигнал не було отримано, КА переслідувач повільно обертася, шукаючи сигнали радіомаяка за допомогою обертових приймальних антен (В). Щойно відбулося захоплення, КА переслідувач направив себе на КА ціль і зберіг це відносне положення. Коли КА переслідувач правильно зорієнтувався, він передав запитувальний сигнал через свою вузькопроменеву антену (С) до КА цілі. КА ціль прийняв запит за допомогою

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						18
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

однієї зі своїх обертових приймальних антен (В) і використав цей сигнал, щоб орієнтувати свою вузьку пучкову антену в напрямку КА переслідувача.

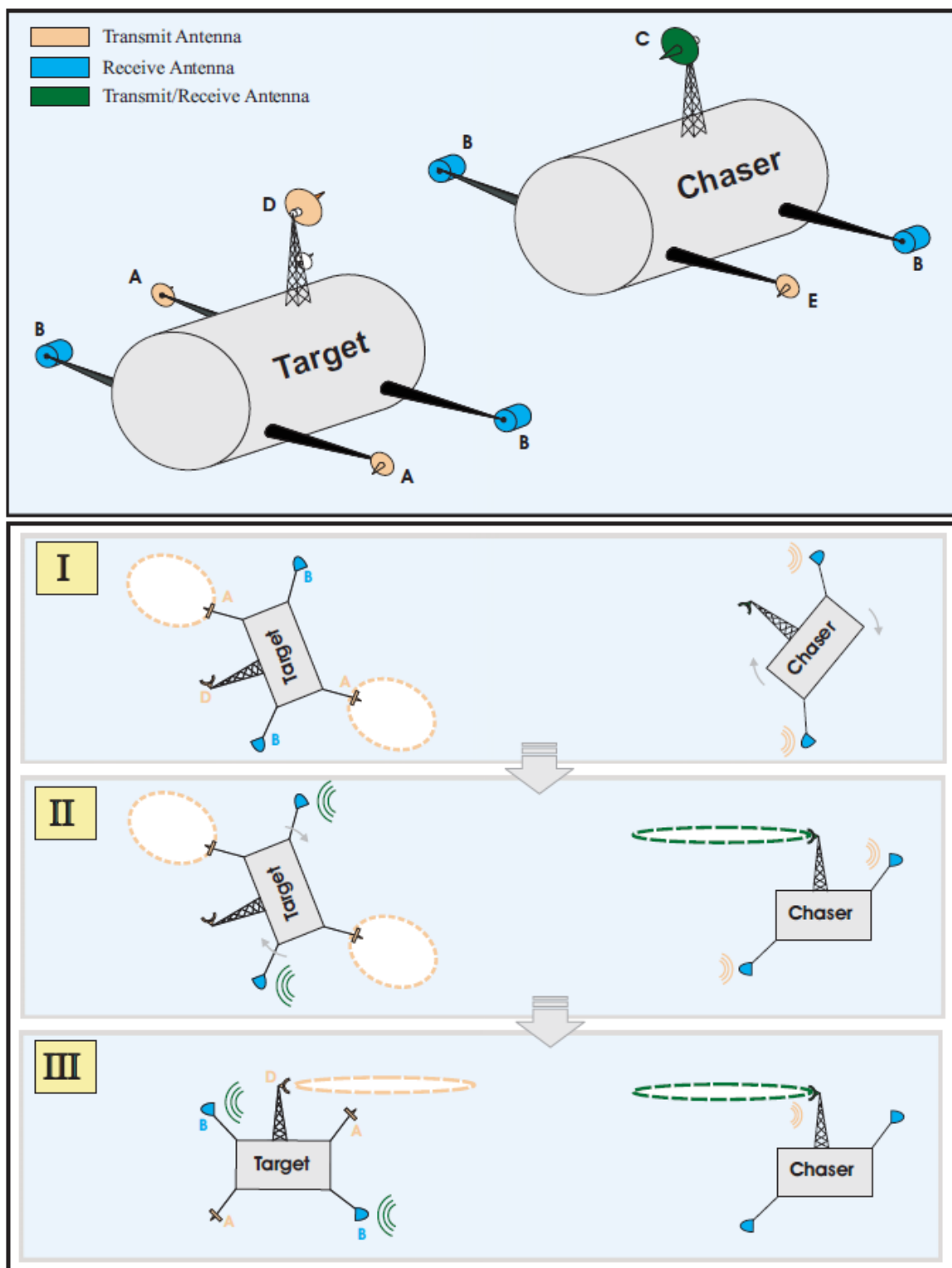


Рисунок 1.1.5. Схема роботи радіолокаційної системи зближення «Ігла»
(помаранчеве – передавальні антени, голубе – приймальна антена, зелене –
передавально-приймальна антена)

Після того, як обидва космічні кораблі загалом були вирівняні, система «Ігла» почала об'єднувати два апарати. КА ціль вимкнула маяк (А), але продовжила отримувати сигнали опитування від КА переслідувача своїми обертовими антенами (В) і повторно передавав їх через свою фіксовану вузькопроменеву антену (D). Карданна антена КА переслідувача (С) уловила цей сигнал ретрансляції, а бортовий комп'ютер КА переслідувача використовував ці спостереження для визначення дальності, радіальної швидкості та повороту вектора прямої видимості. Використовуючи закон керування, який зберігав обертання прямої видимості на нульовому рівні, а дальність – на певній бажаній функції дальності, КА переслідувач повільно зменшував відносну відстань, поки не було досягнуто стикування.

1.2. Приклади реалізації системи автоматичного стикування супутників з машинним зором

У напрямку розробки системи визначення відносного положення та орієнтації супутника за допомогою системи технічного зору була проведена робота [8] НАН України на базі стенда, що знаходиться на підприємстві АТ «Елміз». Метою цієї роботи була розробка науковотехнічних основ побудови системи технічного зору та методів розв'язання задачі визначення положення космічного апарата відносно некооперованого космічного апарата, створення математичного опису процесу зближення та стикування, а також програмно-алгоритмічного забезпечення системи технічного зору, що задовольняє задані вимоги. Результат роботи цієї програми показаний на рисунку 1.2.1.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						20
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

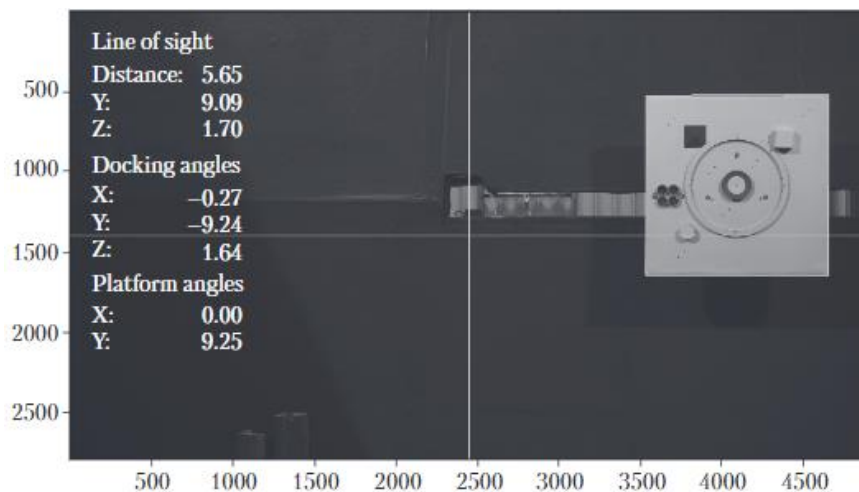


Рисунок 1.2.1. Результат роботи програми

Також схожу роботу проводить ТОВ «Курс-Орбітал», що займаються розробкою модуля для автоматичного зближення та стикування з супутниками. Даний модуль за задумом для зближення на дальніх відстанях (до 20 км) використовує радіолокаційні системи, а для зближення на ближніх відстанях та стикування використовує оптичну камеру та далекомір. Безпосередньо для стикування з супутником даний модуль використовуватиме роботи-маніпулятори (у подальшій роботі вважатимемо, що для стикування у цій роботі вони будуть використовуватися).

Аналогічні розробки [9] проводить агенство аерокосмічних досліджень Японії (JAXA). Вони займаються розробкою системи, яка за допомогою оптичного зображення визначати відносні координати та орієнтацію цілі за допомогою обробки зображень, використовуючи нейронні мережі. Також вони розробили алгоритм для безпечного зближення з пасивним об'єктом, що не надає відповіді (наприклад космічне сміття), що показаний на рисунку 1.2.2.

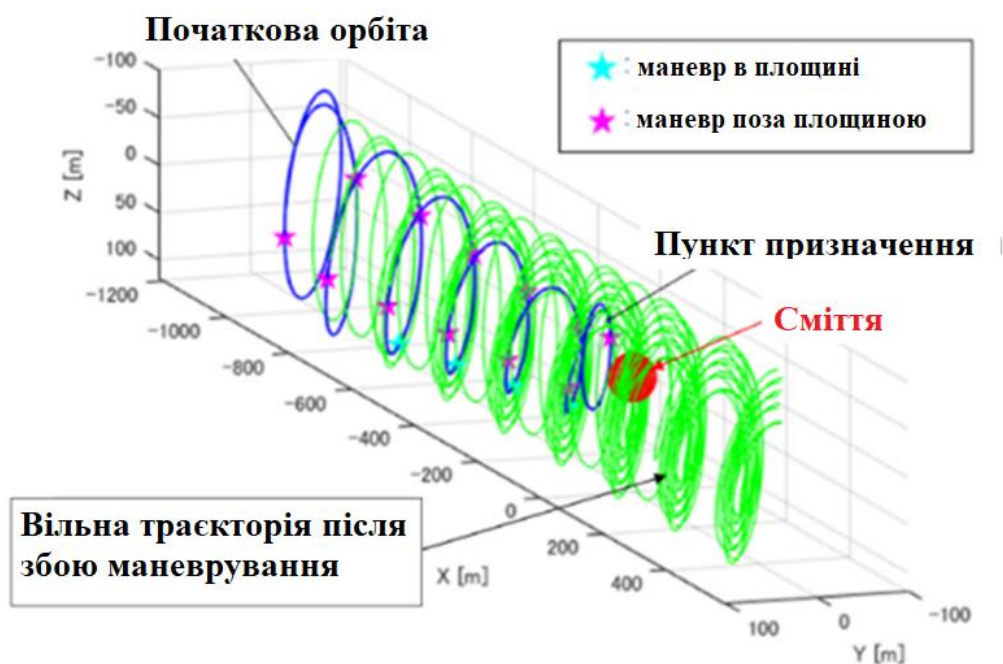


Рисунок 1.2.2. [9] Траєкторія безпечного зближення від JAXA

У підсумку можна сказати, що станом на сьогоднішній день проводиться активна робота над створенням системи зближення та стикування за допомогою оптичного зображення.

2. Розробка системи машинного зору

Розробимо систему машинного зору, за допомогою якого ми будемо проводити пошук супутника-цілі та визначення параметрів кутів лінії візування, відстані супутника-переслідувача до супутника-цілі та відносної орієнтації супутника-цілі.

Більшість систем стикування працюють з чорно-білим зображенням оскільки кольорові зображення на один піксель використовують три числа, а саме числа, що вказують на рівні червоного, зеленого та синього (для системи red green blue, RGB), в той час як чорно-білі зображення на один піксель використовує тільки одне число, що описує відтінок сірого, тим самим на одне зображення приходить у три рази менше чисел і, тим самим, зменшує кількість операцій для обробки зображень. В подальшому ми будемо використовувати чорно-білі зображення.

При подальшій розробці алгоритму пошуку супутника-цілі вважатимемо, що об'єкт знаходитиметься на фоні космосу, де окрім самого об'єкту нічого немає. У такому разі нам для пошуку об'єкту достатньо програмно виділити один об'єкт що виділятиметься на чорному фоні. Для цього у бібліотеках для розробки систем технічного зору передбачена дана функція.

2.1. Визначення складу апаратної частини системи машинного зору

Визначимо склад апаратної частини системи машинного зору. Для подальших визначень координат супутника-переслідувача відносно супутника цілі нам необхідно знати та можемо визначити за допомогою системи машинного зору:

- кути лінії візування до супутника-цілі;
- відстань до супутника-цілі;
- відносна орієнтація супутника-цілі

Для визначення вищенаведених параметрів на близьких відстанях можна використовувати радіолокаційну систему (наприклад «Ігла» або «Курс»), LiDAR (англ. Light Detection and Ranging або Laser imaging Detection and Ranging) або

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						23
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

оптичну камеру. Як зазначалося в п. 1.1, перші системи зближення та стикування використовували саме радіолокаційні системи. Як правило такі системи найбільш доцільніше використовувати на дальній та середніх відстанях, оскільки такі системи мають доволі великі максимальні (у порівнянні з іншими системами визначення відносного положення) та мінімальні діапазони роботи за умови, якщо супутник-ціль або інший космічний об'єкт не має радіообладнання, що спеціально підготовлене для даної системи зближення та стикування. Система LiDAR працює за аналогічним принципом, що і радіолокатор, але замість радіосигналу він використовує світлові сигнали (зазвичай це ІЧ сигнал), але такі системи з метою забезпечення достатньої точності вимагають наявності відбивачів на супутнику-ціль, що посилюватимуть сигнал, що відбився від супутника-ціль. Оптичні камери для визначення кутів лінії візування зазвичай використовують зображення, що були отримані у видимому спектрі, що дозволяє здійснювати зближення на близьких відстанях та стикування, проте така система має ряд особливостей:

- на роботу такої системи впливає рівень освітлення супутника-ціль. Наприклад, якщо на супутник не освітлюється, то оптична камера не зможе зафіксувати супутник-ціль (ця проблема вирішується встановленням на систему машинного зору освітлювачів, які освітлюватимуть);
- для визначення відстані до супутника-ціль за допомогою однієї оптичної камери необхідно мати інформацію щодо розмірі в супутника-ціль та наявності характерних точок, а якщо у нас відсутня попередня інформація про супутник-ціль, то для цього використовують дві камери (стереоскопічна система).

Якщо при проектуванні системи автоматичного зближення та стикування було прийнято рішення використовувати одну камеру, то для визначення відстані до супутника-ціль необхідно використовувати інший інструмент, наприклад лазерний далекомір. Для стабільної роботи імпульсних лазерних далекомірів в

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						24
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

умовах космосу необхідно, аби на супутнику-цілі також були встановлені відбивачі, але якщо на супутнику відсутні відбивачі, тоді для цього необхідно використовувати лазерні далекоміри, що здатні вимірювати по дифузній поверхні. Також варто зазначити, що однією з особливостей визначення відстані до супутника за допомогою лазерного далекоміра є те, що супутник-переслідувач має бути наведеним на супутник-ціль, інакше визначення відстані до супутника-цілі за допомогою лазерного далекоміру не буде можливим, оскільки супутник-ціль не буде знаходитися у зоні вимірювання відстані лазерного далекоміра. У подальшій роботі для системи машинного зору як сенсори будемо використовувати одну оптичну камеру та один лазерний далекомір.

Розглянемо можливі варіанти складу системи машинного зору для системи автоматичного стикування, функціональні схеми який показані у додатку А. Усі варіанти конфігурацій системи машинного зору у своєму складі мають блок обробки зображення, що проводить аналіз отриманих зображень з камер, та інформаційний блок, що збирає інформацію з сенсорів (у нашому випадку це лазерний далекомір) та блоків обробки даних з сенсорів (у нашому випадку це блок обробки зображення). З точки зору практичної реалізації у якості блоку обробки зображення та інформаційного блоку можна використовувати один мікрокомп'ютер, що здатний виконувати задачі обробки зображень та збору і передачі даних паралельно.

Перший варіант передбачає одночасне використання двох камер для визначення кутів лінії візування та відстані до супутника-цілі за допомогою двох камер. Структурна схема даної конфігурації показана на рисунку 2.1.1. Перевагою даної конфігурації є те, що у цій конфігурації можна вимірювати відстань при порівняно великих кутах лінії візування, поки супутник-ціль знаходиться в межах зони огляду обох камер. До того ж у разі відмови однієї з камер можна використовувати другу камеру для визначення кутів лінії візування, але при цьому відстань до супутника цілі можна визначити лише за умови якщо нам попередньо відомі його геометричні характеристики (габарити, наявність та місцезнаходження

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						25
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

характерних точок). Недоліком цієї системи є те, що для визначення параметрів кутів лінії візування та відстані до камери необхідно проводити аналіз двох зображень одночасно.

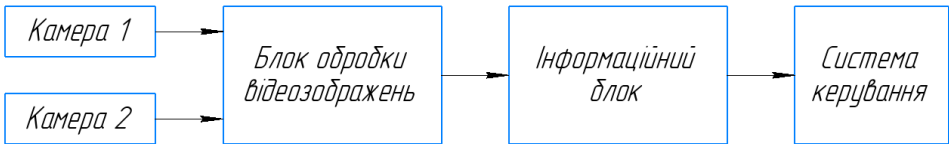


Рисунок 2.1.1. Структурна схема конфігурації з парою камер

Другий варіант передбачає використання однієї камери для визначення кутів лінії візування до супутника-цілі та лазерного далекоміру для вимірювання відстані до супутника-цілі. Структурна схема даної конфігурації показана на рисунку 2.1.2. Перевагою даної конфігурації є те, що у цій конфігурації при визначенні кутів лінії візування проводиться обробка лише одного зображення. Недоліком цієї системи є те, що для визначення відстані до супутника-цілі за допомогою далекоміра необхідно забезпечити умову аби супутник-ціль був в межах огляду лазерного далекоміра, тобто необхідно навести супутник-переслідувач на супутник-ціль. Для забезпечення умови дотримання необхідної роздільної здатності протягом усього діапазону роботи системи машинного зору необхідно буде забезпечити задану роздільну здатність на найбільшій дистанції та забезпечити необхідний кут огляду на ближніх дистанціях на матриці має бути доволі велика кількість пікселів, через що на обробку зображення потрібно багато часу. Цей недолік також стосується першого варіанту конфігурації.



Рисунок 2.1.2. Структурна схема конфігурації з однією камерою та лазерним далекоміром

Третій варіант передбачає використання двох камер для визначення кутів лінії візування до супутника-цілі (одна для ближнього огляду, а друга для дальнього огляду) та лазерного далекоміру для вимірювання відстані до супутника-цілі. Структурна схема даної конфігурації показана на рисунку 2.1.3. Перевагою даної конфігурації є те, що у цій конфігурації при визначенні кутів лінії візування проводиться обробка лише одного зображення з однієї з двох камер в залежності від відстані до супутника цілі. До того ж у результаті використання двох різних камер для визначення кутів лінії візування на ближніх відстанях використовується великий кут огляду і немає необхідності забезпечувати задану роздільну здатність однією камерою протягом усього діапазону вимірювань, а для дальніх відстаней використовувати камеру з меншим кутом огляду, що зможе забезпечити задану роздільну здатність камерою протягом усього діапазону вимірювань і при цьому немає необхідності забезпечувати можливість визначення кутів лінії візування протягом усього діапазону вимірювань. Як наслідок для обох камер встановлюється порівняно менша кількість пікселів на зображенні. Недоліком цієї системи є те, що для визначення відстані до супутника-цілі за допомогою далекоміра необхідно забезпечити умову аби супутник-ціль був в межах огляду лазерного далекоміра, тобто необхідно навести супутник-переслідувач на супутник-ціль. Аналогічне рішення можна використати для першої конфігурації, виставляючи дві пари камер.

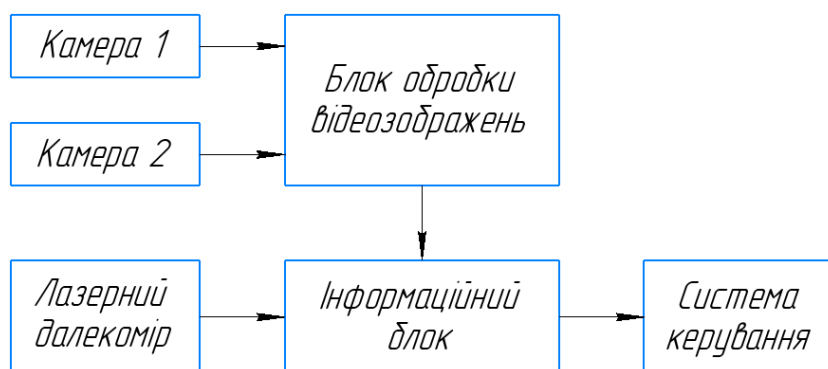


Рисунок 2.1.3. Структурна схема конфігурації з двома камерами та лазерним далекоміром

У подальшій роботі будемо використовувати третю конфігурацію та розглядатимемо можливість застосування другої конфігурації.

2.2. Розрахунок кутів лінії візування за допомогою оптичної камери

Розробимо алгоритм визначення кутів лінії візування. Для визначення кутів лінії візування використовувалася камера. Для розрахунків кутів лінії візування використовувалася схема, що була наведена на рисунку 2.2.1, де точка O – точка фокусу, до якої сходяться світловий потік, що потім потрапить на матрицю, точка P – положення геометричного центру об'єкту, частина якого потрапляє на матрицю, площина $ABCD$ – площина, що потрапляє на матрицю камери та проходить через точку P , відрізок OO' – відрізок, що є частиною нормалі до площини $ABCD$, яка проходить через точку O , P_x та P_z – проекції точки P на осі, що проходять крізь точку O' та паралельні, відповідно до осей X та Z , α , ϵ – складові кута лінії візування, які в подальшому будуть називатися, відповідно, кутами азимуту та місця.

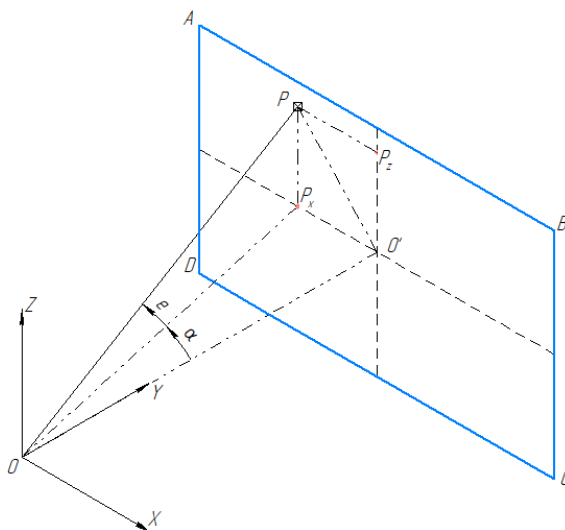


Рисунок 2.2.1. Лінія візування та вимірювання кутів

Як правило, серед технічних характеристик, які визначають якість системи надається кількість пікселів на матриці (по горизонталі та по вертикалі або загальна кількість пікселів та формат матриці), кут огляду камери (по горизонталі та

вертикалі або, рідше, діагоналі) або фокусна відстань та габарити матриці. Для подальших розрахунків користуватимемось рисунком 2.2.2, на якому вважатимемо, що оптична система не викривлює зображення, що потрапляє на матрицю.

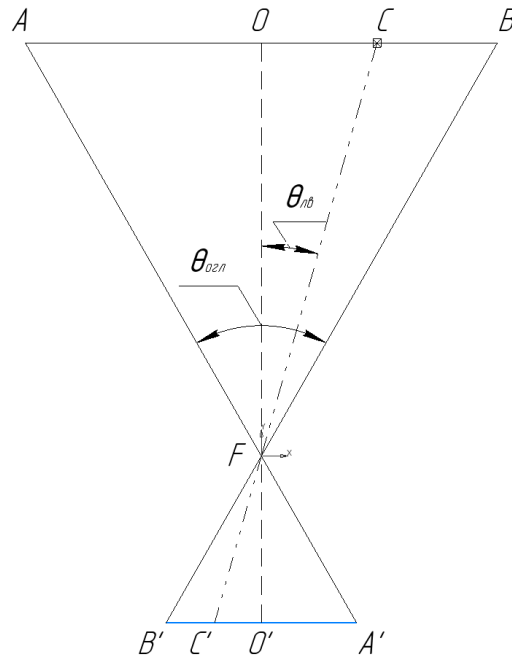


Рисунок 2.2.2. Геометрія для визначення кута лінії візування

З рисунку 2.2.2 інформацією, яку ми знаємо або можемо безпосередньо отримати є кут огляду камери вздовж однієї з осей θ_{ogl} (або розмір матриці $A'B'$ та фокусна відстань OF'), положення об'єкту на зображенні, яке розраховуються за допомогою кількості пікселів, що є наявним вздовж осі, що знаходяться на відрізках $A'C'$ та $A'B'$, але для подальших розрахунків використовуватимемо співвідношення $A'C'/A'B'$. Далі для визначення кута лінії візування θ_{lv} проведемо наступні розрахунки із застосуванням принципу подібності трикутників:

$$ABF \sim A'B'F, \quad OCF \sim O'C'F, \quad OBF \sim O'B'F,$$

$$\theta_{ogl} = 2 \cdot \tan^{-1} \frac{AB}{2 \cdot OF} = 2 \cdot \tan^{-1} \frac{A'B'}{2 \cdot O'F'},$$

$$OF = OC \cdot \cot \theta_{\text{лв}} = OB \cdot \cot \frac{\theta_{\text{озл}}}{2},$$

$$\cot \theta_{\text{лв}} = \frac{OB}{OC} \cdot \cot \frac{\theta_{\text{озл}}}{2}$$

$$\begin{aligned} \theta_{\text{лв}} &= \cot^{-1} \left(\frac{OB}{OC} \cdot \cot \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{OC}{OB} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{O'C'}{O'B'} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right) = \\ &= \tan^{-1} \left(\frac{A'C' - A'O'}{A'B' - A'O'} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right) \stackrel{A'O' = A'B'/2}{=} \tan^{-1} \left(\frac{A'C' - A'B'/2}{A'B' - A'B'/2} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right) = \\ &= \tan^{-1} \left[\left(2 \cdot \frac{A'C'}{A'B'} - 1 \right) \cdot \tan \frac{\theta_{\text{озл}}}{2} \right]. \end{aligned}$$

Таким чином ми можемо розрахувати кут азимута та кут висоти до супутника-цілі. Розглянемо детальніше. На рисунку 2.2.3 показано яким чином йде нумерація пікселів на зображенні. Виведемо формули для розрахунку кута азимуту α (рачується вздовж осі X) та кута місця e (рачується вздовж осі Y) до супутника-цілі, враховуючи, що обидва кути рахуватимуться проти напрямків осей X та Y .

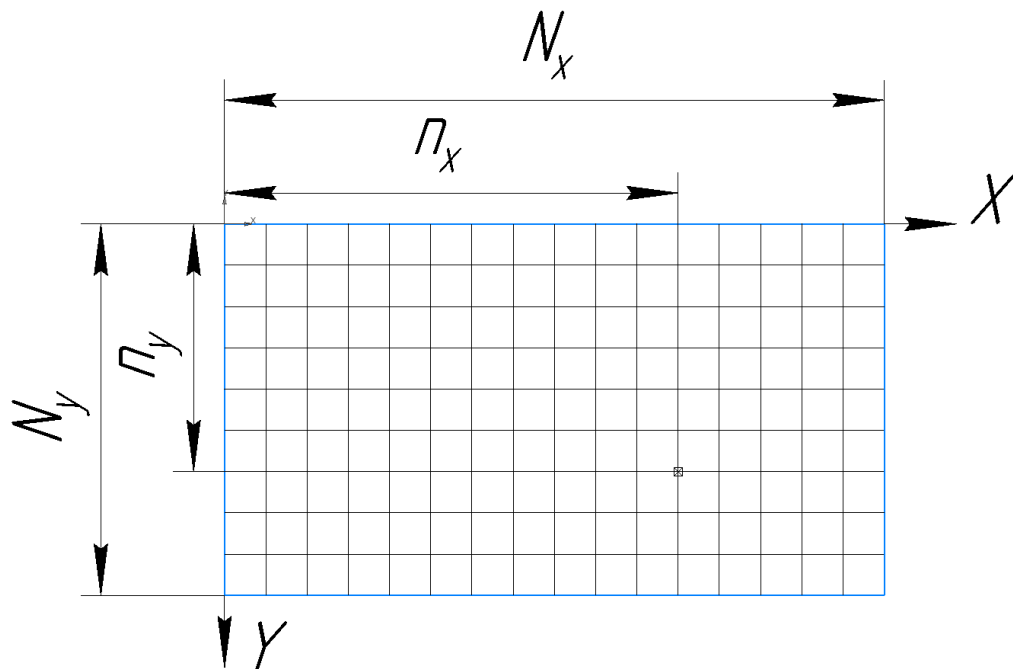


Рисунок 2.2.3. Система координат на зображенні (N_x, N_y – сумарна кількість пікселів на стороні, відповідно, вздовж осей X та Y , n_x, n_y – кількість пікселів на стороні до точки, відповідно, вздовж осей X та Y)

$$\alpha = \tan^{-1} \left[\left(1 - 2 \cdot \frac{n_x}{N_x} \right) \cdot \tan \frac{\theta_{огл.г}}{2} \right],$$

$$e = \tan^{-1} \left[\left(1 - 2 \cdot \frac{n_y}{N_y} \right) \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2} \right].$$

де $\theta_{огл.г}$ та $\theta_{огл.в}$ – кути огляду камер, відповідно, по горизонталі та по вертикалі.

Тепер ми отримали формули для розрахунку кутів лінії візування камер до деякої точки. В подальшому ця формула буде використовуватись для розрахунку кутів лінії візування до геометричного центру контуру супутника-цілі, що потрапив у поле зору камери.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		31

2.3. Визначення вимог до характеристик оптичної камери та лазерного далекоміра

Встановимо вимоги до характеристик оптичної камери та лазерного далекоміра. Для подальших розрахунків ми посилатимемося на вимоги до системи машинного зору, що наведені нижче:

- діапазон роботи системи технічного зору та дальність вимірювання відстані до супутника-цілі лазерним далекоміром D – від 2 м до 50 м;
- мінімальний діапазон кутів лінії візування α та e – $\pm 3^\circ$;
- абсолютна похибка виміру кутів лінії візування $\Delta\alpha$ та Δe – $\pm 0,15^\circ$;
- похибка виміру відстані ΔD – $\pm 0,03$ м;
- мінімальна кількість пікселів, що має припадати на сторону супутника – 48 пікселів;
- габарити супутника – від 1 м до 2,5 м по будь якій з осей;
- лазерний далекомір має вимірювати відстань по дифузній поверхні.

Тепер встановимо вимоги для лазерного далекоміра. З вищенаведених вимог неважко вивести вимоги для лазерного далекоміру:

- дальність вимірювання – від 2 м до 50 м;
- похибка виміру відстані ΔD – $\pm 0,03$ м;
- лазерний далекомір має вимірювати відстань по дифузній поверхні.

Під задані вимоги підходить лазерний далекомір TrueSense S-300 [10] від Laser Tech, що має наступні характеристики:

- дальність вимірювання – від 46 см до 50 м;
- точність вимірювань – $\pm 0,01$ м;
- розбіжність променя – приблизно $10'$, або $2,5^\circ$ для більш точних вимірювань;
- можливість вимірювати по дифузній поверхні.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						32
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

Встановимо вимоги для оптичної камери. З вимог до системи машинного зору будемо виводити вимоги до оптичної камери у наступній послідовності:

1. Розрахунок мінімально необхідного кута огляду;
2. Розрахунок кількості пікселів на матриці на визначений кут огляду;
3. Перевірка необхідності у додатковій камері (якщо така необхідність була виявлена, тоді необхідно провести аналогічні розрахунки).

Для розрахунку мінімального куту огляду розрахуємо кут огляду, в межах яких супутник максимально можливих габаритів (тобто проекція супутника-цілі представляє собою квадрат максимальних габаритів, що повернутий та 45° відносно матриці камери) повністю вміщається у зображення з урахуванням того, що має бути запас, що дорівнює мінімальному діапазону вимірювань кутів лінії візування:

$$\theta_{\text{мін.огл}} = 2 \cdot \tan^{-1} \frac{b_{\text{макс}} / \cos(45^\circ)}{2 \cdot D_{\text{мін}}} + 2 \cdot e_{\text{ВМ}} \approx 88,95^\circ.$$

В подальшому вважатимемо, що кут огляду по стороні, на якій найменша кількість пікселів, дорівнює 89° . У даному випадку це кут огляду по вертикалі.

Для розрахунку мінімальної кількості пікселів, необхідної для забезпечення необхідної точності визначення кутів лінії візування, вважатимемо, що похибка вимірювання $\Delta\alpha$ та $\Delta\epsilon$ буде знаходитись в межах кроку вимірювань кутів азимуту та місця, хоча в дійсності ця похибка залежить від дефектів та викривлення оптичної системи оптичної камери та програмного забезпечення, що здійснює розпізнавання та визначення геометричного центру супутника-цілі. Для компенсації складової похибки, що виникає через дефекти та викривлення оптичної системи, необхідно провести калібрування камери, опис якого наведений у розділі 5. При подальших розрахунках ми не враховуватимемо похибку, що виникає через роботу програмного забезпечення, що здійснює розпізнавання та визначення геометричного центру супутника-цілі. Таким чином для визначення

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						33
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

необхідної кількості пікселів ми посилатимемося на задану точність вимірювання кутів лінії візування. Для цього скористаємось формулою для розрахунку кута огляду камери, та виведемо формулу для розрахунку необхідної кількості пікселів для визначеного кута огляду.

$$\Delta e = \tan^{-1} \left[\left(1 - 2 \cdot \frac{N_{y\min}/2 - 1}{N_{y\min}} \right) \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.б}}}{2} \right]$$

$$\left(1 - 2 \cdot \frac{N_{y\min}/2 - 1}{N_{y\min}} \right) \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.б}}}{2} = \tan(\Delta e),$$

$$\frac{N_{y\min} - N_{y\min} + 2}{N_{y\min}} = \tan(\Delta e) \cot \frac{\theta_{\text{огл.б}}}{2},$$

$$\frac{2}{N_{y\min}} = \tan(\Delta e) \cot \frac{\theta_{\text{огл.б}}}{2},$$

$$N_{y\min} = \frac{2}{\tan(\Delta e) \cot \frac{\theta_{\text{огл.б}}}{2}} \approx 750,4.$$

Необхідна кількість пікселів залежить від обраного кута огляду камери, тому перед розрахунком кількості пікселів необхідно визначити кут огляду. Тепер проведемо розрахунок загальної кількості пікселів для камер з стандартними співвідношеннями сторін матриць, а саме 4:3 та 16:9.

$$N_{4:3\min} = N_y^2 \cdot 4/3 = 0,75 \text{ МП},$$

$$N_{16:9\min} = N_y^2 \cdot 16/9 = 1 \text{ МП},$$

Тепер визначимо, чи є необхідність у встановленні другої камери. Для цього проведемо розрахунок граничної відстані, на якій на супутник мінімальних розмірів буде припадати кількість пікселів, що була задана у вимогах.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						34
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$\frac{b_{\min}}{2} = D_{\text{зр}} \cdot \tan e = D_{\text{зр}} \cdot \left[\left(1 - \frac{N_y + n_{\min}}{N_y} \right) \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.в}}}{2} \right],$$

$$D_{\text{зр}} = \frac{b_{\min} \cdot N_y}{2 \cdot n_{\min} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.в}}}{2}} \approx 7,96 \text{ м.}$$

Таким чином, дистанція, на якій здійснюватиметься перемикання між оптичними камерами для дальньої та ближніх дистанцій, дорівнює приблизно 8 м. Тепер спробуємо визначити кількість пікселів для того, аби використовувати тільки одну камеру

$$N_y = \frac{2 \cdot n_{\min} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.в}}}{2} \cdot D_{\text{макс}}}{b_{\min}} \approx 4716,9.$$

Тепер проведемо розрахунок загальної кількості пікселів для камер з стандартними співвідношеннями сторін матриць, а саме 4:3 та 16:9.

$$N_{4:3\min} = N_y^2 \cdot 4/3 = 29,67 \text{ МП},$$

$$N_{16:9\min} = N_y^2 \cdot 16/9 = 39,56 \text{ МП}.$$

Тепер проведемо розрахунки параметрів для оптичної камери для дальніх відстаней аналогічним чином, як і для оптичної камери для ближніх відстаней.

$$\theta_{\min.\text{огл}} = 2 \cdot \tan^{-1} \frac{b_{\text{макс}} / \cos(45^\circ)}{2 \cdot D_{\text{зр}}} + 2 \cdot e_{\text{ВМ}} \approx 31,05^\circ.$$

В подальшому вважатимемо, що кут огляду по вертикалі дорівнює 31° .

$$N_y = \frac{2 \cdot n_{\min} \cdot \tan \frac{\theta_{\text{огл.в}}}{2} \cdot D_{\text{макс}}}{b_{\min}} \approx 1331,2.$$

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						35
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

Тепер проведемо розрахунок загальної кількості пікселів для камер з стандартними співвідношеннями сторін матриць, а саме 4:3 та 16:9.

$$N_{4:3\min} = N_y^2 \cdot 4/3 = 2,36\text{МП},$$

$$N_{16:9\min} = N_y^2 \cdot 16/9 = 3,15\text{МП}.$$

Таким чином ми можемо зробити наступні висновки, якщо при проектування системи автоматичного стикування було заплановано використати одну камеру, тоді нам необхідно обрати оптичну камеру та лінзу таким чином, аби кут огляду камери по найменшій з сторін дорівнював 89 градусів та при цьому на матриці на найменшій з сторін має бути 4717 пікселів. Якщо було заплановано використовувати дві камери, то для камери ближнього огляду мінімальний кут огляду також має дорівнювати 89 градусів та при цьому на матриці на найменшій з сторін має бути 750 пікселів, а для камери дальнього огляду мінімальний кут огляду також має дорівнювати 31 градус та при цьому на матриці на найменшій з сторін має бути 1331 піксель. У такому разі відстань, на якій буде здійснюватися перемикання між камерами дорівнює 8 метрам.

З точки зору швидкості обробки зображення набагато доцільніше використовувати схему з двома камерами, оскільки для обробки менших за розміром зображень вимагається менше обчислювальних ресурсів, ніж при обробці порівняно великого зображення.

Нехай у якості камери для ближнього огляду будемо використовувати SPACESAM 5MP [11] від Space Micro, у якої можна виділити наступні характеристики:

- кількість пікселів: 5 МП (2560 x 2160);
- доступні кути огляду камери: 12°, 14°, 31°, 65° та 89° (також компанія пропонує виготовити лінзи під необхідний кут огляду).

Для цього застосуємо лінзу, що забезпечить кут огляду на 89° і при цьому кількість пікселів буде достатньою. Проведемо розрахунок граничної дистанції.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						36
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$D_{зр} = \frac{b_{\min} \cdot N_y}{2 \cdot n_{\min} \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2}} \approx 22,9 \text{ м.}$$

Також розрахуємо максимальний крок вимірювання кутів лінії візування для даної камери:

$$\Delta e = \tan^{-1} \left[\frac{2}{N_y} \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2} \right] \approx 0,05^\circ \approx 3'8'',$$

У такому разі характеристики камери дальнього огляду будуть наступними:

$$\theta_{\min.огл} = 2 \cdot \tan^{-1} \frac{b_{\max} / \cos(45^\circ)}{2 \cdot D_{зр}} + 2 \cdot e_{BM} \approx 14,83^\circ.$$

Проведемо розрахунок кількості пікселів для кута огляду по вертикалі 15° .

$$N_y = \frac{2 \cdot n_{\min} \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2} \cdot D_{\max}}{b_{\min}} \approx 631,9.$$

Також розрахуємо максимальний крок вимірювання кутів лінії візування для даної камери:

$$\Delta e = \tan^{-1} \left[\frac{2}{N_y} \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2} \right] \approx 0,007^\circ \approx 25'',$$

Також розрахуємо максимальний крок вимірювання кутів лінії візування для даної камери якщо кут огляду дорівнює 31° :

$$\Delta e = \tan^{-1} \left[\frac{2}{N_y} \cdot \tan \frac{\theta_{огл.в}}{2} \right] \approx 0,015^\circ \approx 53'',$$

У результаті роботи були визначені характеристики до далекоміру та оптичних камер за умови використання однієї та двох координат.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						37
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

2.4. Розпізнавання особливих точок на супутнику-цілі

Розробимо алгоритм розпізнавання характерних точок на ККА. Необхідність розпізнавання характерних точок на ККА полягає у тому, що за допомогою цих характерних точок можна визначити орієнтацію ККА відносно СКА, що буде необхідним на етапі стикування з СКА з ККА. Тут за характерні точки ми прийматимемо деякі деталі, що будуть видні на поверхні ККА та відрізнятимуться одне від одного формою та кольором (враховуючи, що наша система машинного зору сприймає тільки чорно-біле зображення, то це будуть відтінки сірого).

У цій роботі для обробки зображень та пошуку характерних точок застосуємо нейронні мережі. За визначенням, що наведене у джерелі [12] нейронні мережі (англ. Neural Networks, NN), що також відомі як штучні нейронні мережі (англ. Artificial Neural Networks, ANN) та симульовані нейронні мережі (англ. Simulated Neural Networks, SNN) є підмножиною машинного навчання та є основою алгоритмів глибокого навчання. Їх назва та структура натхненні людським мозком, імітуючи спосіб, яким біологічні нейрони передають сигнали один одному.

Як правило, нейронні мережі покладаються на набір даних, що були використанні для їх тренування. Їх використовують для розпізнавання мови, зображення, аналізу даних для створення прогнозів щодо тенденцій у тих чи інших сферах (маркетинг, економіка та ін.), групування даних за тими чи іншими характеристиками і т. д.

Зазвичай нейронні мережі мають наступну структуру, що показана на рисунку 2.4.1:

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						38
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

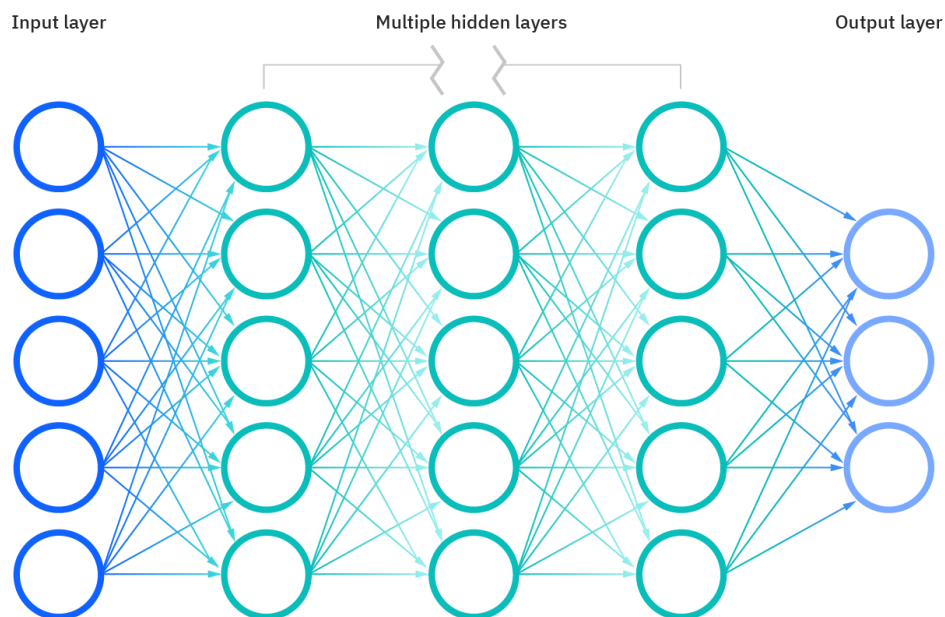


Рисунок 2.4.1. [13] Загальна структура нейронної мережі

- 1) вхідний шар (англ. Input Layer), у якому нейронна мережа отримує ті чи інші характеристики, що були обрані для аналізу (наприклад, пікселі із зображення);
- 2) приховані шари (англ. Hidden Layer), у яких проводяться ті чи інші проміжні розрахунки;
- 3) вихідний шар (англ. Output Layer), у якому проводяться фінальні розрахунки та виводяться результати роботи нейронної мережі (наприклад, класифікація за формою).

Як правило, для кожного нейрона у нейронній мережі проводиться розрахунок вихідної величини наступним чином:

$$y_i^k = f(a_i^k),$$

$$a_i^k = b_i^k + \sum_{j=1}^{n_{k-1}} w_{i,j}^k \cdot y_j^k,$$

де i – номер нейрону, у якому відбуваються розрахунки, k – номер шару, у якому знаходиться нейрон (якщо $k = 0$, то це вхідний шар), n_{k-1} – кількість

нейронів у попередньому шарі, y_i^k – результат розрахунку i -го нейрону у k -му шарі, $f(a_i^k)$ – функція, яка перетворює результат розрахунку a_i^k у необхідному вигляді, $w_{i,j}^k$ – ваговий коефіцієнт для i -го нейрону для j -го входу, що знаходиться на k -му шарі, b_i^k – зсув нуля для i -го нейрону, що знаходиться на k -му шарі. Метою навчання нейронної мережі є підбір усіх вагових коефіцієнтів $w_{i,j}^k$ та зсувів нуля b_i^k у нейронній мережі таким чином, аби вона видавала найточніші результати для набору даних, що були виділені для навчання.

Для розпізнавання вирішення задачі класифікації зображень зазвичай використовують згорткові нейронні мережі (англ. Convolutional Neural Network, CNN). На відміну від нейронних мереж, що на вхід отримують кожен піксель, згорткові нейронні мережі спочатку згортають зображення, тобто виділяють деякі особливості (наприклад, контури), а потім його зменшують (даний набір операцій проводять два рази), і тільки після того проводять класифікацію обробленого зображення. Структурна схема показана на рисунку 2.4.2.

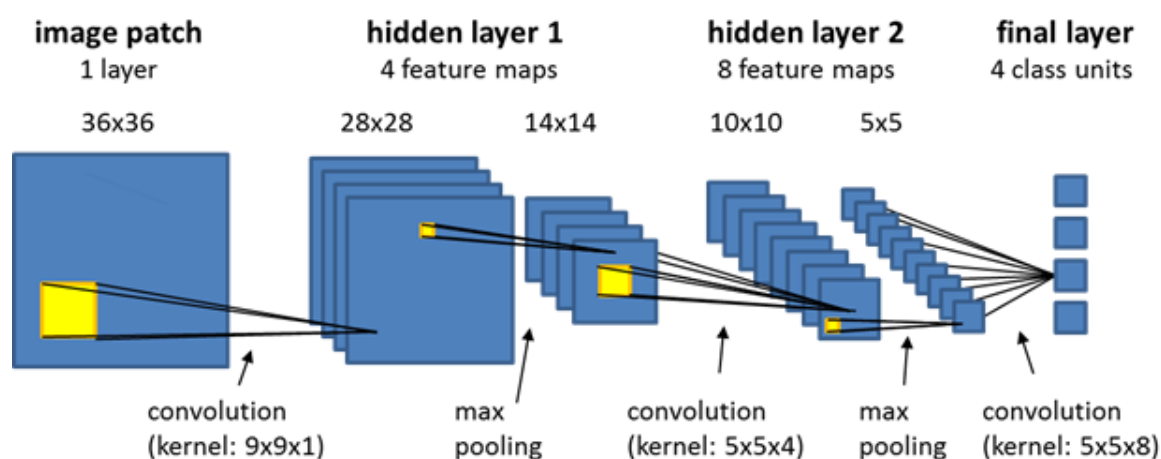


Рисунок 2.4.2. [14] Загальна структура нейронної мережі

В подальшому використовуватимемо даний тип нейронних мереж. Для створення та тренування нейронних мереж було створено багато бібліотек, наприклад TensorFlow, PyTorch та Scikit-Neural Network. Усі наведені бібліотеки є

у відкритому доступі та з відкритим вихідним кодом. Усі ці бібліотеки дають можливість використати нейронну мережу для розпізнавання, підготувати дані та навчати нейронні мережі. Також для тренування нейронних мереж існують онлайн сервіси, наприклад Edge Impulse, де можна провести аналогічну роботу, але на серверах онлайн сервісу.

У подальшій роботі буде використовуватись бібліотека TensorFlow для розпізнавання образів, а для тренування моделі нейронної мережі буде використовуватись онлайн сервіс Edge Impulse.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						41
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

3. Розробка математичної моделі руху супутників по навколоземній орбіті

Опишемо параметри, що описують рух супутників на навколоземній орбіті, та математично опишемо за допомогою рівнянь орієнтацію супутника на орбіті та відносні координати. Також розглянемо математичні

3.1. Параметри орбіти руху супутника, що рухається по навколоземній моделі

Для опису закону руху тіла по орбіті використовують закони Кеплера, що мають наступне формулювання:

- 1) Орбіта небесного тіла (наприклад планета, комета або супутник), що здійснює орбітальний політ навколо іншого небесного тіла (наприклад Сонце або Земля), представляє собою переріз конуса (куг, еліпс, парабола або гіпербола), у якого один з фокусів знаходиться у центрі мас небесного тіла, відносно якого відбувається орбітальний політ;
- 2) Лінія, що сполучає орбітальне небесне тіло і небесне тіло, відносно якого відбувається орбітальний політ, замітає рівні площі за рівні проміжки часу;
- 3) Квадрат періодів планет пропорційний кубу великої піввісі (рисунок 3.1.1).

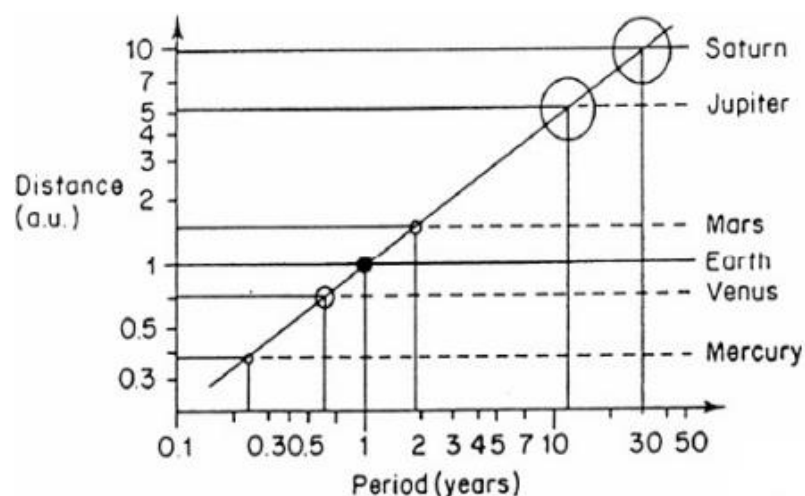


Рисунок 3.1.1. [15] Третій закон Кеплера

Зазвичай для опису форми та орієнтації орбіти використовують наступні параметри:

- велика піввісь (a);
- ексцентриситет (e);
- нахил орбіти (i);
- довгота висхідного вузла (Ω);
- аргумент перицентру (ω).

Велика піввісь (semi-major axis) представляє собою половину відрізка, що проходить через фокуси та обмежується орбітою. Також вона представляє собою середнє арифметичне від відстаней від будь-якої точки до його фокусів.

Ексцентриситет (eccentricity) – це числова характеристика конічного перетину, яка показує ступінь його відхилення від кола. Тобто якщо ексцентриситет дорівнює нулю, орбіта – це круг, якщо ексцентриситет менше одиниці – еліпс, дорівнює одиниці – парабола, більше одиниці – гіпербола. За умови якщо орбіта представляє собою еліпс, то ексцентриситет розраховується як частка відстані від центру еліпса до одного з фокусів та великої піввісі.

Для подальших пояснень варто ввести наступні терміни – апоцентр та перицентр. Апоцентром в астрономії називають найбільшою відстанню на еліптичній орбіті до точки тяжіння (центра маси системи), а перицентром – найменшою відстанню.

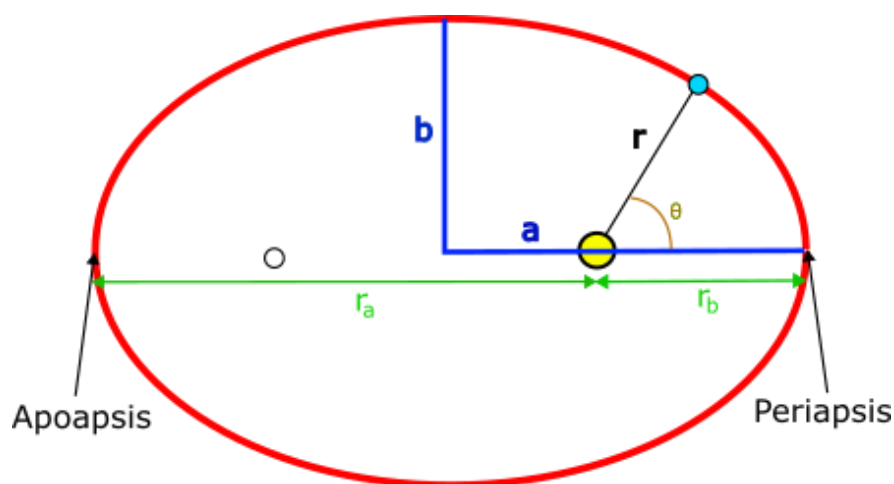


Рисунок 3.1.2. Параметри орбіти на площині

Нахилом орбіти (inclination) називають кут між площиною орбіти та площиною, відносно якої іде відлік (як правило це площина екватору). Як правило, ця величина знаходиться в межах від 0 до 180 градусів. Якщо нахил орбіти дорівнює 0 та 180 градусів, то це екваторіальні орбіти, а якщо дорівнює 90 градусів – полярна орбіта, а якщо знаходить в межах від 0 до 90 градусів – висхідна орбіта, а якщо в межах від 90 до 180 градусів – низхідна орбіта.

Довготою висхідного вузла (longitude of the ascending node) називають кут, що вимірюється від широти відліку (як правило це перша точка Овна) до висхідного вузла орбіти проти годинникової стрілки.

Аргументом перицентру (argument of perigee) є кут між висхідним вузлом та перицентром, відлік якого проводиться проти годинникової стрілки.

Для визначення місцезнаходження небесного тіла на орбіті використовують параметр істинної аномалії (true anomaly), що дорівнює куту від центру тяжіння між перицентром та місцезнаходженням супутника. Також використовується параметр ексцентричної аномалії,), що дорівнює куту між напрямком перицентру та місцезнаходження супутника, що проектується на коло, що описує еліпс, що вимірюються від центру еліпсу.

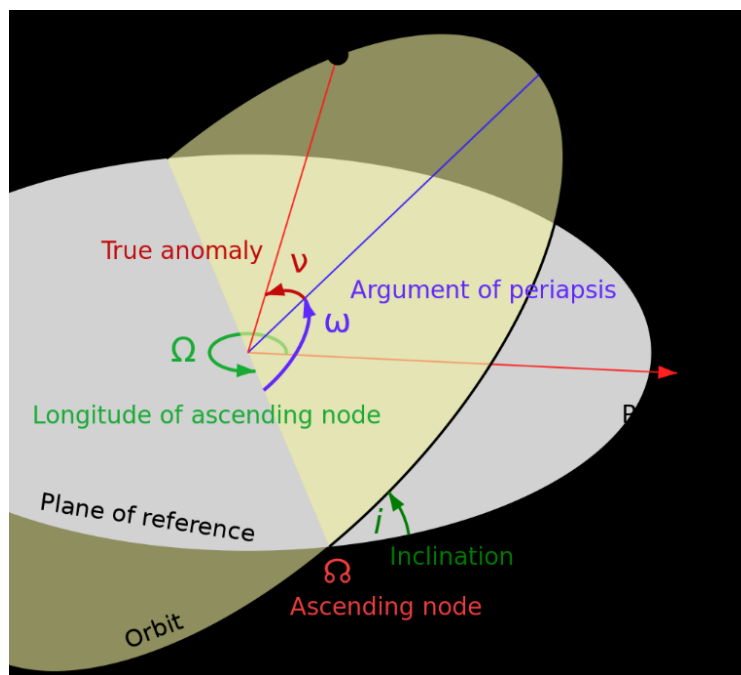


Рисунок 3.1.3. Параметри орбіти

3.2. Математична модель відносного руху супутників

Для опису математичної моделі руху супутників відносно одне одного ми скористались джерелом [16]. Припустимо, що перший супутник рухається по круговій орбіті навколо Землі та ми хочемо проаналізувати рух другого супутника відносно першого (рисунок 3.2.1). Також припускається, що на рух супутників впливає тільки гравітаційне поле Землі, що описується ньютонівським потенціалом, що розраховується за формулою:

$$U = -\frac{\mu}{r},$$

де U – питома потенційна енергія, що припадає на одиницю маси, μ – гравітаційний параметр (для Землі він приблизно дорівнює $398\,600\text{ км}^3/\text{с}^2$), r – відстань від центру мас небесного тіла до центру мас системи, але вважаючи, що КА мають значно меншу масу у порівнянні з масою Землі, тоді це відстань від центру мас небесного тіла до центру мас Землі.

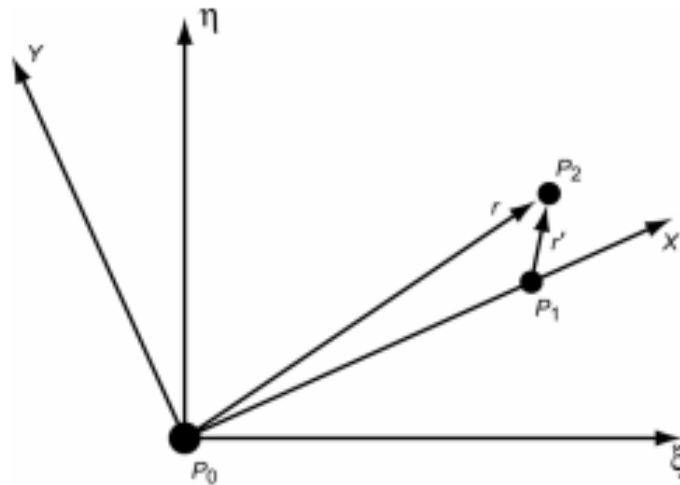


Рисунок 3.2.1. [16] – Геометрія відносного руху

Для подальших пояснень необхідно вказати систему координат, що використовується. Для цього використовуватимемо СК XYZ, де вісь X є радіальною, вісь Y – повздовжньою, а вісь Z – поперечною. Додатне значення радіальної осі направлена від центру мас системи, додатне значення повздовжньої осі – вздовж руху першого супутника, а поперечна вісь – відповідає руху за

«правилом правої руки». Лінеаризоване рівняння відносного руху називаються рівняннями Клохессі-Уілтшира (або ж їх ще називають рівняннями Уілла-Клохессі-Уілтшира), що були наведені у джерелі [17] та мають вигляд (3.2.1).

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = \frac{F_x}{m} \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = \frac{F_y}{m} \\ \ddot{z} = \frac{F_z}{m} \end{cases} \quad (3.2.1)$$

де F_x, F_y, F_z – величини сили, що прикладаються, відповідно, до осей X, Y та Z , m – маса першого супутника, n – кутова швидкість орбіти першого супутника, що розраховується за формулою (3.2.2).

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.2.2)$$

де μ – гравітаційний параметр, a – велика піввісь орбіти першого супутника. Варто зазначити, що це рівняння доцільніше використовувати коли орбіти є круговими. Для подальшого синтезу регулятора представимо рівняння у вигляді рівняння станів, що має вигляд:

$$\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U,$$

де

$$X = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, \quad (3.2.3)$$

$$U = \begin{bmatrix} \frac{F_x}{m} \\ \frac{F_y}{m} \\ \frac{F_z}{m} \end{bmatrix}, \quad (3.2.4)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3 \cdot n^2 & 0 & 0 & 0 & 2 \cdot n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2 \cdot n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.2.5)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.2.6)$$

Варто зазначити, що параметр маси першого супутника є змінним і він змінюється в залежності від використання двигунів для маневрування. В подальшій наближеній симуляції припустимо, що маса першого супутника не змінюється.

3.3. Математична модель орієнтації супутників

Для опису рівняння орієнтації супутників застосовуватимемо лінеаризовані динамічні рівняння Ейлера, і покажемо їх у формулі (3.3.1), вважаючи, що СКА є симетричним ($I_{xy} = I_{yx} = 0$, $I_{yz} = I_{zy} = 0$, $I_{xz} = I_{zx} = 0$).

$$\left\{ \begin{array}{l}
\Delta \dot{\omega}_x = \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_z \Delta \omega_y + \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \Delta \omega_z + \frac{\Delta M_x}{I_x} \\
\Delta \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z \Delta \omega_x + \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \Delta \omega_z + \frac{\Delta M_y}{I_y} \\
\Delta \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_y \Delta \omega_x + \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_x \Delta \omega_y + \frac{\Delta M_z}{I_z} \\
\Delta \psi = \frac{(\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma) \tan \upsilon \cdot \Delta \gamma - \frac{\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma}{\cos^2 \upsilon} \cdot \dots}{\cos \upsilon} \dots \\
\quad \dots \cdot \Delta \upsilon + \Delta \omega_y - \cos \gamma \tan \upsilon \cdot \Delta \omega_z + \sin \gamma \tan \upsilon \cdot \Delta \omega_x \\
\Delta \dot{\psi} = \frac{-\omega_z \sin \gamma - \omega_x \cos \gamma}{\cos \upsilon} \Delta \gamma - (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma) \frac{\sin \upsilon}{\cos^2 \upsilon} \cdot \dots \\
\quad \dots \cdot \Delta \upsilon + \frac{\cos \gamma}{\cos \upsilon} \cdot \Delta \omega_z - \frac{\sin \gamma}{\cos \upsilon} \cdot \Delta \omega_x \\
\Delta \dot{\upsilon} = (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma) \Delta \gamma + \sin \gamma \cdot \Delta \omega_z + \cos \gamma \cdot \Delta \omega_x
\end{array} \right. \quad (3.3.1)$$

де I_x, I_y, I_z – моменти інерції СКА, відповідно, відносно осей X, Y та Z, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції початкові кутової швидкості СКА відносно орбіти, відповідно, на осі X, Y та Z, $\Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \omega_z$ – початкові кутові швидкості СКА відносно орбіти, відповідно, відносно осей X, Y та Z,.

При подальших розрахунків з метою спрощення ми будемо тримати кут крену нульовим і його початкове значення теж дорівнюватиме нулю ($\gamma = 0$), а серед кутових швидкостей ненульовим буде обертання вздовж осі Z, оскільки супутник, що не обертається відносно інерційної системи, обертається відносно вектора швидкості на орбіті з кутовою швидкістю орбіти, але у протилежному напрямку ($\omega_x = \omega_y = 0, \omega_z = -n$). Тоді рівняння отримує наступний вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{\omega}_x = \frac{I_z - I_y}{I_x} n \cdot \Delta \omega_y + \frac{\Delta M_x}{I_x} \\ \Delta \dot{\omega}_y = \frac{I_x - I_z}{I_y} n \cdot \Delta \omega_x + \frac{\Delta M_y}{I_y} \\ \Delta \dot{\omega}_z = \frac{\Delta M_z}{I_z} \\ \Delta \dot{\gamma} = \frac{\Delta \omega_y}{\cos \psi} \\ \Delta \dot{\psi} = \frac{n \cdot \sin \psi}{\cos^2 \psi} \cdot \Delta \psi + \frac{1}{\cos \psi} \cdot \Delta \omega_z \\ \Delta \dot{\varphi} = \Delta \omega_x \end{array} \right. \quad (3.3.2)$$

Тепер вважатимемо, що початковий кут тангажу дорівнює нулю, тоді рівняння (3.3.2) перепишемо у вигляді (3.3.3)

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \omega_x = \frac{I_z - I_y}{I_x} n \cdot \Delta \omega_y + \frac{\Delta M_x}{I_x} \\ \Delta \omega_y = \frac{I_x - I_z}{I_y} n \cdot \Delta \omega_x + \frac{\Delta M_y}{I_y} \\ \Delta \omega_z = \frac{\Delta M_z}{I_z} \\ \Delta \gamma = n \cdot \Delta \psi + \Delta \omega_y \\ \Delta \psi = \Delta \omega_z \\ \Delta \varphi = \Delta \omega_x \end{array} \right. \quad (3.3.3)$$

Тепер запишемо рівняння (3.3.3) у вигляді матриць для рівняння станів, аналогічно до (3.2.3), (3.2.4), (3.2.5) та (3.2.6).

$$X = \begin{bmatrix} \Delta \gamma \\ \Delta \psi \\ \Delta \psi \\ \Delta \omega_x \\ \Delta \omega_y \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix}, \quad (3.3.4)$$

$$U = \begin{bmatrix} \frac{\Delta M_x}{I_x} \\ \frac{\Delta M_y}{I_y} \\ \frac{\Delta M_z}{I_z} \end{bmatrix}, \quad (3.3.5)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & n & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -n & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{I_z - I_y}{I_x} \cdot n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_x - I_z}{I_y} \cdot n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.3.6)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.3.7)$$

3.4. Математичні моделі виконавчих пристроїв

Припустимо, для керування орієнтацією СКА будемо використовувати маховики (англ. Reaction Wheels), а для керування лінійним рухом будемо використовувати РСК (англ. Reaction Control System).

Розглянемо керування за допомогою маховиків. Маховики представляють собою ротори, які утворюють моменти за допомогою прикладання моментів до ротора. Але на практиці для швидкого керування орієнтацією габаритних супутників (наприклад Hubble) використовують гіродін, що представляє собою

систему роторних гіроскопів, що утворюють керуючі моменти при прикладанні моментів до ротора та за рахунок прецесії, що виникає в наслідок цього. Як зазначалося [18], даний вид виконавчих пристроїв використовують для швидкої зміни орієнтації супутника з вимогою повороту супутника зі швидкістю порядку 1-10 градусів за секунду. Але у ході виконання дипломної роботи вважатимемо, що керування орієнтацією СКА відбуватиметься за допомогою маховиків.

Розглянемо керування за допомогою реактивної системи керування. Реактивні системи керування представляють собою групу реактивних двигунів для керування лінійним рухом КА. Також воно може використовуватися для керування орієнтацією КА. Але керування за допомогою реактивної системи керування має наступні особливості:

- для виконання будь-якого маневру за допомогою реактивної системи керування необхідно витратити паливо, яке, на відміну від електроенергії, не є відновлюваним джерелом енергії. Також використання реактивної системи керування впливає на інерційні характеристики, а саме масу та моменти інерції КА. Тому найбільш доцільним буде найменший час використання реактивної системи керування аби можна було використовувати СКА протягом більш тривалого терміну без дозаправки. Таким чином у цій роботі ми будемо використовувати реактивну систему керування тільки для керування положенням СКА;
- більшість реактивних систем керування не підтримують керування амплітудою імпульсу, а лише його тривалістю. Тобто реактивна система керування представляє з точки зору керування релейну функцію. Тому для керування такими системами доцільніше використовувати широтно-імпульсну модуляцію (ШИМ) (англ. Pulse Width Modulation, PWM), але при цьому зменшується термін використання реактивної системи керування за рахунок частого перемикання клапанів, що призведе до швидкого зношення та, як наслідок, відмову реактивної системи керування.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						51
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

Ти не менш, у цій роботі ми будемо керувати реактивної системи керування за допомогою ШІМ імпульсів.

У підсумку ми можемо сказати, що для керування лінійними переміщеннями супутника використовуватимемо реактивну систему керування, які регулюватиметься за допомогою широтно-імпульсної модуляції, а для керування орієнтацією супутника використовуватимемо маховики.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						52
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

4. Розробка алгоритму керування рухом

Як зазначалося в завданні до дипломного проекту виконання завдання складається з декількох етапів:

1. Перехід СКА на орбіту ККА;
2. Зближення та стикування з ККА;
3. Зміна орбіти ККА;
4. Відстикування та повернення СКА на власну орбіту.

Також підрахуємо затрати на операцію з точки зору часу та палива. Для подальших розрахунків наведемо наступні цифри:

- Власна висота орбіти СКА над поверхнею Землі $h_{\text{СКА}}$ складає 35800 км;
- Початкова висота орбіти ККА над поверхнею Землі $h_{\text{ККА}}$ складає 35000 км;
- Різниця у фазі між КА на момент початку виконання послідовності φ_0 (тобто на скільки ККА випереджає СКА) складає 60 градусів ($\pi/3$ радіан);
- Нова висота орбіти ККА над поверхнею Землі $h'_{\text{ККА}}$ складає 36400 км;
- Маса ККА – 120 кг;
- Початкова маса СКА – 400 кг;
- Маса СКА без палива – 160 кг;
- Момент інерції супутника-переслідувача (x, y та z) – $7200 \times 1 \times 4,5 \text{ м}^2$;
- Сила тяги одного сопла РСК – 90 Н;
- Питомий імпульс РСК $I_{\text{рск}}$ – 232 Н;
- Питомий імпульс двигуна $I_{\text{м.д.}}$ – 316 с.

Для подальших розрахунків приймемо, що орбіти є круговими та екваторіальними, тобто у орбіт відсутні ексцентриситети та їх нахил.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						53
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

4.1. Перехід СКА на орбіту ККА

Для виконання операції переходу скористаємось Гоманською траєкторією переходу (рисунок 4.1.1), оскільки вона є найменш затратною з точки зору витрат палива. Згідно з цією методикою, процес переходу на іншу орбіту вимагає двох імпульсів (тобто зміни швидкостей повздовжнього руху): перший імпульс необхідний для безпосередньої зміни висоти орбіти, а другий імпульс – аби закріпитися на новій орбіті. Очевидно, що перший необхідний приріст швидкості ΔV_1 дорівнюватиме різниці між швидкостями у першій точці перехідної орбіти $V_{п1}$ та на початковій орбіті V_1 , а необхідний другий приріст швидкості ΔV_2 – різниця між швидкостями на кінцевій орбіті V_2 та у другій точці перехідної точки $V_{п2}$, тобто:

$$\Delta V_1 = V_{п1} - V_1,$$

$$\Delta V_2 = V_2 - V_{п2}.$$

Для розрахунку орбітальних швидкостей орбіт СКА та ККА (V_1 та V_2) і швидкостей у першій та другій точка перехідної орбіти ($V_{п1}$ та $V_{п2}$) скористаємося наступними формулами, що були наведені в джерелі [19]:

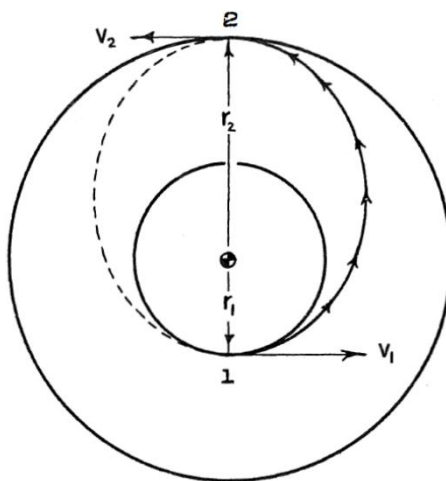


Рисунок 4.1.1. Гомановська траєкторія переходу з орбіти 1 до орбіти 2

$$V_1 = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_1} + \varepsilon_1 \right)},$$

$$V_2 = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_2} + \varepsilon_2 \right)},$$

$$V_{п1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_1} + \varepsilon_{п} \right)},$$

$$V_{п2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_2} + \varepsilon_{п} \right)},$$

де $R_1 = R_3 + h_1$ (км) – висота початкової орбіти, $R_2 = R_3 + h_2$ (км) – висота кінцевої орбіти, $\mu = GM$ (км³/с²) – гравітаційний параметр (згідно з EGM2008 [19] $3,986004418 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 / \text{с}^2$ для Землі), $R_3 = 6\,378\,137$ м – середній радіус Землі, $\varepsilon_1 = -\mu / (2 \cdot R_1)$ (Дж/кг або км²/с²) – питома механічна енергія орбітального руху на початковій орбіті, $\varepsilon_2 = -\mu / (2 \cdot R_2)$ (Дж/кг або км²/с²) – питома механічна енергія орбітального руху на кінцевій орбіті, $\varepsilon_{п} = -\mu / (R_1 + R_2)$ (Дж/кг або км²/с²) – питома механічна енергія орбітального руху на початковій орбіті.

Тепер, маючи необхідні формули, ми можемо розрахувати необхідні зміни швидкостей ΔV_1 та ΔV_2 , але враховуючи, що завданням даного етапу є саме зустріч з ККА, то ми також маємо провести розрахунок таким чином, щоб СКА зустрівся з ККА. Для цього ми маємо визначити затримку перед початком маневрування t_3 . Для пояснення подальших розрахунків скористаємось рисунком 4.1.2.

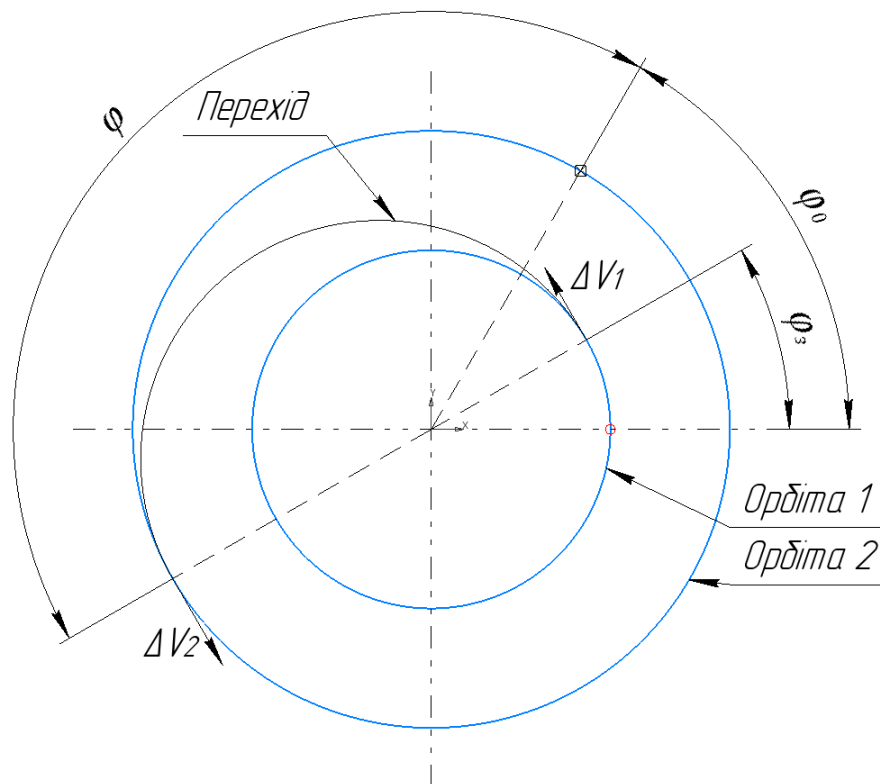


Рисунок 4.1.2 – Схематичний рисунок для орбітального переходу, використовуючи затримку

Вважаючи за початкову точку відліку початкове положення СКА, ми маємо розрахувати час очікування t_3 таким чином, щоб кути руху СКА та ККА співпали в один момент. На рисунку 4.1.2 умовні позначення мають наступні значення: φ – кут, який проходить ККА на орбіті 2 за час виконання послідовності орбітального переходу (тобто за час очікування t_3 та орбітального переходу t_n), φ_3 – кут, який проходить СКА на орбіті 1 за час затримки. Також варто зазначити, що за час орбітального переходу кут змінюється на 180 градусів. Виразимо це через формулу:

$$\varphi + \varphi_0 = 180^\circ + \varphi_3,$$

де

$$\varphi = \omega_2 \cdot (t_n + t_3),$$

$$\varphi_3 = \omega_1 \cdot t_3,$$

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_1^3}},$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_2^3}},$$

$$t_{\pi} = \pi \sqrt{\frac{\left(\frac{R_1 + R_2}{2}\right)^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(R_1 + R_2)^3}{8 \cdot \mu}}.$$

Тепер виведемо формулу для розрахунку значення часу очікування t_3 .

$$\omega_2 \cdot (t_{\pi} + t_3) + \varphi_0 = \omega_1 \cdot t_3 + 180^\circ,$$

$$\omega_2 \cdot t_{\pi} + \omega_2 \cdot t_3 + \varphi_0 = \omega_1 \cdot t_3 + 180^\circ,$$

$$(\omega_1 - \omega_2) \cdot t_3 = \omega_2 \cdot t_{\pi} + \varphi_0 - 180^\circ,$$

$$t_3 = \frac{\omega_2 \cdot t_{\pi} + \varphi_0 - 180^\circ}{\omega_1 - \omega_2}.$$

Коректний час очікування t_3 не може бути від'ємним з практичної точки зору. Але якщо отримане значення часу очікування t_3 є від'ємним, це означає, що вікно запуску було пропущене. У такому разі ми можемо зачекати наступного вікна запуску. Тоді до отриманого часу затримки додається період між вікнами запуску, що розраховується за формулою:

$$T_B = \frac{360^\circ}{\omega_1 - \omega_2}.$$

Даний метод є вимагає найменші прирости швидкості, що призводить найменших затрат з точки зору споживання палива, але за умови пропуску стартового вікна він є найбільш затратним з точки зору часу виконання послідовності.

Запропонуємо інший варіант орбітального переходу. Для виконання даного маневру запропоновано спочатку перейти на орбіту фазового переходу, на яку переходять лише за допомогою одного імпульсу, і зробити на цій орбіті один повний оберт, а після цього перейти на потрібну орбіту та закріпитися на ній. Цей принцип схематично показаний на рисунку 4.1.3.

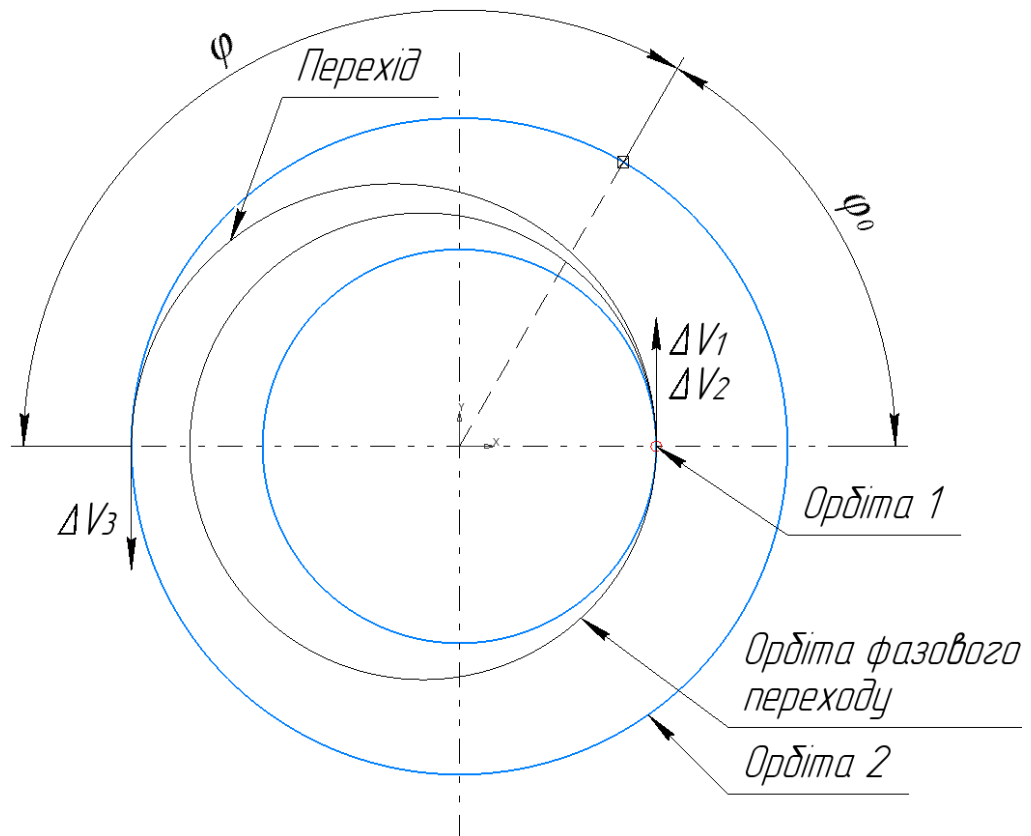


Рисунок 4.1.3 – Схематичний рисунок для орбітального переходу, використовуючи фазовий перехід

На рисунку умовні позначення ті ж самі, що і на рисунку 4.1.2, але тут присутні два переходи та орбіта фазового переходу. Також варто зазначити, що за час орбітального переходу кут змінюється вже на 360 градусів (можна зробити декілька кіл). Виразимо через формулу:

$$\varphi + \varphi_0 = 360^\circ + 180^\circ = 540^\circ,$$

де

$$\varphi = \omega_2 \cdot (t_{п.1.1} \cdot n + t_{п.1.2}),$$

$$t_{п.1.1} = \pi \sqrt{\frac{\left(\frac{R_1 + R_{фп}}{2}\right)^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(R_1 + R_{фп})^3}{8 \cdot \mu}}.$$

$$t_{п.1.2} = 2\pi \sqrt{\frac{\left(\frac{R_1 + R_2}{2}\right)^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(R_1 + R_2)^3}{2 \cdot \mu}}.$$

Виведемо формулу для розрахунку значення радіусу орбіти фазового переходу.

$$\omega_2 \cdot (t_{п.1.1} + t_{п.1.2}) + \varphi_0 = 540^\circ,$$

$$\omega_2 \cdot \left(\pi \sqrt{\frac{(R_1 + R_{\text{фп}})^3}{2\mu}} + t_{п.1.2} \right) + \varphi_0 = 540^\circ,$$

$$\pi \sqrt{\frac{(R_1 + R_{\text{фп}})^3}{2\mu}} + t_{п.1.2} = \frac{540^\circ - \varphi_0}{\omega_2},$$

$$\sqrt{(R_1 + R_{\text{фп}})^3} = \frac{(540^\circ - \varphi_0 - \omega_2 \cdot t_{п.1.2}) \cdot \sqrt{2\mu}}{\omega_2 \cdot \pi},$$

$$R_1 + R_{\text{фп}} = \sqrt[3]{2\mu \cdot \left(\frac{540^\circ - \varphi_0 - \omega_2 \cdot t_{п.1.2}}{\omega_2 \cdot \pi} \right)^2},$$

$$R_{\text{фп}} = \sqrt[3]{2\mu \cdot \left(\frac{540^\circ - \varphi_0 - \omega_2 \cdot t_{п.1.2}}{\omega_2 \cdot \pi} \right)^2} - R_1.$$

Потім розрахуємо три імпульси $\Delta V_{п.1.1}$, $\Delta V_{п.1.2}$ та $\Delta V_{п.1.3}$ і часи переходу $t_{п.1.1}$ та $t_{п.1.2}$, що розраховуються за формулою:

$$\Delta V_{п.1.1} = V_{п.1.1} - V_{\text{СКА}},$$

$$\Delta V_{п.1.2} = V_{п.1.2.1} - V_{\text{СКА}},$$

$$\Delta V_{п.1.3} = V_{\text{ККА}} - V_{п.1.2.2},$$

$$V_{п.1.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{\text{СКА}}} + \varepsilon_{п.1.1} \right)},$$

$$V_{п.1.2.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{\text{СКА}}} + \varepsilon_{п.1.2} \right)},$$

$$V_{п.1.2.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{ККА}} + \varepsilon_{п.1.2} \right)},$$

$$\varepsilon_{п.1.1} = -\frac{\mu}{R_{СКА} + R_{\Phi П}}, \quad \varepsilon_{п.1.2} = -\frac{\mu}{R_{СКА} + R_{ККА}},$$

$$t_{п.1.1} = \pi \sqrt{\frac{(R_{СКА} + R_{\Phi П})^3}{2 \cdot \mu}}, \quad t_{п.1.2} = \pi \sqrt{\frac{(R_{СКА} + R_{ККА})^3}{8 \cdot \mu}}.$$

Тепер проведемо безпосередньо розрахунок швидкості двох імпульсів для переходу $\Delta V_{п.1.1}$ і $\Delta V_{п.1.2}$, час очікування t_3 та переходу $t_{п.1}$. Також підрахуємо час виконання маневру $t_{м.1}$ та прискорення СКА $\Delta V_{м.1}$.

$$R_{СКА} = R_3 + h_{СКА} = 42\,171,008 \text{ км},$$

$$R_{ККА} = R_3 + h_{ККА} = 41\,371,008 \text{ км},$$

$$\varepsilon_{СКА} = -\frac{\mu}{2 \cdot R_{СКА}} \approx -4,726 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$\varepsilon_{ККА} = -\frac{\mu}{2 \cdot R_{ККА}} \approx -4,8174 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$\varepsilon_{п.1} = -\frac{\mu}{R_{СКА} + R_{ККА}} \approx -4,7713 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$V_{СКА} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{СКА}} + \varepsilon_{СКА} \right)} \approx 3,0744 \text{ км/с},$$

$$V_{ККА} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{ККА}} + \varepsilon_{ККА} \right)} \approx 3,104 \text{ км/с},$$

$$V_{п.1.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{СКА}} + \varepsilon_{п.1} \right)} \approx 3,0597 \text{ км/с},$$

$$V_{п.1.2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{ККА}} + \varepsilon_{п.1} \right)} \approx 3,1188 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_{п.1.1} = V_{п.1.1} - V_{СКА} \approx -14,7557 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{п.1.2} = V_{ККА} - V_{п.1.2} \approx -14,8265 \text{ м/с},$$

$$\omega_{\text{СКА}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{СКА}}^3}} \approx 7,2903 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с},$$

$$\omega_{\text{ККА}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ККА}}^3}} \approx 7,5028 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с},$$

$$t_{\text{п.1}} = \pi \sqrt{\frac{(R_{\text{СКА}} + R_{\text{ККА}})^3}{8 \cdot \mu}} \approx 11,8 \text{ год},$$

$$t_3 = \frac{\omega_{\text{ККА}} \cdot t_{\text{п.1}} + \varphi_0 - 180^\circ}{\omega_{\text{СКА}} - \omega_{\text{ККА}}} \approx -5,953 \text{ діб.}$$

Як ми бачимо, ми отримали негативний час очікування. Тепер порівняємо два методи, згадувались в цьому підрозділі.

Якщо було прийнято рішення використати перший метод, то нам потрібно розрахувати період відкриття стартових вікон $T_{\text{в}}$ та додати його до раніше отриманого часу очікування. Тоді проведемо розрахунки:

$$T_{\text{в}} = \frac{360^\circ}{\omega_{\text{СКА}} - \omega_{\text{ККА}}} \approx 34,225 \text{ діб},$$

$$t_3 = t_3 + T_{\text{в}} \approx 28,272 \text{ діб.}$$

Тепер розрахуємо час виконання маневру $t_{\text{м.1.1}}$ та прискорення СКА $\Delta V_{\text{м.1.1}}$:

$$t_{\text{м.1.1}} = t_{\text{п.1}} + t_3 \approx 28,764 \text{ діб},$$

$$\Delta V_{\text{м.1.1}} = |\Delta V_{\text{п.1.1}}| + |\Delta V_{\text{п.1.2}}| \approx 29,582 \text{ М/с.}$$

Якщо було прийнято рішення використати другий метод, то нам потрібно провести наступні розрахунки:

$$t_{\text{п.1.2}} = t_{\text{п.1}},$$

$$R_{\text{фп}} = \sqrt[3]{2\mu \cdot \left(\frac{540^\circ - \varphi_0 - \omega_{\text{ККА}} \cdot t_{\text{п.1.2}}}{\omega_{\text{ККА}} \cdot \pi} \right)^2} - R_{\text{СКА}} \approx 72\,845,383 \text{ км},$$

$$t_{\text{п.1.1}} = \pi \sqrt{\frac{(R_{\text{СКА}} + R_{\text{фп}})^3}{2 \cdot \mu}} \approx 38,124 \text{ год},$$

$$\varepsilon_{п.1.1} = -\frac{\mu}{R_{СКА} + R_{фп}} \approx -3,4656 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$\varepsilon_{п.1.2} = -\frac{\mu}{R_{СКА} + R_{ККА}} \approx -4,7713 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$V_{п.1.1.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{СКА}} + \varepsilon_{п.1.1} \right)} \approx 3,4602 \text{ км/с},$$

$$V_{п.1.2.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{СКА}} + \varepsilon_{п.1.2} \right)} \approx 3,0597 \text{ км/с},$$

$$V_{п.1.2.2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{ККА}} + \varepsilon_{п.1.2} \right)} \approx 3,1188 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_{п.1.1} = V_{п.1.1.1} - V_{СКА} \approx 385,7641 \text{ М/с},$$

$$\Delta V_{п.1.2} = V_{п.1.2.1} - V_{п.1.1.1} \approx -400,5198 \text{ М/с},$$

$$\Delta V_{п.1.3} = V_{ККА} - V_{п.1.2.2} \approx -14,8265 \text{ М/с}.$$

Тепер розрахуємо час виконання маневру $t_{м.1.2}$ та прискорення СКА $\Delta V_{м.1.2}$:

$$t_{м.1.2} = t_{п.1.1} + t_{п.1.2} \approx 2,08 \text{ діб},$$

$$\Delta V_{м.1.2} = |\Delta V_{п.1.1}| + |\Delta V_{п.1.2}| + |\Delta V_{п.1.3}| \approx 801,11 \text{ М/с}.$$

Із цього підрозділу зробимо наступні висновки: у ситуації, що склалася через від'ємний час очікування можна запропонувати наступні варіанти:

- почекати наступне відкриття стартового вікна. Цей варіант буде вимагати доволі великого часу очікування, через що час виконання тільки цього маневру буде доволі великим (приблизно 29 діб), але при цьому прискорення будуть невеликі (приблизно 29,6 М/с), через що затрати на паливо будуть невеликими;
- скористатися фазовим переходом. Цей варіант значно зменшує час виконання маневру (приблизно 2 доби), але при цьому прискорення будуть порівняно дуже великими (приблизно 801,1 М/с), через що затрати на паливо будуть досить великими.

4.2. Зближення та стикування СКА з ККА

У цьому підрозділі ми розглянемо зближення та стикування СКА з ККА. Варто зазначити, що під час орбітальних переходів можуть виникати похибки з тих чи інших причин (наприклад, неточне визначення параметрів орбіти та положення СКА та ККА, похибка сенсорів та виконавчих пристроїв СКА), у результаті чого відстань, на якій СКА та ККА будуть найближче одне до одного може складати кілометри або десятки кілометрів. Як правило на таких відстанях використовують або радіолокатори визначення відстані та відносного місцезнаходження, а саме кути азимуту та місця. Але при зближенні на близьких відстанях (до сотень метрів) необхідно використовувати інші інструменти, наприклад лазерний далекомір та камеру.

З точки зору алгоритму виконання зближення та стикування ми можемо сказати, що цей процес має три етапи:

1. Стабілізація та наведення на супутник-ціль;
2. Зближення з супутником-ціллю;
3. Стикування з супутником-ціллю.

Під час стабілізації на наведення система стабілізувати положення супутника-переслідувача відносно супутника-цілі без утримання певної позиції (зробити відносну швидкість нульовою по усім осям) та навести супутник-переслідувач на супутник-ціль (зробити кути азимуту та місця рівними нулю). Після того як значення кутів лінії візування та значення їх швидкостей

Під час зближення система намагається досягти програмно заданого положення супутника-переслідувача відносно супутника-цілі та зупинитись, при цьому тримаючи супутник-переслідувач наведеним на супутника-ціль.

Під час стикування запускається процес стикування супутника-переслідувача з супутником-ціллю за допомогою чотирьох роботі-маніпуляторів. У ході цього процесу САК супутника-переслідувача має утримувати стабільне положення та орієнтацію відносно супутника-цілі. Під час стикування

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						63
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

вважатимемо, що на супутник діє стала сила через зміну положення роботів-маніпуляторів і ця сила діє протягом певного часу поки виконується стикування.

Для опису відносного руху використовуються рівняння Уілла-Клохессі-Вілтшира, що були написані у підрозділі 3.2, а для опису орієнтації супутника. За початкові умови приймемо те, що супутник-переслідувач знаходиться над супутником-ціллю та супутник-переслідувач початково направлений униз (кут рискання дорівнює 90 градусів) та не обертається відносно інерційної системи координат, але при цьому має обертання відносно орбіти, що дорівнює кутовій швидкості орбіти. Також припустимо, що у нормальному режимі роботи САК намагатиметься тримати супутник-переслідувач над супутником-ціллю, тобто:

$$x < 0, \quad |x| \gg |y|, |z|,$$

$$x_{np} < 0, \quad y_{np} = z_{np} = 0,$$

$$\gamma_0 = \upsilon_0 = 0^\circ, \quad \psi_0 = 90^\circ,$$

$$\omega_{x.0} = \omega_{y.0} = 0, \quad \omega_{z.0} = -n,$$

де x, y та z – координати супутника-цілі відносно супутника-переслідувача, x_{np}, y_{np} та z_{np} – програмно задані координати супутника-цілі відносно супутника-переслідувача, $\gamma_0, \psi_0, \upsilon_0$ – початкові кути орієнтації супутника-переслідувача відносно його орбіти, відповідно, крену, рискання та тангажу, $\omega_{x.0}, \omega_{y.0}, \omega_{z.0}$ – початкові кутові швидкості супутника-переслідувача відносно його системи координат.

При подальшій розробці алгоритму керування вважатимемо, що ми для подальших розрахунків параметрів використовуватимемо одну камеру, що вимірює кути азимуту та місця і лазерний далекомір. Це значення кута і буде сигналом для переходу на етап зближення із супутником-ціллю. Для визначення результату вимірювань відстані до супутника-цілі будемо використовувати формулу:

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						64
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$D = \sqrt{X^{*2} + Y^{*2} + Z^{*2}},$$

де X^*, Y^*, Z^* – проекції радіус-вектора від СКА до ККА, відповідно, на вісі X , Y та Z .

Виведемо формули для розрахунку показань кутів азимуту та місця. Для цього скористаємося схемою, що наведена на рисунку 4.2.1

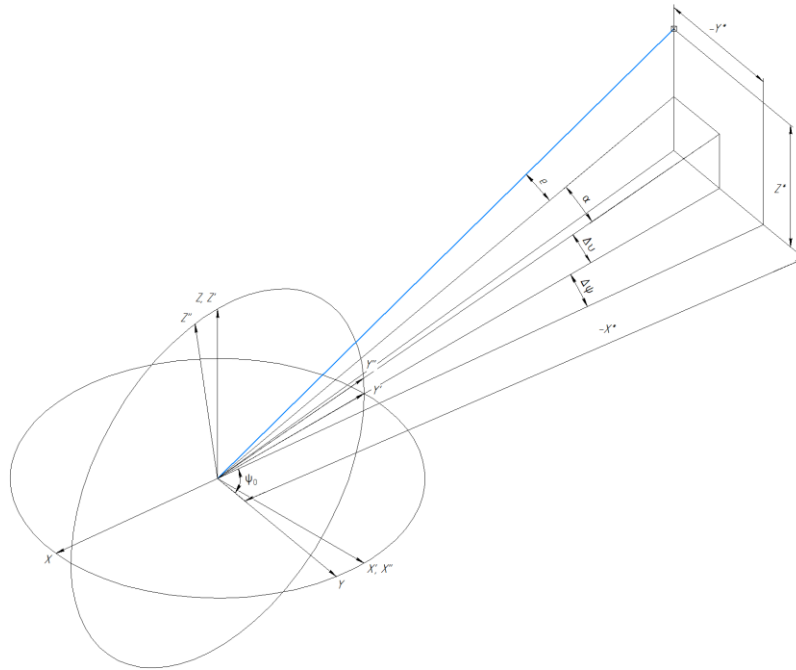


Рисунок 4.2.1. Схема поворотів СКА відносно ККА

Для розрахунків проекцій X^*, Y^*, Z^* використовуватимемо напрямні косинуси. Спочатку ми маємо повернути опорну СК до орієнтації супутника-переслідувача на початку виконання маневру (тобто повернути на кут рискання ψ_0), потім повертаємо СК до дійсної орієнтації супутника-переслідувача (тобто повернути на $\Delta\psi$ та $\Delta\phi$; для спрощення розрахунків ми не враховуємо кути крену), а потім повертаємо СК до СК з лінією візування від супутника-переслідувача до супутника-цілі (тобто повернути на кути азимуту та місця). Варто зазначити, що у цій моделі для спрощення вважається, що вимірювання здійснюється від центру мас супутника-переслідувача до центру мас супутника-цілі, хоча в дійсності камера на супутниках-переслідувачах та видимий геометричний центр супутника-цілі не

знаходяться у центрах мас. Тепер перейдемо до виконання перетворень для отримання проекції вектора :

$$R''' = A_3(\alpha, e) \cdot R'' = A_3(\alpha, e) \cdot A_2(\Delta\psi, \Delta\upsilon) \cdot R' = A_3(\alpha, e) \cdot A_2(\Delta\psi, \Delta\upsilon) \cdot A_1(\psi_0, 0) \cdot R = A(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) \cdot R,$$

де R, R', R'', R''' – вектори з системою координат супутника цілі, відповідно, вздовж руху орбіти, початкового положення супутника-переслідувача, дійсного положення супутника-перетворювача та за напрямком лінії візування від супутника-переслідувача до супутника-цілі. У такому разі.

$$R''' = \begin{bmatrix} 0 & D & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$A(\varphi, \nu) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi \cos \nu & \cos \varphi \cos \nu & \sin \nu \\ \sin \varphi \sin \nu & -\cos \varphi \sin \nu & \cos \nu \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned} A(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) &= A(\alpha, e) \cdot A(\Delta\psi, \Delta\upsilon) \cdot A(\psi_0, 0) = \\ &= \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha \cos e & \cos \alpha \cos e & \sin e \\ \sin \alpha \sin e & -\cos \alpha \sin e & \cos e \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi & 0 \\ -\sin \Delta\psi \cos \Delta\upsilon & \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon & \sin \Delta\upsilon \\ \sin \Delta\psi \sin \Delta\upsilon & -\cos \Delta\psi \sin \Delta\upsilon & \cos \Delta\upsilon \end{bmatrix} \cdot \\ &\cdot \begin{bmatrix} \cos \psi_0 & \sin \psi_0 & 0 \\ -\sin \psi_0 & \cos \psi_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\cos e \sin \alpha & \cos \alpha \cos e & \sin e \\ \sin \alpha \sin e & -\cos \alpha \sin e & \cos e \end{bmatrix} \cdot \\ &\cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi & 0 \\ -\cos \Delta\upsilon \sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon & \sin \Delta\upsilon \\ \sin \Delta\psi \sin \Delta\upsilon & -\cos \Delta\psi \sin \Delta\upsilon & \cos \Delta\upsilon \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Тепер отримаємо проекцію R''' на R :

$$A^{-1}(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) R''' = A^{-1}(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) A(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) \cdot R,$$

$$R = A^{-1}(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) R''',$$

$$A^{-1}(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) = A^T(\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon, \psi_0) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{bmatrix},$$

$$R = \begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ D \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D \cdot a_{21} \\ D \cdot a_{22} \\ D \cdot a_{23} \end{bmatrix},$$

$$a_{21} = \sin \alpha \cos e \sin \Delta\psi + \sin e \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon - \cos \alpha \cos e \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon,$$

$$a_{22} = \sin e \sin \Delta\psi \sin \Delta\upsilon - \sin \alpha \cos e \cos \Delta\psi - \cos \alpha \cos e \sin \Delta\psi \cos \Delta\upsilon,$$

$$a_{23} = \sin e \cos \Delta\upsilon + \cos \alpha \cos e \sin \Delta\upsilon.$$

$$X^* = D \cdot (\sin \alpha \cos e \sin \Delta\psi + \sin e \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon - \cos \alpha \cos e \cos \Delta\psi \cos \Delta\upsilon),$$

$$Y^* = D \cdot (\sin e \sin \Delta\psi \sin \Delta\upsilon - \sin \alpha \cos e \cos \Delta\psi - \cos \alpha \cos e \sin \Delta\psi \cos \Delta\upsilon),$$

$$Z^* = D \cdot (\sin e \cos \Delta\upsilon + \cos \alpha \cos e \sin \Delta\upsilon).$$

Під час симуляції для знаходження значень кутів лінії візування скористаємося функціями, що можуть розв'язувати нелінійні рівняння як ті, що наведені вище. Лінеаризуємо ці рівняння для розрахунку відносних координат X^*, Y^*, Z^* , вважаючи, що усі елементи синусів та косинусів наближаються до нуля, тобто:

$$\alpha, e, \Delta\psi, \Delta\upsilon \rightarrow 0,$$

$$\sin \varphi \approx \varphi, \quad \cos \varphi = 1,$$

$$X^* \approx D \cdot (\alpha \cdot \Delta\upsilon - e - 1) \approx -D,$$

$$Y^* \approx D \cdot (e \cdot \Delta\psi \cdot \Delta\upsilon - \alpha - \Delta\psi) = -D \cdot (\alpha + \Delta\psi),$$

$$Z^* \approx D \cdot (e + \Delta\upsilon).$$

Тепер знайдемо похідні від X^*, Y^*, Z^* від часу та лінеаризуємо їх:

$$\dot{X}^* \approx -\dot{D},$$

$$\dot{Y}^* \approx -\dot{D} \cdot \alpha - D \cdot \dot{\alpha} - \dot{D} \cdot \Delta\psi - D \cdot \Delta\dot{\psi} \approx -\dot{D} \cdot (\alpha + \Delta\psi) - D \cdot (\dot{\alpha} + \Delta\dot{\psi}),$$

$$\dot{Z}^* \approx \dot{D} \cdot e + D \cdot \dot{e} + \dot{D} \cdot \Delta v + D \cdot \Delta\dot{v} \approx \dot{D} \cdot (e + \Delta v) + D \cdot (\dot{e} + \Delta\dot{v}).$$

Для визначення поточної орієнтації супутника-переслідувача відносно початкової орієнтації та його кутові швидкості використовуватимемо наступні формули:

$$\Delta\hat{\gamma}(t) = \Delta\gamma_0 + \int_0^t [n \cdot \Delta\hat{v}(t) + \hat{\omega}_y(t)] \cdot dt,$$

$$\Delta\hat{\psi}(t) \approx \Delta\psi_0 + \int_0^t \hat{\omega}_z dt,$$

$$\Delta\hat{v}(t) \approx \Delta v_0 + \int_0^t [-n \cdot \Delta\hat{\gamma}(t) + \hat{\omega}_x(t)] \cdot dt,$$

$$\Delta\dot{\hat{\gamma}}(t) = n \cdot \Delta\hat{v}(t) + \hat{\omega}_y(t),$$

$$\Delta\dot{\hat{\psi}}(t) \approx \hat{\omega}_z,$$

$$\Delta\dot{\hat{v}}(t) \approx -n \cdot \Delta\hat{\gamma}(t) + \hat{\omega}_x(t).$$

Для синтезу законів керування положенням та орієнтацією супутника використовували лінійно-квадратичний регулятор, який представлятиме матрицю K для системи з від'ємним зворотним зв'язком.

$$U = -K \cdot X$$

Варто зазначити, що під час стабілізації без утримання положення варто у векторі X параметри, що відповідають за положення СКА відносно ККА, зробити нульовими. Для розрахунку коефіцієнтів матриці K необхідно розв'язати рівняння Ріккати.

$$K = R^{-1} B^T P,$$

$$\dot{P} = P \cdot A + A^T \cdot P - P \cdot B \cdot R^{-1} \cdot B^T \cdot P + Q,$$

де Q та R – діагональні матриці з додатними елементами, за допомогою яких задаються характеристики перехідного процесу. Значення елементів виходять з критерію оптимальності.

$$I = \int_0^{\infty} (X^T Q X + U^T R U) dt.$$

У результаті була створена блок-схема, у якому вказана послідовність виконання дій під час стикування, яка представлена у додатку Б.

4.3. Зміна орбіти ККА

Для зміни орбіти ККА для розрахунку використовуватимемо формули, що були наведені в розділі 4.1.1. У порівнянні з маневром, що був наведений в розділі 4.1.1, ми можемо сказати, що змінюється початкова орбіта (тут це орбіта ККА) та кінцева орбіта (тут це нова орбіта ККА) і тут не потрібно враховувати фазу, на якій має знаходитись супутник, отже нам потрібно робити затримку. Також варто зазначити, що з точки динаміки ми маємо враховувати зміну маси, моменту інерції та центру мас двох супутників (але це буде доцільним згадати при розрахунку затрат палива).

Тепер проведемо безпосередньо розрахунок швидкості двох імпульсів для переходу $\Delta V_{п.2.1}$ і $\Delta V_{п.2.2}$, час переходу $t_{п.2}$.

$$R'_{ККА} = R_3 + h'_{ККА} = 42\,771,008 \text{ км},$$

$$\varepsilon'_{ККА} = -\frac{\mu}{2 \cdot R'_{ККА}} \approx -4,6597 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$\varepsilon_{п.2} = -\frac{\mu}{R_{ККА} + R'_{ККА}} \approx -4,7372 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$V'_{ККА} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R'_{ККА}} + \varepsilon_2 \right)} \approx 3,0528 \text{ км/с},$$

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						69
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$V_{п.2.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{ККА}} + \varepsilon_{п.2} \right)} \approx 3,1297 \text{ км/с},$$

$$V_{п.2.2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R'_{ККА}} + \varepsilon_{п.2} \right)} \approx 3,0273 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_{п.2.1} = V_{п.2.1} - V_{ККА} \approx 25,7164 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{п.2.2} = V'_{ККА} - V_{п.2.2} \approx 25,5033 \text{ м/с},$$

$$t_{п.2} = \pi \sqrt{\frac{(R_{ККА} + R'_{ККА})^3}{8 \cdot \mu}} \approx 11,928 \text{ год.}$$

Тепер розрахуємо час виконання маневру $t_{м.2}$ та прискорення СКА $\Delta V_{м.2}$:

$$t_{м.2} = t_{п.2} \approx 11,928 \text{ год},$$

$$\Delta V_{м.2} = |\Delta V_{п.2.1}| + |\Delta V_{п.2.2}| \approx 51,22 \text{ м/с}.$$

Із цього підрозділу ми можемо зробити наступні висновки: тривалість даного маневру складає 11,928 год, зміна швидкості – 51,22 м/с.

4.4. Повернення СКА на власну орбіту

На цьому етапі СКА відділяється від ККА та повертається на власну орбіту. Для спрощення розрахунків вважатимемо, що відстикування відбуватиметься без ударного імпульсу, у результаті чого СКА та ККА не змінять швидкості. Для подальших розрахунків ми використовуватимемо формули, що були наведені в розділі 4.1.3. У порівнянні з маневром, що був наведений в розділі 4.1.3, ми можемо сказати, що змінюється початкова орбіта (тут це нова орбіта ККА) та кінцева орбіта (тут це орбіта СКА) і тут також не потрібно враховувати фазу, на якій має знаходитись супутник, отже нам потрібно робити затримку. Також варто зазначити, що з точки динаміки ми маємо враховувати зміну маси, моменту інерції та центру мас тільки СКА.

Тепер проведемо безпосередньо розрахунок швидкості двох імпульсів для переходу $\Delta V_{п.3.1}$ і $\Delta V_{п.3.2}$, час переходу $t_{п.3}$.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						70
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$\varepsilon_{п.3} = -\frac{\mu}{R_{\text{ККА}} + R'_{\text{ККА}}} \approx -4,6926 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

$$V_{п.3.1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_{\text{ККА}}} + \varepsilon_{п.2} \right)} \approx 3,042 \text{ км/с},$$

$$V_{п.3.2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R'_{\text{ККА}}} + \varepsilon_{п.2} \right)} \approx 3,0853 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_{п.3.1} = V_{п.2.1} - V_{\text{ККА}} \approx -10,8009 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{п.3.2} = V'_{\text{ККА}} - V_{п.2.2} \approx -10,8392 \text{ м/с},$$

$$t_{п.3} = \pi \sqrt{\frac{(R_{\text{ККА}} + R'_{\text{ККА}})^3}{8 \cdot \mu}} \approx 12,098 \text{ год.}$$

Висновок до п. 4.1.3: для перенесення ККА на нову орбіту ми спочатку маємо збільшити швидкість СКА та ККА на $27,4629 \text{ м/с}$ для здійснення переходу на нову орбіту ККА. Тривалість даного маневру (якщо не брати до уваги час роботи прискорювачів) складає 46,207 хвилин. Потім ми маємо збільшити швидкість корабля на $27,3639 \text{ м/с}$ для закріпленні на новій орбіті ККА.

Тепер розрахуємо час виконання маневру $t_{м.2}$ та прискорення СКА $\Delta V_{м.2}$:

$$t_{м.3} = t_{п.3} \approx 12,0098 \text{ год},$$

$$\Delta V_{м.3} = |\Delta V_{п.3.1}| + |\Delta V_{п.3.2}| \approx 21,64 \text{ м/с}.$$

Із цього підрозділу ми можемо зробити наступні висновки: тривалість даного маневру складає 12,0098 год, зміна швидкості – $21,64 \text{ м/с}$.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						71
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

4.5. Розрахунок витрат палива для виконання операції

У цьому підрозділі розрахуємо витрати палива на виконання даної операції. Подальших розрахунків використаємо формулу Ціолковського:

$$\Delta V = J_{\text{дв}} \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кінц}}},$$

де ΔV – зміна швидкості КА, $m_{\text{поч}}$ та $m_{\text{кінц}}$ – маси КА, відповідно, до та після прискорення, $J_{\text{дв}}$ – питомий імпульс двигуна, що розраховується як частка сили тяги від маси використаного палива за секунду (Н·с/кг або м/с). Іноді даний параметр задається у секундах. Питомий імпульс двигуна $I_{\text{дв}}$, виміряний у секундах, фактично означає, скільки секунд це паливо, у парі з цим двигуном, може прискорити свою початкову масу на 1 g (прискорення вільного падіння на рівні моря), тобто

$$I_{\text{дв}} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_0},$$

Для підрахунку маси використаного палива, якщо нам відомі початкова та кінцева маси $m_{\text{поч}}$ і $m_{\text{кінц}}$ використовується наступна формула:

$$\Delta m = m_{\text{поч}} - m_{\text{кінц}},$$

Тепер виведемо формулу для розрахунку маси палива Δm .

$$\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}} = \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кінц}}},$$

$$\frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кінц}}} = e^{\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}}},$$

$$m_{\text{поч}} = m_{\text{кінц}} e^{\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}}},$$

$$m_{\text{кінц}} = m_{\text{поч}} - \Delta m,$$

$$m_{\text{поч}} = (m_{\text{поч}} - \Delta m) \cdot e^{\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}}},$$

$$m_{\text{поч}} - \Delta m = m_{\text{поч}} \cdot e^{-\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}}},$$

$$\Delta m = m_{\text{поч}} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{J_{\text{дв}}}} \right).$$

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						72
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

Тепер проведемо розрахунок витрат палива на виконання даної операції. Для цього розглянемо витрати палива для кожного маневру. Варто зазначити, що під час розрахунків ми не розглядатимемо затрати палива на виконання стикування СКА з ККА, вважаючи їх порівняно малими.

Для підрахунку витрат палива на виконання першого маневру ми розглядатимемо затрати для двох методів, що були згадані в підрозділі 4.1. При розрахунку витрат за початкову масу приймемо початкову масу СКА.

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{1.1}$:

$$\Delta m_{1.1} = m_{\text{СКА}} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{М.1.1}}}{J_{\text{ДВ}}}} \right) \approx 2,183 \text{ кг.}$$

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{1.2}$:

$$\Delta m_{1.2} = m_{\text{СКА}} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{М.1.2}}}{J_{\text{ДВ}}}} \right) \approx 51,416 \text{ кг.}$$

Для підрахунку витрат палива на виконання третього маневру ми розглядатимемо затрати для двох методів, що були згадані в підрозділі 4.1. При розрахунку витрат за початкова маса дорівнюватиме різниці початкової маси СКА та витраті палива під час першого маневру.

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{2.1}$:

$$\Delta m_{2.1} = (m_{\text{СКА}} - \Delta m_{1.1}) \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{М.2}}}{J_{\text{ДВ}}}} \right) \approx 5,229 \text{ кг.}$$

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{2.2}$:

$$\Delta m_{2.2} = (m_{\text{СКА}} - \Delta m_{1.2}) \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{М.2}}}{J_{\text{ДВ}}}} \right) \approx 4,302 \text{ кг.}$$

Для підрахунку витрат палива на виконання четвертого маневру ми розглядатимемо затрати для двох методів, що були згадані в підрозділі 4.1. При розрахунку витрат за початкова маса дорівнюватиме різниці початкової маси СКА та витраті палива під час попередніх маневрів.

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{3.1}$:

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						73
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

$$\Delta m_{3.1} = (m_{\text{СКА}} - \Delta m_{1.1} - \Delta m_{2.1}) \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{м.3}}}{J_{\text{дв}}}}\right) \approx 1,54 \text{ кг.}$$

При використанні першого методу витрати палива дорівнюватимуть $\Delta m_{3.2}$:

$$\Delta m_{3.2} = (m_{\text{СКА}} - \Delta m_{1.2} - \Delta m_{2.2}) \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{м.3}}}{J_{\text{дв}}}}\right) \approx 1,154 \text{ кг.}$$

Тепер розрахуємо сумарні витрати палива при використанні обох методів Δm_1 і Δm_2 :

$$\Delta m_1 = \Delta m_{1.1} + \Delta m_{2.1} + \Delta m_{3.1} \approx 8,951 \text{ кг,}$$

$$\Delta m_2 = \Delta m_{1.2} + \Delta m_{2.2} + \Delta m_{3.2} \approx 56,871 \text{ кг.}$$

Також проведемо сумарні витрати часу на виконання операції при використанні обох методів Δt_1 і Δt_2 :

$$t_1 = t_{\text{м.1.1}} + t_{\text{м.2}} + t_{\text{м.3}} \approx 29,765 \text{ діб,}$$

$$t_2 = t_{\text{м.1.1}} + t_{\text{м.2}} + t_{\text{м.3}} \approx 3,081 \text{ доби.}$$

Виходячи з вищенаведених чисел ми можемо зробити наступні висновки: при використанні першого методу затрати на паливо є порівняно незначними (приблизно 79 кг), але при цьому час виконання операції є доволі тривалим (приблизно 30 діб), лівовою часткою якого є час очікування виконання першого маневру. При використанні другого методу затрати на паливо є порівняно великими (приблизно 494 кг), але при цьому час виконання операції є значно меншим (приблизно 3 доби). Варто зазначити, що для реалізації даної операції палива на борту СКА достатньо для реалізації обома методами, але при реалізації другого методу на виконання цієї операції використовується більше половини наявного палива, тобто СКА може знадобитись додаткова заправка для підтримки працездатності.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						74
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

5. Моделювання системи автоматичного стикування

Розглянемо моделювання системи автоматичного зближення та стикування за допомогою системи машинного зору. Для створення відповідної моделі та її симуляції будемо використовувати програмне забезпечення Simulink від MathWorks. Дане програмне забезпечення здатне проводити симуляцію як лінійних систем, так і нелінійних.

На початку створення моделі системи нам необхідно визначити, що ми будемо використовувати для симуляції руху під дією керуючих та збурюючих факторів. Для опису лінійного руху супутника-цілі відносно супутника-переслідувача будемо використовувати рівняння Уілла-Клохессі-Вілтшира, що були описані у підрозділі 3.2, матриці до рівняння стану якого були описані у підрозділі 4.2. Для опису лінійного руху супутника-переслідувача відносно орбіти будемо використовувати лінеаризовані динамічні та кінематичні рівняння Ейлера, що були описані у підрозділі 3.3, матриці до рівняння стану яких були описані у підрозділі 4.2. Для опису руху за допомогою рівнянь простору станів у програмі Simulink існує відповідний блок State-Space, що у якості параметрів приймає керуючі впливи U , матриці A , B , C та D .

$$\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U,$$

$$Y = C \cdot X + D \cdot U,$$

де X – вектор зі змінними, що використовуються при опису динаміки руху, Y – вектор вихідних величин.

5.1. Створення закону керування

Як зазначалося в розділі 4.2 для створення закону керування лінійним та обертальним рухом використовували лінійно-квадратичний регулятор. Для цього створили модель у програмі Simulink, що показана на рисунку 5.1.1, що вирішував рівняння Рікатті та визначає значення елементів для матриці K для керування лінійним та обертальним рухом за допомогою від'ємного зворотного зв'язку для лінеаризованих систем в залежності від значень діагональних матриць Q та R , що визначали характеристики керування САК.

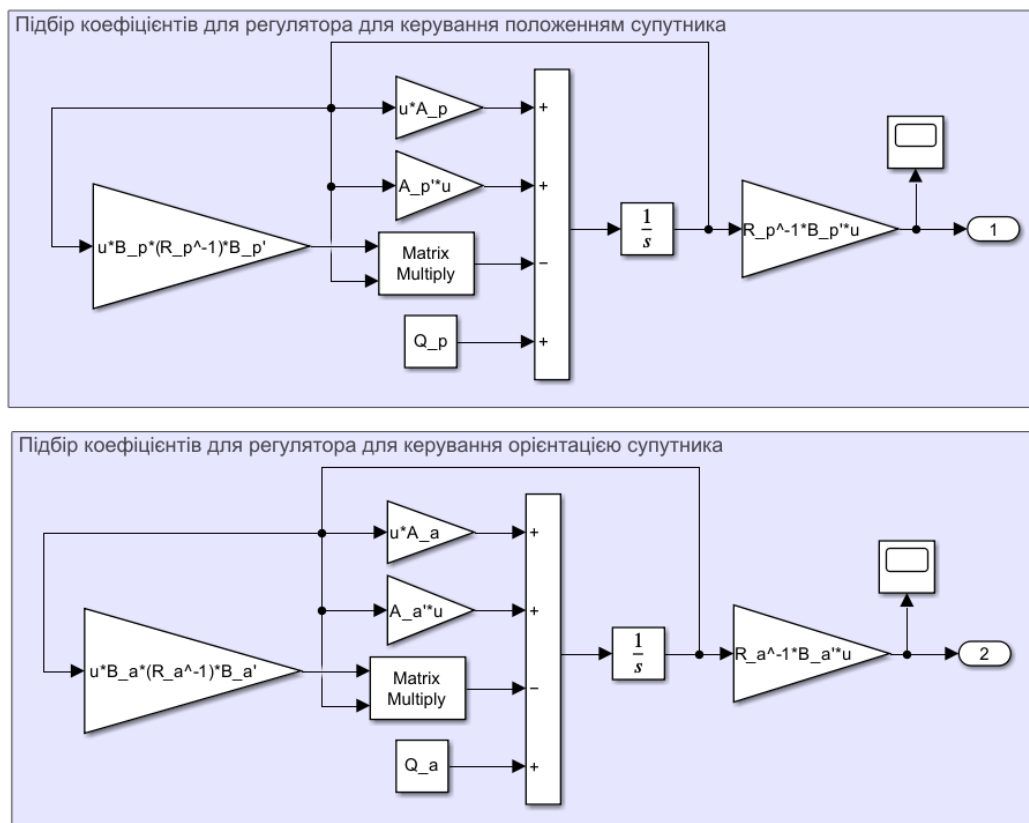


Рисунок 5.1.1. Модель для підбору елементів матриць K у програмі Simulink

Для підбору бажаних перехідних характеристик для регуляторів для керування перехідними характеристиками зробимо лінеаризовану модель для системи керування лінійним рухом та орієнтацією супутника-переслідувача, структурна схема якої показана на рисунку 5.1.2.

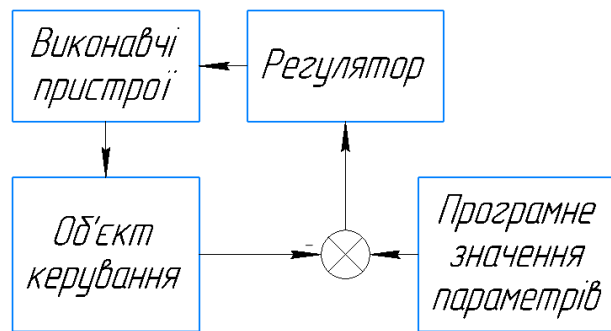


Рисунок 5.1.2. Структурна схема лінеаризованої моделі

Підберемо елементи матриці K на базі матриць Q та R для системи керування відносних координат. Для перевірки підібраних значень елементів матриці K створили модель у програмі Simulink, що показана на рисунку 5.1.3. Під час підбору перехідних функцій як програмні значення обрали для значень відносних координат одиниці, а для відносних швидкостей - нулі.

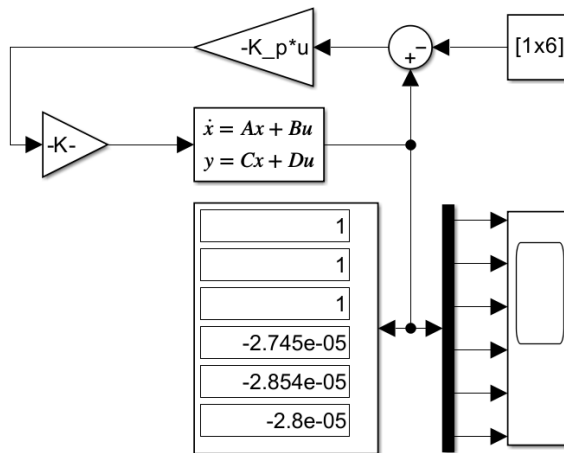


Рисунок 5.1.3. Модель для симуляції динаміки поступального руху лінеаризованої системи у програмі Simulink

Під час підбору матриці K для керування лінійним рухом планувалося, що перехідний процес має тривати довго і при цьому не має бути перерегулювання. У результаті підбору була підібрана матриця K , що має наступний вигляд:

$$K = \begin{bmatrix} 3,25 & -2,4 \cdot 10^{-5} & 0 & 20,162 & 3,5 \cdot 10^{-15} & 0 \\ 2,4 \cdot 10^{-5} & 3,25 & 0 & 3,5 \cdot 10^{-15} & 20,162 & 0 \\ 0 & 0 & 3,25 & 0 & 0 & 20,162 \end{bmatrix},$$

У результаті роботи схеми, що показана на рисунку 5.1.3 утворилися графіки, що показані на рисунку 5.1.4. У результаті аналізу графіків ми можемо сказати, що лінеаризована система не має перерегулювання та перехідний процес, при якому до програмно заданого значення по усім осям залишалось 5% тривав 18,5 секунд, а при 1% – 28,4 секунд.

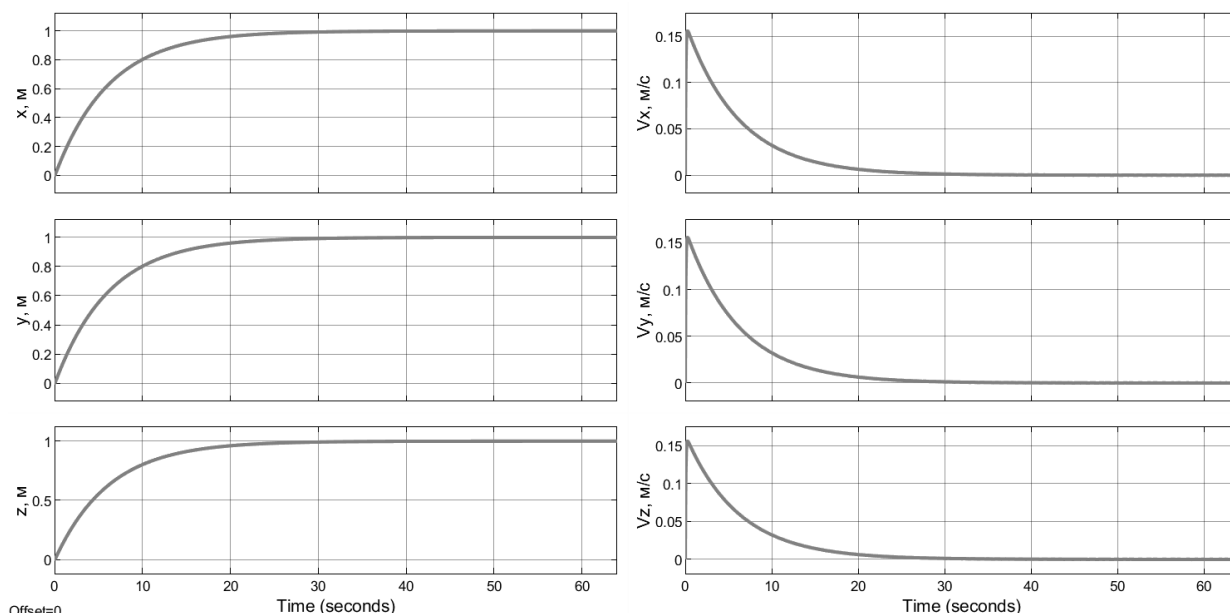


Рисунок 5.1.4. Графіки зміни вектору стану по відносному положенню (3 графіки зліва) і відносним швидкостям (3 графіки праворуч) для лінеаризованої системи

Підберемо елементи матриці K на базі матриць Q та R для системи керування орієнтацією. Для перевірки підібраних значень елементів матриці K створили модель у програмі Simulink, що показана на рисунку 5.1.5. Під час підбору перехідних функцій як програмні значення обрали значення для кутів рискання та тангажу дорівнює один градус, при цьому кут крену має дорівнювати нулю, як і відносні кутові швидкості.

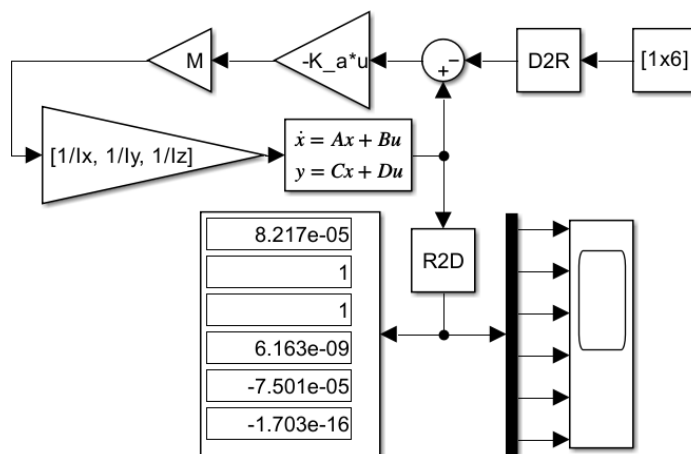


Рисунок 5.1.5. Модель для симуляції динаміки обертального руху лінеаризованої системи у програмі Simulink

Під час підбору матриці K для керування лінійним рухом планувалося, що перехідний процес має тривати максимально швидко і при цьому не має бути перерегулювання. До того ж зміни кута крену мають бути мінімальним. У результаті підбору була підібрана матриця K , що має наступний вигляд:

$$K = \begin{bmatrix} -0,03 & 0 & 69,26 & 80,8 & -2 \cdot 10^{-4} & 0 \\ 10 & 0 & -0,02 & -2 \cdot 10^{-4} & 11 & 0 \\ 0 & 69,26 & 0 & 0 & 0 & 80,8 \end{bmatrix},$$

У результаті роботи схеми, що показана на рисунку 5.1.5 утворилися графіки, що показані на рисунку 5.1.6. У результаті аналізу графіків ми можемо сказати, що лінеаризована система по кутам рискання та тангажу має незначне перерегулювання (приблизно 0.1%) та перехідний процес, при якому до програмно заданого значення по усім осям залишалось 5% тривав 2,6 секунд, а при 1% – 3,3 секунд. По куту крену ми можемо сказати, що при заданих програмних значеннях усталене значення дорівнює $8,22 \cdot 10^{-5}$ градусів, максимальне значення відхилення від нуля дорівнює $9,68 \cdot 10^{-4}$ градусів.

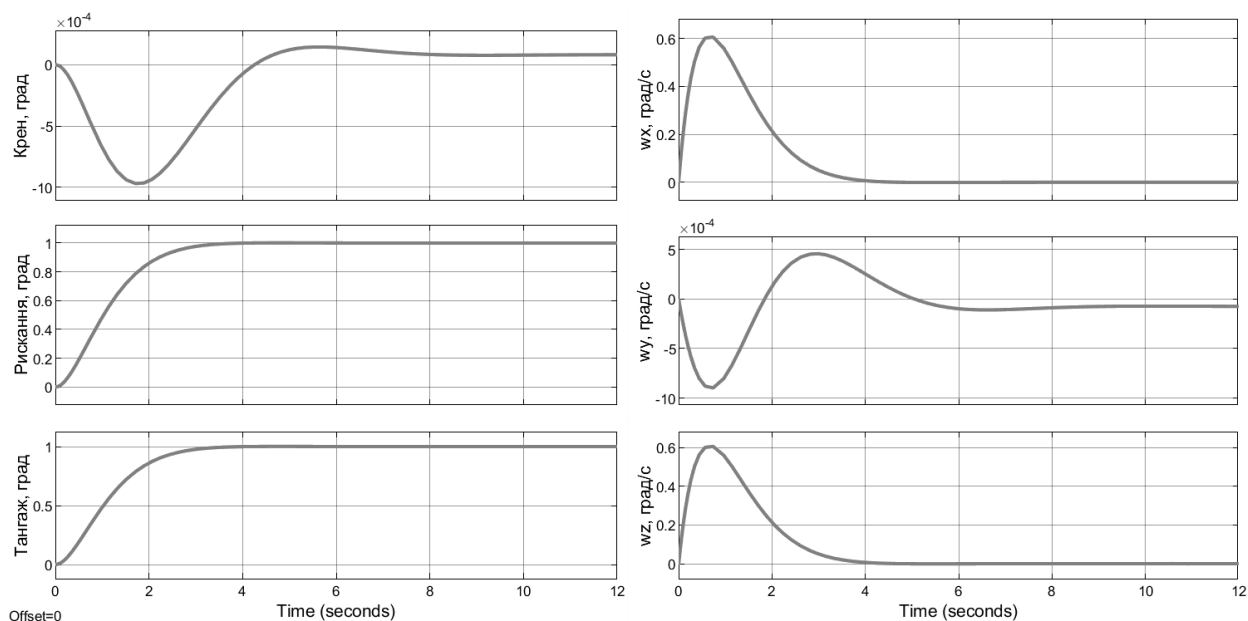


Рисунок 5.1.6. Графіки зміни вектору стану по відносній орієнтації (3 графіки зліва) і відносним кутовим швидкостям (3 графіки праворуч) для лінеаризованої системи

У результаті були підібрані матриці K для регуляторів з від'ємним зворотним зв'язком керування відносними координатами та орієнтацією.

5.2. Створення нелінійної моделі системи автоматичного зближення та стикування

Реалізуємо нелінійну систему автоматичного стикування. Спочатку ми маємо побудувати модель за схемою, що показана на рисунку 5.2.1. У подальшому вважатимемо, що функції об'єктів керування, у яких описані динаміка руху (поступального і обертального) є лінійними, хоча у середині блоку об'єкта керування поступальним рухом враховується зміна маси супутника-переслідувача через використання реактивної системи керування. У такому разі нелінійності мають наступні блоки:

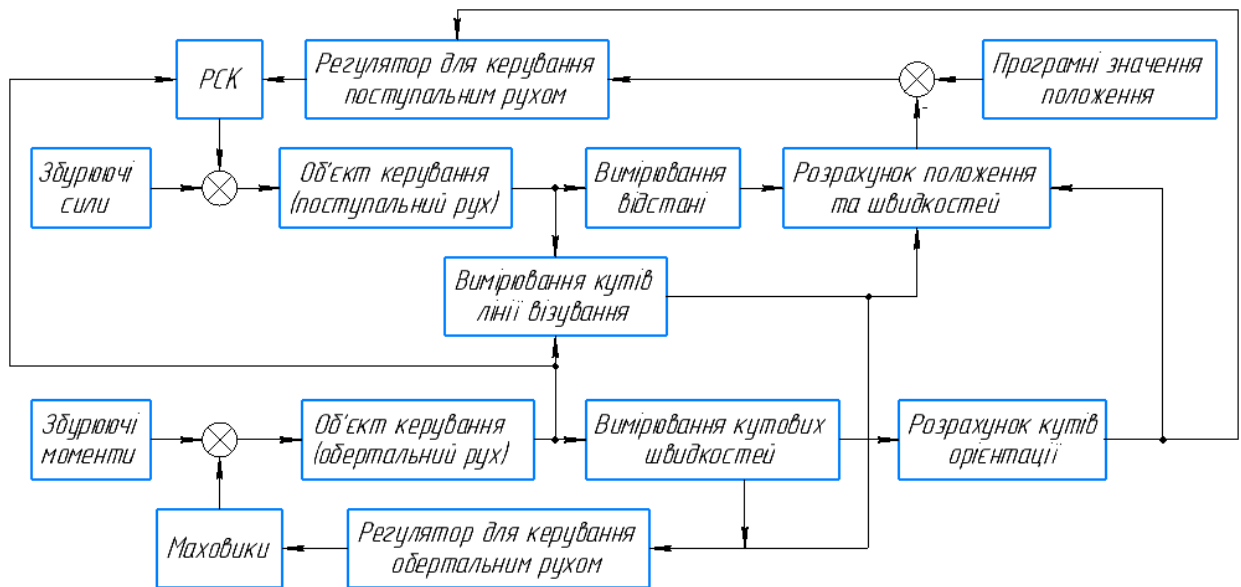


Рисунок 5.2.1. Структурна схема моделі для симуляції системи автоматичного зближення та стикування

- Блоки вимірювання кутів лінії візування та відстані, оскільки формули для розрахунку цих параметрів для симуляції є нелінійними;
- Блок розрахунку відносних координат та швидкостей, оскільки, як показано в розділі 4.2, у формулах для спрощеного визначення відносних координат та швидкостей використовуються добутки двох вхідних величин, через що цей блок не є лінійним;
- Регулятор для керування поступальним рухом супутників, оскільки окрім регулятора, для якого були підібрані значення матриці K , там додаткові присутні матриця поворотів для визначення групи двигунів реактивної системи керування, які треба застосувати на супутнику-переслідуючій, та блок для широтно-імпульсного моделювання сигналу для генерації сигналів, якими можна керувати реактивною системою керування, що додатково створює обмеження на максимальну силу тяги з обох сторін;
- Реактивна система керування (РСК), оскільки там присутня зворотна матриця обертань для визначення дійсного впливу РСК на супутник-переслідуючий;

- Маховики, оскільки вони у своєму складі мають обмеження по створенню моментів.

Числові параметри для моделювання системи автоматичного зближення та стикування мають наступний вигляд:

- початкові відносні координати (відповідно по x , y та z): -48, -10, 9 м;
- початкові відносні швидкості (відповідно по x , y та z): -2,4, -1, 0,1 м/с;
- початкові кутові швидкості (відповідно по x , y та z): 0, 0, $-n$ рад/с (від'ємна кутова швидкість орбіти супутника-переслідувача);
- запрограмовані відносні координати (відповідно по x , y та z): -2, 0, 0 м;
- частота опитування датчиків: 75 Гц;
- період сигналів широтно-імпульсної модуляції: 10 мс;
- максимальне значення сили тяги реактивної системи керування по кожній з сторін: 4·90 Н (вважатимемо, що по чотири сопла розташовані на кожній з сторін супутника-переслідувача таким чином аби не утворювати моментів через пари сил відносно центру мас);
- питомий імпульс реактивної системи керування: 232 секунди;
- максимальне значення моменту маховика на кожну з осей: 250 Н·м;
- маса супутника-переслідувача на момент початку маневрів: 397,5 кг;
- моменти інерції супутника-переслідувача (відповідно по x , y та z вважаючи, що супутник-переслідувача є симетричним по усім осям): 7200, 1800, 7200 кг·м²;
- граничні значення для переходу з першого етапу на другий: максимальне відхилення кутів орієнтації – 2 град, максимальні значення швидкості зміни кутів лінії візування, відповідно – 2 град/с;
- граничні значення для переходу з другого етапу на третій: максимальна відстань до супутника-цілі – 2,001 м, максимальні значення відносної швидкості – 0.1 м/с;

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						82
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

- Проекції збурюючої сили впливу під час стикування (відповідно на вісі x , y та z): 0, -45, 0 Н;
- Час дії збурюючих сил: 16 секунд.

Згодом була створена модель у програмі Simulink, що показана на рисунку 5.2.2. Необхідно зазначити, що дана модель враховує дискретність сигналу, але не враховує крок вимірювань вимірюваних величин та похибки їх вимірювань.

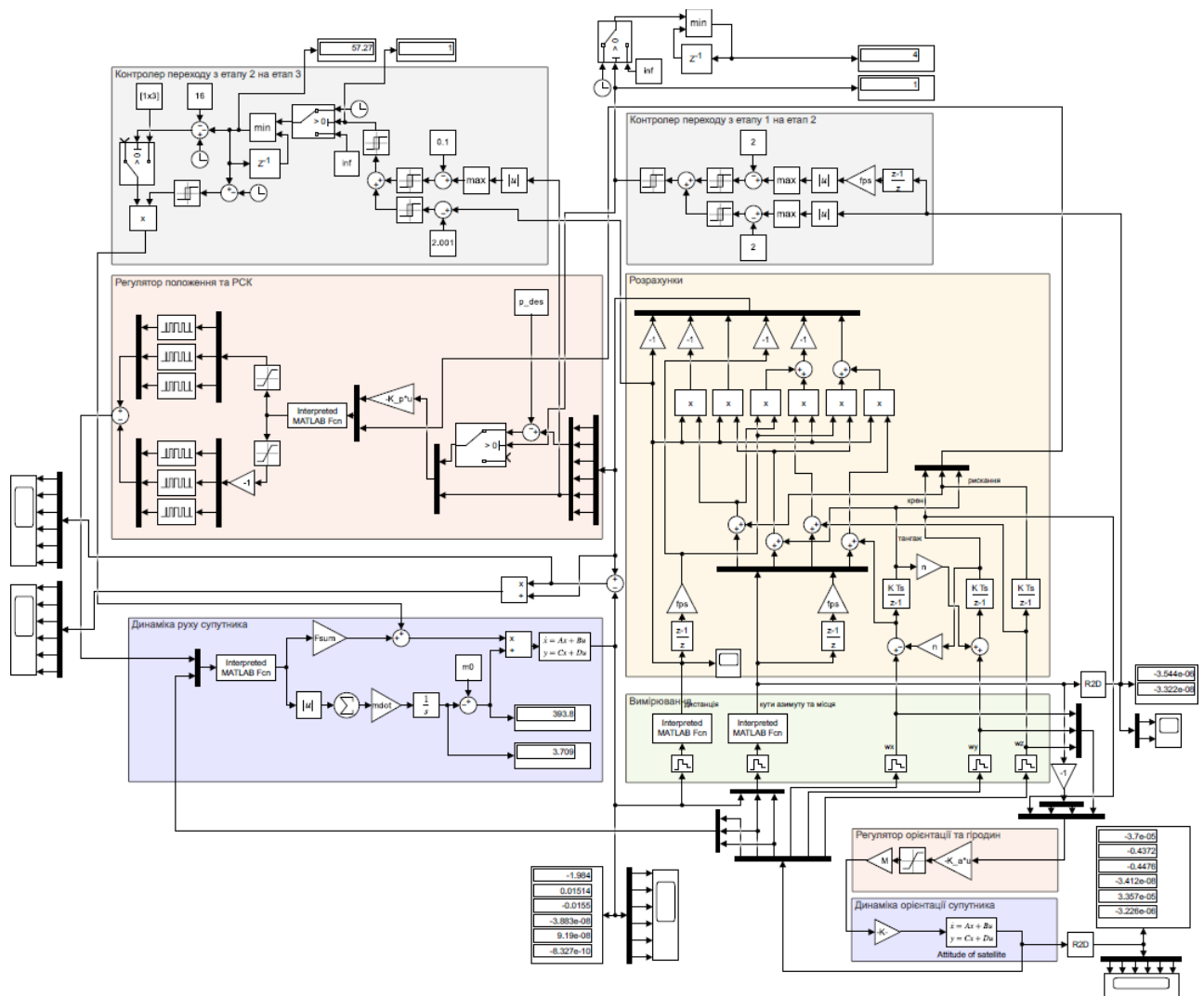


Рисунок 5.2.2. Модель для симуляції системи автоматичного зближення та стикування в програмі Simulink

У результаті роботи у цьому розділі була створена нелінійна модель для симуляції системи автоматичного зближення та стикування в програмі Simulink. Для роботи цієї моделі написана програма, що показана у додатку В.

5.3. Аналіз результатів симуляції моделі

Проведемо аналіз роботи системи автоматичного зближення та стикування у програмі Simulink. Частина результатів роботи була показана на рисунку 5.2.2, з якого ми можемо сказати, що для виконання першого етапу та переходу на другий етап системі знадобилося 4 секунди, а завершення виконання другого етапу та переходу на третій етап прийшлося на 57,27 секунд (тобто другий етап тривав приблизно 53,27 секунд). На виконання зближення та стикування було використано 3,709 кг палива.

Тепер проаналізуємо графіки зміни вектору стану по відносним координатам і відносним швидкостям, що показані на рисунку 5.3.1. При детальному аналізі ми можемо сказати, що протягом виконання першого етапу система автоматичного стикування стабілізувала відносні координати та наблизила відносну швидкість до нуля по усім осям.

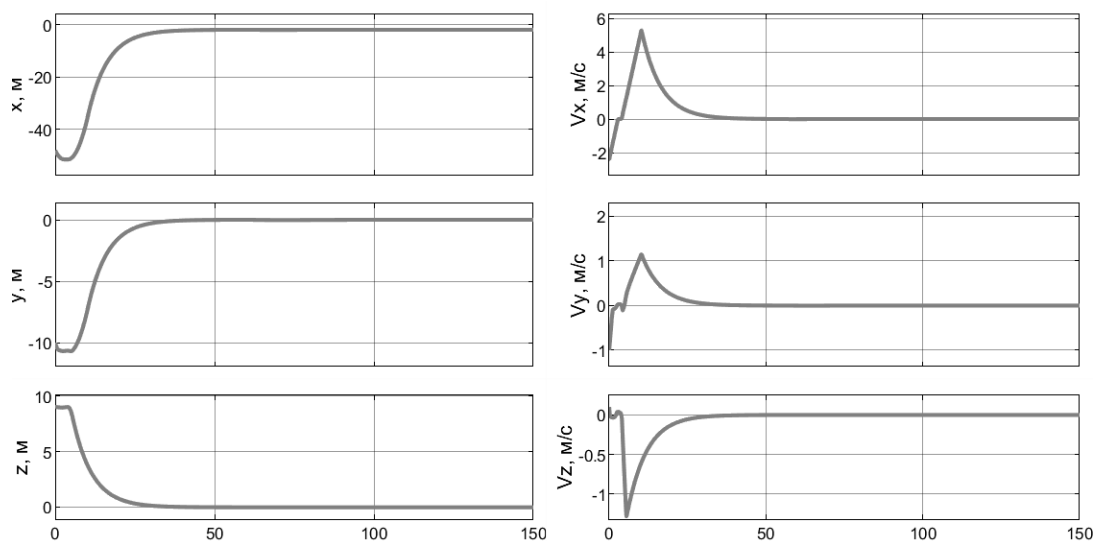


Рисунок 5.3.1. Графіки зміни вектору стану по відносним координатам (3 графіки зліва) і відносним швидкостям (3 графіки праворуч)

Після переходу на другий етап система почала наближатися до програмно заданих значень. У той час, коли система наблизилась до програмно заданої відстані для завершення другого етапу та початку третього етапу система мала відхилення від нуля по осі Y на 1,19 см та по осі Z – -1,365 см. Враховуючи, що

габарити супутника-цілі від одного метру та стикування відбуватиметься за допомогою роботів-маніпуляторів, можна сказати, що дана похибка не є критичною.

Під час стикування супутник-переслідувач віддалився на максимальну відстань 4,9 см від програмно заданого значення відносних координат. А після завершення стикування супутник-переслідувач став наближатися до супутника-цілі (у дійсності подальших змін відносних координат не відбувалося б оскільки після стикування відносні координати залишаються фіксованими за рахунок фізичного контакту супутника-переслідувача з супутником-ціллю) та значно сповільнився. Станом на 150 секунду (час моделювання, що був заданий у програмі Simulink) відносні координати супутника-цілі X, Y та Z дорівнювали, відповідно, -1.986 м, 1,514 см та -1,55 см.

Тепер проаналізуємо графіки зміни вектору стану по кутам орієнтації і кутовим швидкостям, що показані на рисунку 5.3.2. При детальному аналізі ми можемо сказати, що кут крену під час наведення на супутник мав незначні зміни, пікові значення якого дорівнювали 0,01606 градусів у той же час кутові швидкості ω_x та ω_z також мали пікові значення, що дорівнювали, відповідно, 4,214 та 4,775 градусів за секунду.

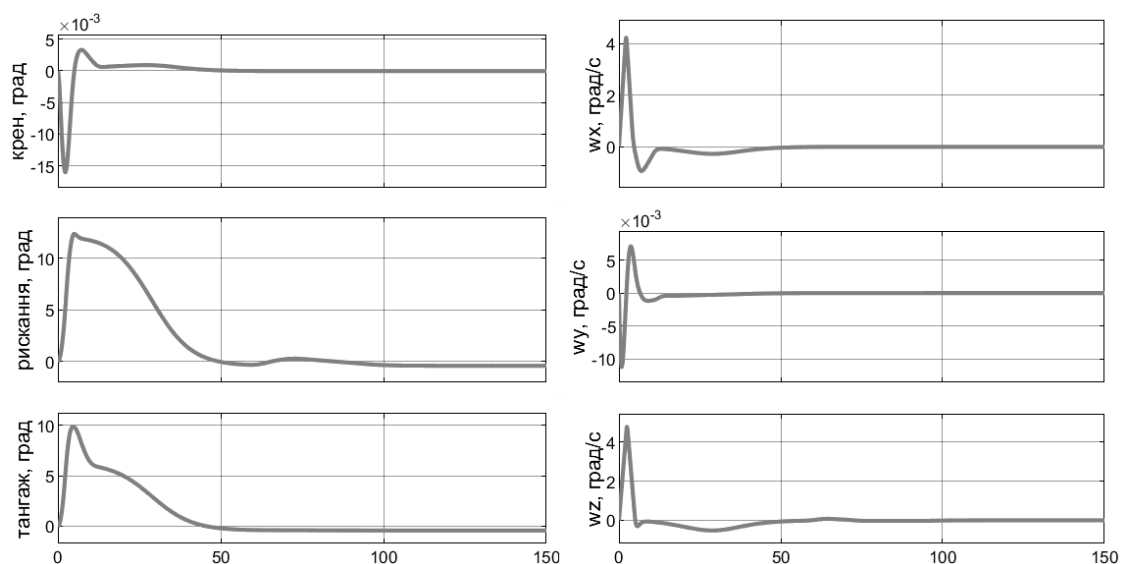


Рисунок 5.3.2. Графіки зміни вектору стану по кутовій орієнтації (3 графіки зліва) і кутовим швидкостям (3 графіки праворуч)

Тепер проаналізуємо графіки зміни вектору стану по кутам азимуту та місця, що показані на рисунку 5.3.3. При детальному аналізі ми можемо сказати, що приблизно на 4,1 секунді значення кута азимуту та місця перетнули нуль. При цьому мінімальне значення кутів азимуту та місця дорівнюють, відповідно, $-0,5354$ та $-1,125$ градусів. Після цього ще мінімальні мінімальне значення кутів азимуту та місця дорівнюють, відповідно, $-0,6081$ та $-0,318$ градусів. У результаті система тримала ці значення наближеними до нуля протягом усього часу симуляції.

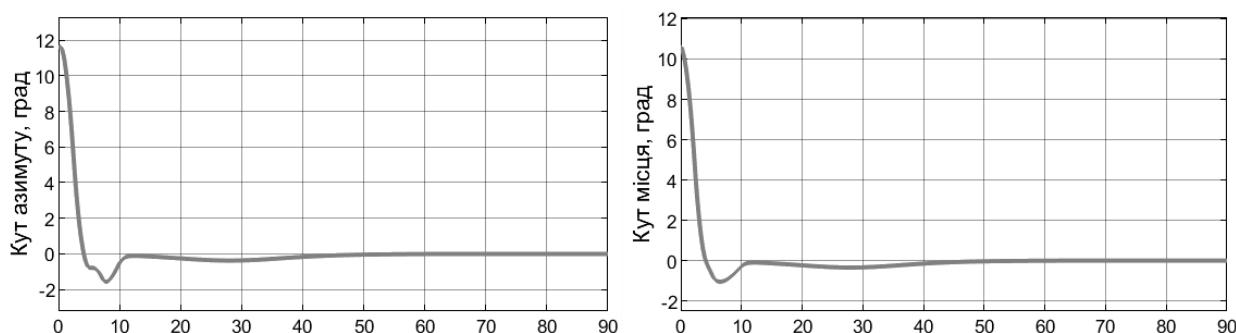


Рисунок 5.3.3. Графіки зміни кутів азимуту (графік зліва) і місця (графік праворуч)

Тепер проаналізуємо графіки зміни вектору стану по абсолютним похибкам визначення відносних координат та швидкостей, що показані на рисунку 5.3.5. При детальному аналізі ми можемо сказати, модуль максимальної абсолютної похибки визначення відносних координат по осі X були на початку коли відстань між супутником-переслідувачем та супутником-ціллю була найбільшою і вона дорівнювала 1,892 метри. Аналогічна ситуація відбувалася з абсолютною похибкою по осям Y та Z. Тоді вона дорівнювала, відповідно, 2,33 см та 5,535 см. Усталені значення абсолютних похибок визначення відносних координат по осям X, Y та Z дорівнюють, відповідно, 0,1183 мм 1,601 мкм $-0,1575$ мкм. Про абсолютні похибки визначення відносної швидкості по осям X, Y та Z ми можемо сказати, що на першому моменті максимальна похибка була присутня через те, що у системи не було даних про попередній стан системи. Після їх максимальні значення

знаходяться в межах перших десяти секунд та їх модулі дорівнюють, відповідно, 19,92 см/с, 4,815 см/с та 4,244 см/с.

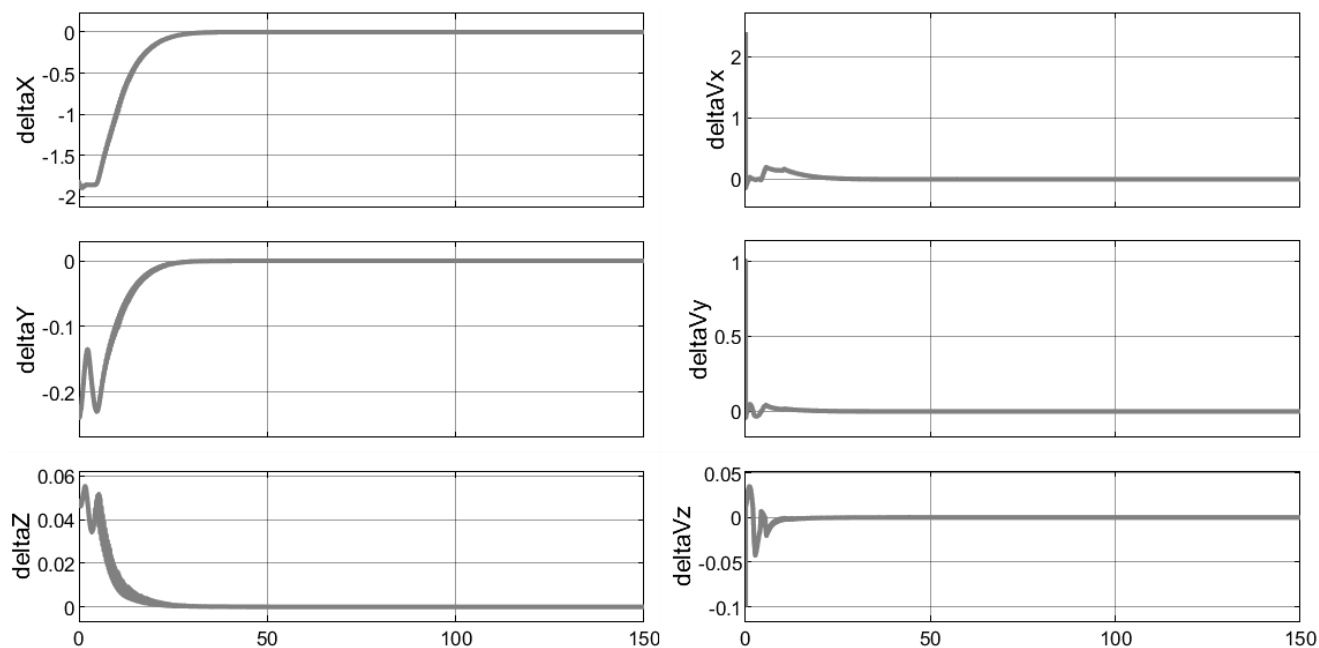


Рисунок 5.3.4. Графіки зміни вектору стану по абсолютним похибкам визначення відносних координат (3 графіки зліва) і відносних швидкостей (3 графіки праворуч)

Тепер проаналізуємо графіки зміни вектору стану по абсолютним похибкам визначення відносних координат та швидкостей, що показані на рисунку 5.3.5. При детальному аналізі ми можемо сказати, модулі максимальної відносної похибки визначення відносних координат швидкостей час від часу прямували до нескінченності за рахунок того, що вимірювані значення прямували до нуля та перетинали його межі. Про максимальні відносні похибки визначення відносних координат без урахування тих максимумів, що виникли через перетин нуля по осям X, Y та Z ми можемо сказати, що їх максимальні значення також були на початку, як і абсолютні значення похибок, та дорівнюють, відповідно, 3,711%, 2,333% та 0,6316%.

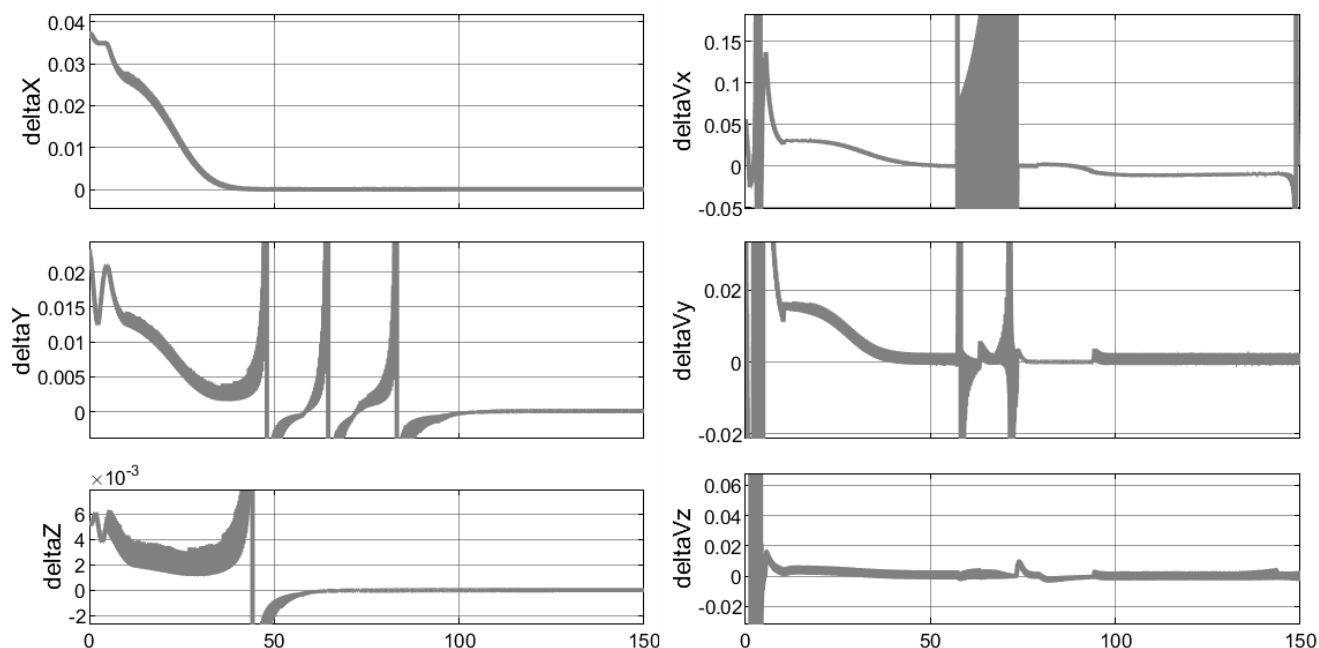


Рисунок 5.3.5. Графіки зміни вектору стану по віабсолютним похибкам визначення відносних координат (3 графіки зліва) і відносних швидкостей (3 графіки праворуч)

У результаті роботи ми проаналізували результат роботи моделі системи автоматичного зближення та стикування без урахування похибок вимірювання параметрів можна сказати, що система має цілком задовільні характеристики керування під час зближення та стикування.

ВИСНОВОК

У результаті виконання дипломного проекту були проаналізовані методи зближення та стикування на орбіті та ознайомились з існуючими розробками в плані систем технічного зору.

На наступному етапі виконання проекту були розроблені алгоритм розрахунку кутів лінії візування та були встановлені вимоги до апаратної частини системи машинного зору.

Далі були визначені математичні моделі для опису динаміки відносного поступального руху та динаміки обертання.

На наступному етапі були визначені алгоритми для виконання переходів з орбіти на орбіту, був визначений алгоритм для зближення та стикування і виконані розрахунки для здійснення орбітальних переходів.

Також була створена модель для симуляції процесу зближення та стикування і була розроблена та промодельована система автоматичного зближення та стикування за допомогою машинного зору.

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						89
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

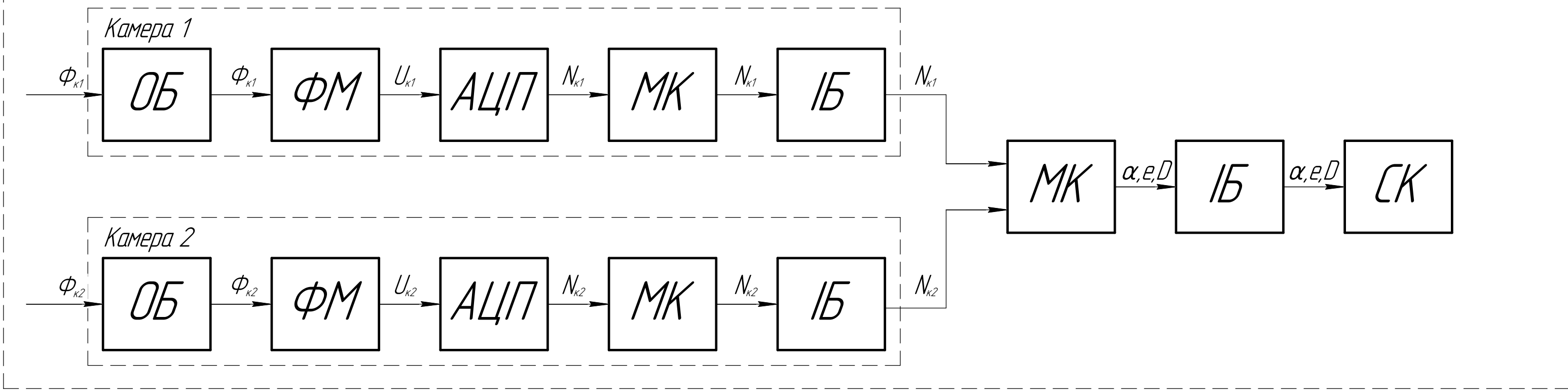
1. URL: <https://www.nasa.gov/offices/nesc/articles/space-rendezvous>
2. URL: <https://www.nasa.gov/feature/55-years-ago-gemini-viii-the-first-docking-in-space>
3. URL: <https://airandspace.si.edu/sites/default/files/images/stories/11754h.jpg>
4. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/styles/full_width/public/thumbnails/image/gemini_viii_13_agena_target_during_rendezvous_s66-25782.jpg?itok=9I1H6CcH
5. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/19681548.pdf>
6. URL: <https://www.nasa.gov/feature/50-years-ago-the-first-automatic-docking-in-space>
7. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/kosmos_186_and_188_docking_from_rkk_energiya.jpg
8. URL: <https://scinn-eng.org.ua/ojs/index.php/ni/article/view/54/40>
9. URL: <https://www.kenkai.jaxa.jp/eng/research/debris/deb-rendezvous.html>
10. URL: <https://lasertech.com/product/trusense-s300-series/>
11. URL: <https://www.spacemicro.com/products/electro-optics.html>
12. URL: <https://www.ibm.com/topics/neural-networks>
13. URL: <https://medium.com/analytics-vidhya/comparing-image-classification-with-dense-neural-network-and-convolutional-neural-network-5f376582a695>
14. URL: https://docs.ecognition.com/eCognition_documentation/User%20Guide%20Developer/8%20Classification%20-%20Deep%20Learning.htm
15. URL: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/9644/annexa.pdf?sequence=2&isAllowed=y>
16. URL: <https://learn.andoyaspace.no/ebook/student-rocket-pre-study/satellite-orbits/introduction-of-the-six-basic-parameters-describing-satellite-orbits/>

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		90

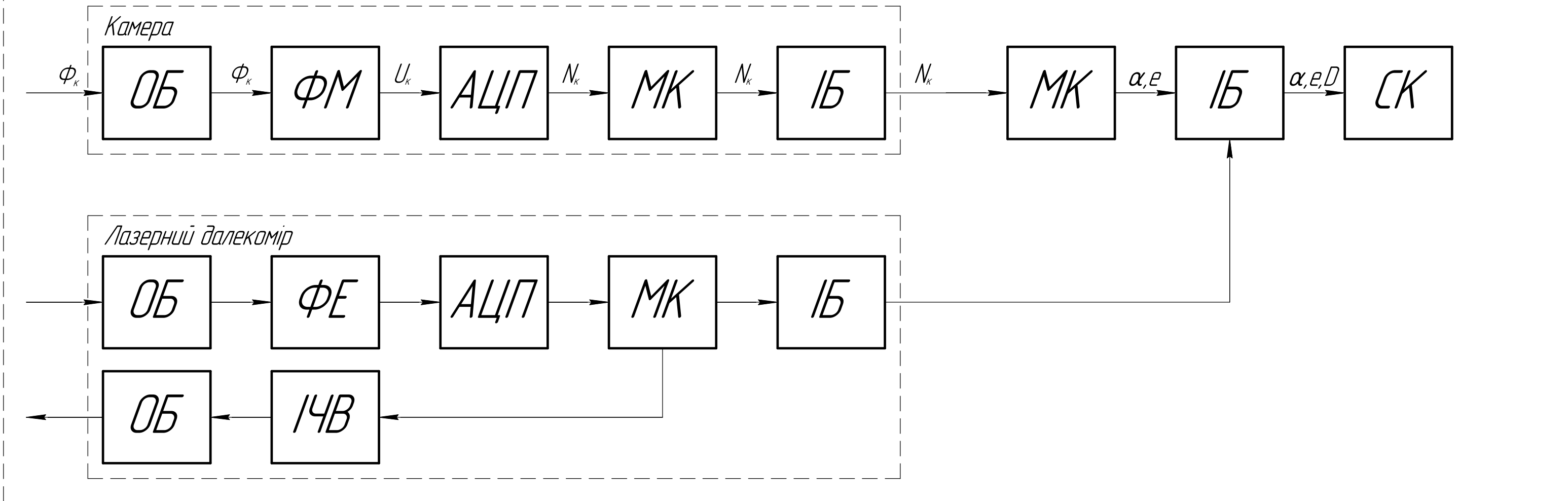
17. Bate, R. R., Mueller, D. D., White, J. E. Fundamentals of Astrodynamics. New York: Dover Publications. 1971. 480 c.
18. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1130/1/012003/pdf>
19. URL: <https://earth-info.nga.mil/index.php?dir=wgs84&action=wgs84>

					ДП.АС91-2023.12.001ПЗ	Арк.
						91
Зм.	Арк.	№ докумен.	Підпис	Дата		

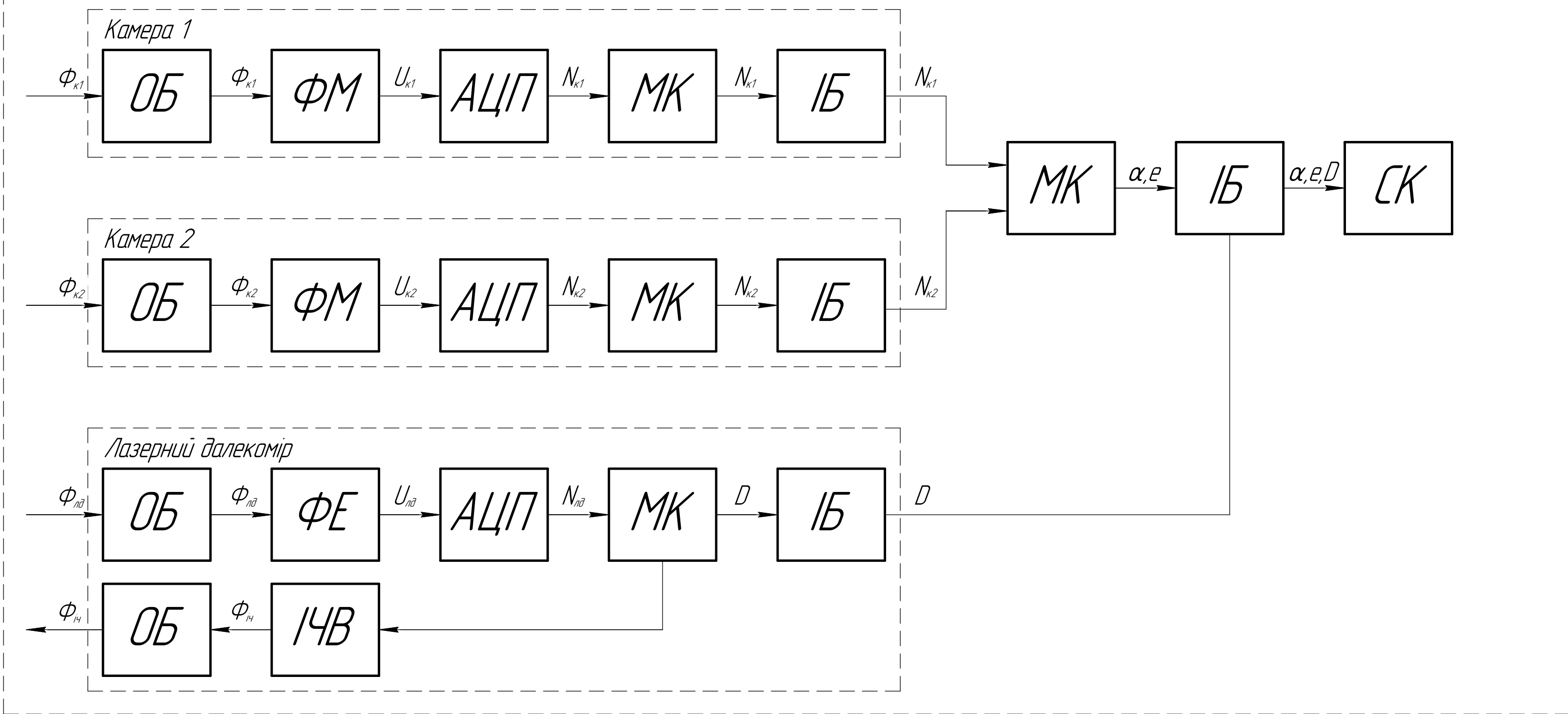
Перший варіант конфігурації апаратної частини системи машинного зору



Другий варіант конфігурації апаратної частини системи машинного зору

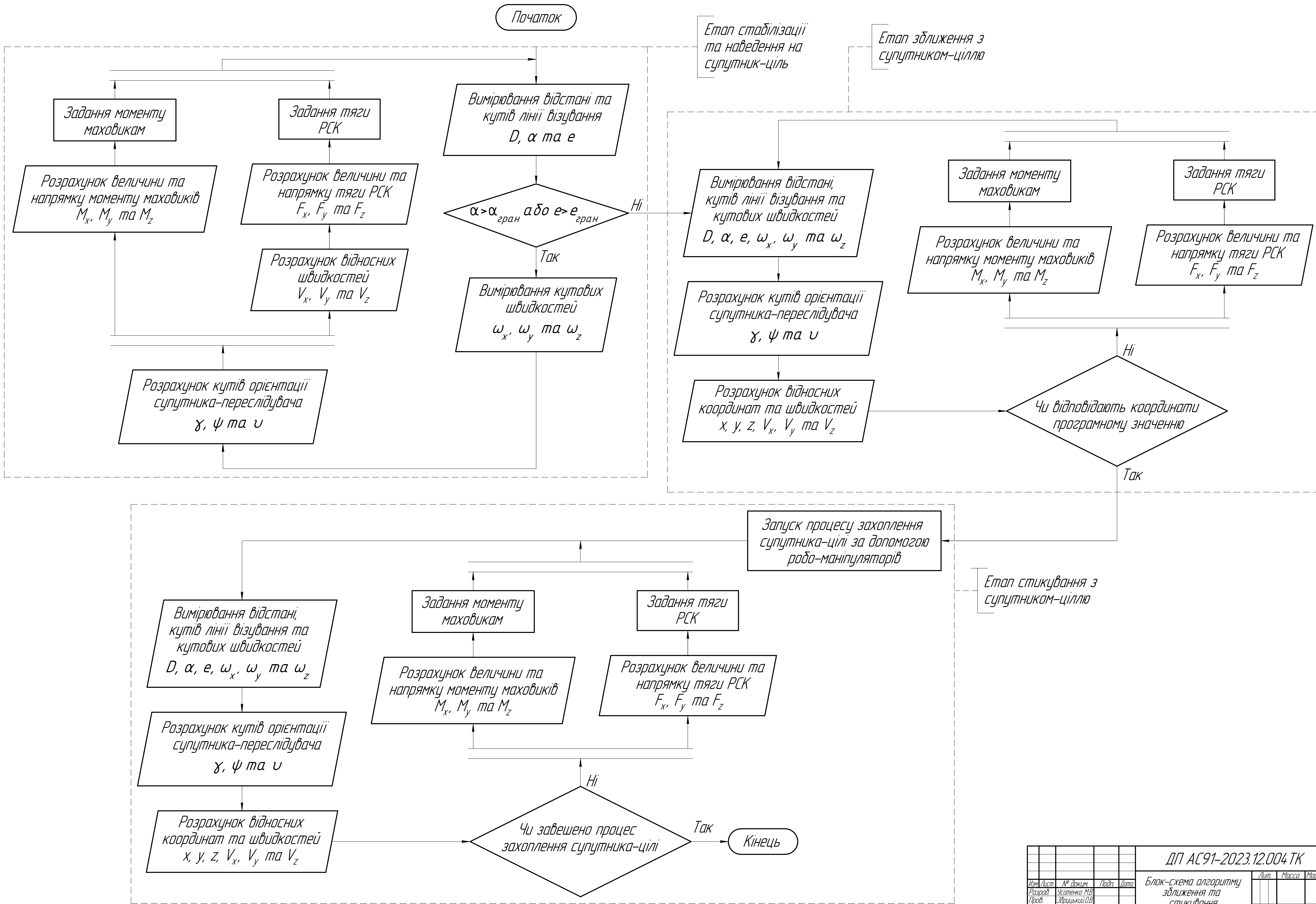


Третій варіант конфігурації апаратної частини системи машинного зору



АЦП – аналого-цифровий перетворювач
ІБ – інформаційний блок
ІЧВ – інфрачервоний випромінювач
МК – мікроконтролер
ОБ – оптичний блок
СК – система керування супутником
ФЕ – фоточутливий елемент
ФМ – фоточутлива матриця

α – кут азимуту
 e – кут місця
 D – відстань до супутника-цілі
 Φ – світловий потік
 N – коди на виході АЦП, МК
 U – напруга на виході АЦП



Код скрипту для задання параметрів для моделювання системи автоматичного зближення та стикування (частина 1)

```
1 clear, clc % очищення Workspace та Command Window
2
3 mu = 3.986004418e14; % гравітаційний параметр (EGM-2008) (м^3/с^2)
4 Re = 6378137; % радіус Землі (EGM-2008) (м)
5 h = 35000e3; % висота орбіти (м)
6 a = Re + h; % радіус орбіти (м)
7
8 n = sqrt(mu/a^3); % кутова швидкість орбіти
9
10 F = 90; % сила тяги сопла РСК (Н)
11 M = 250; % максимальний момент гіродину (Н*м)
12 |
13 m0 = 397.5; % початкова маса РСК
14 Ix = 7200; % момент інерції РСК вздовж осі X
15 Iy = 1800; % момент інерції РСК вздовж осі Y
16 Iz = 7200; % момент інерції РСК вздовж осі Z
17
18 g0 = 9.81; % прискорення вільного падіння на рівні моря (м/с^2)
19 Isp = 232; % питомий імпульс сопла РСК (с)
20 n_t = 4; % кількість сопл РСК на кожній з сторін
21
22 mdot = n_t * F / (g0 * Isp); % максимальна витрата палива РСК на кожну
23 % з сторін за секунду (кг/с)
24 Fsum = F * n_t; % сумарна сила тяги РСК на кожну з сторін (Н)
25 fps = 75; % частота опитувань сенсорів (1/с)
26 Trwm = 0.01; % період ШІМ для керування РСК (с)
27
28 p_init = [-48 -10 9 -2.4 -1 0.1]'; % початкові відносні положення та лінійні
29 % швидкості супутника (м та м/с)
30 a_init = [0 0 0 0 0 -n]'; % початкові орієнтація та кутові швидкості
31 % супутника (рад та рад/с)
32 p_des = [-2 0 0]'; % бажані відносне положення супутника (м)
```

Код скрипту для задання параметрів для моделювання системи автоматичного зближення та стикування (частина 2)

```
33
34 % матриці рівняння станів динаміки положення супутника
35 A_p = [ 0 0 0 1 0 0;
36 0 0 0 0 1 0;
37 0 0 0 0 0 1;
38 3*n^2 0 0 0 2*n 0;
39 0 0 0 -2*n 0 0;
40 0 0 -n^2 0 0 0];
41
42 B_p = [zeros(3);
43 eye(3)];
44
45 C_p = eye(6);
46
47 D_p = zeros(6,3);
48
49 % матриці рівняння станів динаміки орієнтації супутника
50 A_a = [ 0 0 n 0 1 0;
51 0 0 0 0 0 1;
52 -n 0 0 1 0 0;
53 0 0 0 0 (Iz - Iy)/Ix*n 0;
54 0 0 0 (Ix - Iz)/Iy*n 0 0;
55 0 0 0 0 0 0];
56
57 B_a = [zeros(3);
58 eye(3)];
59
60 C_a = eye(6);
61
62 D_a = zeros(6,3);
63
64 % матриці Q та R синтезу регулятора для керування положенням супутника
```

Код функції для розрахунку результатів вимрювання кутів лінії візування до супутника-цілі

```
1 function output = lineOfSight(x, y, z, psi, ipsilon)
2
3 syms alph e % створення змінних для кутів лінії візування
4
5 % запис віднянь для розрахунку кутів лінії візування
6 eq1 = sin(e)*sin(psi)*sin(ipsilon) - sin(alph)*cos(e)*cos(psi) - ...
7 os(alph)*cos(e)*sin(psi)*cos(ipsilon) == y/sqrt(x^2 + y^2 + z^2);
8 eq2 = cos(alph)*cos(e)*sin(ipsilon) + sin(e)*cos(ipsilon) == ...
9 z/sqrt(x^2 + y^2 + z^2);
10
11 % розв'язання нелінійних рівнянь
12 sol = vpasolve([eq1, eq2], [alph, e], zeros(2));
13
14 % запис результатів розрахунку
15 output = [double(sol.alph), double(sol.e)];
16 end
```

Код скрипту для задання параметрів для моделювання системи автоматичного зближення та стикування (частина 3)

```
1 init.m
2 lineOfSight.m
3 distance.m
4 rotationMatrix.m
5 invertedRotationMatrix.m
6
7 Q_p = [eye(3)*12 zeros(3);
8 zeros(3) eye(3)*400];
9 R_p = eye(3)*1;
10
11 % матриці Q та R синтезу регулятора для керування орієнтацією супутника
12 Q_a = [1 0 0 0 0 0;
13 0 48 0 0 0 0;
14 0 0 48 0 0 0;
15 0 0 0 64 0 0;
16 0 0 0 0 1 0;
17 0 0 0 0 0 64];
18 R_a = eye(3)*1e-2;
19
20 % вибір коефіцієнтів для регуляторів для керування положенням та
21 % орієнтацією супутника
22 disp("Вибір коефіцієнтів K...")
23 model_1 = 'ChooseK';
24 open_system(model_1);
25 simOut = sim(model_1);
26
27 % запис коефіцієнтів для регуляторів для керування положенням та
28 % орієнтацією супутника
29 K_p = squeeze(timeseries2timetable(simOut.yout{1}.Values).Data(end,:,:));
30 K_a = squeeze(timeseries2timetable(simOut.yout{2}.Values).Data(end,:,:));
31 disp("Вибір коефіцієнтів K завершено")
32
33 % запуск симуляції системи автоматичного стикування
34 disp("Симуляція...")
35 model_2 = 'RendNDocking';
36 open_system(model_2);
37 simOut = sim(model_2);
38 disp("Симуляцію завершено")
```

Код функції для розрахунку результатів вимрювання відстані до супутника-цілі

```
1 function dist = distance(x, y, z)
2 % розрахунок відстані до супутника-цілі
3 dist = sqrt(x^2 + y^2 + z^2);
4 end
5
```

Код функції для розвороту системи координат за допомогою матриці напрямних косинусів

```
1 function output = rotationMatrix(input)
2
3 % записуємо вхідні значення величин X, Y та Z і кути обертання
4 x = input(1);
5 y = input(2);
6 z = input(3);
7 gamma = input(4);
8 psi = input(5);
9 ipsilon = input(6);
10
11 sy = sin(psi);
12 cy = cos(psi);
13
14 sr = sin(ipsilon);
15 cr = cos(ipsilon);
16
17 sp = sin(gamma);
18 cp = cos(gamma);
19
20 % розрахунок повороту за допомогою матриці напрямних косинусів
21 output = [cp*cy cr*sy -sp;
22 sp*sr*cy-cr*sy cr*cy+sp*sr*sy cp*sr
23 sr*sy+sp*cr*cy sp*cr*sy-sr*cy cp*cr]*[x y z]';
24 end
```

Код функції для одержання розвороту системи координат за допомогою матриці напрямних косинусів

```
1 function output = invertedRotationMatrix(input)
2
3 % записуємо вхідні значення величин X, Y та Z і кути обертання
4 x = input(1);
5 y = input(2);
6 z = input(3);
7 gamma = input(4);
8 psi = input(5);
9 ipsilon = input(6);
10
11 sy = sin(psi);
12 cy = cos(psi);
13
14 sr = sin(ipsilon);
15 cr = cos(ipsilon);
16
17 sp = sin(gamma);
18 cp = cos(gamma);
19
20 % розрахунок повороту за допомогою матриці напрямних косинусів
21 output = [cp*cy cr*sy -sp;
22 sp*sr*cy-cr*sy cr*cy+sp*sr*sy cp*sr
23 sr*sy+sp*cr*cy sp*cr*sy-sr*cy cp*cr]*[x y z]';
24 end
```

Перв. примір.

Стор. №

Лист. и дата

Взам. инв. №

Лист. и дата

Лист. и дата

Неоткоректировано