

ХЕРСОНСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ФАКУЛЬТЕТ ІНЖЕНЕРІЇ ТА ТРАНСПОРТУ

КАФЕДРА АВТОМАТИЗАЦІЇ, РОБОТОТЕХНІКИ І МЕХАТРОНИКИ

## **Пояснювальна записка**

до кваліфікаційної роботи магістра

на тему: «Автоматизоване управління системою обертання сонячних панелей в  
напрямку джерела світла»

« Automated control of the solar panel rotation system in the direction of the light  
source»

Виконав: студент 2 курсу, групи 6А  
спеціальність 174 – «Автоматизація,  
комп'ютерно-інтегровані технології та  
робототехніка»

Деркаченко Т.О.

Керівник: к.т.н., доцент Поливода О.В.

Рецензент \_\_\_\_\_

(прізвище та ініціали)

Херсон – 2025 рік

	Херсонський національний технічний університет
<b>Факультет</b>	Інженерії та транспорту
<b>Кафедра</b>	Автоматизації, робототехніки і мехатроніки
<b>Ступінь вищої освіти</b>	магістр
<b>Спеціальність</b>	174 – «Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ:

Завідувач кафедри автоматизації,  
робототехніки і мехатроніки  
Селіверстов І.А.

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 р.

## ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту  
Деркаченко Тимофію Олеговичу

1. Тема проекту: Автоматизоване управління системою  
обертання сонячних панелей в напрямку джерела світла; Automated  
control of the solar panel rotation system in the direction of the light  
source

керівник проекту: к.т.н., доцент Поливода О.В.

затверджена наказом вищого навчального закладу від 28.08.2025 р. № 364-с

2. Строк подання студентом проекту «15» грудня 2025 р.

3. Вихідні дані до проекту: Науково-технічна література

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки:

1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ; 2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ  
МОДЕЛІ РУХУ СОНЯЧНОГО ТРЕКЕРА; 3. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ  
АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ; 4. РОЗРОБКА СИСТЕМИ  
АВТОМАТИЧНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СОНЦЕМ; 5. ВИБІР  
ТЕХНІЧНИХ ЗАСОБІВ.

5. Перелік графічного матеріалу:

Основні види сонячних трекерів; Алгоритми керування; Математична  
модель сонячного трекера(аналітична); Практична реалізація; Розробка  
системи автоматичного позиціонування за сонцем; Демонстрація  
системи

## 6. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Основна частина	Поливода О.В., к.т.н., доцент		

7. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_

«02» вересня 2025 р.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Строк виконання етапів прокту	Примітка
1	Підбір літератури	02.09 – 22.09.2025	
2	Огляд існуючих рішень	23.09 – 06.10.2025	
3	Розробка математичної моделі руху сонячного трекера	07.10 – 20.10.2025	
4	Практична реалізація алгоритму керування	21.10 – 03.11.2025	
5	Розробка системи автоматичного позиціонування за сонцем	04.11 – 17.11.2025	
6	Вибір технічних засобів	17.11 – 01.12.2025	
7	Розробка схеми функціональної	01.12 – 04.12.2025	
8	Розробка схеми електричної принципової	04.12 – 08.12.2025	
9	Оформлення ПЗ і графічного матеріалу	08.12–15.12.2025	

Студент \_\_\_\_\_

Деркаченко Т.О.

(підпис)

Керівник проекту \_\_\_\_\_

Поливода О.В.

(підпис)



## РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота магістра: 76 сторінок, 24 рисунки, 3 таблиці.  
Графічна частина – 6 аркушів формату А1.

Кваліфікаційна робота магістра присвячена підвищенню точності та ефективності систем стеження за положенням Сонця шляхом удосконалення математичних і алгоритмічних методів керування двоосьовими сонячними трекерами. У роботі досліджено астрономічні, сенсорні та гібридні алгоритми відстеження, а також їх переваги й обмеження з погляду точності та адаптивності до реальних умов експлуатації. Розглянуто особливості конструкції двоосьових сонячних трекерів та джерела похибок орієнтації, зумовлені люфтами механізмів, зміщенням осей обертання та центру мас. Розроблено комплексну математичну модель двоосьового механізму, яка описує просторову орієнтацію панелі та забезпечує перетворення астрономічних координат Сонця в оптимальні кути керування приводами. Запропоновано корекційний модуль, що враховує геометричні відхилення реального механізму та результати калібрування, а також алгоритм гібридного стеження, у якому астрономічний алгоритм використовується як базовий, а сенсорна система на фоторезисторах — для періодичної корекції орієнтації. Описано програмну структуру системи та взаємодію між її основними функціональними блоками. Отримані результати можуть бути використані при проєктуванні високоточних двоосьових сонячних трекерів та систем керування фотоелектричними установками.

### СОНЯЧНИЙ ТРЕКЕР, ОРІЄНТАЦІЯ ПАНЕЛІ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, ВІДСТЕЖЕННЯ

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 РФ</b>			
<b>Зм.</b>	<b>Арк.</b>	<b>№ докум</b>	<b>Підпис</b>	<b>Дата</b>	<b>Реферат</b>	<b>Літ.</b>	<b>Аркуш</b>	<b>Аркуше</b>
Розроб.		Деркаченко					5	77
Перевір.		Полівода О.В.						
Реценз.								
Н. Контр.		Поліщук В.М.						
Затверд.		Селівєрстов І.А.						
						<b>ХНТУ, гр. 6A</b> <b>Unknown document</b> <b>property name</b>		

## ABSTRACT

Master's qualification work: 76 pages, 24 figures, 3 tables. Graphic part – 6 sheets of A1 format.

The master's qualification work is devoted to increasing the accuracy and efficiency of systems for tracking the position of the Sun by improving mathematical and algorithmic methods for controlling two-axis solar trackers. The work investigates astronomical, sensor and hybrid tracking algorithms, as well as their advantages and limitations in terms of accuracy and adaptability to real operating conditions. The design features of two-axis solar trackers and sources of orientation errors caused by backlash of mechanisms, displacement of the axes of rotation and the center of mass are considered. A complex mathematical model of the two-axis mechanism is developed, which describes the spatial orientation of the panel and provides the conversion of astronomical coordinates of the Sun into optimal angles for controlling the drives. A correction module is proposed that takes into account the geometric deviations of the real mechanism and the calibration results, as well as a hybrid tracking algorithm, in which the astronomical algorithm is used as the basic one, and a sensor system based on photoresistors is used for periodic orientation correction. The software structure of the system and the interaction between its main functional blocks are described. The results obtained can be used in the design of high-precision two-axis solar trackers and control systems for photovoltaic installations.

SOLAR TRACKER, PANEL ORIENTATION, MATHEMATICAL MODEL,  
TRACKING

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 РФ	Арк
						6
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## ЗМІСТ

	Стор.
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ.....	9
ВСТУП .....	10
1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ.....	13
1.1. Основні види сонячних трекерів.....	13
1.2. Алгоритми керування сонячними трекерами .....	20
1.3. Висновки до розділу 1 .....	29
2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РУХУ СОНЯЧНОГО ТРЕКЕРА.	31
2.1. Представлення моделі сонячного трекера .....	31
2.2. Побудова математичної моделі орієнтації сонячної панелі .....	32
2.3. Калібрування.....	37
3. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ.....	39
3.1. Загальні визначення .....	40
3.2. Пряма кінематика .....	41
3.3. Зворотна кінематика.....	42
3.4. Обертання відповідно до Solar Position Algorithm .....	45
3.5. Остання формула — правильне положення точки після обох обертань	48
3.6. Обчислення нових кутів сервоприводів.....	50
3.7. Висновок до розділу 3.....	52
4. РОЗРОБКА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СОНЦЕМ.....	54
4.1. Архітектура гібридного алгоритму.....	55
4.2. Алгоритм корекції та частота опитування .....	55
4.3. Енергетична ефективність та стабільність .....	56
4.4. Планування реалізації та очікувані результати .....	56
4.5. Висновки до розділу 4.....	61
5. ВИБІР ТЕХНІЧНИХ ЗАСОБІВ.....	62
5.1. Реалізація структурних блоків та вибір елементної бази.....	62
5.2. Розробка схеми функціональної та електричної принципової .....	69

5.3. Висновок до розділу 5.....	70
ВИСНОВКИ.....	71
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	73

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						8
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

HSAT – горизонтальні одноосьові трекери

HTSAT – горизонтальні одноосьові трекери з нахиленими модулями

LDR (PR) – фоторезистор

MPPT (Maximum Power Point Tracking) – метод відстеження максимальної потужності

PSAT полярно орієнтовані одноосьові трекери

SPA – Алгоритм положення сонця

TSAT – нахилені одноосьові трекери

VSAT – вертикальні одноосьові трекери

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						9
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## ВСТУП

Сучасні тенденції розвитку енергетики характеризуються стрімким зростанням частки відновлюваних джерел енергії, серед яких сонячна енергетика посідає одне з провідних місць. Підвищення ефективності використання сонячного випромінювання є одним із ключових завдань при проектуванні та експлуатації фотоелектричних систем [1]. Відомо, що кількість енергії, яку здатна згенерувати сонячна панель, значною мірою залежить від кута падіння сонячних променів на її робочу поверхню. Максимальна продуктивність досягається за умови перпендикулярної орієнтації панелі до напрямку на Сонце.

Для забезпечення такої орієнтації застосовуються системи стеження за Сонцем (сонячні трекари), які автоматично змінюють просторове положення фотоелектричних модулів упродовж дня відповідно до зміни положення Сонця на небосхилі [2]. Використання сонячних трекарів дозволяє підвищити коефіцієнт корисного використання сонячної енергії на 20–40 % у порівнянні зі стаціонарними установками, що робить їх перспективними для промислових та автономних енергетичних систем [23, 24].

Водночас більшість існуючих підходів до керування орієнтацією сонячних панелей базуються або на спрощених аналітичних моделях руху Сонця, або на емпіричних сенсорних алгоритмах. Астрономічні методи забезпечують високу теоретичну точність визначення азимуту та кута підйому Сонця, проте не враховують кінематичні особливості реального механізму, конструктивні неточності, люфти в приводах та зміщення осей обертання. Сенсорні алгоритми, у свою чергу, чутливі до зовнішніх умов, стану фотоприймачів і нерівномірності освітлення, що може призводити до похибок наведення [3].

Особливої актуальності зазначені проблеми набувають для двоосьових сонячних трекарів, які забезпечують найвищу точність орієнтації за рахунок незалежного керування азимутальним і висотним рухами. Незважаючи на їх ефективність, такі системи характеризуються складною механічною структурою,

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						10
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

в якій реальні осі обертання часто не перетинаються в одній точці, центр мас панелі може бути зміщеним, а геометрія приводу відрізняється від ідеалізованої. Ігнорування цих факторів призводить до розбіжності між розрахунковим і фактичним положенням панелі та зниження загальної ефективності енергозбору.

У зв'язку з цим актуальним є завдання розробки комплексної математичної моделі двохосьового механізму сонячного трекера, яка враховує просторову геометрію системи, конструктивні зміщення осей, вплив люфтів та неідеальність реального механізму. Додатково необхідним є створення модуля корекції кутів керування, що дозволяє уточнювати орієнтацію панелі на основі відхилення між теоретично розрахованим та фактично вимірним положенням. Поєднання аналітичної моделі та алгоритмічної корекції створює передумови для побудови адаптивної системи керування, здатної підвищити точність наведення та ефективність використання сонячної енергії в реальних умовах експлуатації.

Метою дослідження є підвищення точності та ефективності систем стеження за положенням Сонця шляхом розробки комплексної математичної моделі двохосьового сонячного трекера та алгоритмічного модуля корекції кутів, які враховують реальні конструктивні неточності механізму.

Для досягнення поставленої мети в роботі необхідно розв'язати такі основні задачі:

побудувати аналітичну модель визначення положення Сонця на основі азимутального та висотного кутів;

розробити кінематичну модель двохосьового механізму сонячного трекера, що описує просторову орієнтацію робочої поверхні панелі;

врахувати вплив зміщення осей обертання, люфтів та конструктивних спотворень у математичній моделі;

створити алгоритмічний модуль корекції кутів керування на основі відхилення між теоретичним і вимірним положенням;

інтегрувати аналітичну модель та модуль корекції в єдину систему моделювання для оцінювання точності та ефективності процесу стеження.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						11
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

Результати виконання роботи можуть бути використані як універсальна основа для проєктування високоточних двоосьових сонячних трекерів та систем керування, здатних адаптивно коригувати орієнтацію фотоелектричних панелей відповідно до реальних умов експлуатації.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						12
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

# 1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ

## 1.1. Основні види сонячних трекерів

Пасивні сонячні трекери – системи, які автоматично змінюють положення панелей без використання зовнішніх джерел енергії. Положення панелей змінюється за допомогою механічних елементів, що реагують на зміни температури або тиску, наприклад, за допомогою рідини, що змінює об'єм залежно від температури [4].

Активні сонячні трекери – трекери, що регулюють положення сонячних панелей за допомогою електричних двигунів та датчиків. Система постійно слідкує за положенням сонця та автоматично налаштовує панелі для максимального збору сонячної енергії протягом дня [4].

Механізми сонячних трекерів забезпечують переміщення сонячних панелей відповідно до положення Сонця. Вони поділяються на одноосьові та двохосьові системи, кожна з яких використовує різні приводи та конструктивні рішення.

Одноосьові трекери мають один ступінь свободи, який діє як вісь обертання. Вісь обертання одноосьових трекерів зазвичай вирівнюється вздовж справжнього північного меридіана. Їх можна вирівняти в будь-якому кардинальному напрямку за допомогою передових алгоритмів відстеження.

Існує кілька поширених реалізацій одноосьових трекерів, наведених на рис. 1.1. До них відносяться горизонтальні одноосьові трекери (HSAT), горизонтальні одноосьові трекери з нахиленими модулями (HTSAT), вертикальні одноосьові трекери (VSAT), нахилені одноосьові трекери (TSAT) і полярно орієнтовані одноосьові трекери (PSAT). Орієнтація модуля щодо осі трекера важлива під час моделювання продуктивності.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						13
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		



Рис.1.1. – а) Горизонтальний одноосьовий трекер, б) Вертикальний одноосьовий трекер, в) Одноосьовий трекер з похилою віссю



Рис. 1.2 – Горизонтальний одноосьовий трекер (HSAT)

Вісь обертання горизонтального одноосьового трекера горизонтальна відносно землі, і вісь може бути на лінії північ-південь або схід-захід. Стовпи на обох кінцях осі обертання горизонтального одноосьового трекера можуть бути спільними для трекерів, щоб знизити вартість встановлення. Цей тип сонячного трекера найбільше підходить для регіонів з низькими широтами. Схеми полів із горизонтальними одноосьовими трекерами дуже гнучкі. Проста геометрія означає, що для належного розташування трекерів відносно один одного достатньо підтримувати всі осі обертання паралельними одна одній. Відповідне відстань може максимізувати співвідношення виробництва енергії до вартості,



Вісь обертання для (VSAT) вертикальна відносно землі. Ці трекери обертаються зі сходу на захід протягом дня. Такі трекери більш ефективні у високих широтах, ніж горизонтальні одноосьові трекери. Планування полів повинно передбачати затінення, щоб уникнути непотрібних втрат енергії та оптимізувати використання землі. Крім того, оптимізація для щільного укладання обмежена через характер затінення протягом року. VSAT зазвичай мають лицьову частину модуля, орієнтовану під кутом відносно осі обертання. Коли модуль відстежує, він обертається конусом, який обертається симетрично навколо осі обертання. Кут нахилу осі для таких трекерів вибирається відповідно до географічного положення для оптимального захоплення сонячного випромінювання.



Рис. 1.4 – Нахилений одноосьовий трекер (TSAT)

Усі трекери з осями обертання між горизонтальною та вертикальною вважаються нахиленими одноосьовими трекерами (TSAT). Кути нахилу трекера часто обмежуються, щоб зменшити профіль вітру та зменшити висоту піднятого кінця. За допомогою зворотного відстеження їх можна упаковувати без затінення перпендикулярно їхнім осям обертання з будь-якою щільністю. Однак упакування, паралельне їх осям обертання, обмежене кутом нахилу та широтою. TSAT зазвичай мають лицьову частину модуля, орієнтовану паралельно осі

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						16
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		



Двохосьовий трекер із нахилом і нахилом (TTDAT) названий так тому, що масив панелей встановлено на верхній частині стовпа. Тут розташований двохосьовий карданний шарнір, який забезпечує як ефективне горизонтальне обертання, так і вертикальний нахил панелей, а також забезпечує постійне навантаження для масиву. Перекиданням і нахилом керують зовнішні приводи. Рух навколо горизонту керується обертанням масиву навколо вершини полюса. Це забезпечує велику гнучкість підключення корисного навантаження до обладнання, встановленого на землі, оскільки немає скручування кабелю навколо стовпа.

Проста геометрія означає, що для належного розташування трекерів відносно один одного достатньо зберегти осі обертання паралельними одна одній. Зазвичай трекери повинні бути розташовані з досить низькою щільністю, щоб уникнути того, щоб один трекер відкидав тінь на інші, коли Сонце знаходиться низько в небі. Правильне розміщення трекерів у масиві є єдиним способом переконатися, що ранкова/вечірня сонячна енергія може бути зібрана. Ранковий/вечірній збір сонячної енергії — це те, що відрізняє 2-осьовий трекер від фіксованого або 1-осьового відстеження. Трекери по одній осі використовують «зворотне відстеження» для врахування самозатемнення, але це не повинно бути проблемою для відстеження по 2 осях. Якщо хтось збирається витратити кошти на встановлення 2-осьового трекера, навіщо зрізати кути, обмежуючи вечірнє сонце, правильно розташувати трекери та насолоджуватися максимальним урожаєм.

Осі обертання трекерів перших поколінь багатьох трекерів із двовісним нахилом наконечника зазвичай вирівнюються вздовж справжнього північного меридіана або лінії широти схід-захід.

Трекер, що слідує за Сонцем, описаний у цьому абзаці, має горизонтальну первинну вісь обертання та вторинну вісь обертання, яка завжди залишається ортогональною до основної осі. Немає обертання масиву навколо вертикальної

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						18
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

осі (кріплення на стовпі). Чисте обертання навколо основної та вторинної осей дозволяє масиву «котитися» навколо вертикальної осі (верхньої частини стовпа). Враховуючи унікальні можливості цієї конфігурації нахилу наконечника та контролера, можливе повністю автоматичне відстеження для використання на портативних або стаціонарних платформах. Цей трекер «слідкування за сонцем» реагує лише на розташування сонця або найяскравішу ділянку захмареного неба (розсіяне освітлення). Отже, він може стежити за сонцем навколо горизонту, коли воно рухається протягом 24-годинної літньої доби Арктики. Немає потреби в астрономічних розрахунках для визначення положення сонця, а орієнтація осей трекера не має особливого значення та може бути розміщена за потреби. [6]



Рис. 1.6 – Двовісний трекер азимут-висота

Основна вісь (азимутальна вісь) трекера з двома осями (AADAT) вертикальна до землі. Вторинна вісь, яку часто називають віссю висоти, зазвичай перпендикулярна до основної осі. За роботою вони схожі на системи нахилу наконечника, але вони відрізняються способом обертання масиву для щоденного відстеження. Замість обертання масиву навколо верхньої частини стовпа системи AADAT можуть використовувати велике кільце, встановлене на землі з масивом, встановленим на серії роликів. Основна перевага такого розташування полягає в тому, що вага масиву розподіляється по частині кільця, на відміну від однієї точки навантаження полюса в TTDAT. Це дозволяє AADAT підтримувати набагато



Для ефективного використання сонячної енергії важливо застосовувати алгоритми автоматичного позиціонування сонячних панелей. У цьому підрозділі розглядаються основні типи таких алгоритмів: астрономічні, сенсорні, гібридні, а також алгоритми оптимізації за потужністю. Буде проаналізовано їхні переваги та недоліки.

Астрономічні алгоритми – математичні алгоритми, що засновані на астрономічних посиленнях. Ці алгоритми використовують математичні моделі руху Сонця, зокрема залежність його координат від географічного положення, дати та часу.

Наприклад, алгоритм SPA (Solar Position Algorithm) розраховує азимут і кут висоти Сонця за реальним часом [30]. Кут висоти Сонця – це відстань по дузі вертикального кола від математичного горизонту до Сонця або ж кут між площиною математичного горизонту та напрямком на світило. Азимутальний кут (азимут) визначає горизонтальну координату, що показує кут між напрямком на світило і напрямком на південь (рис.1.7). У дні рівнодення, незалежно від широти, Сонце сходить точно на сході й заходить строго на заході, тому його азимутальні кути дорівнюють  $90^\circ$  і  $270^\circ$  відповідно. Проте в інші дні року азимут Сонця змінюється залежно від широти та пори року [5, 6, 7].

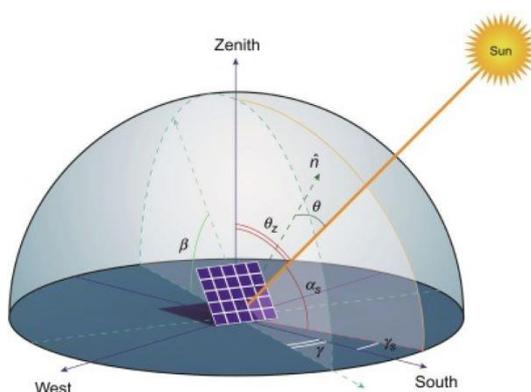


Рисунок 1.7. – SPA – астрономічний алгоритм

Для точного визначення кута висоти Сонця та азимутального кута необхідно попередньо розрахувати такі параметри:

– меридіан місцевого стандартного часу, що обчислюється за формулою:

$$LSTM = 15 \cdot T, \quad (1.1)$$

де  $T$  – різниця між місцевим часом і універсальним координованим часом (UTC), виражена в годинах ( $T$  також дорівнює часовому поясу);

– рівняння часу, яке враховує вплив ексцентриситету орбіти Землі та нахилу її осі:

$$EoT = 9,87 \cdot \sin 2B - 7,53 \cdot \cos B - 1,5 \cdot \sin B, \quad (1.2)$$

де  $B$  визначається за формулою  $B = \frac{360}{365}(d - 81)$ , де  $d$  – кількість днів з початку року;

– Місцевий сонячний час з урахуванням коригувань.

$$LST = LT + TC \ 60, \quad (1.3)$$

де  $LT$  – поточна година,

$TC$  – поправка на час, яка знаходиться за виразом:

$$TC = 4 \cdot (l - LSTM) + EoT,$$

в якій  $l$  – координата довготи спостерігача;

– кут схилення Сонця, що залежить від дати та визначається за рівнянням:

$$\delta = 23,45^\circ \cdot \cos \left( \frac{360}{365} \cdot (d + 10) \right), \quad (1.4)$$

де  $d$  – кількість днів з початку року;

– Часовий кут визначається за формулою:

$$HRA = 15 \cdot LST. \quad (1.5)$$

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						22
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

Провівши розрахунки згідно формул (1.1)-(1.5) можна визначити кут висоти світила:

$$\alpha = \sin(\sin(\delta) \cdot \sin(\varphi) + \cos(\delta) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(HRA)), \quad (1.6)$$

де  $\varphi$  – широта місця розташування,

$\delta$  – кут схилення сонця, що обчислюється за формулою (1.4),

$HRA$  – часовий кут, що обчислюється за формулою (1.5). Азимутальний кут за виразом:

$$Az = \cos(\sin(\delta) \cdot \cos(\varphi) - \cos(\delta) \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(HRA) \cos(\alpha)), \quad (1.7)$$

де  $\alpha$  – це висота над рівнем моря,

$\varphi$  – широта місця розташування,

$\delta$  – кут схилення Сонця, що обчислюється за формулою (4),

$HRA$  – часовий кут, що визначається згідно (1.5) [8, 18].

Метод розрахунку покладено в основу алгоритму автоматизованої роботи сонячного трекера (рис.1.8).



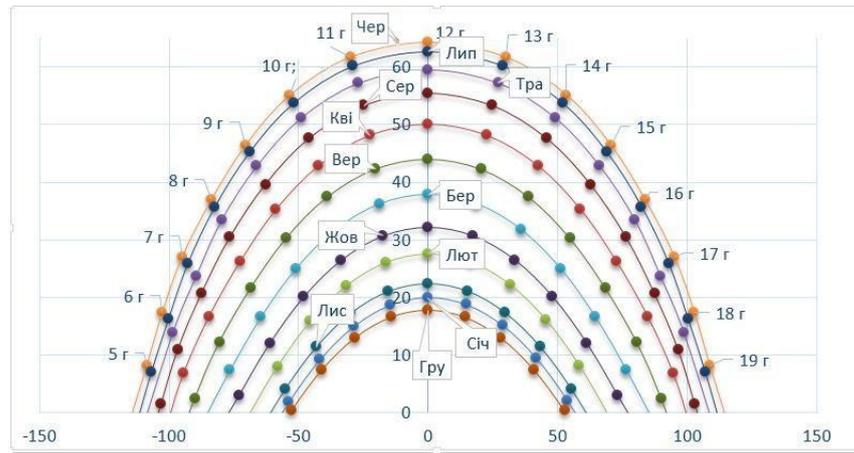


Рисунок 1.9 – Середнє значення сонячного шляху для одного дня кожного місяця на широті 49°

Сенсорні алгоритми (алгоритми інтенсивності світла та ін.) – використовують датчики освітленості для коригування положення панелей у реальному часі, реагуючи на фактичний рівень сонячного випромінювання.

Наприклад, треки з диференціальним вимірюванням (рис.1.10), використовує фотоприймачі (LDR), опір яких змінюється залежно від інтенсивності світла.

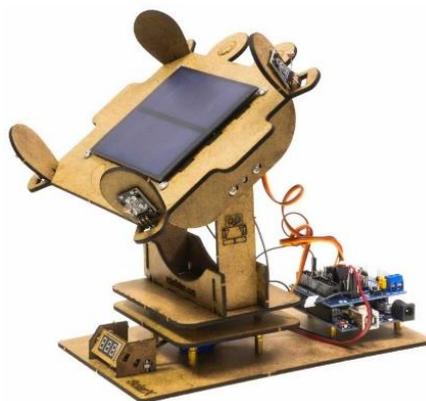


Рисунок 1.10 – Трекер з диференціальним вимірюванням

Якщо сонячні промені падають під кутом, різні фотоприймачі отримують неоднакову кількість світла, що створює різницю у вихідних сигналах. Аналізуючи ці дані, мікроконтролер визначає необхідний напрямок корекції та

формує керуючі команди для механічного приводу. Панель змінює положення доти, доки інтенсивність світла на всіх фотоприймачах не вирівнюється, що забезпечує максимальну ефективність її роботи.

Структурна схема цієї системи зображені на рис.1.11. Перевагою даної схеми є те, що вона не потребує точних моделей резисторів та елементів. Однак, суттєвий недолік – ефективність системи залежить від максимально точного налаштування програмного забезпечення [10, 17].



Рисунок 1.11 – Схема структурна трекера з диференційним вимірюванням

Гібридні алгоритми – поєднують математичні моделі астрономічного відстеження з даними сенсорів, що дозволяє досягти більшої точності та адаптивності до змінних умов.

При комбінованому керуванні система позиціонування сонячної панелі може працювати за двома підходами. Перший базується на фотоприймачах, які реагують на зміну положення Сонця. Панель коригує орієнтацію, доки всі фотоприймачі не отримають однакоvu кількість світла. Однак цей метод залежить від погодних умов. Другий підхід використовує розрахунок положення Сонця за географічними координатами, що дозволяє коригувати орієнтацію незалежно від освітлення, але ускладнює реалізацію. У запропонованій системі поєднано

обидва методи: основне керування здійснюється за фотоприймачами, а в умовах хмарності – за розрахованими положеннями Сонця та сенсорами положення.

На основі цього формується структурна схема системи (рис.1.12), що включає наступні основні блоки: мікроконтролер, блок фотоприймачів, блок синхронізації часу, блок сервоприводу та сенсори позиціонування [11].

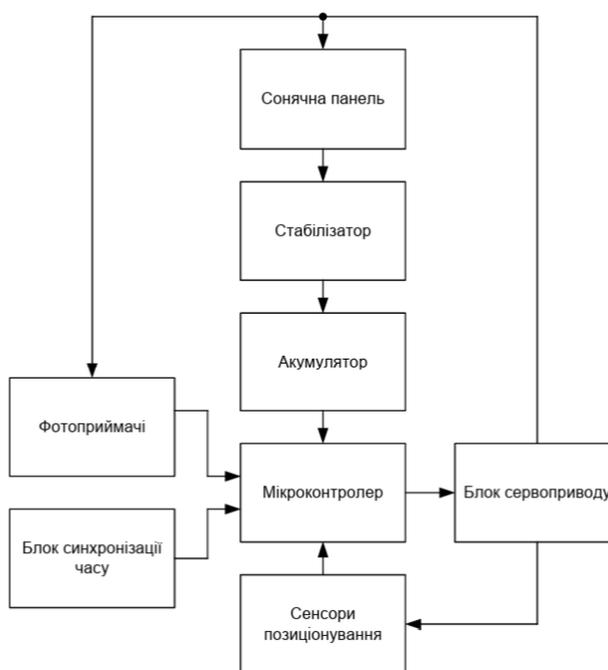


Рисунок 1.12 – Схема структурна комбінованого методу керування

Алгоритми оптимізації за потужністю МРРТ (Maximum Power Point Tracking). Метод екстремального регулювання потужності (ЕРП), або МРРТ, використовується для оптимального відбору енергії з фотоелектричних модулів(ФМ). МРРТ-контролери використовують ШІМ для регулювання струму акумуляторів. Існують різні алгоритми пошуку максимальної потужності:

- Збурення та спостереження (P&O): контролер змінює напругу і аналізує зміну потужності, регулюючи її напрямком. Метод простий, але може спричиняти коливання потужності.

- Метод зростаючої провідності (Incremental Conductance, IncCond): порівнює приріст провідності ( $\Delta I / \Delta U$ ) з провідністю ФМ ( $I / U$ ) для точнішого

визначення максимальної потужності. Метод точніший за P&O, але складніший у реалізації, і також може спричиняти коливання потужності.

- Метод струмового розгорнення (Current Sweep Method): аналізує струм модуля для визначення оптимальної напруги.

- Метод постійної напруги (Constant Voltage, CV): регулює напругу до фіксованого значення, що відповідає певній частині напруги холостого ходу модуля але менш ефективний, оскільки не враховує зміни умов освітлення.

Найбільш поширеним серед них є метод збурення та спостереження (ЗТС). Покращення цього алгоритму можливе за рахунок різних варіантів адаптації: перенастроюванням пошукового кроку, передбачуваною адаптацією, налаштуванням нечітким регулятором [13].

В результаті порівняльного аналізу алгоритмів керування сонячними панелями, можна зробити наступні висновки:

- Перевагою астрономічних алгоритмів є висока точність у ясну погоду, можливість використання для довгострокового планування. Недоліки: не враховують локальні умови, потребують точних вхідних даних, не враховують реальні умови освітлення.

- Сенсорні алгоритми відрізняються автоматичною орієнтацією на найкраще освітлення, реагування на локальні зміни, не потребують точних часових даних, проте вразливі до забруднення, погано працюють у похмуру погоду, потребують додаткового живлення.

- Гібридні алгоритми поєднують точність та адаптивність, працюють за різних погодних умов, менше залежні від точності вхідних даних, але складні в реалізації, потребують потужнішого процесора, мають вищу вартість.

- Метод оптимізації за потужністю (MPPT) забезпечує максимальну ефективність, автоматично адаптується до змін освітлення, широко використовується в комерційних інверторах, але має такі недоліки як складні обчислення, можливі коливання потужності при неправильному налаштуванні, існує потреба у MPPT-контролера.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						28
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

### 1.3. Висновки до розділу 1

У цьому розділі наведені основні типи механізмів відстеження сонця, алгоритми для автоматичного керування сонячними трекерами. Оглянувши їх можемо зробити такі висновки, що одноосьові механізми видають кращу потужність порівняно зі стаціонарними панелями. Одноосьові механізми менш складні та енергоспоживчі порівняно з двохосьовими, але мають втрати при зміні висоти Сонця. Двохосьові системи забезпечують максимальне накопичення енергії, проте потребують більшої механічної точності та споживають більше енергії, через додаткові оберти у напрямку сонця та додаткове обладнання, що використовується для керування другою віссю.

Серед алгоритмів автоматичного позиціонування сонячних панелей найпоширенішими є астрономічні, сенсорні, гібридні, а також алгоритми оптимізації за потужністю.

Астрономічні алгоритми мають такий вагомий недолік: при помилці у налаштуваннях або збої часових даних точність орієнтації значно знижується, що призводить до втрати ефективності.

Сенсорні алгоритми забезпечують автономне реагування на зміни освітлення, проте залежать від стану сенсорів, можуть давати помилки при забрудненні чи низькій освітленості.

Гібридні алгоритми поєднують переваги астрономічних та сенсорних методів, забезпечуючи точне і адаптивне позиціонування панелей навіть у складних погодних умовах.

Алгоритми оптимізації за потужністю (MPPT) безпосередньо орієнтовані на досягнення максимальної вихідної енергії, адаптуючись до змін освітлення в режимі реального часу.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						29
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

Саме тому гібридні системи і МРРТ-алгоритми вважаються найбільш ефективними: вони дозволяють досягати високого коефіцієнта корисного використання сонячної енергії за мінливих умов, компенсуючи недоліки інших підходів. Найбільший потенціал для ефективного використання сонячної енергії демонструють гібридні алгоритми, які виникли як спроби вирішити недоліки інших алгоритмів та поєднати у собі їх переваги, методи оптимізації за потужністю в свою чергу поєднують точність, адаптивність і здатність реагувати на змінні умови освітлення в режимі реального часу [26, 27, 28].

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						30
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## 2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РУХУ СОНЯЧНОГО ТРЕКЕРА

Для забезпечення точного орієнтування сонячної панелі у напрямку Сонця необхідно мати не лише алгоритм обчислення його координат, але й математичну модель механізму, яка описує геометричну та кінематичну взаємодію між приводами та рухом платформи. Така модель дозволяє враховувати реальні конструктивні параметри трекера: розташування осей, довжини важелів, зміщення центрів обертання тощо [20, 21].

### 2.1. Представлення моделі сонячного трекера

Розглянемо сонячний трекер, що складається з двох серводвигунів, які забезпечують двоосьове позиціонування (3D модель механізму з позначеними точками та осями наведена на рисунку 1): перший двигун (вісь  $O_1$ ) відповідає за азимутальний поворот панелі навколо вертикальної осі (рух зі сходу на захід); другий двигун (вісь  $O_2$ ) відповідає за нахил по висоті (рух у площині північ–південь).

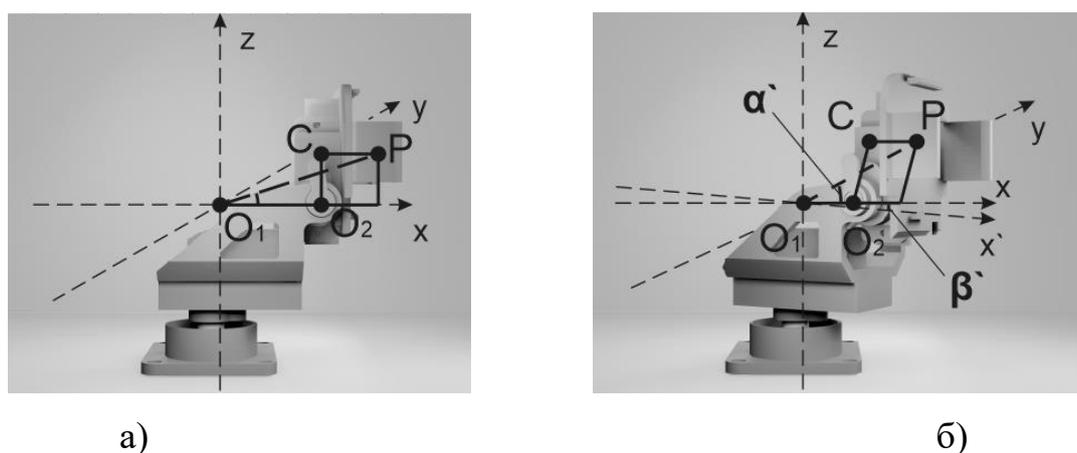


Рис. 2.1. 3D модель механізму сонячного трекера: а) - положення елементів механізму у початковому стані; б) - положення елементів механізму у процесі руху

Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата

Особливістю конструкції є те, що осі обертання першого і другого двигуна не перетинаються в одній точці, тобто механізм має два різних центри обертання. Відстань між цими центрами позначимо через  $L$ . Це зміщення суттєво впливає на кінематику руху, тому його необхідно враховувати при розрахунках кутів орієнтації. +

Положення сонячної панелі у просторі можна описати вектором  $r$ , який задає координати центра площини панелі в глобальній системі координат  $(X, Y, Z)$ . Рух системи описується послідовністю двох обертань: навколо вертикальної осі  $O_1$  на кут  $\alpha$  (азимутальний кут) та навколо горизонтальної осі  $O_2$  на кут  $\beta$  (кут підйому або нахил).

## 2.2. Побудова математичної моделі орієнтації сонячної панелі

У загальному випадку вектор положення після подвійного обертання визначається матричним добутком:

$$r = R_z(\alpha) \cdot R_y(\beta) \cdot r_0, \quad (2.1)$$

де  $r_0$  – початковий вектор нормалі до панелі (наприклад, у напрямку осі  $Z$ ),  $R_z(\alpha)$  – матриця обертання навколо осі  $Z$ ,  $R_y(\beta)$  – матриця обертання навколо осі  $Y$ .

У канонічному вигляді матриці обертань мають вигляд:

$$R_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R_y(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

Таким чином, напрямок нормалі до площини панелі в будь-який момент часу визначається добутком:

$$n = R_z(\alpha) \cdot R_y(\beta) \cdot n_0, \quad (2.3)$$

де  $n_0 = [0,0,1]^T$  – нормаль у початковому положенні.

Однак така модель є спрощеною, оскільки не враховує зміщення між осями обертання. Якщо центри осей  $O_1$  і  $O_2$  розташовані на відстані  $L$ , то при обертанні навколо другої осі відбувається додаткове зміщення центра панелі, що впливає на кінематичні залежності.

Щоб врахувати цей ефект, розглянемо випадок, коли друга вісь  $O_2$  зміщена відносно першої  $O_1$  на вектор  $L = [L_x, L_y, L_z]$ . Після обертання навколо першої осі положення центру осі  $O_2$  у глобальній системі координат визначається як

$$O_2 = R_z(\alpha) L. \quad (2.4)$$

Після цього відбувається обертання навколо локальної горизонтальної осі на кут  $\beta$ . Координати центра панелі  $P$  визначаються за формулою

$$P = R_z(\alpha)(R_y(\beta) r_p + L), \quad (2.5)$$

де  $r_p$  – поточний (орієнтований) вектор нормалі панелі від другої осі  $O_2$  до центра панелі.

Якщо панель має розміри  $a \times b$  і центр тяжіння розташований на відстані  $l$  від осі  $O_2$ , то навіть невелике зміщення  $L$  призводить до похибки у визначенні реального напрямку нормалі. Таким чином, для правильної орієнтації потрібно враховувати не лише кути  $\alpha$  і  $\beta$ , але й геометрію зв'язку між ними.

Для кожного моменту часу положення Сонця на небі визначається через кут висоти  $h$  та азимутальний кут  $A_s$ . Тоді ідеальна нормаль до панелі повинна бути спрямована у вектор

$$n_s = n_{s,x}, n_{s,y}, n_{s,z} = \begin{bmatrix} \cos h \sin A_s \\ \cos h \cos A_s \\ \sin h \end{bmatrix}. \quad (2.6)$$

Завдання системи полягає у тому, щоб орієнтувати фактичну нормаль  $n(\alpha, \beta, L)$  максимально близько до  $n_s$ , що формулюється як мінімізація функції похибки:

$$E(\alpha, \beta) = \| n_s - n(\alpha, \beta, L) \|^2, \quad (2.7)$$

де  $\|\cdot\|$  – евклідова норма вектора.

Побудована вище модель описує пряму кінематику механізму, тобто визначає положення панелі у просторі за відомими керуючими кутами приводів. Однак у практичних системах стеження часто виникає обернена задача – потрібно, навпаки, знайти такі значення кутів повороту, за яких площина панелі буде точно зорієнтована у напрямку Сонця. Це завдання становить основу моделі зворотної кінематики, суть якої полягає у визначенні кутів  $\alpha$  і  $\beta$ , при яких площина панелі буде спрямована у напрямку Сонця. Для ідеального механізму (без зміщення) рішення має вигляд

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left( \frac{n_{s,x}}{n_{s,y}} \right), \quad \beta = \operatorname{arctg} \left( \frac{n_{s,z}}{\sqrt{n_{s,x}^2 + n_{s,y}^2}} \right). \quad (2.8)$$

Однак при наявності реального зсуву осей потрібно додати компенсаційні члени, що враховують вектор  $L$ . Для малих кутів відхилення це можна записати у вигляді лінійної апроксимації:

$$\alpha' = \alpha + k_{\alpha} \cdot \frac{L_y}{l}, \quad \beta' = \beta + k_{\beta} \cdot \frac{L_z}{l}, \quad (2.9)$$

де  $k_{\alpha}, k_{\beta}$  – коефіцієнти компенсації, визначені експериментально або в процесі калібрування,  $l$  – відстань від центра панелі до осі  $O_2$ .

Для точнішого розрахунку можна використати векторне рівняння положення панелі й розв'язати його відносно кутів  $\alpha$  та  $\beta$  чисельним методом, наприклад методом Ньютона–Рафсона. Таке рішення є основою для програмного модуля зворотної кінематики, який у реальному часі розраховує необхідні кути повороту приводів за відомими координатами Сонця.

Як було зазначено при описі кінематичної структури механізму, у реальних конструкціях сонячних трекерів осі обертання не завжди перетинаються в одній точці. Через конструктивні особливості платформи два серводвигуни, які забезпечують повороти за азимутом і висотою, розташовані на різних рівнях і мають власні центри обертання.

У результаті цього навіть за правильно розрахованих кутів орієнтації фактичне положення сонячної панелі після обертання не збігається з теоретично обчисленим. Крім того, на кінцеве положення впливають такі фактори, як люфти у з'єднаннях, пружні деформація кронштейнів, асиметрія маси панелі, похибки датчиків положення та неточність редукторів. Ці похибки є накопичувальними – при кожному циклі позиціонування вони можуть відхиляти панель на кілька градусів, що призводить до втрати 2–5% ефективності накопичення енергії.

Щоб компенсувати ці відхилення і забезпечити стабільну точність наведення, у структурі системи передбачено модуль математичної корекції кутів повороту, який реалізує дві взаємопов'язані функції: геометричну компенсацію (врахування реального зміщення осей, довжин важелів і відстаней між точками кріплення приводів) та функціональну адаптацію (коригування теоретично розрахованих кутів на основі фактичних даних сенсорів або вимірних відхилень під час калібрування).

Розглянемо побудову цього модуля на основі системи координат із центром у першій осі обертання  $O_1$ . Відстань між осями позначимо через  $L$ , а відстань від другої осі  $O_2$  до центра панелі –  $l$ . Після обертання на кути  $\alpha$  (азимут) та  $\beta$  (нахил) реальне положення центра панелі буде зміщене від ідеального положення. З урахуванням цього зміщення отримаємо систему рівнянь:

$$\begin{cases} X = L \cos \alpha + l \cos \alpha \cos \beta, \\ Y = L \sin \alpha + l \sin \alpha \cos \beta, \\ Z = l \sin \beta, \end{cases} \quad (2.10)$$

де  $X, Y, Z$  – координати центра панелі в глобальній системі координат.

У випадку ідеального механізму ( $L = 0$ ) ці рівняння спрощуються, але при ненульовому  $L$  виникає систематична похибка у проекції на горизонтальну площину. Для усунення цього ефекту вводиться модифікований набір кутів  $\alpha'$  і  $\beta'$ , які забезпечують правильне наведення, навіть якщо осі не перетинаються.

Щоб визначити необхідну корекцію, розглянемо задачу орієнтації панелі у напрямку одиничного вектора на Сонце  $n_s = [n_x, n_y, n_z]^T$ . Після обертання на кути  $\alpha'$  і  $\beta'$  нормаль до панелі матиме вигляд:

$$n(\alpha', \beta') = \begin{bmatrix} \cos \alpha' \sin \beta' \\ \sin \alpha' \sin \beta' \\ \cos \beta' \end{bmatrix}. \quad (2.11)$$

Завдання полягає в тому, щоб знайти такі  $\alpha'$  і  $\beta'$ , при яких виконується умова:

$$n(\alpha', \beta') = n_s, \quad (2.12)$$

з урахуванням додаткового зсуву осей. Якщо осі рознесені на відстань  $L$ , то між реальним і теоретичним напрямками нормалі виникає похибка  $\Delta n$ , яку можна описати як:

$$\Delta n = f(L, \alpha, \beta). \quad (2.13)$$

Використовуючи розкладання у ряд Тейлора для малих відхилень, отримаємо наближені формули корекції:

$$\begin{cases} \alpha' = \alpha + \frac{L}{l} \sin \beta \cos \alpha, \\ \beta' = \beta + \frac{L}{l} \cos \beta \sin \alpha, \end{cases} \quad (2.14)$$

де  $\alpha, \beta$  – розраховані теоретичні кути з астрономічного алгоритму;  $\alpha', \beta'$  – скориговані кути, які фактично подаються на серводвигуни;  $\frac{L}{l}$  – безрозмірний коефіцієнт зміщення, що характеризує геометрію платформи.

### 2.3.Калібрування

Ці рівняння враховують основний вплив відстані між осями та зміну нахилу панелі в результаті комбінованого руху. Для точнішого опису система може бути розширена нелінійними членами другого порядку, які враховують перекося при великих кутах нахилу, але для більшості побутових і лабораторних систем наведена модель забезпечує достатню точність.

Додатково модуль може виконувати самокорекцію в реальному часі, використовуючи зворотний зв'язок від сенсорів положення панелі (наприклад, гіроскопів або датчиків нахилу). Якщо фактичний кут відрізняється від розрахованого більш ніж на допустиме значення ( $\epsilon$ ), модуль автоматично обчислює нову пару ( $\alpha', \beta'$ ) і коригує положення. Таким чином система зберігає

високу точність навіть при зміні механічних характеристик у процесі експлуатації.

Ключовим етапом роботи корекційного модуля є калібрування, яке дозволяє визначити реальні параметри механізму – відстань  $L$ , радіус  $l$ , початкове положення осей і допустимі межі руху.

Калібрування проводиться експериментально. Панель встановлюється у контрольне положення (наприклад, напрямом на південь під кутом  $45^\circ$ ), після чого фіксуються фактичні значення кутів сервоприводів і порівнюються з теоретичними кутами, що обчислюються за допомогою астрономічної моделі. На основі різниці формується таблиця корекційних коефіцієнтів  $(k_\alpha, k_\beta)$  для різних діапазонів кутів, після чого корекційний модуль може використовувати апроксимовану функцію корекції:

$$\alpha' = \alpha + f_\alpha(\alpha, \beta), \beta' = \beta + f_\beta(\alpha, \beta), \quad (2.15)$$

де  $f_\alpha, f_\beta$  – експериментально визначені функції похибок, що описують індивідуальні особливості конкретного механізму.

Отримані вище співвідношення формують аналітичну основу побудови математичної моделі механізму сонячного трекера, що описують геометрію, кінематику та корекційні залежності у символічному вигляді.

### 3. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ

Перехід від аналітичної моделі двоосьового механізму до її практичної реалізації передбачає перенесення математичних залежностей у параметри конкретної конструкції, що описують реальний механізм руху елементів системи. На цьому етапі узагальнені теоретичні позначення та ідеалізовані умови моделі замінюються реальними величинами, які враховують геометрію, кінематику та динаміку системи. Зокрема, враховуються конструктивні, технологічні та вимірювальні особливості механізму: межі кутових переміщень сервоприводів, реальні розміри елементів та специфіка кінематичних з'єднань.

Для практичної реалізації системи стеження використовувався сонячний трекер KS0530, зовнішній вигляд якого наведено на рисунку 3.1.

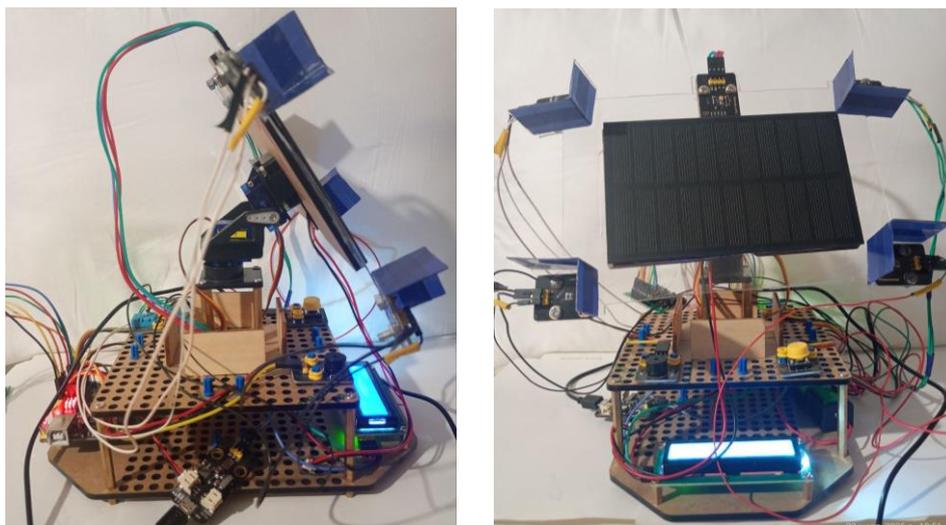


Рис. 3.1. Зовнішній вигляд сонячного трекера KS0530

Аналітична модель формує фундамент для практичної реалізації: вона задає ідеалізовану геометрію двоосьового механізму та враховує зміщення другої осі відносно першої, представлене вектором  $L$ , що дозволяє моделювати випадки, коли осі обертання не перетинаються в одній точці. Алгоритм кінематичних і просторових перетворень базується на послідовному визначенні положення

елементів конструкції (точок  $O$ ,  $M$ ,  $C$ ,  $P$ ), їхніх геометричних зв'язках та застосуванні матричних обертальних перетворень у тривимірному просторі (рисунок 3.2).

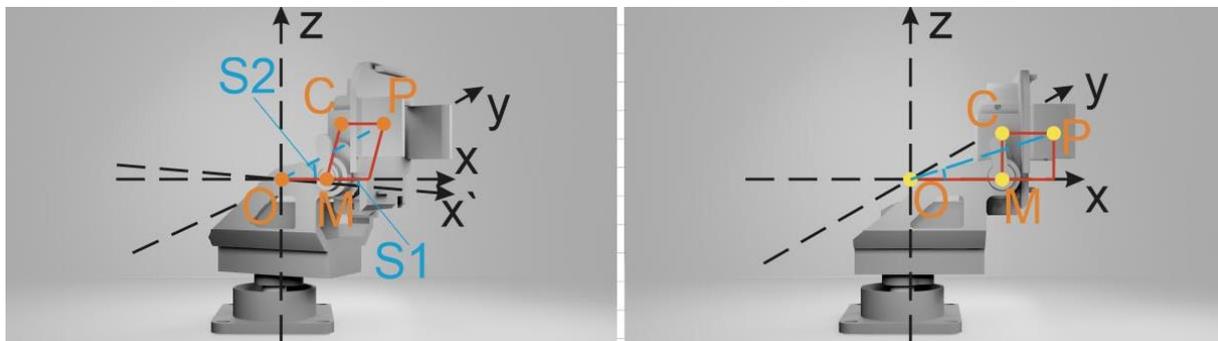


Рис. 3.2. Модель двоосьового механізму

### 3.1. Загальні визначення

У математичній моделі рух системи описується на основі системи координат із центром у першій осі обертання  $O_1$ . Відстань між осями позначається через  $L$ , а відстань від другої осі  $O_2$  до центра панелі — через  $l$ . Такі узагальнення знаходять своїх відповідників у практичній моделі, де параметри представлені конкретними сегментами механізму:

$O = (0,0,0)$  — початкова точка/центр бази (в аналітичній моделі позначається як  $O_1$ );

$M$  — точка другої осі (центр сервомеханізму нахилу, в аналітичній моделі позначається як  $O_2$ );

$C$  — шарнір важеля нахилу (у практичній моделі явна точка, в аналітичній — представлена складовими вектора нормалі);

$P = (x_P, y_P, z_P)$  — центр сонячної панелі, явно наведена у аналітичній та практичній моделі як вихідна та вхідна величина для прямої та зворотної кінематики відповідно;

Довжини сегментів механізму у практичній моделі  $OM$ ,  $MC$ ,  $PC$  відповідають реальним сегментам конструкції, тоді як в аналітичній вони

узагальнюються вектором зміщення  $L$  та одним еквівалентним нормальним вектором довжини  $l$ , або через вектори зміщення  $L_0, L_1, L_2$ . Відповідність аналітичних та практичних параметрів:

$$L = OM = L_0, \quad l = \sqrt{MC^2 + PC^2} = \sqrt{L_1^2 + L_2^2}.$$

Кути сервоприводів  $S_1, S_2$  мають фізичне обмеження  $[0^\circ, 180^\circ]$  і зв'язуються з аналітичними кутами  $\alpha, \beta$  через  $\phi = \text{rad}(S_1 - 90^\circ)$  та  $\theta = \text{rad}(S_2)$ .

### 3.2. Пряма кінематика

Для початку пояснення процесу розрахунку прямої кінематики необхідно визначити відправну точку системи координат. У нашій аналітичній моделі нею є точка, яка позначається як  $O_1$  і слугує центром бази механізму. Вона задає початкове положення, від якого відраховуються всі подальші переміщення та обертання елементів трекера, забезпечуючи єдину відправну основу для обчислення положення інших точок конструкції.

Далі розглядається точка  $M$ , яка характеризує положення механізму при обертанні навколо осі  $Z$ . Коли кут  $\phi$  змінюється, точка  $M$  рухається по колу радіуса  $OM$ . У глобальній системі координат її положення описується формулою:

$$M = (OM \cos \phi, OM \sin \phi, 0). \quad (3.1)$$

Це визначає положення другої осі механізму після виконання азимутального обертання, відображаючи переміщення точки у горизонтальній площині відносно базової точки  $O_1$ .

Після виконання азимутального обертання точка  $C$  визначає положення шарніра елевації, яке враховує підняття механізму під кутом  $\theta$  на відстань  $MC$ . У глобальній системі координат її просторове положення описується формулою:

$$C = (\cos \phi (OM + MC \sin \theta), \sin \phi (OM + MC \sin \theta), MC \cos \theta) \quad (3.2)$$

Таким чином, точка  $C$  відображає положення другої осі після суміщення обертання за азимутом та елевації, забезпечуючи точне просторове позиціонування шарніра елеваційного приводу.

Точка  $P$  визначає положення кінця сонячної панелі. До координат точки  $C$  додається ще один сегмент довжини  $PC$ , повернутий під тим самим кутом елевації  $\theta$ . У глобальній системі координат її положення описується формулою:

$$P = (\cos \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta), \sin \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta), MC \cos \theta + PC \sin \theta) \quad (3.3)$$

Таким чином, пряма кінематика дозволяє визначити точне положення кінця трекера у глобальних координатах. У нашій задачі ця точка використовується для розрахунку початкової позиції  $P_0$ , яка потім слугує відправною точкою для зворотної кінематики.

$$\begin{aligned} P_x &= \cos \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta), \\ P_y &= \sin \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta), \\ P_z &= MC \cos \theta + PC \sin \theta. \end{aligned} \quad (3.4)$$

### 3.3.Зворотна кінематика

Зворотна кінематика передбачає обернений перехід: від відомого положення кінця панелі  $P$  до визначення кутів сервоприводів  $S_1$  та  $S_2$ . У цьому випадку задані координати точки  $P$  у глобальній системі:

$$P = (x_P, y_P, z_P) \quad (3.5)$$

На їх основі обчислюються відповідні кути обертання, необхідні для наведення панелі на Сонце, тобто з координат точки отримуємо керуючі сигнали для сервоприводів.

Визначення азимуту полягає у знаходженні напрямку проєкції точки  $P$  на горизонтальну площину  $XU$ . Азимутальний кут обчислюється за формулою:

$$\phi = \arctg 2(y_P, x_P), S_1 = \phi^\circ + 90 \quad (3.6)$$

Додатковий зсув на  $+90^\circ$  враховує конструктивне положення сервопривода, забезпечуючи правильну орієнтацію механізму відносно бази.

Визначення кута елевації  $\theta$  є більш складним кроком зворотної кінематики. Спочатку обчислюється проєкційна відстань точки  $P$  у горизонтальній площині  $XU$ :

$$r = \sqrt{x_P^2 + y_P^2} \quad (3.7)$$

Ця величина служить основою для подальшого розрахунку вертикального кута підйому панелі, що дозволяє визначити необхідний кут елевації для наведення трекера на Сонце.

Далі, використовуючи геометричні співвідношення між сегментами механізму, формується система рівнянь для обчислення кута елевації  $\theta$ :

$$\begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} = A^{-1}b \quad (3.8)$$

Матриці коефіцієнтів мають вигляд:

$$A = \begin{bmatrix} MC & -PC \\ PC & MC \end{bmatrix}, \quad b = \begin{bmatrix} r - OM \\ z_P \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Тоді система має вигляд:

$$\begin{bmatrix} MC & -PC \\ PC & MC \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r - OM \\ z_P \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Це дозволяє безпосередньо визначити значення синуса та косинуса кута елевації, що забезпечує точне наведення панелі.

Після розв'язання системи отримані значення  $\sin \theta$  та  $\cos \theta$  можуть мати невеликі числові похибки, тому виконується нормалізація:

$$n = \sqrt{(\sin \theta)^2 + (\cos \theta)^2}, \quad \sin \theta \leftarrow \frac{\sin \theta}{n}, \quad \cos \theta \leftarrow \frac{\cos \theta}{n} \quad (3.11)$$

Ця процедура забезпечує приведення вектору  $(\sin \theta, \cos \theta)$  до одиничної довжини. Оскільки система рівнянь є лінійною, її розв'язок знаходиться стандартними методами, а нормалізація дозволяє скоригувати невеликі числові неточності та гарантувати точність обчислення кута елевації.

Після нормалізації значень синуса та косинуса кута елевації обчислюється сам кут:

$$\theta = \arctg 2(\sin \theta, \cos \theta), S_2 = \theta^\circ \quad (3.12)$$

Таким чином визначається кут підйому панелі, який передається на сервопривод для точного наведення трекера на Сонце.

Після розв'язання системи рівнянь зворотної кінематики та визначення кутів сервоприводів  $S_1, S_2$  необхідно привести їх у робочий діапазон  $[0^\circ, 180^\circ]$ . Це пояснюється тим, що під час математичних обчислень кути можуть виходити за межі фізично допустимих значень через wrap-around або знак кута.

Для кожного кута застосовується нормалізація:

$$S_i^{norm} = \begin{cases} S_i + 360, & \text{якщо } S_i < 0, \\ 360 - S_i, & \text{якщо } S_i > 180, \quad i = 1, 2 \\ S_i, & \text{в інших випадках,} \end{cases} \quad (3.13)$$

Після цього нормалізовані кути передаються на блок керування сервоприводами:

$$S_1^{new} = S_1^{norm}, S_2^{new} = S_2^{norm}. \quad (3.14)$$

Ця операція гарантує, що всі кути, розраховані у зворотній кінематиці на основі положення точки  $P_{after\_el}$ , залишаються фізично допустимими для виконання руху механізму.

### 3.4.Обертання відповідно до Solar Position Algorithm

Розрахунок положення сонячного трекера побудований на взаємопов'язаному використанні прямої та зворотної кінематики. Спершу за допомогою прямої кінематики визначається початкова точка  $P_0$ , яка слугує відправною для зворотної кінематики. Далі, використовуючи координати цієї точки, обчислюються початкові кути сервоприводів  $S_1$  та  $S_2$ . Після цього враховуються корекційні кути, що задаються алгоритмом SPA — азимут  $\alpha =$

SPA\_az та елевація  $\varepsilon = \text{SPA\_el}$ . На основі нових координат, які утворюються після застосування цих корекцій, повторно виконується зворотна кінематика для визначення остаточних керуючих кутів  $S_1$  та  $S_2$ , які подаються на сервоприводи.

Наступним етапом у керуванні сонячним трекером є обертання відповідно до Solar Position Algorithm (SPA), який визначає необхідні орієнтаційні кути Сонця: азимут  $\alpha = \text{SPA\_az}$  та елевацію  $\varepsilon = \text{SPA\_el}$ . На цьому кроці початкова точка  $P_0$ , розрахована за допомогою прямої кінематики, проходить через два послідовні перетворення, що моделюють реальний рух трекера.

На першому етапі відбувається горизонтальне обертання трекера навколо осі  $Z$  для наведення панелі за азимутом. Це обертання описується матрицею повороту:

$$R_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Після застосування матриці повороту навколо осі  $Z$  координати початкової точки  $P_0$  трансформуються у нові координати:

$$P_{\text{after\_az}} = R_z(\alpha) P_0 \quad (3.16)$$

Це відображає фізичний розворот всієї конструкції в горизонтальній площині, забезпечуючи правильне азимутальне наведення панелі на Сонце.

Другий етап обертання виконується навколо локальної осі елевації, яка завжди повернута разом із механізмом після азимутального обертання. Положення цієї осі залежить від сумарного кута  $S_1 + \alpha$ . Новий азимутальний кут у радіанах визначається як

$$S'_1 = S_1 + \alpha, \quad \phi_1 = \text{rad}(S'_1 - 90) \quad (3.17)$$

Це забезпечує правильне орієнтування локальної осі елевації для подальшого вертикального обертання панелі. Після визначення орієнтації локальної осі елевації з новим кутом  $\phi_1$ , розраховується положення шарніра  $M_1$  за формулою 3.1. Це положення відображає нову позицію другої осі після сумарного азимутального обертання і слугує відправною точкою для обчислення обертання по елевації.

Для визначення обертання по елевації у глобальних координатах вводиться вектор

$$\vec{u} = (-\sin \phi_1, \cos \phi_1, 0) \quad (3.18)$$

Він є ортогональним до напрямку азимутального повороту та задає вісь обертання для елеваційного руху панелі, забезпечуючи правильне вертикальне наведення трекера.

Для забезпечення коректного обертання по елевації вектор осі нормалізується:

$$\hat{u} = \frac{\vec{u}}{\|\vec{u}\|} \quad (3.19)$$

Це перетворює вектор в одиничний, зберігаючи напрямок осі обертання, і гарантує точність подальших обчислень при обертанні панелі навколо локальної елеваційної осі.

У випадку обертання навколо довільної осі, яка не збігається з глобальними осями  $X$ ,  $Y$  або  $Z$ , стандартні  $3 \times 3$  матриці повороту стають непридатними. Тому застосовується формула Родрігеса — універсальна матриця обертання на кут  $\varepsilon$  навколо одиничного вектора  $\hat{u} = (u_x, u_y, u_z)$ :

$$R_{\hat{u}}(\varepsilon) = C \cos \varepsilon + (1 - \cos \varepsilon) \hat{u} \hat{u}^T + [\hat{u}]_{\times} \sin \varepsilon,$$

$$\hat{u}_{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -u_z & u_y \\ u_z & 0 & -u_x \\ -u_y & u_x & 0 \end{bmatrix}, \quad c = \cos \varepsilon, s = \sin \varepsilon, C = 1 - \cos \varepsilon \quad (3.20)$$

де  $[\hat{u}]_{\times}$  – кососиметрична матриця вектора осі обертання.

Ця матриця точно описує механічний поворот панелі вгору чи вниз навколо локальної елеваційної осі, враховуючи її орієнтацію у просторі.

### 3.5. Остання формула — правильне положення точки після обох обертань

У межах прямої кінематики, яка слугує арифметичною основою для обчислень, положення точки після послідовного виконання азимутального та елеваційного обертання описується загальною формулою:

$$P = R_z(\alpha)(R_y(\beta) l + L), \quad (3.21)$$

де  $l$ — вектор від другої осі до центру панелі в локальній системі координат, а  $L$ — вектор зміщення другої осі.

Для практичних розрахунків зручно також застосувати форму, що переносить центр обертання нахилу в точку  $M$ , що спрощує обчислення та дозволяє коректно визначати просторове положення кінця панелі після обох обертань.

Фінальні координати точки після виконання обертання за елевацією обчислюються за формулою:

$$P_{\text{after\_el}} = R_{\hat{u}}(\varepsilon)(P_{\text{after\_az}} - M_1) + M_1 \quad (3.22)$$

або у випадку використання послідовних класичних обертань з урахуванням зміщення  $L$ , координати можна записати як

$$P_{\text{after\_el}} = R_y(\theta) R_z(\phi) (P_0 - L) + R_z(\phi) L \quad (3.23)$$

У цьому виразі перше множення відповідає елеваційному обертанню навколо другої осі  $M$ , а зсув  $(P_0 - L)$  переносить центр панелі в локальну систему другої осі. Додавання  $R_z(\phi)L$  повертає положення у глобальну систему координат після азимутального обертання навколо базової точки  $O$ , забезпечуючи правильне просторове позиціювання кінця панелі.

Цю залежність можна співвіднести з практичною моделлю, де положення центру панелі обчислюється через довжини сегментів  $OM$ ,  $MC$  та  $PC$ :

$$P = \begin{bmatrix} \cos \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta) \\ \sin \phi (OM + MC \sin \theta - PC \cos \theta) \\ MC \cos \theta + PC \sin \theta \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Порівнюючи з аналітичною формулою, бачимо, що вектор  $(P_0 - L)$  у глобальній системі координат відповідає вектору від другої осі до центру панелі. Таким чином, аналітичний параметр  $l$  збігається з комбінацією сегментів  $MC$  і  $PC$ , і його можна визначити як

$$l = \sqrt{MC^2 + PC^2} \quad (3.25)$$

Це підтверджує відповідність аналітичної та практичної моделей просторового положення панелі.

Вектор  $L$  описує зміщення другої осі відносно бази, що відповідає довжині  $OM$ . Таким чином, формула для  $P$  забезпечує явний зв'язок між аналітичними параметрами  $L$  і  $l$  та реальними сегментами механізму, демонструючи спільність

обох моделей: аналітична модель узагальнює конструктивні елементи практичної, а практична реалізація відтворює ці узагальнені вектори через конкретні відстані  $OM$ ,  $MC$  та  $PC$ .

З цієї прямої кінематики випливають скалярні компоненти положення точки у глобальній системі координат:

$$P = \begin{cases} X = L_x \cos \alpha + l \cos \alpha \cos \beta, \\ Y = L_y \sin \alpha + l \sin \alpha \cos \beta, \\ Z = l \sin \beta \end{cases} \quad (3.26)$$

Ці рівняння дозволяють безпосередньо обчислити просторове положення кінця панелі на основі конструктивних параметрів та орієнтаційних кутів.

### 3.6. Обчислення нових кутів сервоприводів

Після того, як нове положення точки  $P_{after\_el}$  визначене з урахуванням обертання за азимутом та елевацією відповідно до SPA (див. розділ 4, формули 4.1–4.4), виконується звичайна зворотна кінематика (п. 3, формули 3.1–3.5), щоб обчислити нові кути сервоприводів:

$$(S_1^{new}, S_2^{new}) = IK(P_{after\_el}) \quad (3.27)$$

Тобто, знаючи координати точки у глобальній системі:

$$P_{after\_el} = (x_P, y_P, z_P) \quad (3.28)$$

розраховуються кути обертання сервоприводів, необхідні для наведення панелі на Сонце. Для цього використовується визначення азимуту (формула 3.1)

$$\phi = \arctg 2(y_P, x_P), \quad S_1 = \phi^\circ + 90 \quad (3.29)$$

та кут елевації (формули 3.2–3.5):

$$\theta = \arctg 2(\sin \theta, \cos \theta), S_2 = \theta^\circ \quad (3.30)$$

Отримані кути  $S_1^{new}$  та  $S_2^{new}$ , обчислені за зворотною кінематикою на основі нового положення точки  $P_{after\_el}$ , проходять процедуру нормалізації, яка забезпечує приведення їх у фізично допустимий діапазон  $[0^\circ, 180^\circ]$ . Після цього ці скориговані кути забезпечують точне наведення панелі у напрямку, визначеному SPA, і слугують остаточними керуючими сигналами для сервоприводів.

Для перевірки отриманої математичної моделі з вбудованим блоком корекції аналітичні вирази були перетворенні в програмний продукт, придатний для чисельних обчислень, моделювання та керування реальним пристроєм. Результати моделювання наведенні на рисунках 3.3 – 3.4.

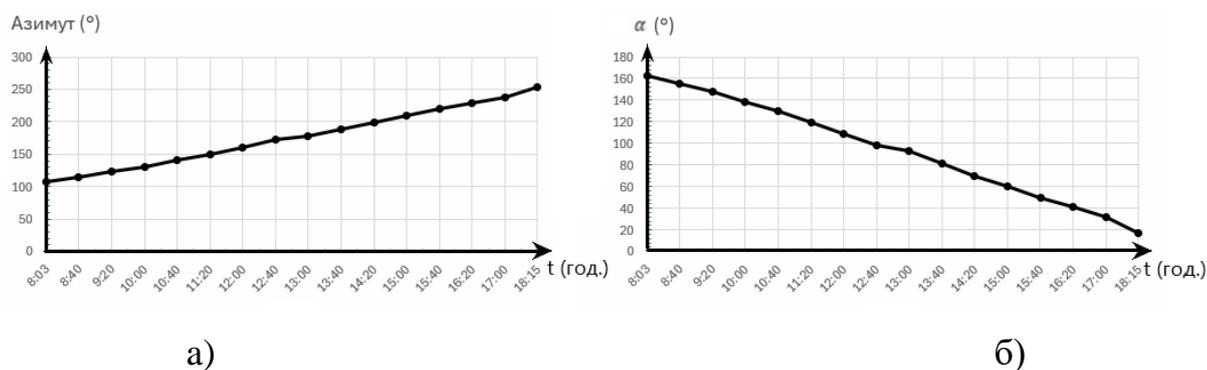


Рис. 3.3. Графіки динаміки кутів повороту двигуна, що відповідає за азимутальний поворот (рух зі сходу на захід): а) орієнтація панелі відносно осі Z; б) відповідний кут повороту двигуна навколо осі Z



Таким чином, практична модель ефективно поєднує точність аналітичних розрахунків із реальними механічними характеристиками конструкції, забезпечуючи стабільне і точне наведення панелі на Сонце відповідно до SPA. Вона демонструє, як математичні залежності аналітичної моделі перетворюються на прикладний алгоритм керування, реалізований у програмному модулі для управління приводами трекера.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						53
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

#### 4. РОЗРОБКА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СОНЦЕМ

Розроблена у попередніх розділах математична модель двохосьового сонячного трекара базується на геометричному описі просторової орієнтації панелі та потребує вхідних даних, що характеризують миттєве положення Сонця на небосхилі. До таких даних належать азимут Сонця та кут його підйому над горизонтом, які визначають напрямок сонячного випромінювання у глобальній системі координат. Саме ці параметри є початковими для подальшого обчислення оптимальних кутів орієнтації робочої поверхні панелі.

З метою отримання зазначених вхідних величин у даній роботі використовується астрономічний алгоритм визначення положення Сонця, зокрема Solar Position Algorithm (SPA), який на основі географічних координат, дати та часу забезпечує високоточний розрахунок азимуту та кута підйому Сонця. Отримані значення розглядаються як теоретичне положення джерела випромінювання та використовуються як вхідні дані для математичної моделі механізму.

Подальша обробка астрономічних координат здійснюється шляхом їх перетворення у кути керування приводами двохосьового трекара відповідно до кінематичної схеми механізму. При цьому математична модель виконує функцію зв'язку між просторовим положенням Сонця та реальними кутами обертання механічних осей, що забезпечують орієнтацію панелі. З урахуванням не ідеальності конструкції, зміщення осей обертання та результатів калібрування, до розрахованих кутів вводяться додаткові корекційні поправки.

Таким чином, астрономічний алгоритм і математична модель механізму утворюють єдиний аналітичний контур, у межах якого здійснюється перетворення координат Сонця в оптимальні кути керування приводами. Для підвищення точності наведення та адаптації до реальних умов експлуатації

даний контур доповнюється сенсорною підсистемою корекції, що дозволяє реалізувати гібридний алгоритм стеження. У цьому розділі розглядається структура такого алгоритму, принципи взаємодії його складових та особливості програмної реалізації корекційного модуля.

#### 4.1. Архітектура гібридного алгоритму

Базовий алгоритм визначає положення Сонця за допомогою астрономічних розрахунків (наприклад, алгоритму SPA). У нашій системі отримані значення азимуту та кута підйому Сонця проходять через розроблену математичну модель двоосьового механізму, яка враховує геометричні відхилення реальної конструкції та перетворює астрономічні координати в оптимальні кути керування приводами. Управління положенням платформи здійснюється трьома сервоприводами, які забезпечують достатню потужність та крутний момент для точного обертання платформи.

Фоторезистори розміщені на чотирьох кутах і поділені на дві вертикальні пари: ліва (верхній/нижній) та права (верхній/нижній) осі. Різниця у показниках яскравості між парами використовується для виявлення відхилення від максимально освітленого положення [19].

#### 4.2. Алгоритм корекції та частота опитування

Система реалізує гібридний алгоритм керування: астрономічні розрахунки SPA уточнюються математичною моделлю механізму для отримання кутів керування сервоприводами, а сенсорний блок присутній для корекції орієнтації панелі.

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						55
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

При цьому сенсори не керують сервоприводами постійно, а лише забезпечують корекцію положення для підвищення точності наведення. Опитування фоторезисторів відбувається з інтервалом у 5 хвилин, який адаптивно змінюється залежно від стабільності освітлення. Якщо протягом кількох циклів відхилення мінімальне – частота опитування зменшується до 15 хвилин. У разі різкої зміни (наприклад, через хмари) – навпаки, підвищується.

Для оптимізації прийнято граничне допустиме відхилення (вікно толерантності), що становить  $\pm 5\%$  різниці сигналів від пар LDR. Якщо відхилення перевищує цей поріг, активується корекційний підпроцес, що плавно змінює положення платформи для досягнення балансу.

#### 4.3. Енергетична ефективність та стабільність

Унікальною перевагою даного підходу є зниження енергоспоживання за рахунок:

- скорочення кількості активних переміщень сервоприводів;
- зменшення кількості обчислювальних операцій для сенсорного модуля;
- виключення постійної роботи фоторезисторів у активному режимі.

Такий підхід дозволяє підвищити загальну стабільність системи та продовжити ресурс роботи компонентів. Крім того, використання періодичної корекції дозволяє уникнути накопичення похибок у тривалому режимі роботи.

#### 4.4. Планування реалізації та очікувані результати

Оскільки апаратна частина системи перебуває на етапі комплектування, а розробка ведеться переважно в програмно-алгоритмічному середовищі,

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						56
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

практична реалізація обмежується побудовою логіки функціонування системи, вибором компонентів та розробкою відповідного програмного забезпечення для мікроконтролера.

Передбачається, що розроблений гібридний алгоритм, в якому основна орієнтація виконується за астрономічними даними, а сенсорна частина використовується для корекції з певною частотою, забезпечить високу точність при мінімальних енергозатратах.

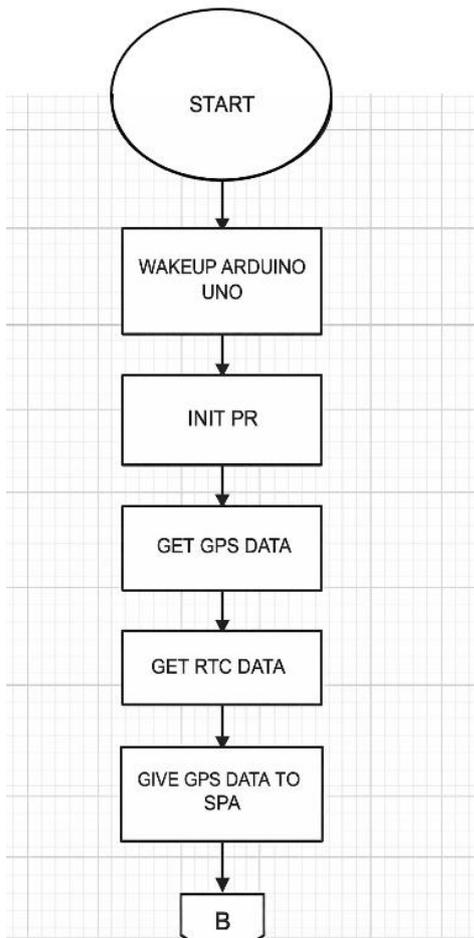
Алгоритм передбачає застосування таких функціональних рішень:

- адаптивна частота опитування фотосенсорів (залежно від стабільності освітлення);
- введення «вікна толерантності» для зниження кількості некритичних переміщень;
- обмеження частоти оновлення положення трекера задля економії енергії та ресурсу сервомеханізмів.

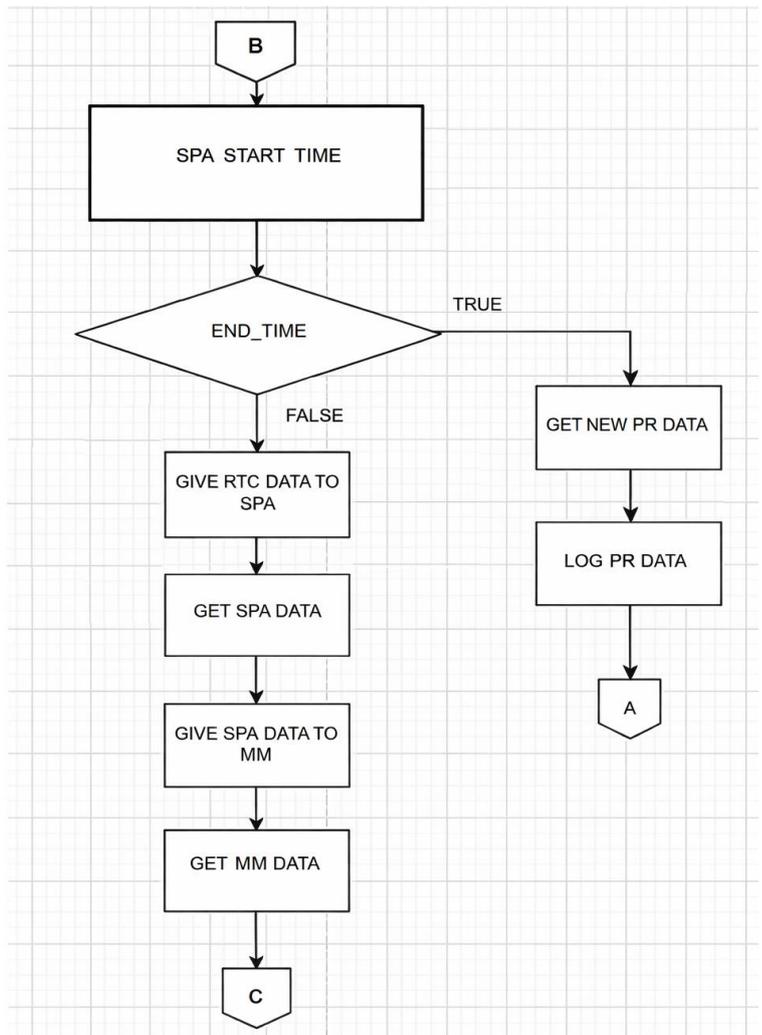
Очікується, що такий підхід дозволить:

- зменшити кількість зайвих переміщень виконавчих механізмів;
- підвищити точність орієнтації в умовах непостійного освітлення (часткова хмарність);
- забезпечити енергоефективність системи.

Ілюстрація очікуваного алгоритму функціонування представлена на рис. 4.1.

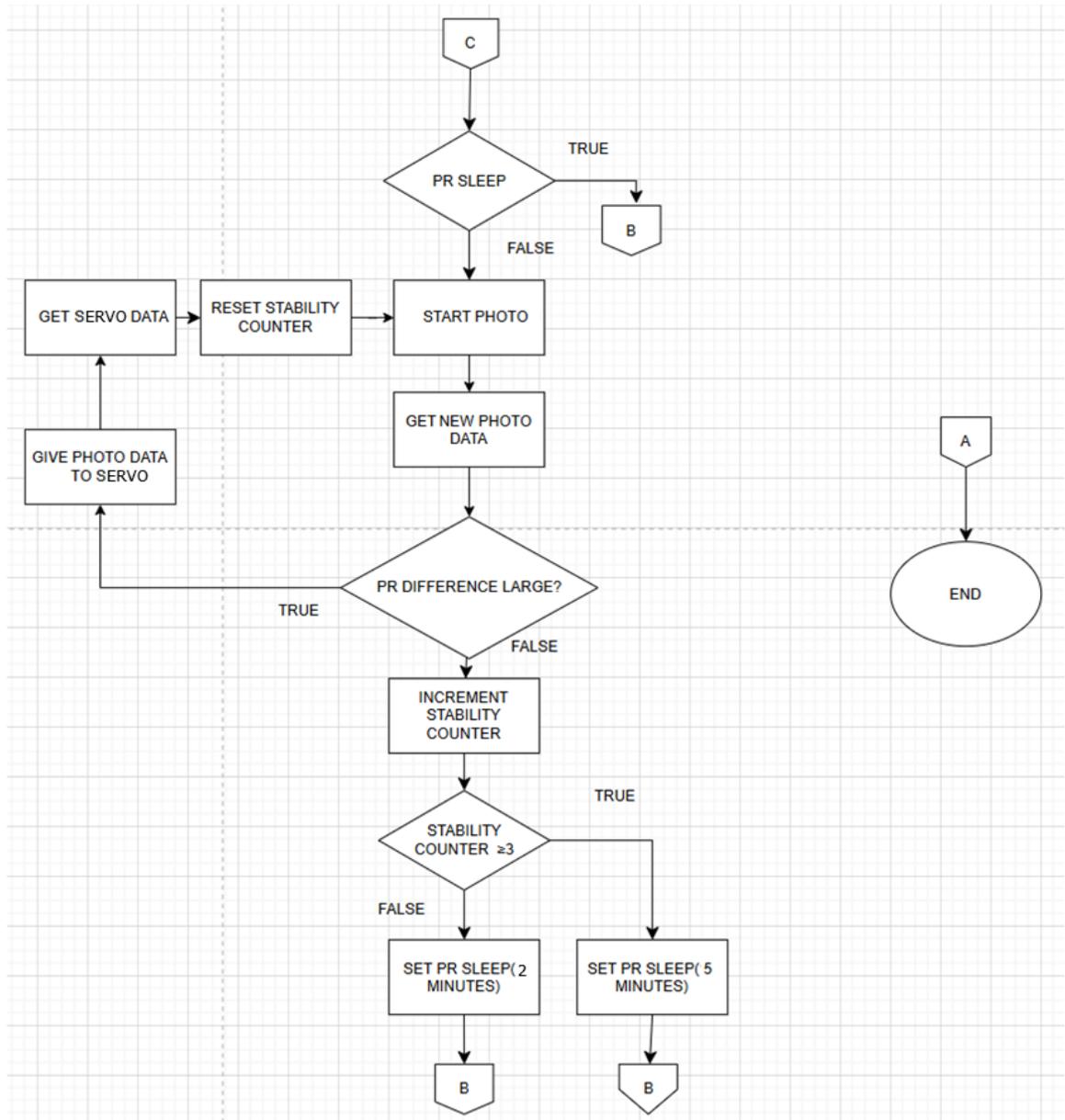


a)



б)

Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата



в)

Рис. 4.1 – Блок-схема алгоритму гібридної логіки позиціонування а) перша сторінка, б) друга сторінка, в) третя сторінка

### Опис алгоритму САПС

Мікропроцесорна система починає свою роботу коли значення висоти підйому більше 0 та фоторезистор, якщо GPS не відповідає, він не справний, і мікропроцесор повідомляє про проблему, і завершує роботу. В іншому випадку,

коли GPS відповідає проводиться опитування даних (широта, довгота, поточні дата та час, часовий пояс, UTC-час та висота над рівнем моря), згідно цих даних проводиться щоденне налаштування часу та дати RTC. Далі ці данні передаються до SPA (Solar position Algorithm), який проводить розрахунки о котрій годині в поточний день підійметься сонце. У разі невідповідності часу теперішнього з тим коли підійметься сонце, система переходить в режим очікування до записаного нового часу запуску. У разі відповідності часу, або у разі досягнення часу наступного запуску, система переходить у робочий режим.

Робочий режим має наступний алгоритм дій: оскільки дані з GPS були вже отримані, для подальших розрахунків SPA будуть використовуватись дані про годину та день. Данні отриманні з SPA передаємо до SPM (Spherical parallel mechanism), тобто до частини алгоритму, що відповідає за перетворення даних про місцезнаходження сонця на небі, у керуючі впливи (КВ) для сервоприводів, які приводять у рух платформу на якій закріплені сонячні панелі. За SPM і передачею розрахованих КВ, проводиться опитування фоторезисторів, для перевірки точності позиціонування панелі, у разі виявлення значної розбіжності у показах фоторезисторів проводиться корекція положення платформи відповідно до напрямку найбільшої освітленості. Після коригування фоторезистори переводяться в режим очікування на 5 хвилин, під час якого вони не опитуються, а положення платформи визначається лише за астрономічним алгоритмом SPA. У випадку, якщо під час опитування PR різниця в освітленості є незначною, корекція не виконується, а фоторезистори також переводяться в режим очікування на 5 хвилин. При кожному такому успішному проходженні перевірки без потреби в корекції збільшується лічильник стабільності. Якщо три цикли поспіль не виявляють значних розбіжностей у показниках PR, тривалість режиму очікування збільшується до 15 хвилин. Це дозволяє зменшити частоту звернень до фоторезисторів і знизити енергоспоживання в умовах стабільного освітлення. Якщо ж у подальшому знову виявляється значна розбіжність у показниках PR, проводиться нове коригування платформи, лічильник стабільності скидається до

нуля, і фоторезистори повертаються до 5-хвилинного режиму очікування. Такий цикл повторюється протягом усього дня, до моменту, коли алгоритм SPA визначає, що Сонце зайшло за горизонт. У цей момент проводиться останнє опитування PR для підтвердження відсутності прямого освітлення, після чого платформа повертається у свою стартову позицію (наприклад, на схід) і система переходить у нічний режим очікування. У цьому стані система знижує активність до мінімуму і переходить у сплячий режим, пробудження з якого здійснюється за сигналом реального часу з модуля RTC, коли настає новий день.

#### 4.5. Висновки до розділу 4

Проектована система сонячного трекера з гібридним підходом до позиціонування на цьому етапі перебуває на стадії часткової розробки. Основна увага зосереджена на формуванні структурної організації та розробці формалізованої логіки її функціонування. Запропонований підхід базується на поєднанні астрономічного алгоритму з адаптивною сенсорною корекцією, що дозволяє досягти високої точності позиціонування без необхідності в постійному використанні сенсорного контролю.

Запропоновані технічні рішення — адаптивне управління частотою опитування, використання порогових значень для корекції положення та обмеження кількості керуючих дій. Усі ці підходи спрямовані на оптимізацію енергоспоживання та забезпечення стабільної й надійної роботи системи. Поточні напрацювання створюють основу для подальшого переходу до етапу підбору компонентів і реалізації повноцінного функціонального прототипу.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						61
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## 5. ВИБІР ТЕХНІЧНИХ ЗАСОБІВ

### 5.1. Реалізація структурних блоків та вибір елементної бази

В основі проєкту лежить побудова мікропроцесорної системи сонячного трекера, здатної до роботи в реальному часі з використанням гібридного алгоритму позиціонування. Для реалізації такої системи доцільно обрати мікроконтролер, що забезпечує достатню обчислювальну потужність, наявність периферійних модулів, підтримку аналого-цифрового перетворення та ефективне енергоспоживання. Така система також потребує модуль GPS для отримання географічних координат і точного часу, годинник реального часу (RTC), але у практичній реалізації не використовувались. Також гібридна система в себе включає фоторезисторні датчики освітленості (LDR) та сервоприводи, які забезпечують точне керування положенням платформи.

Як зазначено у другому та третьому розділі ключовим елементом проєкту є математична модель механізму двоосьового сонячного трекера, яка описує просторову орієнтацію панелі та встановлює відповідність між астрономічними координатами Сонця і кутами керування приводами. Застосування цієї моделі дозволяє враховувати конструктивні особливості механізму, зокрема зміщення осей обертання та геометричні похибки, і підвищувати точність позиціонування в реальних умовах експлуатації.

Плата Keystudio UNO є універсальною платформою розробки на базі мікроконтролера ATmega328P-AU, призначеною для швидкого створення прототипів електронних систем та вбудованих проєктів. Вона поєднує стабільну роботу, простоту підключення та широкий набір периферійних інтерфейсів, що дозволяє реалізовувати різноманітні керуючі та сенсорні алгоритми.

Оскільки система не потребує виконання складних обчислень, мікроконтролер ATmega328P є відмінним вибором для таких застосувань завдяки

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						62
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

збалансованій продуктивності, енергоефективності та інтегрованим периферійним модулям.

ATmega328P належить до сімейства мікроконтролерів Atmel AVR, які широко застосовуються в вбудованих системах і відомі своєю простотою у використанні та надійністю. Він працює на 8-бітній RISC-архітектурі, що дозволяє виконувати більшість інструкцій за один такт, тим самим підвищуючи швидкість обробки при низькому енергоспоживанні. Ця ефективність робить ATmega328P ідеальним для систем, які не вимагають високої обчислювальної складності, але потребують надійної та швидкої роботи.

Мікроконтролер має 32 кілобайти флеш-пам'яті для збереження програми, що достатньо для програм середнього розміру, а також дозволяє оновлювати прошивку безпосередньо у системі (in-system programming, ISP). Крім того, пристрій оснащений 2 кілобайтами SRAM для обробки даних під час роботи та 1 кілобайтом EEPROM для зберігання постійних даних, таких як налаштування або калібрувальні параметри. Такий набір пам'яті забезпечує гнучке управління ресурсами в багатьох вбудованих застосунках.

ATmega328P працює з тактовою частотою до 20 МГц, що у поєднанні з ефективним набором інструкцій забезпечує достатню швидкість обробки для широкого спектра керуючих задач. Мікроконтролер підтримує різні джерела тактування — внутрішні RC-генератори, зовнішні кристали чи резонатори, що дає змогу налаштовувати точність часу й енергоспоживання відповідно до вимог.

Пристрій працює в діапазоні напруг від 1,8 В до 5,5 В, що робить його придатним для живлення від батарей та низьковольтних систем. Енергозбереження досягається завдяки різним режимам сну, які суттєво знижують споживання енергії у простої, продовжуючи термін служби акумулятора в портативних або віддалених пристроях, не жертвуючи при цьому швидкістю реакції.

Однією з переваг ATmega328P є великий набір вбудованих периферійних пристроїв, які зменшують потребу у зовнішніх компонентах. Пристрій

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						63
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

оснащений кількома таймерами/лічильниками, аналого-цифровими перетворювачами (ADC) з роздільною здатністю до 10 біт, інтерфейсами послідовного зв'язку, такими як USART, SPI та I2C (TWI), що є ключовими для взаємодії з сенсорами, пам'яттю або іншими мікроконтролерами. Також підтримується широтно-імпульсна модуляція (PWM), що дозволяє керувати двигунами та генерувати аналогоподібні сигнали.

ATmega328P має широку екосистему інструментів розробки і підтримки користувачів. Популярні платформи, зокрема Arduino, базуються на цьому мікроконтролері, що означає наявність великої кількості бібліотек, прикладів, навчальних матеріалів і засобів налагодження, які спрощують розробку. Така популярність дозволяє інженерам і аматорам швидко створювати прототипи та впроваджувати свої проекти.

Пристрій розрахований на роботу в широкому діапазоні умов, доступний у різних корпусах — DIP, TQFP, QFN, що забезпечує гнучкість при інтеграції у різні друковані плати. Надійна конструкція і суворий контроль якості гарантують довговічність і стабільність роботи, що особливо важливо для вбудованих систем керування [14,15].

Отже, мікроконтролер ATmega328P є оптимальним рішенням для систем із помірною обчислювальною потужністю, які вимагають ефективної роботи, низького споживання енергії та широких можливостей периферії. Найбільш придатним варіантом є ATmega328P, і реалізований у модулі . Keyestudio Uno на рис. 5.1.

Плата оснащена додатковим мікроконтролером ATmega16U2, який забезпечує перетворення сигналів USB ↔ UART для програмування та обміну даними з комп'ютером. Keyestudio UNO має 14 цифрових входів/виходів, з яких 6 можна використовувати для широтно-імпульсної модуляції (ШІМ), та 6 аналогових входів для підключення сенсорів. Живлення плати може здійснюватися через USB або зовнішнє джерело постійного струму 7–12 В.

Плата оснащена регулятором напруги, який забезпечує стабілізоване живлення 5 В для мікроконтролера та підключених модулів, а також виходи 3,3 В і 5 В для зовнішніх сенсорів і приводів. ICSP-роз'єм дозволяє здійснювати внутрішньосхемне програмування (ISP), а інтерфейси UART, I2C та SPI забезпечують взаємодію з периферійними модулями. Вбудовані світлодіоди (D13, TX, RX, живлення) сигналізують про стан плати та активність послідовного порту.

Плата Keyestudio UNO ідеально підходить для систем керування сонячними трекерами, де потрібне зчитування сигналів з фотодатчиків, обчислення астрономічних координат та керування сервоприводами. Її характеристики дозволяють реалізувати всі необхідні алгоритми при низькому енергоспоживанні і без потреби у додаткових потужних мікроконтролерах.

Плата Keyestudio UNO забезпечує стабільну роботу, інтеграцію з Arduino IDE та наявність широкого набору бібліотек і прикладів, що значно спрощує процес розробки та програмування вбудованих систем.

Його продуктивності цілком достатньо для обчислення астрономічного положення Сонця, керування сервоприводами та обробки сигналів з фотодатчиків.

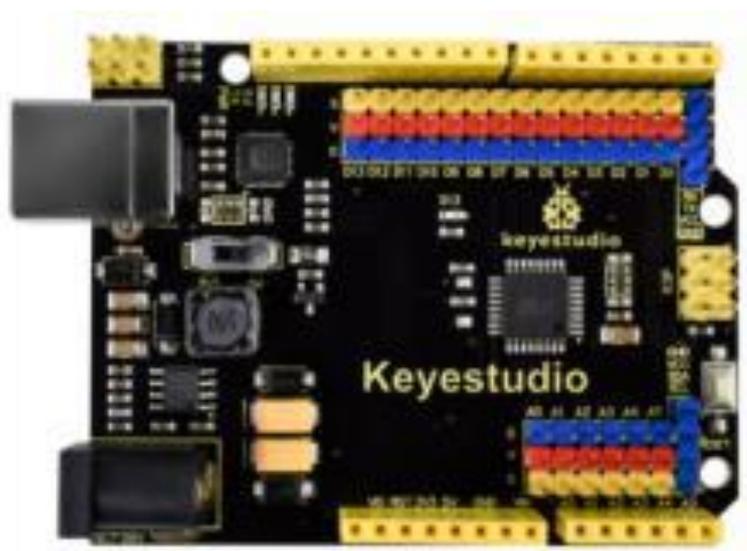


Рис. 5.1 – Плата Keyestudio UNO

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						65
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		



доцільністю використання в системах сонячного стеження як сенсори корекції орієнтації панелі.

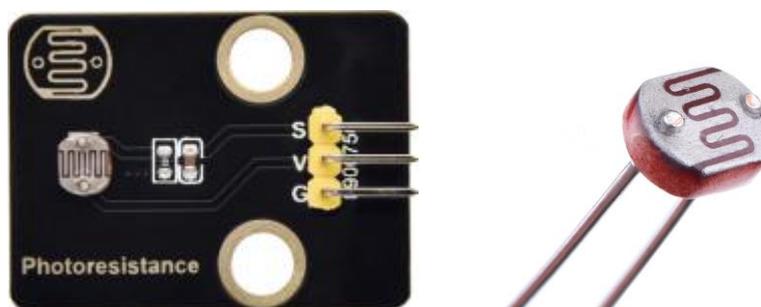


Рис. 5.2 – Фоторезистор LDR GL5528

Таблиця 5.4 — Характеристики модуля фоторезистора [25]

Параметр	Значення
Тип чутливого елемента	Фоторезистор GL5528
Робоча напруга живлення	3,3–5 В DC
Тип вихідного сигналу	Аналоговий
Діапазон опор	≈ 1 МОм (у темряві) до 5–10 кОм (яскраве світло)
Інтерфейс підключення	3-контактний
Крок контактів	2,54 мм
Маса модуля	≈ 2,3 г

Для позиціонування платформи сонячного трекера обрано цифрові сервоприводи Servo Q-180 (рис. 3.5), які забезпечують керування кутовим положенням за допомогою стандартних ШІМ-сигналів. Сервоприводи працюють у діапазоні напруг 4,8–6 В та забезпечують кут повороту до 180°, що є достатнім для реалізації азимутального та висотного рухів платформи.

Завдяки вбудованому редуктору та системі зворотного зв'язку за положенням Servo Q-180 забезпечує стабільне утримання заданого кута та достатній крутний момент для керування легкою панеллю або лабораторною моделлю трекера. Компактні габарити та низьке енергоспоживання дозволяють використовувати дані сервоприводи у малогабаритних двоосьових механізмах без перевантаження системи живлення.



Рис. 5.3 – Сервопривод Servo Q-180

Таблиця 5.5 — Характеристики сервопривода Servo Q-180

Параметр	Значення
Робоча напруга:	4,8...6 В DC
Діапазон кутів повороту:	≈ 180°
Ширина PWM-імпульсу:	500...2500 мкс
Швидкість без навантаження:	0,12 с / 60° (4,8 В) 0,10 с / 60° (6 В)
Крутний момент зупинки:	1,3 кг·см (4,8 В) 1,5 кг·см (6 В)
Струм споживання (без навантаження):	200...220 мА
Максимальний струм:	до 1 А

Габаритні розміри:	22,9 × 12,2 × 30 мм
Маса:	9 г (без сервохорна)

## 5.2. Розробка схеми функціональної та електричної принципової

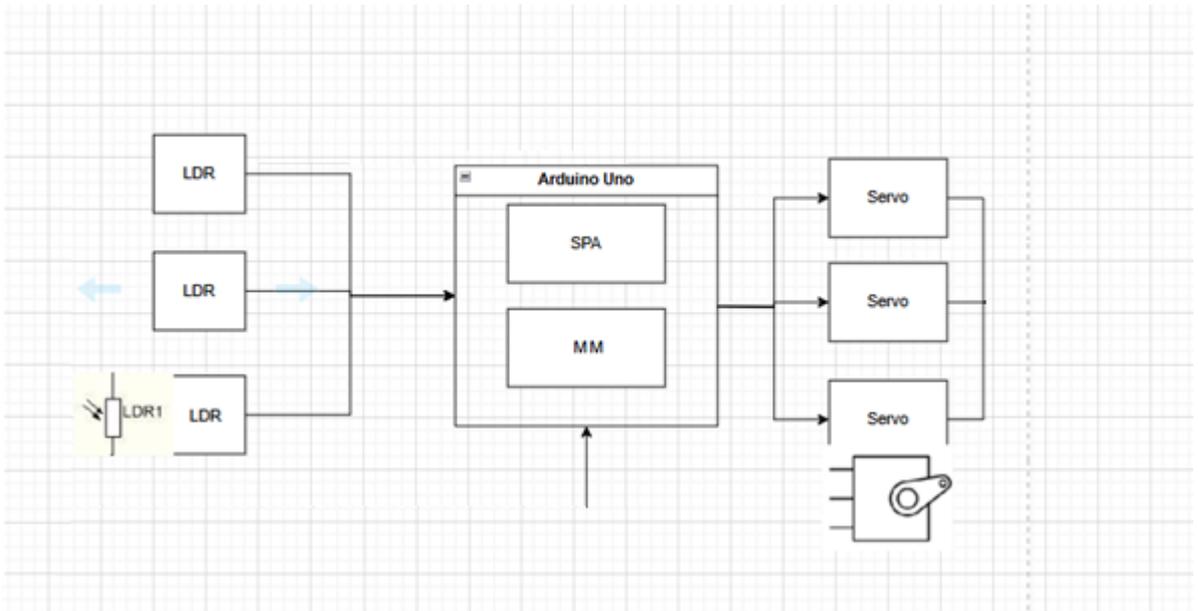


Рис. 5.4. – Схема функціональна

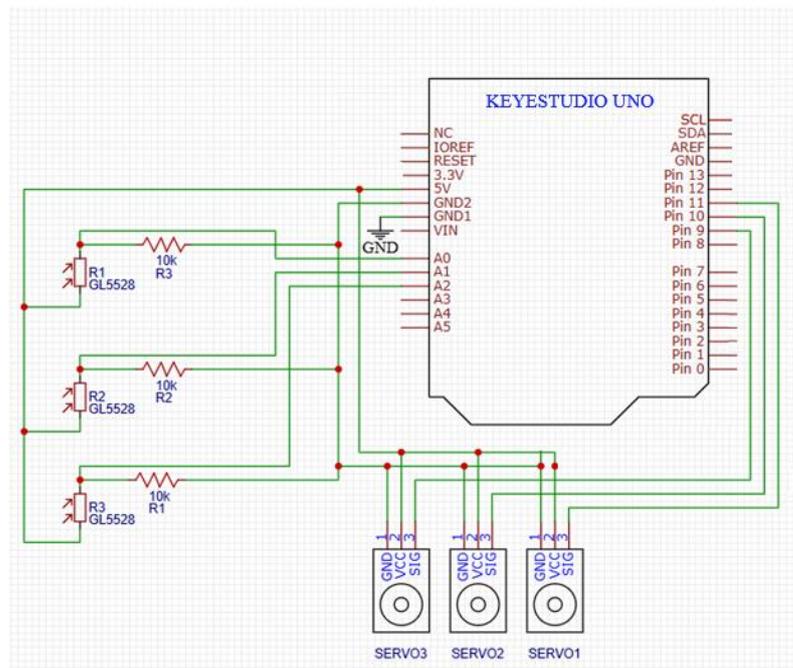


Рис. 5.5. – Схема електрична принципова

Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата

ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ

Арк.

69

### 5.3. Висновок до розділу 5

Усі компоненти системи під'єднані до плати Keyestudio UNO R3, що входить до складу навчально-дослідного набору KS0530 та виконує функції центрального керуючого модуля. Вибір даного набору зумовлений сукупністю необхідних характеристик, зокрема достатньою обчислювальною потужністю мікроконтролера, наявністю аналогових і цифрових входів/виходів, підтримкою широтно-імпульсної модуляції та сумісністю з сенсорними й виконавчими модулями, що використовуються в системі сонячного трекера.

Для кожного сервопривода передбачено окремі цифрові виходи, що забезпечує незалежне керування осями механізму. Фоторезисторні датчики освітленості під'єднані до аналогових входів мікроконтролера та застосовуються для визначення відхилення платформи від напрямку максимального освітлення. Обчислення положення Сонця та формування керуючих сигналів здійснюється програмно з використанням внутрішніх таймерів мікроконтролера, без застосування GPS- та RTC-модулів, що дозволило спростити апаратну частину системи та знизити її енергоспоживання.

У даному розділі здійснено вибір елементної бази системи та обґрунтовано апаратні рішення, реалізовані на основі набору KS0530, які забезпечують виконання поставлених завдань: реалізацію гібридного алгоритму стеження, точне позиціонування панелі шляхом коригування астрономічно розрахованих кутів за допомогою математичної моделі механізму та енергоефективну автономну роботу сонячного трекера. Також розроблено функціональну схему системи керування.

## ВИСНОВКИ

У магістерській кваліфікаційній роботі вирішено актуальну науково-прикладну задачу підвищення точності та ефективності систем стеження за положенням Сонця шляхом удосконалення математичних і алгоритмічних методів керування двоосьовими сонячними трекерами.

У процесі виконання роботи проведено аналіз сучасних методів орієнтації сонячних панелей, зокрема астрономічних, сенсорних і гібридних алгоритмів, та визначено їх основні переваги й обмеження при застосуванні в реальних умовах експлуатації. Показано, що використання гібридного підходу дозволяє поєднати високу точність астрономічних розрахунків із адаптивністю сенсорних методів.

Розроблено комплексну математичну модель двоосьового механізму сонячного трекера, яка описує просторову орієнтацію робочої поверхні панелі та забезпечує перетворення астрономічних координат Сонця в керуючі кути приводів з урахуванням конструктивних особливостей реального механізму. Запропоновано корекційний модуль, що дозволяє компенсувати геометричні відхилення, люфти та зміщення осей обертання на основі результатів калібрування.

Розроблено алгоритм гібридного сонячного стеження, у якому астрономічний алгоритм використовується як базовий, а сенсорна система на основі фоторезисторів застосовується для періодичної корекції орієнтації панелі. Запропоновано структуру програмної реалізації системи та визначено взаємодію між блоком астрономічних розрахунків, математичною моделлю механізму та виконавчими приводами.

Сформовано структурну та функціональну схеми мікропроцесорної системи сонячного трекера, обґрунтовано вибір апаратних компонентів та засобів керування. Отримані результати підтверджують можливість підвищення точності орієнтації панелі та ефективності використання сонячної енергії без суттєвого ускладнення апаратної частини системи.

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						71
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

Результати магістерської роботи можуть бути використані при проєктуванні високоточних двоосьових сонячних трекерів, а також у системах керування фотоелектричними установками різного масштабу. Подальші дослідження можуть бути спрямовані на розширення моделі з урахуванням динамічних навантажень, впливу вітрових збурень та оптимізацію енергоспоживання системи керування.

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						72
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ho Soonmin, Lomi Abraham, Edmund C. Okoroigwe, Leonardo Rodríguez Urrego. Investigation of Solar Energy: The Case Study in Malaysia, Indonesia, Colombia and Nigeria. *International Journal of Renewable Energy Research*. 2019. № v9i1. URL: <https://doi.org/10.20508/ijrer.v9i1.8699.g7620>
2. Кулик Я. А., Шкуран М. В. Система стеження за рухом Сонця [Електронний ресурс]. *Матеріали XLVI Науково-технічної конференції факультету комп'ютерних систем і автоматики* (2017). Вінниця, 2017. Режим доступу: <https://conferences.vntu.edu.ua/index.php/all-fksa/all-fksa-2017/paper/view/2402/2618>
3. Marthoz Angulo-Calderón, Iván Salgado-Tránsito, Iván Trejo-Zúñiga, Carlos Paredes-Orta, Sajjad Kesthkar, Arturo Díaz-Ponce. Development and Accuracy Assessment of a High-Precision Dual-Axis Pre-Commercial Solar Tracker for Concentrating Photovoltaic Modules. *Applied Sciences (MDPI)*. 2022. Т. 12, № 5. URL: <https://doi.org/10.3390/app12052625>
4. Беліков К. О. Теплогідравлічний слідкуючий привод позиціонування приймача геліостанції. *DSpace ELAKPI Репозитарій КПІ ім. Ігоря Сікорського*. URL: <https://ela.kpi.ua/items/044e7f90-796d-492e-a5d9-9258d32ae470>
5. Rizal Y., Wibowo S. H., Feriyadi. Application of Solar Position Algorithm for Sun-Tracking System. *Energy Procedia*. 2013. Vol. 32. P. 160–165. URL: <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2013.05.021>.
6. Bouzakri H., Abbou A., Abousserhane Z., El Idrissi R. Equatorial Solar Tracker Control Using MPPT Technique. *International Journal of Renewable Energy Research*. 2022. № v12i2. URL: <https://doi.org/10.20508/ijrer.v12i2.12953.g8463>
7. Літвінко І.В. Інтелектуальний метод і програмно-технічний засіб керування сонячною панеллю. Магістерська кваліфікаційна робота.

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						73
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

URL: <https://elar.khmnu.edu.ua/server/api/core/bitstreams/716c7554-7b07-4adb-af67-b80d395de40c/content>

8. Alboteanu I. L., Bratu C., Ravigan F. Small Scale Models of Solar Tracking Systems. Annals of the University of Craiova Electrical Engineering Series. 2023. Vol. 47. P. 95–102.  
URL: <https://doi.org/10.52846/aucee.2023.15>
9. Тиш Є., Гончаренко О. Алгоритм автоматизованого режиму роботи сонячного трекера. Грааль науки. 2021. С. 268–271.  
URL: <https://doi.org/10.36074/grail-of-science.19.11.2021.050>
10. Булан, І. Л. Система автоматичного позиціонування сонячних панелей : дипломний проект ... бакалавра : 6.050201 Системна інженерія / Булан Ілля Леонідович. – Київ, 2019. – 64 с.
11. Шутько Ю. С. Електронна система керування трекером автономної сонячної електростанції : master's thesis. 2018.  
URL: <http://essuir.sumdu.edu.ua/handle/123456789/71282>
12. Парасунько І. І. Система автоматизованого позиціонування та управління сонячними батареями. Магістерська кваліфікаційна робота зі спеціальності 123 – Комп'ютерна Інженерія, Вінниця: ВНТУ, 2022.
13. Бабецький І. С. Система адаптивного керування фотоелектричною системою : магістерська робота. 2021. URL: <https://er.knutd.edu.ua/handle/123456789/19247>
14. Atmel. ATmega328P\_Datasheet. URL: [https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/Atmel-7810-Automotive-Microcontrollers-ATmega328P\\_Datasheet.pdf](https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/Atmel-7810-Automotive-Microcontrollers-ATmega328P_Datasheet.pdf)
15. KEYESTUDIO UNO R3 Development Board For Arduino Official Upgraded Version With Pin Header Interface. *keyestudio*.  
URL: <https://www.keyestudio.com/products/keyestudio-uno-r3-development-board-for-arduino-official-upgraded-version-with-pin-header-interface>
16. Mardiyanto T. Fabrication of Dual Axis Solar Tracking System. *Fabrication of*

					ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ	Арк.
						74
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

*Dual Axis Solar Tracking System.*

URL: [https://www.academia.edu/77060874/Fabrication\\_of\\_Dual\\_Axis\\_Solar\\_Tracking\\_System](https://www.academia.edu/77060874/Fabrication_of_Dual_Axis_Solar_Tracking_System)

17. Sharma A., Sharma C. Design and fabrication of an automatic dual axis solar tracker by using LDR sensors. *International Journal of Engineering, Science and Technology*. 2017. Vol. 9, no. 2. P. 39.  
URL: <https://doi.org/10.4314/ijest.v9i2.4>
18. Giri A, Kolte K, Nangar A, Gholap A, Wakhare P, Patunkar P (2023) Design and Fabrication of Dual Axis Solar Tracking System for Performance Enhancement. *J Fundam Renewable Energy Appl*. 13:304.  
URL: <https://doi.org/10.35248/2090-4541.23.13.304>
19. Fabrication and Performance Analysis of a Higher Efficient Dual-Axis Automated Solar Tracker. *Iranian Journal of Energy and Environment*. 2019. Vol. 10, no. 3. URL: <https://doi.org/10.5829/ijee.2019.10.03.02>
20. Alexandru C. Simulation and Optimization of a Dual-Axis Solar Tracking Mechanism. *Mathematics*. 2024. Vol. 12, no. 7. P. 1034.  
URL: <https://doi.org/10.3390/math12071034>
21. Cancro C, Graditi G, Leanza G, Pascarella F, Sarno A, Mancini D. Field testing of the PhoCUS solar tracker by means of a novel optoelectronic device. In: *Proceeding of the 4th international conference on solar concentrators for the generation of electricity or hydrogen, San Lorenzo del Escorial, Spain, March 12-16; 2012.*
22. Optimal Strategy for the Improvement of the Overall Performance of Dual-Axis Solar Tracking Systems / D. A. Flores-Hernández et al. *Energies*. 2021. Vol. 14, no. 22. P. 7795. URL: <https://doi.org/10.3390/en14227795>
23. Duffie J. A., Beckman W. A. *Solar Engineering of Thermal Processes*. John Wiley & Sons, 2013.
24. Kalogirou S. A. *Solar Energy Engineering: Processes and Systems*. Academic Press, 2014.

					<b>XHTY 174.KPM.25.005 ПЗ</b>	Арк.
						75
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		

25. Bader A., Rania A. Design of LDR-Based Solar Tracking System. *International Journal of Engineering Research*, 2016.
26. Koussa M. et al. A New Hybrid Solar Tracker Based on Astronomical and Sensor Methods. *Energy Conversion and Management*, 2011.
27. Rahman M. M., Islam M. R. Hybrid Solar Tracking System Using LDR and Astronomical Algorithm. *International Journal of Renewable Energy Research*, 2017.
28. Al-Rousan N., Isa N., Desa M. Advances in Solar Tracking Systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018.
29. Reda I., Andreas A. Solar Position Algorithm for Solar Radiation Applications. *Solar Energy*, Vol. 76, No. 5, 2004, pp. 577–589.
30. Duffie J. A., Beckman W. A. *Solar Engineering of Thermal Processes*. John Wiley & Sons, 2013.
31. Iqbal M. *An Introduction to Solar Radiation*. Academic Press, 1983.

					<b>ХНТУ 174.КРМ.25.005 ПЗ</b>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата		76

