НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Радіотехнічний факультет

Кафедра прикладної радіоелектроніки

До захисту допущено:
Зав. кафедри
_____ Андрій МОВЧАНЮК
«___»_____20__ р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньою програмою «Інтелектуальні технології радіоелектронної техніки»,

за спеціальністю 172 «Телекомунікації та радіотехніка»
на тему: «Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен»

Виконав (-ла):

студент IV курсу, групи РЕ-22,
Марієнко Андрій Олександрович _____
Прізвище, ім'я, по батькові

Керівник: ас., Лемеха Владислав Олександрович _____
Посада, науковий ступінь, вчене звання,
Прізвище, ім'я, по батькові

Рецензент: доц., к.т.н., Пільтяй Степан Іванович _____
Посада, науковий ступінь, вчене звання,
Прізвище, ім'я, по батькові

Засвідчую, що у цій дипломній роботі немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ – 2026 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість листів	Примітка
1	А4	РЕ22.421413.001 ТЗ	Завдання на дипломний проєкт	4	
2	А4	РЕ22.421413.001 ПЗ	Пояснювальна записка	92	
3	А3	РЕ22.421413.001 Е1	Схема структурна	1	
4	А3	РЕ22.421413.001 Е3	Схема електрична принципова	1	
5	А3	РЕ22.401263.001 Е3	Схема електрична принципова модуля енкодера	1	
6	А3	РЕ22.421413.001 Е4	Схема електрична монтажна	1	
7	А3	РЕ22.758745.001	Креслення основної ДП	1	
8	А3	РЕ22.421413.001 СК	Складальний кресленик основного друкованого вузла	1	
9	А4	РЕ22.758742.001	Креслення ДП модуля енкодера	1	
10	А4	РЕ22.401263.001 СК	Складальний кресленик друкованого вузла енкодера	1	
11	А3	РЕ22.421413.002 СК	Складальне креслення пристрою	1	
12	А4	РЕ22.421413.001 ПЕ3	Перелік елементів	1	
13	А4	РЕ22.401263.001 ПЕ3	Перелік елементів	1	
14	А4	РЕ22.421413.001	Специфікація на пристрій	1	

				РЕ22.421413.001	
	ПІБ	Підп.	Дата		
Розробн.	Марієнко А.О			Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен	Лист 1 / Листів 1
Керівн.	Лемеха В.О.				
					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф.ПРЕ, Гр. РЕ-22
Н/контр.					
Зав.каф.	Мовчанюк А.В.				

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Радіотехнічний факультет
Кафедра прикладної радіоелектроніки

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 172 «Телекомунікації та радіотехніка»,

освітня програма «Інтелектуальні технології радіоелектронної техніки»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Зав. кафедри
_____ Андрій МОВЧАНЮК
«___»_____20__ р.

ЗАВДАННЯ
на дипломну роботу студенту
Марієнку Андрію Олександровичу

1. Тема роботи «Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен».

2. Керівник проєкту ас., Лемеха Владислав Олександрович, затверджені наказом по університету від «29» травня 2026 р. №1989-с.

3. Строк подання студентом роботи: 08.06.2026року.

4. Вихідні дані до проєкту: діапазон компенсації нахилу платформи -20…+20 градусів, діапазон напруги живлення 12…44,4В, керування режимами роботи пристрою через зміну ширини ШІМ, підтримка зв’язку з польотним контролером через протокол UART.

4. Зміст пояснювальної записки: 1)Основні положення; 2) Розробка механічного вузла пристрою; 3)Розроблення структурної та електричної принципової схем; 4) Проектування друкованих плат електронних модулів; 5)Проєктування корпусу; 6)Опис роботи програмного забезпечення.

5. Перелік ілюстративного матеріалу (із зазначенням плакатів, презентацій тощо): схема структурна, схема електрична принципова, креслення друкованих плат, складальні кресленики друкованих вузлів, складальний кресленик пристрою, презентація 10 сторінок.

6. Дата видачі завдання: 20 квітня 2026 року.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Огляд існуючих рішень	14.04.26-06.05.26	
2	Розробка та аналіз завдання на проєкт	07.05.26-10.05.26	
3	Розробка механічного вузла	11.05.26-14.05.26	
4	Розробка функціональної схеми та вибір компонентів	14.05.26-18.05.26	
5	Розробка схем електричних принципових	19.05.26-23.05.26	
6	Розробка друкованих плат	24.05.26-29.05.26	
7	Розробка конструкторської документації	30.05.26-05.06.26	
8	Оформлення текстової та графічної документації	06.06.26-08.06.26	

Студент Марієнко Андрій Олександрович

Керівник Лемеха Владислав Олександрович

АНОТАЦІЯ

Дипломний проєкт на тему «Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен» виконано на 94 сторінках, що включають 57 ілюстрацій, 13 таблиць, 12 додатків та 47 бібліографічних посилань. Графічний матеріал містить структурну та електричні схеми, креслення і складальні кресленики друкованих вузлів, складальне креслення пристрою, переліки елементів та специфікацію.

Об’єктом розробки є пристрій активної стабілізації орієнтації бортової всенаправленої антени за креном і тангажем для стійкого міжбортового радіозв’язку у роях безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Мета проєкту — розроблення компактного пристрою стабілізації з мінімальними масою й енергоспоживанням і оформлення конструкторської документації.

Доцільність стабілізації обґрунтовано розрахунком енергетичного бюджету радіолінії, вибір кінематичної схеми й елементної бази — методом зваженої матриці рішень; механізм змодельовано в SolidWorks, друковані плати — в Altium Designer, а керування реалізовано на комплементарній фузії сенсорів і ПІД-регулюванні.

Розроблено двовісний стабілізатор за аксіально-радіальною схемою з приводами на двигунах постійного струму та зворотним зв’язком на магнітних енкодерах AS5600; керування — на STM32F030C8T6 з модулем MPU-6050. Пристрій масою 193 г і габаритами 100×92×70 мм стабілізує антену за двома осями та дає виграш у запасі радіолінії до 5,5 дБ за крену 20°.

Результати рекомендовано використовувати для бортового радіозв’язкового обладнання роїв БПЛА військового та подвійного призначення; комплект документації придатний до дрібносерійного виробництва.

Ключові слова: стабілізація бортових антен, БПЛА, всенаправлена антена, карданний підвіс, ПІД-регулятор, магнітний енкодер, інерціальний модуль, мікроконтролер, крен, тангаж.

ANNOTATION

The diploma project on the topic “Device for vertical stabilization of onboard antennas” is presented on 94 pages and includes 57 figures, 13 tables, 12 appendices and 47 bibliographic references. The graphic material comprises the structural and electrical schematic diagrams, the drawings and assembly drawings of the printed-circuit units, the assembly drawing of the device, the element lists and the specification.

The object of development is a device for active stabilization of the spatial orientation of an onboard omnidirectional antenna in roll and pitch, intended to ensure robust inter-vehicle radio communication within swarms of unmanned aerial vehicles (UAVs). The aim of the project is to develop a compact, lightweight antenna-stabilization device with minimal mass and power consumption and to prepare the set of design documentation.

The feasibility of stabilization is substantiated by a radio-link power-budget calculation; the kinematic scheme and the component base are selected using a weighted decision matrix (the Pugh method); the mechanism is modeled in SolidWorks, the printed-circuit boards are designed in Altium Designer, and the control law is implemented using complementary sensor fusion and PID control.

A two-axis stabilizer with an axial-radial kinematic scheme has been developed, driven by DC gear motors with feedback provided by AS5600 magnetic encoders; the control system is built on an STM32F030C8T6 microcontroller with an MPU-6050 inertial measurement unit. With a mass of 193 g and dimensions of 100×92×70 mm, the device stabilizes the antenna in two axes and provides a radio-link margin gain of up to 5.5 dB at a 20° roll.

The results are recommended for use in onboard radio-communication equipment of military and dual-use UAV swarms; the prepared set of design documentation is suitable for small-batch production.

Keywords: onboard antenna stabilization, UAV, omnidirectional antenna, gimbal, PID controller, magnetic encoder, inertial measurement unit, microcontroller, roll, pitch.

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему:
«Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен»

Київ — 2026 року

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ 4

ВСТУП 5

1 ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ 7

1.1 Основні просторові характеристика антен 7

1.1.1 Діаграма направленості антени 7

1.1.2 Поляризація антени 9

1.2 Проблема орієнтації антен на рухомих платформах 9

1.3 Обґрунтування запропонованого рішення 11

1.4 Очікувані переваги 11

1.5 Огляд існуючих технічних рішень 14

1.5.1 Система стабілізації на основі ретранслятора Vilne-nebo Nostormo 14

1.5.2 Патент Quadsat US 2023/0313938 A1 15

1.5.3 Поворотно-нахильний привод TRIYSYS MPT-I-1 16

1.5.4 Стабілізаційна платформа Somag CSM 40 17

1.5.5 Стабілізаційна платформа Somag RSM 50 18

1.6 Висновки до розділу 20

2 РОЗРОБКА МЕХАНІЧНОГО ВУЗЛА ПРИСТРОЮ 21

2.1 Аналіз та обґрунтування вибору кінематичної схеми механічного вузла 21

2.1.1 Кінематична схема повороту та нахилу 21

2.1.2 Аксіально-радіальна кінематична схема 23
2.1.3 Паралельна кінематична схема..... 25
2.1.4 Порівняльний аналіз та вибір кінематичної схеми 27
2.2 Підбір актуатора..... 30
2.2.1 Визначення кількісних вимог до актуатора 31
2.2.2 Серводвигун..... 32
2.2.3 Крокoвий двигун 32
2.2.4 Безщітковий двигун постійного струму 33
2.2.5 Двигун постійного струму з редуктором 34
2.2.6 Порівняльний аналіз актуаторів 35
2.3 Реалізація тривимірної моделі механічного вузла 37
3 РОЗРОБЛЕННЯ СТРУКТУРНОЇ ТА ЕЛЕКТРИЧНОЇ ПРИНЦИПОВОЇ СХЕМИ..... 42
3.1 Призначення електронної частини пристрою 42
3.2 Архітектура електричної схеми..... 43
3.3 Огляд комплектуючих для функціональних блоків 47
3.3.1 Блок регулювання живлення 47
3.3.2 Мікроконтролерний блок 49
3.3.3 Блок визначення просторового положення..... 50
3.3.4 Блок зворотного зв’язку стабілізованої платформи 51
3.3.5 Силовий блок актуаторів..... 52
3.4 Схема електрична принципова 53
4 ПРОЕКТУВАННЯ ДРУКОВАНИХ ПЛАТ ЕЛЕКТРОННИХ МОДУЛІВ 58

4.1 Визначення мінімальної площі друкованої плати 58
4.2 Розрахунок ширини провідників 62
4.3 Трасування друкованої плати в системі автоматизованого проектування Altium Designer 64
5 ПРОЄКТУВАННЯ КОРПУСУ 72
5.1 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів 72
5.2 Конструктивні особливості корпусу пристрою 73
5.3 Опис конструктиву пристрою 75
6 ОПИС РОБОТИ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ 81
6.1 Загальна архітектура програмного забезпечення 81
6.2 Ініціалізація 82
6.3 Алгоритм роботи та контури керування 83
6.4 Режими роботи пристрою 85
ВИСНОВКИ 87
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ 89

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АЦП — Аналого-цифровий перетворювач

БПЛА — Безпілотний літальний апарат

ДН — Діаграма направленості

ДП — Друкована плата

ККД — Коефіцієнт корисної дії

МК — Мікроконтролер

ПЗ — Програмне забезпечення

ПІД — Пропорційно-інтегрально-диференціальний (регулятор)

САПР — Система автоматизованого проєктування

ШІМ — Широтно-імпульсна модуляція

ABS — Acrylonitrile Butadiene Styrene

FDM — Fused Deposition Modeling

FOC — Field-Oriented Control

GPIO — General-Purpose Input/Output

HAL — Hardware Abstraction Layer

I²C — Inter-Integrated Circuit

IMU — Inertial Measurement Unit

ISP — Inertially Stabilized Platform

MEMS — Micro-Electro-Mechanical Systems

MOSFET — Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor

PETG — Polyethylene Terephthalate Glycol-modified

PLA — Polylactic Acid

PWM — Pulse-Width Modulation

SMA — SubMiniature version A

SMD — Surface-Mount Device

SPI — Serial Peripheral Interface

TPU — Thermoplastic Polyurethane

UART — Universal Asynchronous Receiver/Transmitter

USART — Universal Synchronous/Asynchronous Receiver/Transmitter

ВСТУП

Сучасний етап розвитку безпілотних літальних апаратів (БПЛА) характеризується активним переходом від одиничних автономних платформ до групових (роєвих) систем, у яких бортові пристрої обмінюються даними між собою та координують дії в режимі реального часу. Узгоджена робота такої групи можлива лише за наявності стійкого широкосмугового радіозв'язку між бортами, через який передаються команди керування, телеметрія та відеопотік. Втрата зв'язку призводить до розпаду групи й зриву поставленого завдання, тому забезпечення надійного міжбортового обміну даними є актуальною технічною проблемою сучасної безпілотної авіації.

Для одночасного зв'язку з кількома сусідами доцільно застосовувати всенаправлені (omni) антени, проте на маневрі БПЛА їх ефективність різко падає: зміна орієнтації борта може виводити кореспондента із зони максимуму діаграми направленості та розузгоджує поляризацію, спричиняючи завмирання сигналу. Усунути ці втрати можна стабілізацією просторової орієнтації антени, однак, як свідчить аналіз вітчизняних і зарубіжних науково-технічних та патентних джерел, наявні системи стабілізації або розраховані на вузькоспрямовані антени, або є надто важкими й енергоємними для легких та середніх БПЛА. Це обумовлює необхідність розроблення спеціалізованого пристрою стабілізації бортових всенаправлених антен, адаптованого до умов роєвого застосування.

Основне проєктне рішення полягає у встановленні на кожен борт всенаправленої антени з активною системою стабілізації її орієнтації за креном і тангажем для покращення якості зв’язку меш-мережі рою.

Метою дипломного проєкту є розроблення пристрою стабілізації бортових всенаправлених антен, що підвищує стійкість радіозв'язку у рою БПЛА за мінімальних маси та енергоспоживання, сумісних з бортовим. Для досягнення поставленої мети у роботі необхідно вирішити низку послідовних інженерних завдань, що включають: аналіз проблеми просторової орієнтації антени;

проведення системного порівняльного аналізу технічних характеристик комерційних аналогів систем стабілізації бортових антен; формування та обґрунтування вимог технічного завдання на розробку; обґрунтований вибір кінематичної схеми, сенсорного, виконавчого блоків, а також блоку керування; проектування структурної, функціональної та повної електричної принципової схем пристрою; розрахунок і трасування топології друкованої; тривимірне конструювання механізму стабілізації та захисного корпусу пристрою з урахуванням масогабаритних обмежень і вимог бортового застосування на БПЛА.

Результати роботи можуть бути використані під час створення бортового радіозв'язкового обладнання роїв БПЛА військового та подвійного призначення, а також у суміжних галузях, де потрібне утримання сталої орієнтації антенних чи сенсорних модулів на рухомих носіях.

1 ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ

1.1 Основні просторові характеристики антен

Якість і дальність радіозв'язку між літальними апаратами визначаються не лише потужністю передавача та чутливістю приймача, а й узгодженістю взаємної просторової орієнтації їхніх антен. Будь-яка реальна антена випромінює енергію нерівномірно у просторі та має певну орієнтацію площини поляризації, тому рівень прийнятого сигналу залежить від того, під яким кутом і з якою поляризацією антена «бачить» кореспондента.

1.1.1 Діаграма направленості антени

Діаграма направленості (ДН) антени — це залежність амплітуди напруженості випромінюваного поля від кутових координат точки спостереження у дальній зоні за умови сталої відстані до антени [1]. Для подальшого розгляду ключовою властивістю ДН є її просторова нерівномірність: будь-яка реальна антена має напрямки, у яких підсилення максимальне, і напрямки провалів, у яких підсилення прямує до нуля. Саме від взаємної орієнтації антен залежить, у якій частині ДН опиняється кореспондент, а отже — і рівень прийнятого сигналу.

За формою ДН антени поділяють на всенаправлені (Рис. 1.1) та направлені (Рис. 1.2).

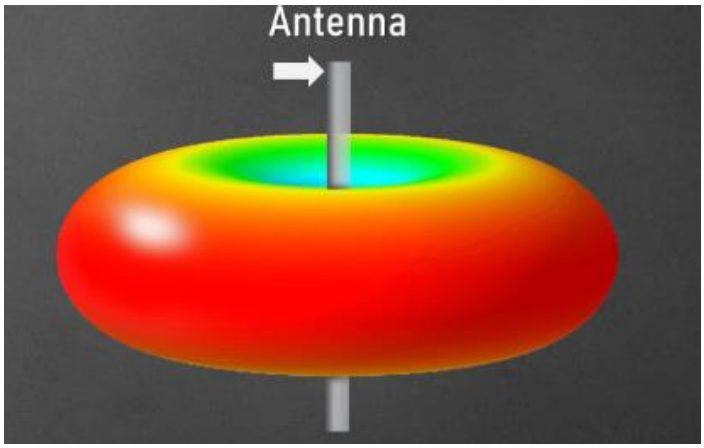


Рисунок 1.1 – Тривимірна візуалізація типової ДН всенаправлених антен [2]

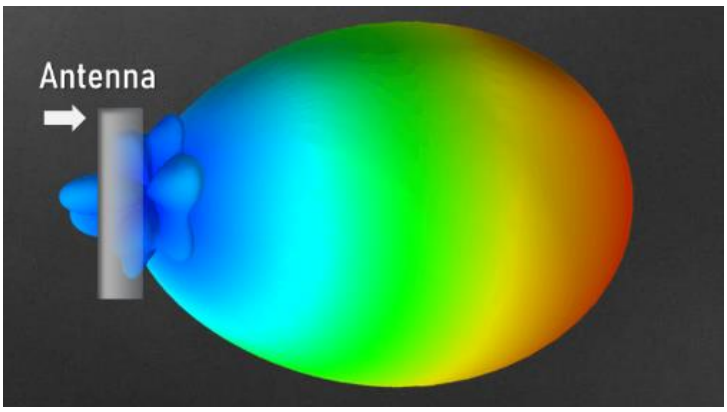


Рисунок 1.2 – Тривимірна візуалізація типової ДН направлених антен [2]

Направлена антена концентрує енергію у вузькому секторі простору, забезпечуючи високе підсилення, проте потребує точного взаємного наведення кореспондентів. Всенаправлена антена випромінює рівномірно в азимутальній площині й застосовується тоді, коли напрямок на кореспондента заздалегідь невідомий або змінюється.

Типовою всенаправленою антеною рухомих об'єктів є колінеарна антена — співфазна решітка з кількох вібраторів, розташованих уздовж спільної вертикальної осі. У горизонтальній (азимутальній) площині така антена випромінює рівномірно за всіма напрямками, а складання полів окремих вібраторів звужує діаграму у вертикальній площині, підвищуючи підсилення порівняно з одиночним вібратором. ДН колінеарної антени залишається тороїдальною, але «сплющеною»: енергія концентрується поблизу горизонту, тоді як уздовж осі антени зберігаються глибокі провали. Нормований множник ДН одиночного вібратора як елемента такої решітки описують виразом

$$G(\theta) = cos\ \theta \tag{1.1}$$

де θ — кут місця, відлічуваний від горизонтальної площини максимального випромінювання. За $\theta = 0°$ підсилення максимальне, а за $\theta \to \pm 90°$ (уздовж осі антени) воно прямує до нуля; у колінеарній решітці цей множник додатково помножується на множник решітки, що звужує головну пелюстку у вертикальній площині. Саме звуження вертикальної пелюстки, яке дає

колінеарній антені виграш у підсиленні, водночас робить її особливо чутливою до нахилу платформи [3].

1.1.2 Поляризація антени

Поляризація антени визначається орієнтацією вектора напруженості електричного поля випромінюваної хвилі у просторі. Розрізняють лінійну (вертикальну або горизонтальну), колову та еліптичну як найзагальніший випадок поляризацію [4]. Для якісного приймання, поляризації передавальної та приймальної антен мають бути узгодженими: якщо площини поляризації лінійно поляризованих антен утворюють між собою кут θ, частина потужності втрачається через поляризаційне розузгодження. У логарифмічному масштабі ці втрати становлять

$$L_{\text{пол}} = -20 \cdot lg(cos\ \theta) \tag{1.2}$$

де θ — кут розузгодження площин поляризації; lg — десятковий логарифм. За узгоджених поляризацій ($\theta = 0°$) втрати дорівнюють нулю, за $\theta = 45°$ становлять близько 3 дБ, за $\theta = 60°$ — близько 6 дБ, а за ортогональних поляризацій ($\theta = 90°$) $cos\ \theta = 0$ і втрати теоретично прямують до нескінченності, тобто настає практично повна втрата сигналу [4]. Для нерухомих наземних ліній зв'язку взаємну орієнтацію антен фіксують під час монтажу,

тому поляризаційне розузгодження легко усувається. Для рухомих платформ кут θ є змінною величиною, і поляризаційні втрати стають критичним чинником, здатним розірвати радіоканал навіть за достатньої потужності передавача.

1.2 Проблема орієнтації антен на рухомих платформах

Безпілотний літальний апарат під час польоту безперервно виконує маневри за креном, тангажем і рисканням, а також змінює своє положення відносно інших учасників групи. Унаслідок цього взаємна орієнтація антен сусідніх бортів є випадковою та швидкозмінною, що породжує два самостійні механізми погіршення радіоканалу: попадання кореспондента у провали ДН і

поляризаційне розузгодження. Саме ці два механізми становлять головну технічну проблему, яку покликаний розв'язати розроблюваний пристрій стабілізації бортових антен.

Перший механізм пов'язаний з формою ДН. При крені й тангажі носія напрямок на кореспондента зміщується відносно власної ДН антени та може потрапити в зону осьового провалу, де підсилення прямує до нуля згідно з виразом (1.1). Це спричиняє різке просідання прийнятого сигналу навіть на малих відстанях між апаратами. У крайньому випадку неузгодженої орієнтації рівень сигналу опускається нижче порога чутливості приймача, і зв'язок переривається повністю [6].

Другий механізм — поляризаційний. Поворот борта безпосередньо повертає й закріплену на ньому антену, змінюючи кут θ між площинами поляризації кореспондентів. За узгоджених лінійних поляризацій (вертикальна—вертикальна або горизонтальна—горизонтальна) поляризаційні втрати близькі до нуля, тоді як за ортогональної взаємної орієнтації антен сигнал втрачається майже повністю згідно з виразом (1.2) [5]. Оскільки крен борта в маневрі легко сягає десятків градусів, поляризаційні втрати у нестабілізованій системі досягають кількох децибел навіть у типовому польоті.

Особливої гостроти описані ефекти набувають для роїв БПЛА. На відміну від лінії «один передавач — один приймач», у меш-мережі кожен борт має одночасно підтримувати зв'язок із кількома сусідами, що розташовані під різними кутами місця й азимута та рухаються незалежно. Тому неможливо обрати єдину орієнтацію антени, яка була б оптимальною для всіх кореспондентів водночас: положення, сприятливе для одного сусіда, неминуче виявляється несприятливим — провалом ДН або поляризаційним розузгодженням — для іншого. Сукупна дія провалів ДН і поляризаційних втрат, помножена на випадковість взаємної орієнтації бортів, призводить до глибоких і непрогнозованих завмирань сигналу, які унеможливлюють надійний широкосмуговий обмін даними в рою без спеціальних заходів стабілізації.

1.3 Обґрунтування запропонованого рішення

Аналіз, наведений у підрозділах 1.1–1.3, дає змогу обґрунтувати вибір типу антени та принципу побудови системи зв'язку для рою БПЛА. Запропоноване рішення полягає у встановленні на кожен борт всенаправленої антени, доповненої активною системою стабілізації її просторової орієнтації, для побудови меш-мережі.

Принциповою перевагою всенаправленої антени є здатність одночасно підтримувати зв'язок із багатьма кореспондентами в азимутальній площині, що є необхідною умовою роботи групою. Водночас, як показано у підрозділі 1.1, всенаправлена антена має осьові провали ДН і чутлива до поляризаційного розузгодження. Активна стабілізація усуває обидва ці недоліки: утримуючи антену в незмінній просторовій орієнтації незалежно від маневрів борта за креном і тангажем, система гарантує, що кореспонденти залишаються в зоні максимуму ДН, а площини поляризації антен зберігають взаємне узгодження. Тим самим обидва механізми погіршення каналу придушуються на рівні геометрії антенної системи, а не компенсуються збільшенням потужності передавача.

Альтернативний підхід — застосування направлених антен — у межах поставленої задачі концептуально виключається з двох причин. По-перше, направлені антени потребують точного взаємного наведення, що за відсутності надійних геолокаційних даних (GNSS) у складній радіоелектронній обстановці є практично нездійсненним: для наведення вузької головної пелюстки на кореспондента потрібно заздалегідь знати його координати, яких система не має. По-друге, вузька ДН направленої антени фізично не дозволяє одночасно обслуговувати кількох сусідів, розташованих під різними кутами, тобто унеможливлює роботу роєм.

1.4 Очікувані переваги

Кількісно ефект від стабілізації антен зручно оцінити через енергетичний бюджет лінії зв'язку — облік усіх підсилень і втрат потужності сигналу на

шляху від передавача до приймача. Усі формули бюджету подано за методикою [7]. Втрати у вільному просторі визначають як:

$$FSL = 32{,}45 + 20 \cdot lg(d) + 20 \cdot \lg(f), \quad (1.3)$$

де FSL — втрати у вільному просторі, дБ; d — відстань, км; f — частота, МГц [7]. Потужність на вході приймача дорівнює сумі підсилень за відніманням усіх втрат на лінії:

$$P_{RX} = P_{TX} - L_{TX} + G_{TX} - L_{PATH} + G_{RX} - L_{RX}, \quad (1.4)$$

де P_{TX} — потужність передавача, дБм; L_{TX} і L_{RX} — системні втрати трактів передавача та приймача, дБ; G_{TX} і G_{RX} — підсилення передавальної та приймальної антен, дБі; L_{PATH} — повні втрати на шляху поширення, дБ [7]. Запас на завмирання визначають як перевищення прийнятої потужності над чутливістю приймача:

$$FM = P_{RX} - S_{RX}, \quad (1.5)$$

де FM — запас на завмирання (fade margin), дБ; S_{RX} — чутливість приймача, дБм [7].

Повні втрати на шляху поширення складаються із втрат у вільному просторі та додаткових втрат від неузгодженої орієнтації антен, які, як підтверджено вимірюваннями повітряного каналу зв'язку БПЛА [8], підвищують втрати поширення:

$$L_{PATH} = \mathrm{FSL} + L_{\mathrm{op}}. \quad (1.6)$$

Складова L_{op} дорівнює нулю за узгодженої (співполяризованої) орієнтації антен у максимумі ДН і зростає за неузгодженої орієнтації, охоплюючи відхилення робочої точки від максимуму ДН і поляризаційне розузгодження $L_{пол}$ (вираз (1.2)).

Для розрахунку взято колінеарну антену з підсиленням 6 дБі. Згідно з теорією антенних решіток [3] таке підсилення досягається звуженням вертикальної пелюстки: ширина головної пелюстки колінеарної антени за рівнем

половинної потужності становить близько 30°, тому навіть помірний нахил відчутно зменшує підсилення в напрямку кореспондента.

Порівняємо два сценарії одного каналу на прикладі крену борта 20° — помінорного маневрування БПЛА. Вихідні дані: частота 2400 МГц, відстань 2 км, потужність передавача 20 дБм (100 мВт), підсилення колінеарних антен 6 дБі, системні втрати трактів по 2 дБ, чутливість приймача −90 дБм.

Втрати у вільному просторі за формулою (1.3) становлять 106,1 дБ. За неузгодженої орієнтації $L_{op} \approx 5{,}5$ дБ (відхилення робочої точки ДН на 20° за діаграмою колінеарної антени [3] — близько 5 дБ; поляризаційна складова за $\theta = 20°$ згідно з виразом (1.2) — близько 0,5 дБ), за узгодженої $L_{op} = 0$. Результати зведено в таблицю 1.1.

Таблиця 1.1 — Енергетичний бюджет лінії за узгодженої та неузгодженої орієнтації антен

Параметр	**Неузгоджена**	**Узгоджена**
Потужність передавача P_{TX}, дБм	20	20
Системні втрати тракту передавача L_{TX}, дБ	2	2
Підсилення передавальної антени G_{TX}, дБі	6	6
Втрати у вільному просторі *FSL*, дБ	106,1	106,1
Додаткові втрати від орієнтації L_{op}, дБ	5,5	0
Повні втрати на шляху L_{PATH}, дБ	111,6	106,1
Підсилення приймальної антени G_{RX}, дБі	6	6
Системні втрати тракту приймача L_{RX}, дБ	2	2
Потужність на вході приймача P_{RX}, дБм	−83,6	−78,1
Чутливість приймача S_{RX}, дБм	−90	−90
Запас на завмирання *FM*, дБ	+6,4	+11,9

Як видно з таблиці 1.1, за неузгодженої орієнтації запас лінії становить +6,4 дБ, а за узгодженої — +11,9 дБ; різниця дорівнює 5,5 дБ. За законом поширення у вільному просторі ці 5,5 дБ еквівалентні збільшенню дальності якісного зв'язку приблизно вдвічі:

$$10^{\frac{5{,}5}{20}} \approx 1{,}9$$

або, за збереження дальності, зменшенню потужності передавача приблизно в 3,5 раза:

$$10^{\frac{5,5}{10}} \approx 3,5,$$

зі 100 мВт до близько 28 мВт.

Значення втрат продовжує зростати з кутом неузгодження — за більших відхилень або за наближення взаємної орієнтації до ортогональної різниця прийнятої потужності між співполяризованою та крос-поляризованою конфігураціями досягає 13–16 дБ [5]. Тому призначення пристрою — повністю компенсувати кут розугодження орієнтації, або утримувати неузгодження антен у межах малих кутів, де втрати лінії лишаються контрольованими.

1.5 Огляд існуючих технічних рішень

Для з'ясування поточного стану галузі та виявлення вдалих інженерних підходів проаналізовано п'ять різнопланових технічних рішень у сфері стабілізації бортових антен і сенсорних систем — від гранично спрощеного серійного підвісу до професійних багатовісних платформ для повітряних і морських носіїв. Такий добір дає змогу порівняти їхні переваги й обмеження та оцінити придатність кожного підходу до бортового застосування на легких БПЛА.

1.5.1 Система стабілізації на основі ретранслятора Vilne-nebo Nostormo

Українська компанія Vilne-nebo має бортовий ретранслятор Nostormo з вбудованою системою стабілізації рупорної антени. Кінематична схема цього виробу є гранично спрощеним варіантом поворотно-нахильної схеми (pan-tilt): підвіс рупорної антени компенсує лише нахил борта за тангажем, тоді як стабілізація за креном виконується самим бортом-носієм ретранслятора. Таким чином, реальна стабілізація антени реалізується тільки за однією осі — другу осі замінено керуванням самого БПЛА (Рис 1.3) [9].

Рисунок 1.3— Ретранслятор Vilne-nebo Nostormo з одновісною стабілізацією рупорної антени за тангажем [9]

Перевагою такого підходу є екстремальна простота: підвіс має лише один привід, мінімум деталей, що рухаються, та інтуїтивний алгоритм керування. До недоліків слід віднести залежність якості стабілізації від наявності запасу керованості борта-носія за креном, неможливість застосування цього рішення на платформах із малою запасною керованістю (наприклад, мультикоптерах при високому вітровому навантаженні), а також застосовність лише для антен, для яких втрата кута за креном частково компенсується широтою діаграми спрямованості. Для застосувань з всенаправленими антенами цей підхід не є оптимальним.

1.5.2 Патент Quadsat US 2023/0313938 A1

Данська компанія Quadsat APS у патентній заявці US 2023/0313938 A1 від 5 жовтня 2023 року описує гімбальну систему стабілізації антен для безпілотних літальних апаратів, призначену для випробування характеристик наземних антен у польових умовах. Конструкція реалізована як тривісний підвіс з послідовним розташуванням осей обертання — тобто розширений pan-tilt з додатковою віссю крену (Рис. 1.4) [10].

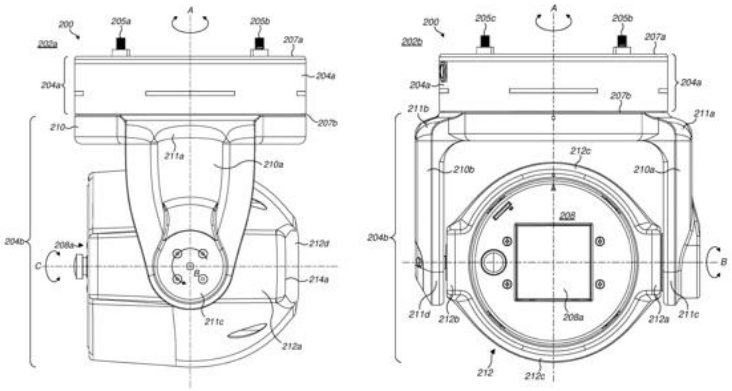


Рисунок 1.4 — Тривісний підвіс антени за патентом
Quadsat US 2023/0313938 A1 [10]

Кожна вісь керується окремим електродвигуном, які за словами авторів патенту можуть бути реалізовані як безщіткові двигуни постійного струму, гімбальні безщіткові двигуни прямого приводу або інші технології, придатні для точного позиціонування. У ролі сенсорного блоку використовується інерціальний вимірювальний модуль (IMU), доповнений даними глобальної супутникової навігації (GPS). Алгоритм керування включає обчислення теоретичних кутів орієнтації антени шляхом порівняння поточної інформації про положення борта з опорними значеннями та корекцію керуючих сигналів з урахуванням обчислених зсувів.

Цей патент демонструє типову архітектуру професійної тривісної системи стабілізації та підтверджує доцільність застосування комбінованого сенсорного підходу: IMU для локальної високочастотної стабілізації. Водночас рішення має значну складність та масогабаритні показники, що обмежує його застосування на легких БПЛА.

1.5.3 Поворотно-нахильний привод TRIYSYS MPT-I-1

Компанія TRIYSYS пропонує серію поворотно-нахильних приводів MPT I Series, серед яких модель TS-MPT-I-1 (Рис. 1.5) є типовим представником комерційного вузла військового та промислового класу.

Рисунок 1.5 — Поворотно-нахильний привод
TRIYSYS TS-MPT-I-1 [11]

Виріб виконано з високоміцного алюмінієвого сплаву серії 6000 та нержавіючої сталі методом фрезерної обробки, що забезпечує роботу в екстремальних умовах експлуатації [11]. Привод TS-MPT-I-1 забезпечує позиціонування з повторюваністю 0,02° (що відповідає відхиленню близько 0,35 мм для антени довжиною 1 м), а безперервне обертання за азимутом робить його особливо привабливим для антенних систем. Суттєвими недоліками є висока вартість, значна маса (4,5 кг) і споживання потужності (до 100 Вт).

1.5.4 Стабілізаційна платформа Somag CSM 40

Німецька компанія SOMAG AG Jena випускає лінійку інерціальних стабілізаційних платформ для авіаційного застосування. Модель CSM 40 (Рис. 1.6) є компактним рішенням із тривісною стабілізацією (тангаж, крен, рискання) на основі електромеханічного гімбального механізму з аксіально-радіальною кінематикою; виріб орієнтовано на роботу з компактними камерами середнього формату, гіперспектральними сенсорами та аналогічним корисним навантаженням на ультралегких літальних апаратах і БПЛА [12]. Технічні характеристики наведено у таблиці 1.2.

Рисунок 1.6 Інерціальна стабілізаційна платформа Somag CSM 40 [12]

Таблиця 1.2 — Технічні характеристики платформи Somag CSM 40 [12]

Характеристика	Значення
Діапазон стабілізації за тангажем	±15,0°
Діапазон стабілізації за креном	±15,0°
Діапазон стабілізації за рисканням	±25,0°
Залишкова похибка стабілізації з підтримкою IMU	0,08° rms
Корисне навантаження	0–15 кг
Маса	5,2 кг
Габаритні розміри	290 × 275 × 121 мм
Робоча напруга	28 В пост. струму

Платформа демонструє переваги цієї кінематики: висока точність стабілізації, широкий діапазон робочих температур, компактність і помірне споживання потужності у штатному режимі; конструкцію виконано відповідно до авіаційних стандартів RTCA DO-160-G, EUROCAE-14G. Мінусами все ж залишається велика вага та габарити пристрою, яка прямо вказує на застосуванні такої системи або на важких БПЛА, або в легкій авіації.

1.5.5 Стабілізаційна платформа Somag RSM 50

Друга платформа того ж виробника — Somag RSM 50 — представляє найменшу модель серед морських гіростабілізаторів компанії. Виріб призначено для встановлення на безпілотних надводних апаратах (USV) та малих

буях; кінематичну схему реалізовано як паралельну стабілізаційну платформу (рисунок 1.7) [13].

Рисунок 1.7 — Морська стабілізаційна платформа Somag RSM 50 [13]

Технічні характеристики наведено у таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 — Технічні характеристики платформи Somag RSM 50[13]

Характеристика	**Значення**
Діапазон стабілізації за тангажем/креном	±20,0°
Корекція за рисканням	Відсутня
Залишкова похибка стабілізації	0,3° rms
Максимальне корисне навантаження	до 40 кг
Безперервний момент	25 Н·м
Маса	11,5 кг

Продовження таблиці 1.3

Габаритні розміри (В × Ø)	197,5 × Ø306 мм
Робоча напруга	24 В пост. струму

Незважаючи на значну масу, RSM 50 наочно демонструє переваги паралельної кінематики для стабілізації антенних систем: висока вантажопідйомність, значний робочий момент та широкий діапазон стабілізації.

1.6 Висновки до розділу

У розділі проаналізовано технічну проблематику забезпечення стійкого широкосмугового радіозв'язку між бортами роєвих БПЛА та обґрунтовано концепцію її розв'язання.

Всенаправлені антени, попри здатність працювати з багатьма кореспондентами одночасно, мають два фундаментальні обмеження — осьові провали діаграми направленості та чутливість до поляризаційного розузгодження, — які на рухомих платформах унаслідок безперервних маневрів борта спричиняють глибокі завмирання сигналу. Оптимальним розв'язанням є встановлення всенаправлених антен з активною системою стабілізації орієнтації для побудови меш-мережі.

Розрахунок енергетичного бюджету лінії за методикою [7] з урахуванням виміряної моделі втрат [8] на прикладі кута крену борта 20°для колінеарної антени з підсиленням 6 дБі показав, що утримання узгодженої орієнтації антен забезпечує виграш у запасі лінії близько 5,5 дБ (приблизно вдвічі більша дальність або у 3,5 раза менша потужність передавача); виграш тим більший, чим вище підсилення (вужча вертикальна пелюстка) антени, і додатково зростає з кутом неузгодження — за орієнтацій, близьких до ортогональної, різниця прийнятої потужності сягає 13–16 дБ [5].

Огляд існуючих систем стабілізації засвідчив, що жодне готове рішення не може забезпечити стабілізацію за прийнятних для легкого БПЛА масогабаритних і енергетичних показників. На підставі викладеного сформульовано основні технічні вимоги до розроблюваного пристрою стабілізації бортових антен, що визначають зміст подальших розділів: стабілізація орієнтації всенаправленої антени щонайменше за двома осями (крен і тангаж), критичними для збереження максимуму ДН і узгодження поляризації; маса корисного навантаження на рівні 0,1–0,3 кг; мінімальні маса й енергоспоживання конструкції, сумісні з бортовим живленням легкого БПЛА; достатня швидкодія та точність стабілізації для компенсації типових маневрів борта в реальному часі.

2 РОЗРОБКА МЕХАНІЧНОГО ВУЗЛА ПРИСТРОЮ

2.1 Аналіз та обґрунтування вибору кінематичної схеми механічного вузла

Розробка пристрою стабілізації бортових антен потребує обґрунтованого вибору кінематичної схеми механічного вузла, оскільки саме кінематика визначає кількість рухомих ланок, спосіб перетворення рухів приводів у рух стабілізованої платформи, інерційні та жорсткісні властивості конструкції, а також складність алгоритму керування.

З огляду наявних технічних рішень видно, у сучасних системах стабілізації корисного навантаження домінують три принципово різні кінематичні архітектури: послідовна азимутально-кутомісцева (pan-tilt), аксіально-радіальна (axial-radial ISP) та паралельна (платформа Гофа–Стюарта).

Виготовлення фізичних прототипів, дає змогу переконатися у їхній принциповій різниці. Водночас остаточний вибір схеми варто оцінювати не емпірично, а за сукупністю кількісних показників — структурних, кінематичних, інерційних та обчислювальних.

2.1.1 Кінематична схема повороту та нахилу

Кінематична схема повороту-нахилу (pan-tilt) передбачає два послідовні сегменти механізму. Перший — зовнішня (азимутальна) вісь, нерухомо з'єднана з основою. Другий — внутрішня (нахильна) вісь, встановлена на рамці, яка обертається разом із зовнішньою віссю. Стабілізована платформа кріпиться до внутрішньої осі. Завдяки такій побудові платформа має дві ступені вільності: обертання за азимутом ψ та нахил за тангажем φ. Загальну орієнтацію платформи відносно основи описують добутком двох матриць елементарних обертань (рисунок 2.1) [14]:

$$R = R_z(\psi) \cdot R_y(\varphi) \tag{2.1}$$

Інерціальний сенсор на платформі вимірює поточне відхилення антени від вертикалі, а контролер формує керуючі сигнали для приводів обох осей: зовнішня вісь повертає рамку у бік, протилежний азимутальному компоненту

відхилення, а внутрішня нахиляє антену для компенсації елевaційного компонента. Принциповою особливістю схеми є те, що зовнішня вісь обертає не лише корисне навантаження, а й внутрішню вісь разом з її приводом, сенсорами та фідерною проводкою, що підвищує інерційне навантаження на азимутальний привод.

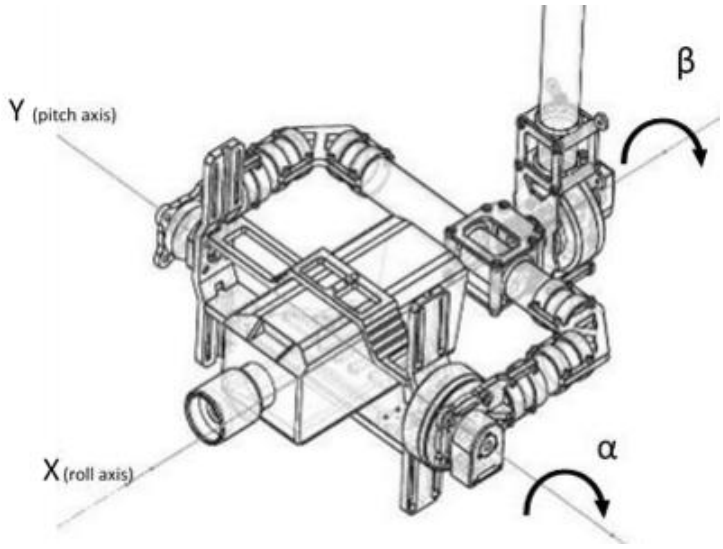
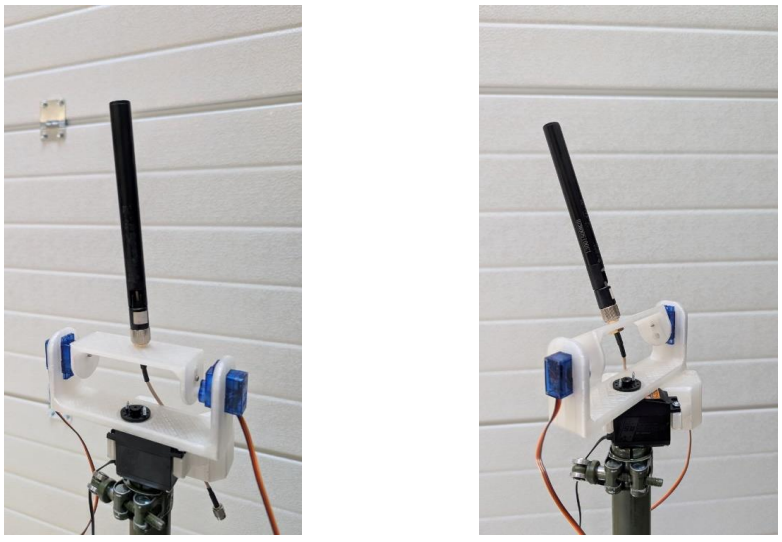


Рисунок 2.1 — Кінематична схема pan-tilt (двовісна, послідовна) [14]



а) б)

Рисунок 2.2 — Прототип pan-tilt-механізму:

а) у вихідному положенні; б) при відпрацюванні кута

Для перевірки практичної застосовності pan-tilt-кінематики було виготовлено фізичний прототип з 3D-друкованих деталей з мікросерводвигунами

SG90 (рисунок 2.2). Прототип підтвердив працездатність схеми, але виявив її характерну ваду — кінематичне зв'язування осей. Кількісно це зручно показати так. Нехай борт-носій нахилено на кут α у напрямку, що задається азимутом β. Щоб утримати антену вертикально, потрібно встановити ψ = β, φ = α. Диференціюючи, отримуємо потрібну кутову швидкість азимутального привода $\dot{\psi} = \dot{\beta}$, тоді як фізична швидкість обертання вектора відхилення (власне збурення) становить лише $\omega_d \approx \alpha \cdot \beta$. Коефіцієнт підсилення необхідної швидкості привода відносно швидкості збурення дорівнює:

$$k = \frac{\dot{\psi}}{\omega_d} \approx \frac{1}{\alpha} \tag{2.2}$$

При малих кутах нахилу α коефіцієнт k необмежено зростає: уже за α = 5° (0,087 рад) він сягає k ≈ 11,5, тобто азимутальний привод повинен обертатися більш ніж на порядок швидше за фактичне збурення. У граничному випадку $\alpha \to 0$ потрібна швидкість прямує до нескінченності (особливість поблизу вертикалі). Це збільшує час реакції системи та вимагає потужнішого, а отже й важчого, азимутального привода — недолік, критичний для бортового застосування.

2.1.2 Аксіально-радіальна кінематична схема

Аксіально-радіальна кінематика реалізується у вигляді двовісного карданного підвісу. Зовнішня рамка обертається відносно нерухомої основи навколо першої осі (осі крену X), а внутрішня — відносно зовнішньої рамки навколо другої осі (осі тангажу Y), ортогональної до першої. На відміну від pan-tilt, осі підвісу пересічні в одній точці — центрі підвісу, — з якою суміщують центр мас стабілізованої платформи, що забезпечує симетрію інерційних навантажень (рисунок 2.3) [15]. Орієнтацію платформи описують добутком обертань навколо двох ортогональних осей:

$$R = R_x(\gamma) \cdot R_y(\varphi) \tag{2.3}$$

Оскільки осі ортогональні та пересічні, при малих відхиленнях борта компоненти збурення розкладаються на осі майже незалежно: $\gamma \approx \alpha \cdot cos\beta$, $\varphi \approx \alpha \cdot sin\beta$. Відповідно потрібні швидкості приводів обмежені зверху

величиною $|\dot{\gamma}|, |\dot{\varphi}| \leq \alpha \cdot \beta$ і спадають разом зі зменшенням кута нахилу. Таким чином, на відміну від pan-tilt, особливість поблизу вертикалі відсутня, а кожна вісь компенсує «свій» ортогональний компонент відхилення напряму, без перерахунку керуючих сигналів.

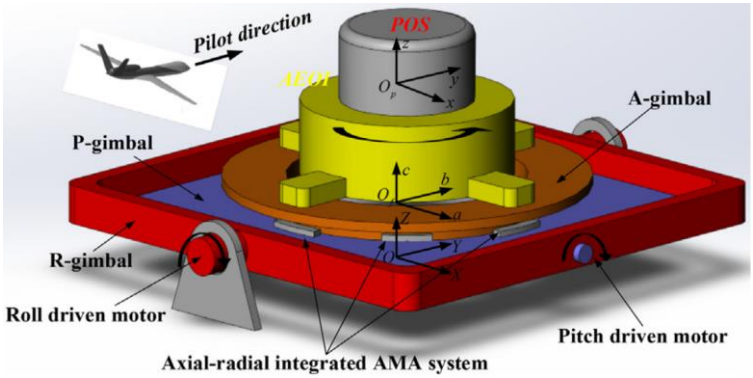
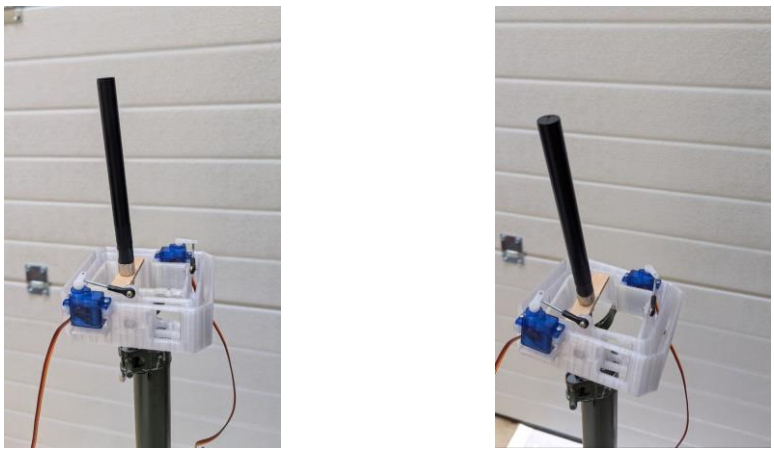


Рисунок 2.3 — Кінематична схема аксіально-радіального карданного підвісу [16]

Для інерціальної стабілізаційної платформи з аксіально-радіальною кінематикою на основі активного магнітного підвішування [16] досяжна стабілізаційна точність на рівні 0,02°, а ширина смуги керування — понад 100 Гц. У їхній конструкції внутрішня рамка магнітно левітує відносно зовнішньої на п’ятьох ступенях вільності, що додатково знижує тертя в осях. Для розроблюваного бортового пристрою магнітна левітація є надлишковою через складність та вартість, тому в прототипі застосовано класичну реалізацію з механічними підшипниками та електродвигунами (рисунок 2.4): зовнішню та внутрішню рамки приводять у дію два сервоприводи, центр мас платформи суміщено з точкою пересічення осей обертання.



а) б)

Рисунок 2.4 — Прототип механічного вузла з аксіально-радіальною кінематикою: а) у вихідному положенні; б) при відпрацюванні кута

Перевірка прототипу підтвердила, що навіть при значних відхиленнях борта (понад 20° за тангажем чи креном) система повертає платформу до горизонтального положення без послідовних або складених переміщень. Кількісну перевагу схеми за інерційними та структурними показниками докладно розглянуто у підрозділі 2.4.

2.1.3 Паралельна кінематична схема

Паралельна кінематична схема, відома як платформа Гофа–Стюарта, є принципово відмінною від двох попередніх. Рухома верхня плита, на якій закріплено антену, поєднана з нерухомою нижньою плитою кількома лінійними або актуаторами обертання з тягами, що працюють паралельно та з’єднуються з плитами через сферичні шарніри. Зміна довжин актуаторів забезпечує рух платформи з шістьма ступенями вільності. У спрощеному двовісному варіанті, придатному для стабілізації антени за тангажем і креном, використовують два керовані актуатори та центральний пасивний карданний (або сферичний) шарнір (рисунок 2.5) [17, 18].

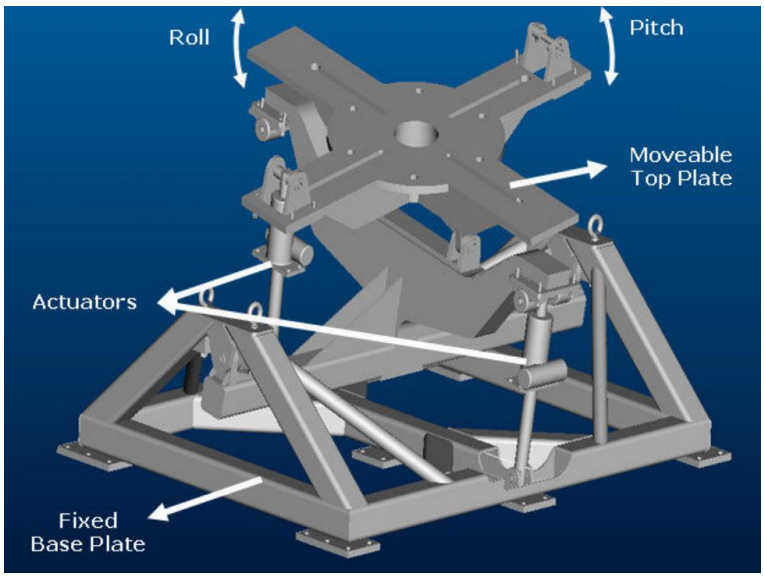


Рисунок 2.5 — Кінематична схема паралельної платформи Гофа–Стюарта (двовісний варіант) [18]

а) б)

Рисунок 2.6 — Прототип паралельної кінематики:

а) у вихідному положенні; б) при відпрацюванні кута

Виготовлений прототип (рисунок 2.6) підтвердив очікувану перевагу паралельної схеми — високу жорсткість та відсутність послідовного впливу осей. Водночас виявлено суттєві практичні недоліки. По-перше, паралельна кінематика принципово вимагає більшої кількості рухомих частин: щонайменше двох лінійних актуаторів з відповідною кількістю шарнірів та складної несучої конструкції, що збільшує масу й вартість. По-друге, для паралельних

структур пряма задача про положення (визначення орієнтації платформи за виміряними довжинами актуаторів), потрібна у замкненому контурі стабілізації, не має замкненого аналітичного розв'язку та потребує чисельного розв'язання нелінійної системи рівнянь у реальному часі [17]. По-третє, паралельні платформи мають обмежений робочий простір та особливі (сингулярні) конфігурації всередині нього, що ускладнює керування [17].

2.1.4 Порівняльний аналіз та вибір кінематичної схеми

Для обґрунтованого вибору кінематичної схеми проведено її порівняння за кількісними показниками чотирьох груп: структурними (складність механізму), кінематичними (розв'язаність осей та швидкодія), інерційними (збалансованість і енергоспоживання) та обчислювальними (складність визначення орієнтації).

Структурну складність схеми кількісно характеризує рухливість механізму M (число ступенів вільності платформи), яку визначають за критерієм Чебишева–Грюблера–Куцбаха для просторових механізмів [19]:

$$M = 6 \cdot (n - 1 - j) + \Sigma\, f_i \qquad (2.4)$$

де n — кількість ланок механізму (з урахуванням основи); j — кількість кінематичних пар (шарнірів); f_i — число ступенів вільності пари.

Для послідовних схем (pan-tilt та аксіально-радіальної) механізм містить n = 3 ланки та j = 2 обертальні пари (f = 1 кожна), звідки M = 2.

Для двовісного варіанта паралельної платформи: n = 6, j = 7, $\Sigma\, f_i$ = 14, звідки M = 2.

Таким чином, усі три схеми забезпечують необхідні дві ступені вільності, однак паралельна досягає цього результату ціною вдвічі більшої кількості ланок та більш ніж утричі більшої кількості шарнірів (таблиця 2.1), що прямо відображається на масі, вартості та надійності виробу.

Таблиця 2.1 — Структурні показники кінематичних схем

Показник	**pan-tilt**	**axial-radial**	**паралельна (2-вісна)**
Кількість ланок n (з основою)	3	3	6
Кількість шарнірів j	2	2	7
у т. ч. пасивних шарнірів	0	0	5
Кількість приводів	2	2	2
Рухливість M, ступенів вільності	2	2	2

За кінематичним критерієм схеми суттєво відрізняються розв'язаністю осей. Для pan-tilt, як показано у формулі (2.2), коефіцієнт підсилення необхідної швидкості азимутального привода сягає k ≈ 11,5 уже за нахилу 5° і необмежено зростає поблизу вертикалі. Натомість для аксіально-радіальної та паралельної схем осі розв'язані: потрібні швидкості приводів обмежені величиною $\alpha \cdot \beta$ і не мають особливостей у робочому діапазоні, що забезпечує вищу швидкодію та рівномірніше навантаження приводів.

За інерційним критерієм ключовим є паразитний момент, який створюють лінійні прискорення борта-носія на приводах через зміщення центра мас платформи відносно осі обертання:

$$T_p = m \cdot a \cdot d \tag{2.5}$$

де m — маса корисного навантаження; a — лінійне прискорення; d — плече зміщення центра мас від осі.

Для аксіально-радіальної схеми осі пересічні в центрі мас (d = 0), тому паразитний момент відсутній ($T_p = 0$). Для pan-tilt вісь нахилу зміщена відносно центра мас (у випадку прототипа d ≈ 25 мм), що за маси антени m = 0,2 кг і прискорення a ≈ 20 м/с² (≈ 2g) дає $T_p \approx$ 100 мН · м. Для паралельної схеми (центр мас піднято над центром бази, d ≈ 15 мм) — $T_p \approx$ 60 мН · м.

Крім того, у pan-tilt зовнішня (азимутальна) вісь несе на плечі привод внутрішньої осі, через що зведений до неї момент інерції приблизно у 1,2 раза перевищує аналогічний показник аксіально-радіальної схеми зі співвісним розташуванням привода. Відсутність паразитного моменту та інерційна

симетрія безпосередньо знижують енергоспоживання приводів аксіально-радіальної схеми у штатному режимі стабілізації.

За обчислювальним критерієм послідовні схеми мають замкнену форму прямої задачі про положення (орієнтація визначається безпосередньо за двома виміряними кутами, ~6–10 трансцендентних операцій на цикл керування), тоді як для паралельної платформи пряма задача потребує ітераційного (наприклад, методом Ньютона) розв'язання нелінійної системи рівнянь — орієнтовно 120–150 операцій на цикл [17]. За частоти контуру стабілізації у кілька сотень герц це створює відчутне навантаження на мікроконтролер бортового пристрою. Підсумкове порівняння виконано методом зваженої матриці рішень (Pugh-метод) [20]. Визначено шість критеріїв, релевантних для бортового застосування, кожному з яких присвоєно ваговий коефіцієнт w_i ($\Sigma w_i = 1$) відповідно до його важливості; за кожним критерієм схему оцінено балом від 1 (найгірше) до 5 (найкраще) на підставі наведених вище кількісних показників. Підсумковий зважений бал схеми обчислюється як зважена сума

$$R = \Sigma(w_i \cdot b_i) \tag{2.6}$$

і наведений у таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 — Зважена матриця вибору кінематичної схеми

Критерій	w_i	**pan-tilt**	**axial-radial**	**паралельна**
Компактність та масогабарити	0,18	3	5	2
Кількість рухомих частин і надійність	0,15	4	5	2
Швидкодія (розв'язаність осей)	0,20	2	5	4
Складність керування (обчислювальна)	0,15	4	5	2
Інерційна збалансованість / енергоспоживання	0,15	2	5	3
Технологічність та вартість виготовлення	0,17	4	4	2
Підсумковий зважений бал R	**1,00**	**3,12**	**4,83**	**2,55**

За результатами аналізу найвищий підсумковий бал отримала аксіально-радіальна схема (R = 4,83) зі значною перевагою над pan-tilt (R = 3,12) та

паралельною (R = 2,55) схемами. Тому для подальшої розробки пристрою стабілізації бортових антен обрано аксіально-радіальну (axial-radial ISP) кінематику.

По-перше, аксіально-радіальна кінематика забезпечує найкомпактнішу реалізацію механічного вузла: осі обертання пересічні в одній точці, що відповідає центру мас антени, а рамки підвісу виконуються мінімальними за розмірами — це критично для легкого БПЛА з обмеженим компонувальним об’ємом.

По-друге, схема має мінімальну кількість рухомих деталей (дві осі з двома приводами, без пасивних шарнірів — таблиця 2.1), що позитивно впливає на надійність, масу та технологічність виготовлення.

По-третє, вал електродвигуна у цій схемі може одночасно виступати віссю обертання рамки, що виключає потребу в окремих підшипниках за віссю привода та додатково спрощує конструкцію.

По-четверте, осі працюють незалежно й компенсують ортогональні компоненти відхилення напряму, без перерахунку керуючих сигналів і без особливостей поблизу вертикалі, що спрощує алгоритм керування та підвищує швидкодію.

По-п’яте, суміщення центра мас із точкою пересічення осей забезпечує інерційну симетрію та нульовий паразитний момент від прискорень борта ($T_p = 0$ за формулою (2.5)), що мінімізує енергоспоживання приводів.

Зрештою, ця кінематична схема має багате практичне застосування у комерційних виробах (зокрема, платформа Somag CSM 40, розглянута в розділі 1 [12]), що дає змогу спиратися на перевірений інженерний досвід при розробці власного пристрою.

2.2 Підбір актуатора

Актуатор у системі стабілізації відіграє роль ключового виконавчого елемента: саме він перетворює керуючий сигнал контролера у фізичне обертання осі підвісу та забезпечує компенсацію кутових відхилень антени. Від

характеристик актуатора безпосередньо залежать швидкодія системи, точність позиціонування, діапазон робочих швидкостей, енергоспоживання та загальна надійність пристрою. Тому вибір типу та конкретної моделі актуатора є одним з найважливіших рішень на етапі проєктування.

2.2.1 Визначення кількісних вимог до актуатора

Спершу варто визначити кількісні вимоги до актуатора за трьома показниками — необхідним крутним моментом, кутовою швидкістю та роздільною здатністю позиціонування. Розрахунок виконано для обраної у підрозділі 2.1 аксіально-радіальної схеми з масою корисного навантаження (всенаправленої антени з фідером) m = 0,2 кг. Момент інерції стабілізованого вузла відносно осі обертання, обчислений як сума моментів інерції антени (стрижень довжиною L = 0,15 м) та внутрішньої рамки, становить J ≈ 5,3·10⁻⁴ кг·м². Як розрахункове збурення прийнято гармонічні коливання борта-носія з амплітудою θ = 20° та частотою f = 1 Гц, типові для маневреного БПЛА.

Пікові кутова швидкість і кутове прискорення такого збурення дорівнюють:

$$\omega_{max} = 2\pi f \cdot \theta\,, \quad \varepsilon_{max} = (2\pi f)^2 \cdot \theta, \tag{2.7}$$

що дає $\omega_{max} \approx 2{,}19$ рад/с (126°/с) та $\varepsilon_{max} \approx 13{,}8$ рад/с².

Необхідний крутний момент актуатора визначається сумою інерційної, гравітаційної та фрикційної складових:

$$T_{req} = J \cdot \varepsilon_{max} + m \cdot g \cdot e + T_f \tag{2.8}$$

де $J \cdot \varepsilon_{max}$ — момент для надання навантаженню кутового прискорення; $m \cdot g \cdot e$ — момент від залишкового розбалансу (зміщення центра мас e ≈ 2 мм відносно осі); T_f — зведений момент тертя в редукторі та підшипниках (оцінно 0,015 Н·м). Підстановка дає інерційну складову ≈ 7,2 мН·м, гравітаційну ≈ 3,9 мН·м та фрикційну ≈ 15 мН·м, тобто сумарно $T_{req} \approx 0{,}026$ Н · м.

Необхідна кутова швидкість актуатора має перевищувати пікову швидкість збурення $\omega_{max} \approx 126°/с$, а роздільна здатність позиціонування — бути

не гіршою за похибку орієнтації IMU (≈ 0,5–1°); із запасом на порядок прийнято вимогу $\Delta\varphi \leq 0{,}1°$.

2.2.2 Серводвигун

Сервопривод (Рис. 2.7) (наприклад, моделі SG90, , Power HD LF-13MG) є інтегрованим виконавчим пристроєм, що містить двигун постійного струму, редуктор та плату керування з потенціометром зворотного зв'язку. Сервоприводи зручні в інтеграції, оскільки керуються одним PWM-сигналом і не вимагають складного контролера. Однак стандартний робочий діапазон кутів обмежений 180° (для більшості моделей), а точність позиціонування рідко перевищує 0,5° через використання дешевих потенціометрів у зворотному зв'язку. Крім того, у бюджетних сервоприводах застосовано пластикові редуктори, які швидко зношуються при тривалій роботі під динамічними навантаженнями [22].

Рисунок 2.7 – Сервопривод SG90 [21]

2.2.3 Крововий двигун

Крововий двигун (Рис. 2.8) (наприклад, NEMA 17, 28BYJ-48) забезпечує точне позиціонування за рахунок дискретної природи руху — за один керуючий імпульс ротор повертається на фіксований кут (зазвичай 1,8° або 0,7° на крок без редуктора). Крововий двигун простий у керуванні, не потребує зворотного зв'язку для позиціонування у відкритому циклі та забезпечує високий утримуючий момент у статиці. Однак для плавного руху необхідне мікрокрокування з відповідним контролером, а під час динамічних маневрів крововий двигун може втрачати кроки, що призводить до накопичення похибки

позиціонування. Крім того, споживання струму крокового двигуна є значним навіть у статичному режимі, що обмежує його застосовність на бортових платформах з обмеженим бюджетом енергії [22].

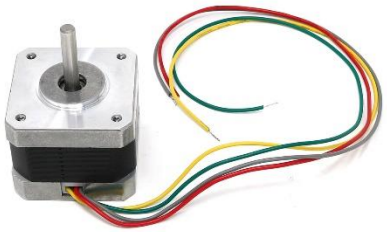


Рисунок 2.8 – Крокoвий двигун NEMA 17 [23]

2.2.4 Безщітковий двигун постійного струму

Безщіткові двигуни постійного струму (BLDC) (Рис. 2.9), особливо у виконанні «gimbal motors» з великим числом полюсів і тонким повітряним зазором (наприклад, BGM5208-75), є золотим стандартом у сучасних системах стабілізації камер. Вони забезпечують надзвичайно плавний рух з мінімальною пульсацією моменту, високу швидкодію, тривалий ресурс роботи та можливість прямого приводу (без редуктора). Однак BLDC-двигуни вимагають складного тривимірного керування (Field Oriented Control, FOC), яке реалізується спеціалізованими контролерами або потужними мікроконтролерами з відповідною периферією та програмним забезпеченням. Крім того, у режимі без обертання BLDC-двигуни споживають значний струм утримання моменту через відсутність редуктора, що знижує енергоефективність при тривалій статичній стабілізації [24].

Рисунок 2.9 – Безщітковий (BLDC) двигун GB2208 [25]

2.2.5 Двигун постійного струму з редуктором

Двигун постійного струму з редуктором (рисунок 2.10), наприклад 12GAN20-298-60rpm-6-12VDC, являє собою компромісне рішення між простотою крокового двигуна та плавністю BLDC. Він складається з малопотужного колекторного двигуна та металевого редуктора з заданим передавальним числом. Параметри обраного двигуна 12GAN20-298 наведено у таблиці 2.3 [26].

Таблиця 2.3 — Параметри обраного двигуна постійного струму 12GAN20-298-60rpm

Характеристика	**Значення**
Тип	Двигун постійного струму з металевим редуктором
Робоча напруга	6–12 В
Передавальне число редуктора	298:1
Швидкість обертання без навантаження	60 об/хв
Номінальний крутний момент	2 кг·см (≈ 0,196 Н·м)
Розмір вала	3 × 10 мм
Габаритні розміри	35 × 10 × 12 мм

Рисунок 2.10 — Двигун постійного струму з редуктором 12GAN20-298-60rpm-6-12VDC [26]

2.2.6 Порівняльний аналіз актуаторів

Підсумкове порівняння типів виконано методом зваженої матриці рішень за критеріями, релевантними для бортового застосування (таблиця 2.4). За кожним критерієм тип оцінено балом від 1 (найгірше) до 5 (найкраще), а підсумковий бал обчислено як зважену суму за виразом (2.6) [20].

Таблиця 2.4 — Зважена матриця вибору типу актуатора

Критерій	w_i	**Серводвигун**	**Крокový двигун**	**BLDC**	**Двигун постійного струму + редуктор**
Точність / роздільна здатність	0,20	2	3	4	5
Утримуючий момент та енергоспоживання	0,18	3	2	2	5
Простота керування	0,17	5	3	1	4
Безперервність обертання	0,12	1	5	5	5
Масогабаритні показники	0,15	4	2	3	4
Вартість та доступність	0,18	5	3	2	4
Підсумковий зважений бал R	**1,00**	**3,41**	**2,91**	**2,74**	**4,50**

Найвищий бал (R = 4,50) отримав колекторний двигун постійного струму з редуктором, тому його обрано як актуатор пристрою. Конкретно обрано модель 12GAN20-298-60rpm-6-12VDC [26], параметри якої наведено в таблиці 2.3.

Перевірка показує, що обраний двигун із запасом задовольняє розраховані вимоги. Номінальний момент 0,196 Н·м перевищує необхідний T_{req}≈ 0,026 Н·м у:

$$k_T = \frac{T_{\text{дв}}}{T_{req}} \approx \frac{0{,}196}{0{,}026} \approx 7{,}5 \tag{2.9}$$

рази, що забезпечує надійну роботу навіть за пікових збурень та похибок оцінки навантаження.

Швидкість обертання без навантаження 60 об/хв (360°/с) перевищує пікову швидкість збурення (126°/с) у 2,9 раза.

Обраний двигун не має вбудованого давача положення, тому для замикання позиційного контуру керування передбачається окремий енкодерний блок зворотного зв'язку на основі безконтактного магнітного давача AS5600 [27]. Цей давач забезпечує 12-розрядне абсолютне вимірювання кута повороту вала, тобто 2^{12} = 4096 дискретних положень на оберт. За встановлення давача безпосередньо на осі підвісу роздільна здатність вимірювання кута становить:

$$\Delta\varphi = \frac{360^\circ}{2^{\text{N}}} = \frac{360^\circ}{4096} \approx 0{,}088^\circ, \tag{2.10}$$

де N = 12 — розрядність давача AS5600. Отримана роздільна здатність 0,088° задовольняє поставлену вимогу $\Delta\varphi \leq 0{,}1^\circ$ і у 6–11 разів краща за типову похибку орієнтації IMU (0,5–1°), тобто не обмежує точність контуру стабілізації.

Таким чином, обраний двигун постійного струму з редуктором поєднує переваги, критичні для бортового застосування: високий вихідний момент за малих габаритів і маси завдяки редукції 298 : 1; можливість точного абсолютного вимірювання кута за допомогою окремого енкодерного блоку на основі AS5600; просте керування стандартним H-мостом з PWM без складних FOC-контролерів; низьке енергоспоживання у статичному режимі, оскільки утримання положення забезпечує самогальмівний редуктор; а також доступну вартість і локальну доступність.

2.3 Реалізація тривимірної моделі механічного вузла

На основі обраної аксіально-радіальної кінематичної схеми та обраного актуатора у середовищі SolidWorks розроблено тривимірну модель механічного вузла пристрою стабілізації. Загальний вигляд моделі наведено на рисунку 2.11.

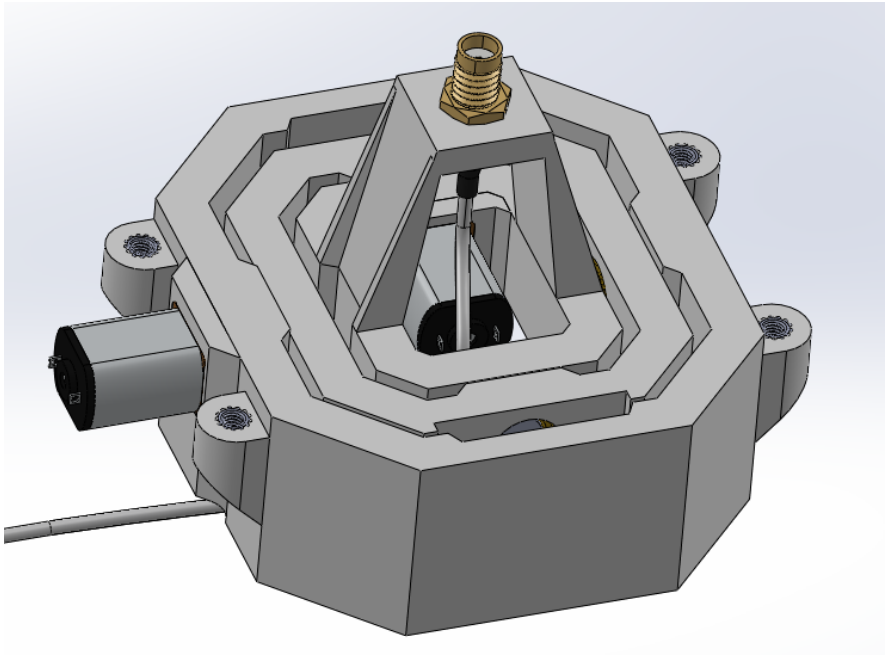


Рисунок 2.11 – Загальний вигляд 3D-моделі механічного вузла стабілізації

Конструкцію вузла побудовано за схемою двовісного карданного підвісу; вона складається з трьох основних частин: нерухомої основи восьмикутної форми, зовнішньої рухомої рамки (вісь крену) та внутрішньої рамки зі стабілізованою платформою (вісь тангажу), на якій установлюється всенаправлена антена. Осі обертання ортогональні та перетинаються в одній точці, з якою суміщено центр мас стабілізованої платформи, що відповідає принципам аксіально-радіальної кінематики і забезпечує інерційну збалансованість вузла та мінімізацію паразитних моментів від прискорень борта-носія.

Стабілізація за двома осями реалізується двома колекторними двигунами постійного струму 12GAN20-298. Двигун осі крену закріплено в зовнішній рамці, а двигун осі тангажу розміщено по центру — у внутрішній рамці. Двигуни кріпляться до посадкових місць корпусом редуктора й упираються в стінки відповідних рамок, що забезпечує їхню фіксацію без додаткових

кронштейнів. Важливою конструктивною особливістю є те, що вал кожного двигуна одночасно виконує роль осі обертання рамки: це дає змогу відмовитися від окремих підшипників за віссю привода та спростити конструкцію вузла.

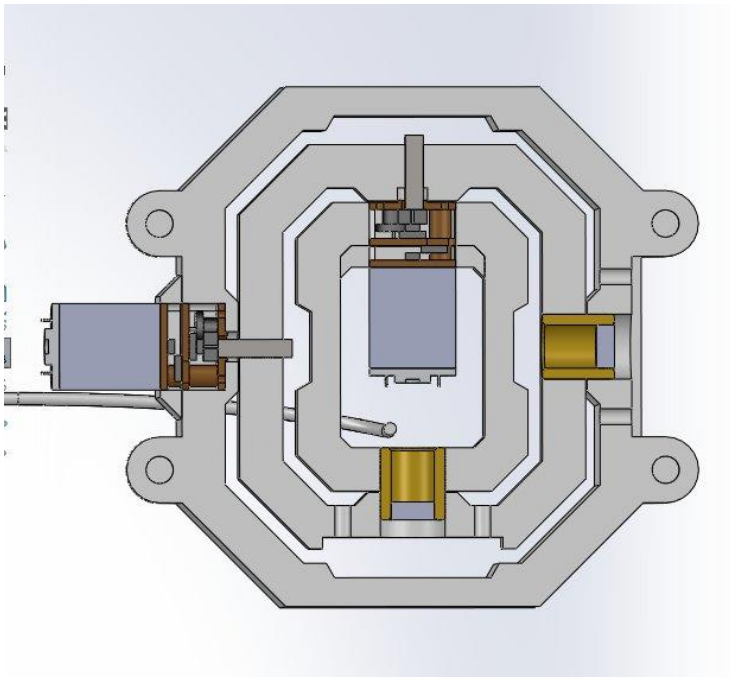


Рисунок 2.12— Механічний вузол у розрізі: ліворуч — привод осі крену, праворуч — латунна втулка з магнітом давача кута

З протилежного від двигуна боку кожна вісь спирається на латунну втулку, яка обертається безпосередньо в отворі рамки, виконуючи роль підшипника ковзання. У втулку впресовано діаметрально намагнічений неодимовий магніт діаметром 6 мм і завтовшки 2,5 мм, що слугує джерелом обертового магнітного поля для безконтактного давача кута AS5600. Таке рішення поєднує функції опори осі та носія магніту в одній деталі, додатково спрощуючи конструкцію.

Для зчитування кутів повороту в конструкції передбачено два модулі енкодерів на базі AS5600. Один модуль закріплено на основі — він вимірює кут повороту осі крену; другий розміщено в зовнішній рухомій рамці — він вимірює кут осі тангажу. Для модулів у деталях підготовлено посадкові місця розміром 25 × 13 мм з кріпленням двома саморізами 2,5 × 5 мм. Ці посадкові

місця забезпечують співвісну орієнтацію мікросхеми відносно магніту та витримування рекомендованого даташитом AS5600 повітряного зазору 0,5 мм між магнітом і корпусом мікросхеми, що є умовою коректної роботи давача.

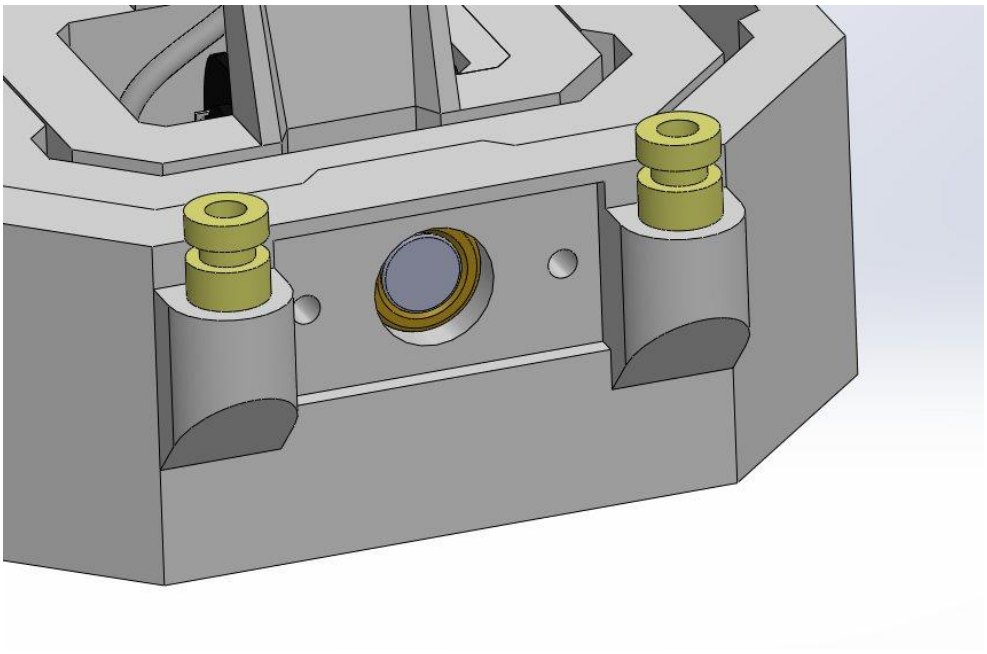


Рисунок 2.12 – Місце встановлення модуля магнітного енкодера

Кріплення вузла до захисного корпусу здійснюється через чотири силіконові демпфери, розташовані по кутах основи. Демпфери виконують функцію віброізоляції: на механічному вузлі планується розмістити головну плату керування з інерціальним вимірювальним модулем (акселерометром і гіроскопом), тому послаблення високочастотних вібрацій планера є критично важливим для точності вимірювання орієнтації та якості стабілізації. Розміщення IMU безпосередньо на стабілізованому вузлі за демпферами дає змогу вимірювати орієнтацію саме тієї частини, що стабілізується, без впливу паразитних вібрацій борта-носія.

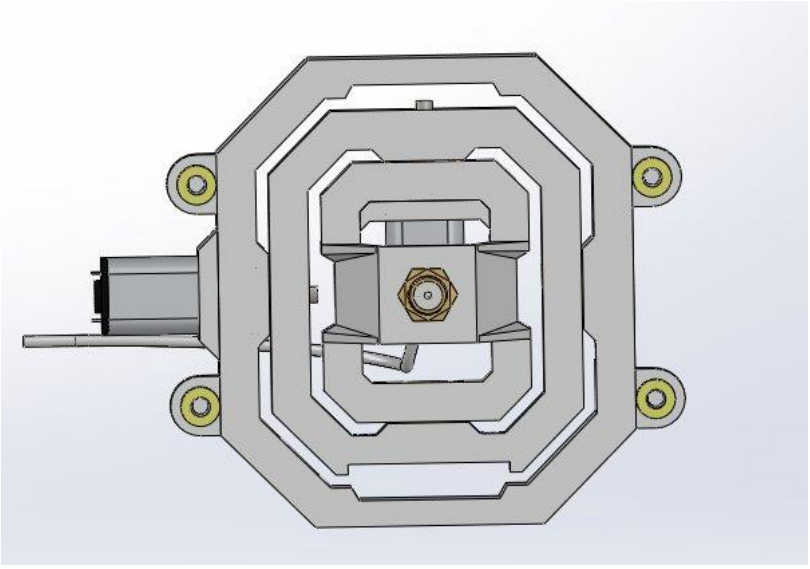


Рисунок 2.12 – Механічний вузол (вигляд зверху) зі встановленими силіконовими демпферами світло-жовтого кольору

Всенаправлену антену під’єднують до SMA-роз’єму, розташованого у верхній частині стабілізованої платформи. Коаксіальний фідер вільно вкладається в нижній частині механічного вузла та виводиться назовні через отвір у стінці основи під двигуном осі крену; вільне укладання фідера унеможливлює його защемлення під час відпрацювання кутів стабілізації.

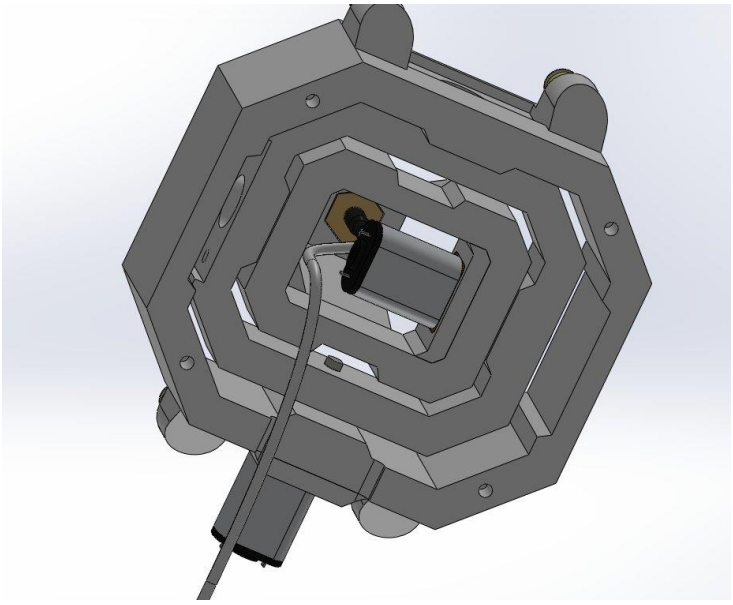


Рисунок 2.13 – Прокладання коаксіального фідеру

Основні деталі вузла — основу та рамки — виготовляють методом FDM 3D-друку, що забезпечує малу масу, відтворення складної геометрії рамок. Основні геометричні параметри вузла наведено в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5 — Основні геометричні параметри механічного вузла

Параметр	**Значення**
Довжина	91 мм
Ширина	72 мм
Висота (разом із SMA-роз’ємом)	61 мм
Висота рамок підвісу	26 мм

3 РОЗРОБЛЕННЯ СТРУКТУРНОЇ ТА ЕЛЕКТРИЧНОЇ ПРИНЦИПОВОЇ СХЕМИ

3.1 Призначення електронної частини пристрою

Електронна частина пристрою стабілізації виконує комплекс функцій, які об'єднують усі елементи: механічний вузол, сенсорні засоби, виконавчі двигуни та зовнішній інтерфейс борта-носія в єдину замкнену керовану систему.

Основними завданнями електронної частини є:

- Безперервне вимірювання поточного просторового положення стабілізованої платформи (антени) відносно лінії горизонту за допомогою інерціального вимірювального модуля (IMU), що містить тривісний акселерометр і тривісний гіроскоп;
- Програмна обробка сигналів сенсорів — фільтрація шумів, калібрування та сенсорна фузія показань акселерометра й гіроскопа для отримання стійкої оцінки кутів крену та тангажу без дрейфу;
- Обчислення керуючих сигналів, необхідних для повернення антени у вертикальне положення, на основі закону регулювання (PID регулятор) у двох незалежних контурах — за віссю крену та за віссю тангажу;
- Формування сигналів керування двома електродвигунами осей карданного підвісу через силовий блок, включно з керуванням напрямком обертання кожного двигуна;
- Зчитування даних від магнітних енкодерів, установлених на осях рамок, визначення абсолютного кута повороту кожної осі. Ці дані замикають позиційний контур керування та дають змогу знати положення механіки одразу після ввімкнення живлення, без процедури пошуку нульового положення;
- Стабілізація напруги живлення — перетворення нестабілізованої напруги борта-носія у рівні, потрібні окремим групам компонентів;

- Обмін даними з польотним контролером борта-носія (приймання налаштувань і передача телеметрії) та приймання керуючого сигналу для перемикання режимів роботи пристрою.

Функціональна суть електронної частини полягає у реалізації замкненого контуру негативного зворотного зв’язку. Інерціальний сенсор безперервно вимірює поточне відхилення антени від заданої орієнтації; мікроконтролер на основі цього відхилення обчислює керуючу дію; силовий блок підсилює керуючі сигнали та подає електричну потужність на двигуни; механічний вузол повертає антену в напрямку, що зменшує відхилення; магнітні енкодери контролюють фактичне відпрацювання двигунів. Цей цикл повторюється з частотою у кілька сотень герц, чим і забезпечується неперервне утримання антени у вертикальному положенні незалежно від нахилів борта-носія.

Таким чином, електронна частина виконує одночасно три ролі: вимірювальну, обчислювальну (формування керуючого закону) та виконавчо-силову (живлення та керування актуаторами), а також забезпечує інтеграцію пристрою у бортову систему БПЛА.

3.2 Архітектура електричної схеми

Відповідно до переліку функцій, електричну схему пристрою побудовано у вигляді сукупності функціональних блоків, кожен з яких відповідає за окрему групу задач і має чітко визначені вхідні та вихідні зв’язки. Такий поділ спрощує проєктування, налагодження та подальшу модернізацію пристрою. Взаємодію функціональних блоків зображено на структурній схемі (Рис. 3.1).

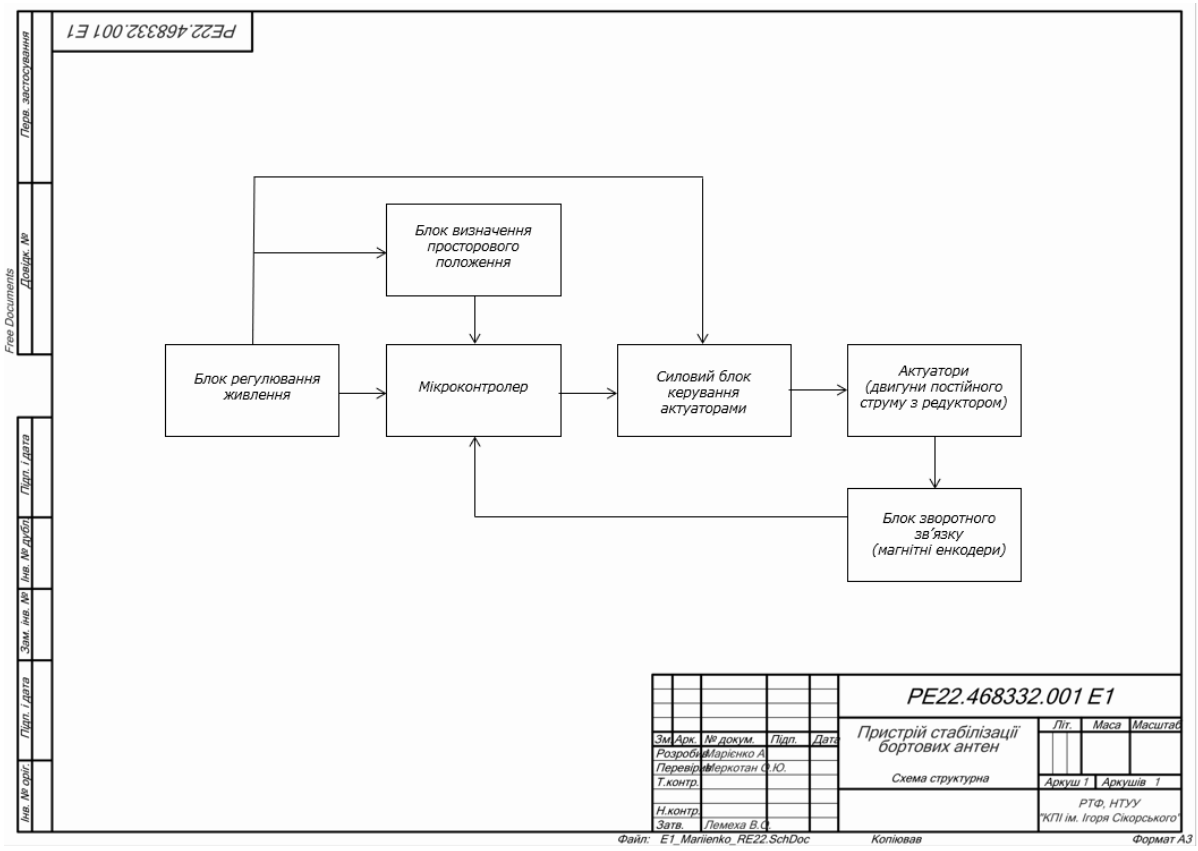


Рисунок 3.1 – Структурна схема пристрою

До складу схеми входять шість функціональних блоків: блок регулювання живлення, блок визначення просторового положення, мікроконтролер, силовий блок керування актуаторами, актуатори та блок зворотного зв'язку. Призначення кожного з них:

1. Блок регулювання живлення — забезпечує енергоживлення всіх інших блоків пристрою. Він перетворює нестабілізовану напругу акумуляторної збірки борта-носія у стабільні рівні, потрібні різним групам споживачів: знижену напругу для живлення двигунів (силова лінія) та низьку напругу для живлення логічної частини — мікроконтролера, сенсорів та інтерфейсних схем. Конструктивно блок містить імпульсний понижувальний перетворювач (для високого ККД за значного перепаду напруг) та лінійний стабілізатор (для отримання низьковольтної напруги логіки). На структурній схемі цей блок є початком зв'язків, спрямованих до

мікроконтролера, блока визначення просторового положення та силового блоку керування актуаторами.

2. Блок визначення просторового положення — є основним сенсорним вузлом системи. Він побудований на базі інерціального вимірювального модуля (IMU), що містить тривісний акселерометр і тривісний гіроскоп. Блок безперервно вимірює орієнтацію стабілізованої платформи у просторі та передає мікроконтролеру дані про поточні кути крену й тангажу. Саме показання цього блоку є вхідною величиною для контуру стабілізації: вони задають «помилку», яку система прагне звести до нуля. На структурній схемі блок отримує живлення від блока регулювання живлення та має інформаційний зв’язок, спрямований до мікроконтролера.
3. Мікроконтролер — є обчислювальним ядром і центром керування пристрою. Він приймає дані про орієнтацію від блока визначення просторового положення та дані про фактичні кути валів від блока зворотного зв’язку, виконує їх фільтрацію та сенсорну фузію, обчислює керуючу дію за законом PID-регулювання у двох незалежних контурах і формує ШІМ-сигнали та сигнали напрямку для силового блоку. Додатково мікроконтролер реалізує обмін з польотним контролером борта-носія через протокол UART і приймання керуючого ШІМ-сигналу режимів роботи. На структурній схемі мікроконтролер є центральним вузлом, який збирає інформаційні зв’язки від обох сенсорних блоків і видає керуючий зв’язок до силового блоку.
4. Силовий блок керування актуаторами — підсилює малопотужні керуючі ШІМ-сигнали мікроконтролера до рівнів напруги та струму, достатніх для живлення електродвигунів. Реалізується у вигляді двох Н-мостів (по одному на кожний двигун), кожен з яких забезпечує обертання двигуна в обох напрямках та регулювання швидкості шляхом зміни коефіцієнта заповнення ШІМ. Блок

отримує силове живлення безпосередньо від блока регулювання живлення, а керуючі сигнали — від мікроконтролера; його виходи спрямовані до актуаторів.

5. Актуатори — це виконавчі елементи пристрою, реалізовані двома двигунами постійного струму з редукторами (по одному на вісь крену та вісь тангажу). Вони перетворюють електричну енергію, що надходить від силового блоку, у механічне обертання осей карданного підвісу, безпосередньо повертаючи стабілізовану антену в напрямку зменшення відхилення. Редуктор збільшує вихідний крутний момент і знижує споживання струму утримання. На структурній схемі актуатори отримують силовий зв’язок від силового блоку та механічно пов’язані з блоком зворотного зв’язку, який зчитує положення їхніх валів.
6. Блок зворотного зв’язку — забезпечує точне вимірювання абсолютного кута повороту валів обох двигунів за допомогою магнітних енкодерів, установлених на вихідних валах редукторів. Він видає мікроконтролеру абсолютні значення кутів повороту кожної осі, чим замикає позиційний контур керування та дає змогу визначати положення механічних елементів у будь-який момент часу, зокрема одразу після ввімкнення живлення — без процедури пошуку початкового положення та незалежно від показань IMU. На схемі цей блок отримує механічний вплив від актуаторів і видає інформаційний зв’язок, спрямований назад до мікроконтролера, замикаючи у такий спосіб загальний контур стабілізації.

Функціональні блоки утворюють замкнений контур керування. Така архітектура повністю реалізує принцип негативного зворотного зв’язку і слугує основою для розроблення схеми електричної принципової.

3.3 Огляд комплектуючих для функціональних блоків

Підбір елементної бази для кожного функціонального блоку проведено з урахуванням наступних критеріїв: функціональна відповідність задачі, доступність на локальному ринку, помірна вартість, можливість роботи в умовах експлуатації БПЛА та сумісність з обраним мікроконтролером за рівнями логічних сигналів та інтерфейсами.

3.3.1 Блок регулювання живлення

Для перетворення вхідної напруги борта-носія (22,2–44,4 В) у напругу 12 В, необхідну для живлення двигунів, обрано схему на основі мікросхеми LM2596HV — імпульсного понижувального перетворювача з вхідною напругою до 60 В, вихідним струмом до 3 А та ККД до 92 % (рисунок 3.2).

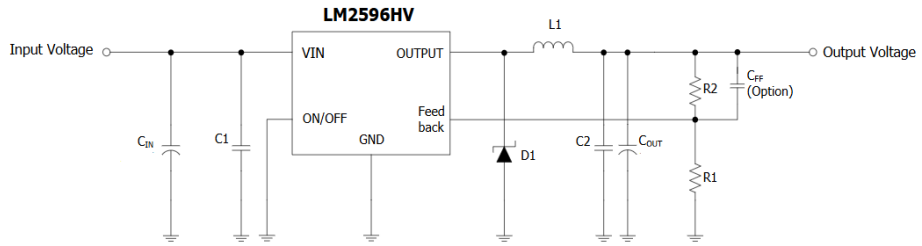


Рисунок 3.2 – Типове включення LM2596HV з фіксованою вихідною напругою [28]

Вибір мікросхеми із запасом за вхідною напругою обумовлений тим, що повністю заряджена послідовно з’єднана акумуляторна збірка 12S може давати до 50,4 В. Перетворювач має вбудований захист від перевантаження за струмом і перегріву.

Застосовано регульований варіант LM2596HV-ADJ (Рис. 3.2), вихідна напруга якого задається зовнішнім резистивним дільником у колі зворотного зв’язку та визначається співвідношенням:

$$U_{вих} = U_{оп} \cdot (1 + \frac{R1}{R2}), \quad (3.1)$$

де $U_{оп}$ = 1,23 В — внутрішня опорна напруга мікросхеми; R1 — нижній резистор дільника; R2 — верхній резистор плеча зворотного зв’язку.

Зі стандартного ряду E24 обрано номінал R1 = 24 кОм. Тоді з виразу (3.1) значення R2:

$$R2 = \frac{R1}{\frac{U_{\text{вих}}}{U_{\text{оп}}}-1} = \frac{24\cdot10^3}{\frac{12}{1{,}23}-1} = 2{,}740 \text{ кОм}. \quad (3.2)$$

Зі стандартного ряду E24 найближчим є значення резистора R2 = 2,7кОм. Підставивши їх у формулу (3.1), отримаємо фактичну вихідну напругу:

$$U_{\text{вих}} = 1{,}23 \cdot \left(1 + \frac{24\cdot10^3}{2{,}7\cdot10^3}\right) = 12{,}16 \text{ В}. \quad (3.3)$$

Отримана напруга на +1,3 % перевищує номінальні 12 В, що перебуває в межах допуску живлення обраних двигунів і є цілком прийнятним.

Подальше пониження до 3,3 В для живлення мікроконтролера та сенсорних модулів виконується лінійним стабілізатором AMS1117-3.3 (Рис.3.3) з фіксованою вихідною напругою та допустимим струмом до 1 А.

Рисунок 3.3 – лінійним стабілізатором AMS1117-3.3
в корпусі SOT-223 [29]

Сумарний струм споживання низьковольтної (3,3 В) частини складається зі струмів мікроконтролера STM32F030C8T6 (до 30 мА) [31], модуля MPU-6050 (≈ 4 мА), двох енкодерів AS5600 (≈ 6,5 мА кожен) та логіки драйвера TB6612FNG (≈ 10 мА), що в сумі з запасом не перевищує:

$$I_{нав} \approx 30 + 4 + 2\cdot6{,}5 + 10 \approx 57 \text{ мА} \rightarrow 70\text{мА}. \quad (3.3)$$

Потужність, що розсіюється лінійним стабілізатором при живленні від шини 12 В, становить:

$$P_{розс} = (U_{вх} - U_{вих}) \cdot I_{нав} = (12{,}16 - 3{,}3) \cdot 0{,}07 \approx 0{,}62 \text{ Вт}. \quad (3.4)$$

За теплового опору корпусу SOT-223 близько 50 °C/Вт перегрів кристала складе приблизно 30 °C, що залишає достатній запас до максимальної робочої температури й не потребує додаткового радіатора.

3.3.2 Мікроконтролерний блок

У якості обчислювального ядра обрано мікроконтролер STM32F030C8T6 від STMicroelectronics (рисунок 3.4).

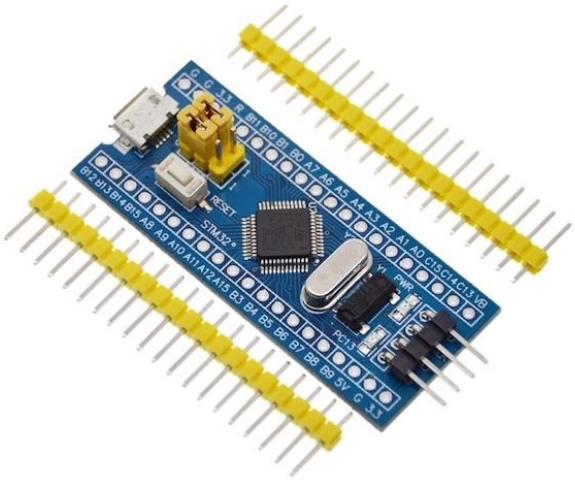


Рисунок 3.4 – Налагоджувальна плата з мікроконтролером STM32F030C8T6 [30]

Це 32-розрядний контролер на архітектурі ARM Cortex-M0 з тактовою частотою до 48 МГц, 64 кБ Flash-пам’яті, 8 кБ SRAM у корпусі LQFP-48 з 39 лініями введення-виведення. Контролер містить набір периферії, достатній для задачі стабілізації за двома осями: до двох інтерфейсів I^2C, до двох SPI, USART, один 12-розрядний АЦП (12 каналів) та сім 16-розрядних таймерів, серед яких розширений таймер керування з можливістю генерації сигналів ШІМ [31].

Обчислювальні потреби пристрою є помірними: алгоритм стабілізації зводиться до сенсорної фузії показань акселерометра й гіроскопа комплементарним фільтром та до двох незалежних контурів ПІД-регулювання (за креном

і тангажем), що оновлюються з частотою кількасот герц. Такий обсяг обчислень не потребує апаратного блоку операцій з плаваючою комою: відповідні операції або виконуються програмною бібліотекою з плаваючою комою, або реалізуються у форматі з фіксованою комою, чого ядра Cortex-M0 на частоті 48 МГц цілком достатньо за збереження потрібного періоду циклу керування.

Також на вибір впливали:

1) наявність двох незалежних апаратних інтерфейсів I²C дозволяє коректно розвести сенсори з фіксованими адресами: на першу шину підключаються модуль MPU-6050 (адреса 0x68) та один енкодер AS5600 (адреса 0x36), на другу — другий енкодер AS5600 з тією ж адресою 0x36, який інакше конфліктував би на спільній шині;
2) таймери з каналами ШІМ забезпечують формування сигналів керування швидкістю для обох каналів драйвера TB6612FNG, а вільні лінії введення-виведення — формування сигналів напрямку обертання;
3) USART використовується для двостороннього обміну з польотним контролером борта-носія (приймання налаштувань і передача телеметрії);
4) низьке енергоспоживання, доступна вартість та широка локальна доступність мікросхеми й налагоджувальних плат на її основі.

Обсягу пам’яті (64 кБ Flash, 8 кБ SRAM) із запасом вистачає для розміщення керуючої програми, драйверів периферії та буферів сенсорної фузії, що підтверджує достатність обраного мікроконтролера для поставленої задачі.

3.3.3 Блок визначення просторового положення

Для визначення поточного просторового положення пристрою обрано інерціальний вимірювальний модуль MPU-6050 від InvenSense (рисунок 3.5).

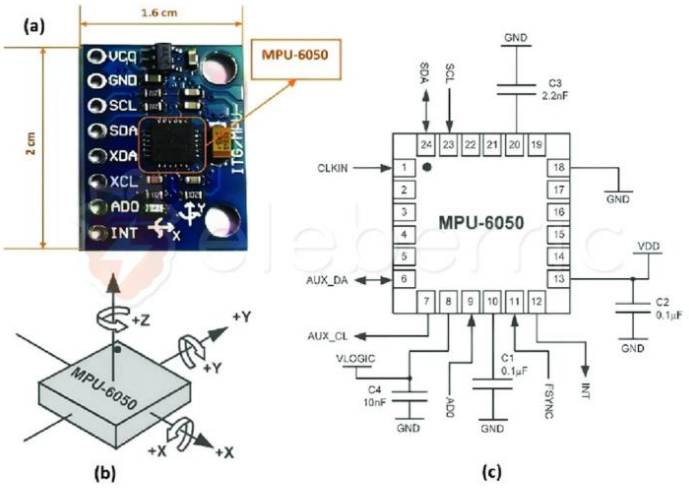


Рисунок 3.5 – Зовнішній вигляд модуля MPU-6050 (a), орієнтація векторів вимірювання (b), типова схема включення (c) [32]

Цей сенсор інтегрує тривісний MEMS-акселерометр і тривісний MEMS-гіроскоп з вбудованою цифровою обробкою сигналу (Digital Motion Processor), що частково розвантажує мікроконтролер. Зв’язок з мікроконтролером здійснюється шиною I²C з тактовою частотою до 400 кГц. Діапазон вимірювань акселерометра — ±8g, гіроскопа — ±1000°/с [33]. У сполученні з алгоритмом сенсорної фузії MPU-6050 забезпечує вимірювання кутів орієнтації з типовою точністю 0,5–1° за умови коректного калібрування.

3.3.4 Блок зворотного зв’язку стабілізованої платформи

Блок зворотного зв’язку реалізується за рахунок двох абсолютних магнітних енкодерів AS5600, установлених безпосередньо на вихідних валах редукторів двигунів. Кожен енкодер являє собою 12-бітний безконтактний датчик кута повороту, що зчитує положення діаметрально намагніченого магніту, закріпленого на торці валу (рисунок 3.6).

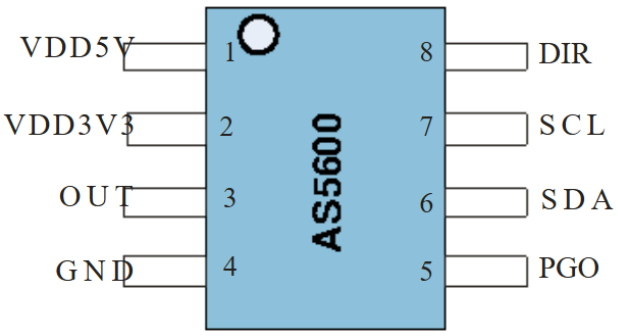


Рисунок 3.6 – Розміщення виводів мікросхеми AS5600
в корпусі SOIC-8 [34]

Роздільна здатність складає 4096 позицій на оберт, що відповідає ≈ 0,088° на крок. На відміну від квадратурних енкодерів, AS5600 є абсолютним датчиком: він видає дійсний кут повороту вала одразу після подачі живлення без процедури пошуку початкового положення [34]. Оскільки I²C-адреса AS5600 фіксована (0x36) і не може бути змінена, два енкодери розведено на дві окремі шини I²C мікроконтролера STM32.

В пристрої друкована плата AS5600 виносна та розміщується відповідно опису в підрозділі 2.3

3.3.5 Силовий блок актуаторів

Для керування двома двигунами постійного струму обрано двоканальний драйвер TB6612FNG (рисунок 3.7).

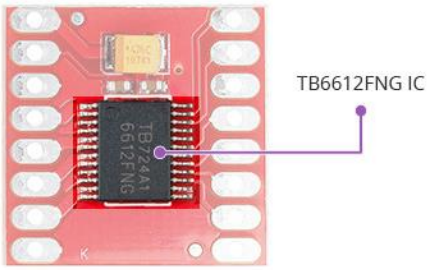


Рисунок 3.7 Модуль драйвера двигунів на базі
двоканального драйвера TB6612FNG [35]

Кожен канал містить H-міст на польових транзисторах з низьким опором відкритого каналу, здатний комутувати струм до 1,2 А тривало та до 3,2 А

піково на канал, що з достатнім запасом перекриває номінальний струм обраних двигунів 12GAN20-298. Максимальна напруга живлення силової частини складає 15 В, що дозволяє живити двигуни безпосередньо від 12 В без додаткового перетворення [36]. На відміну від L298N на біполярних транзисторах, TB6612FNG реалізований на MOSFET-ключах зі значно нижчим падінням напруги, що забезпечує вищий ККД і менше тепловиділення без зовнішнього радіатора. Логічні входи сумісні з рівнем 3,3 В мікроконтролера STM32F030C8T6 без додаткових перетворювачів рівня. Драйвер також містить вбудований захист від перевантаження за струмом і перегріву.

3.4 Схема електрична принципова

Розроблена схема електрична принципова пристрою вертикальної стабілізації бортових антен реалізована у вигляді двох конструктивно відокремлених схем: основної плати (Рис. 3.8) та схеми модуля магнітного енкодера (Рис. 3.9).

Поділ зумовлений тим, що магнітні енкодери AS5600 є виносними: чутлива зона кожного енкодера має розташовуватися безпосередньо над діаметрально намагніченим магнітом, закріпленим на торці валу осі. Оскільки осі обертання карданного підвісу рознесені у просторі та віддалені від основної плати, енкодери виконано у вигляді окремих малогабаритних плат, які з’єднуються з основною платою гнучкими кабелями. У складі пристрою застосовано два таких модулі — по одному на кожну вісь стабілізації.

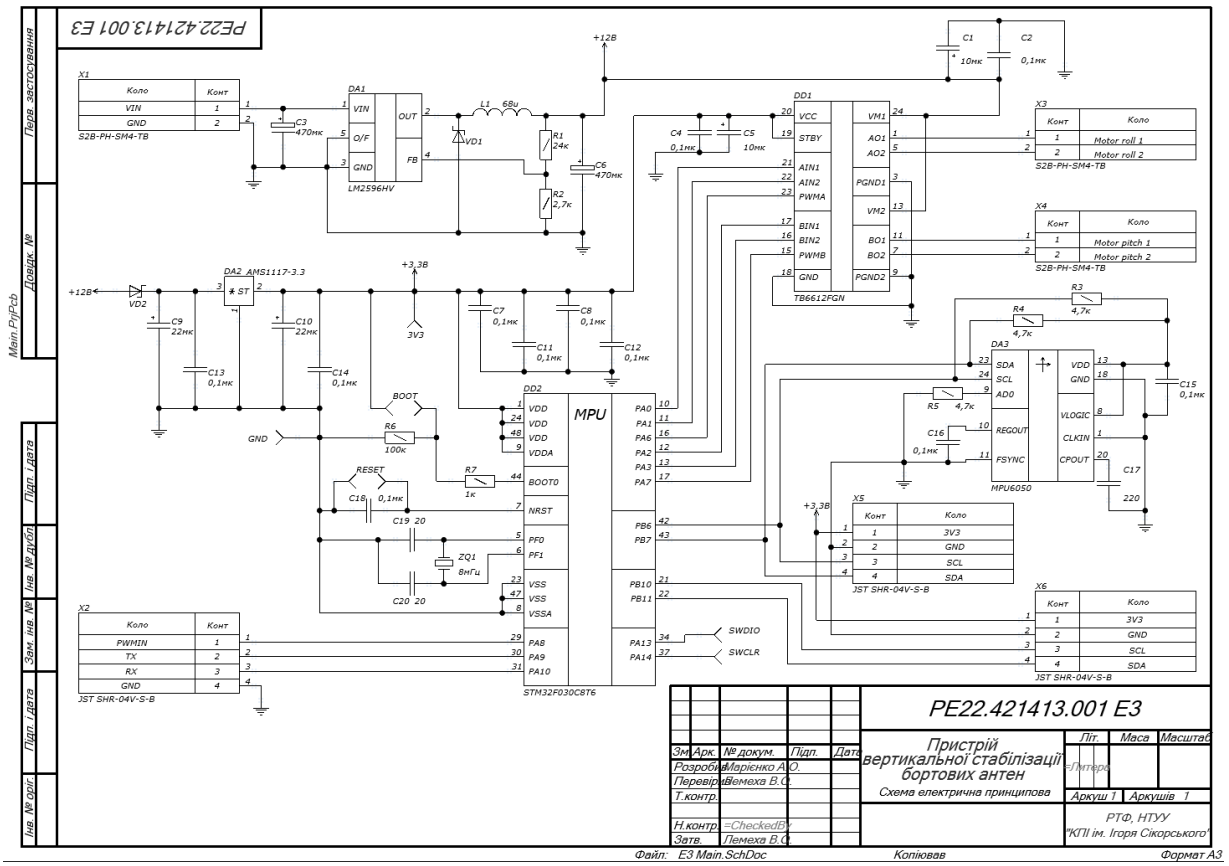


Рисунок 3.8 – Схема електрична принципова основного друкованого вузла

Живлення пристрою подається від акумулятора борта-носія через роз’єм X1 (кола VIN, GND). Вхідна напруга згладжується конденсатором C3 (470 мкФ) і надходить на імпульсний понижувальний перетворювач DA1 (LM2596HV). Разом із дроселем L1 (68 мкГн), діодом Шотткі VD1 та вихідним конденсатором C6 (470 мкФ) він утворює класичну схему знижувального перетворювача. Вихідна напруга +12 В задається резистивним дільником зворотного зв’язку R1 (24 кОм) та R2 (2,7 кОм) згідно зі співвідношенням, наведеним у підпункті 3.3.1. Шина +12 В фільтрується конденсаторами C1 (10 мкФ) і C2 (0,1 мкФ) та використовується для живлення силових кіл драйвера двигунів.

Для отримання напруги +3,3 В шина +12 В через діод захисту від зворотної полярності VD2 подається на лінійний стабілізатор DA2 (AMS1117-3.3). Вхідні та вихідні кола стабілізатора шунтуються конденсаторами C9, C10 (22 мкФ) і C13, C14 (0,1 мкФ). Сформована шина +3,3 В живить мікроконтролер,

інерціальний модуль та логічну частину драйвера, а її локальна фільтрація біля споживачів виконана конденсаторами C7, C8, C11, C12 (0,1 мкФ).

Обчислювальним ядром є мікроконтролер DD2 (STM32F030C8T6). Тактування забезпечує кварцовий резонатор ZQ1 (8 МГц) із навантажувальними конденсаторами C19, C20 (20 пФ), підключений до виводів OSC_IN/OSC_OUT (PF0/PF1). Коло скидання утворене кнопкою RESET та конденсатором C18 (0,1 мкФ) на вході NRST; вибір режиму завантаження задається кнопкою BOOT із резисторами R6 (100 кОм) і R7 (1 кОм) на вході BOOT0. Програмування та налагодження виконуються через інтерфейс SWD (виводи PA13/SWDIO та PA14/SWCLK) з використанням додаткового модуля програмування STLink.

Зв’язок із польотним контролером борта-носія реалізовано через роз’єм X2: вивід PA8 приймає керуючий сигнал PWMIN, а виводи PA9 (TX) та PA10 (RX) утворюють інтерфейс USART для приймання налаштувань і передачі телеметрії.

Керування двигунами здійснює драйвер DD1 (TB6612FNG). Мікроконтролер формує для нього сигнали швидкості на входах PWMA, PWMB, сигнали напрямку AIN1, AIN2, BIN1, BIN2 та сигнал дозволу роботи STBY. Силові виходи AO1/AO2 через роз’єм X3 живлять двигун осі крену (Motor roll), а виходи BO1/BO2 через роз’єм X4 — двигун осі тангажу (Motor pitch). Силові входи драйвера VM1, VM2 живляться напругою +12 В.

Визначення просторового положення антени забезпечує інерціальний модуль DA3 (MPU6050), підключений до мікроконтролера шиною I²C з підтягувальними резисторами R3, R4 (4,7 кОм); рівень адреси задає резистор R5 (4,7 кОм) на виводі AD0. Внутрішні кола сенсора стабілізовані конденсаторами C15, C16 (0,1 мкФ) та C17 (220 пФ).

Мікроконтролер обслуговує дві незалежні апаратні шини I²C. До першої шини, спільної з модулем MPU6050, через виносний роз’єм X5 підключається перший магнітний енкодер; до другої шини через роз’єм X6 — другий

енкодер. Роз’єми X5 і X6 (тип JST SHR-04V-S-B) виводять на кабель чотири кола: +3,3 В, GND, SCL і SDA.

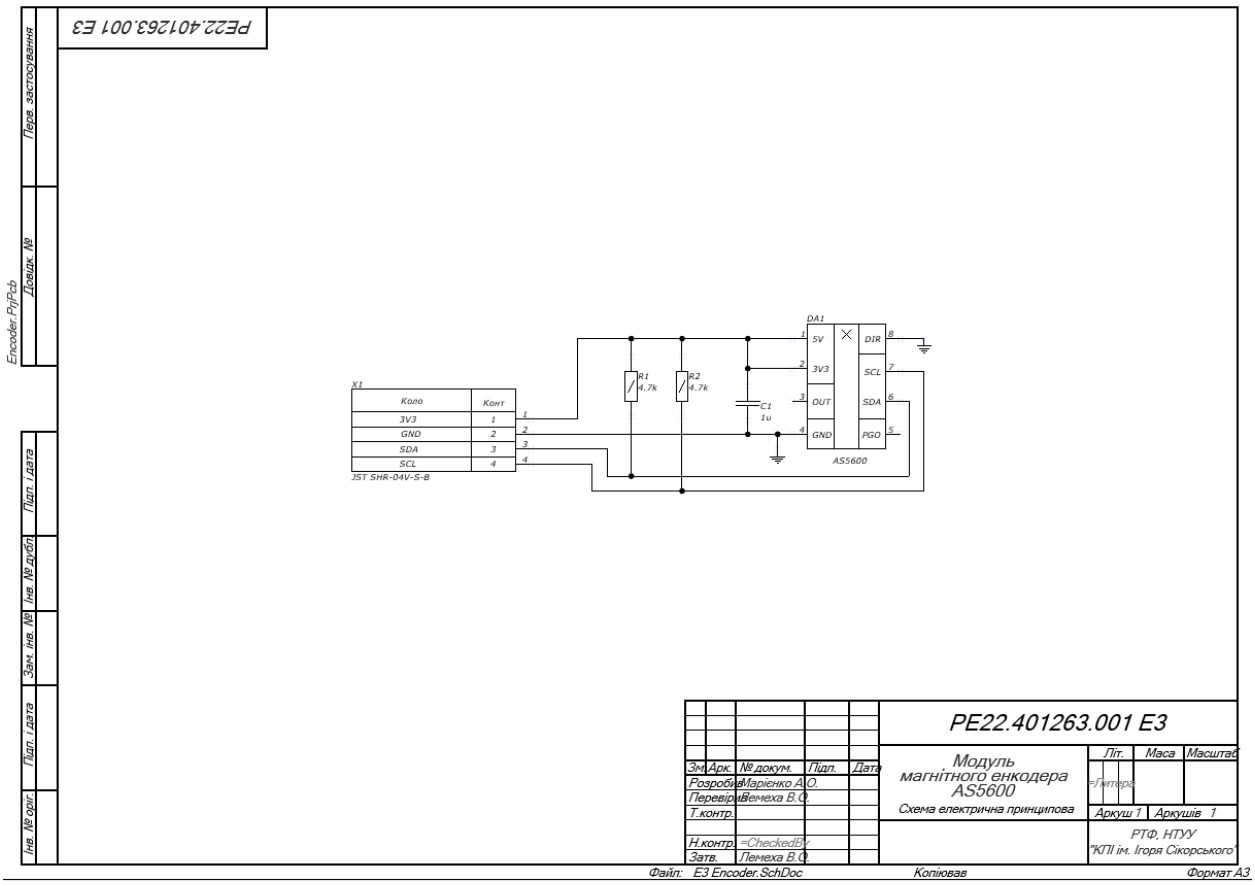


Рисунок 3.9 Схема електрична принципова друкованого вузла магнітного енкодера

Кожен виносний модуль побудовано на мікросхемі DA1 (AS5600) — 12-бітному абсолютному магнітному датчику кута повороту. Живлення +3,3 В, «земля» та лінії інтерфейсу I²C (SDA, SCL) надходять на модуль через роз’єм X1 (JST SHR-04V-S-B). Лінії SDA і SCL підтягнуто до +3,3 В резисторами R1, R2 (4,7 кОм), а коло живлення сенсора шунтовано конденсатором C1 (1 мкФ). Вивід DIR з’єднано зі «землею», що задає напрямок зростання вихідного коду при обертанні магніту. Модуль установлюється співвісно з валом двигуна так, щоб діаметрально намагнічений магніт на торці валу опинявся над чутливою зоною мікросхеми AS5600. Конструктивна ідентичність обох модулів дає змогу застосовувати їх взаємозамінно на осях крену та тангажу.

Обидві схеми розроблено в системі автоматизованого проєктування Altium Designer з дотриманням вимог стандартів на оформлення конструкторської документації та позначення елементів.

У сукупності схема основної плати разом із двома модулями магнітних енкодерів повністю реалізує функціональну архітектуру, описану у підпунктах 3.1 і 3.2. Розроблена схема електрична принципова є основою для проєктування друкованих плат (ДП) основного блоку та модуля енкодера.

4 ПРОЕКТУВАННЯ ДРУКОВАНИХ ПЛАТ ЕЛЕКТРОННИХ МОДУЛІВ

4.1 Визначення мінімальної площі друкованої плати

Визначення мінімально допустимої площі друкованої плати належить до базових завдань конструкторського етапу, оскільки отриманий результат впливає не лише на компонування елементів, а й на сукупність експлуатаційних властивостей готового виробу. Раціональне використання простору при компонуванні дає змогу зменшити лінійні розміри вузла, що позитивно позначається на механічній жорсткості ДП. Скорочення геометричних розмірів супроводжується вкороченням сигнальних і силових трас, завдяки чому зменшуються паразитний опір та індуктивність з'єднань, а отже — і втрати потужності у вузлах живлення. Компактна ДП також спрощує інтеграцію в обмежений за габаритами корпус. Тому розрахунок площі виконується як інструмент пошуку обґрунтованого геометричного мінімуму, що забезпечує надійне, технологічне та збалансоване розміщення елементної бази.

У випадку проєктування пристрою, форма та габаритні розміри ДП визначаються переважно конструкцією механічного вузла, а не лише результатом розрахунку мінімальної площі. Основна друкована плата повторює контур основи механізму та має восьмикутну форму, а друкована плата енкодера обмежена посадковим місцем у вузлі осі.

Розрахунок мінімальної площі ДП дозволяє оцінити нижню межу площі, потрібної для розміщення всіх компонентів з урахуванням їхніх габаритів, монтажних зазорів та технологічних зон під кріплення. Для двостороннього монтажу цей розрахунок є орієнтиром, відносно якого перевіряється достатність обраної конструктивом геометрії ДП.

Мінімально допустима площа обчислюється за формулою (4.1), яка враховує поділ компонентів на габаритні групи — малогабаритні (МГ), середньогабаритні (СГ) та великогабаритні (ВГ) та враховує площу технологічних зон під кріпильні елементи:

$$S_{дп} = \Sigma S_{мг} + 1{,}5 \cdot \Sigma S_{сг} + 2 \cdot \Sigma S_{вг} + S_{кр} \quad (4.1)$$

де $S_{дп}$ — мінімальна допустима площа ДП; $\Sigma S_{мг}$ — сумарна площа малогабаритних компонентів; $\Sigma S_{сг}$ — сумарна площа середньогабаритних компонентів; $\Sigma S_{вг}$ — сумарна площа великогабаритних компонентів; $S_{кр}$ — площа технологічних зон під кріплення.

До групи МГ віднесено елементи з площею посадкового місця до 25 мм² (чип-резистори та конденсатори типорозміру 1206, малопотужні діоди, кварцовий резонатор). Групу СГ утворюють компоненти площею від 25 до 130 мм² (мікросхеми, стабілізатори, роз'єми, індуктивність). До групи ВГ належать елементи з площею понад 130 мм² — імпульсний стабілізатор LM2596HV та електролітичні конденсатори 470 мкФ. Кріплення друкованих плат виконується гвинтами М2,5; для кожного отвору передбачено технологічну зону діаметром 6 мм.

Таблиця 4.1 — Визначення площі та габаритних коефіцієнтів елементів основної друкованої плати

Компонент	**S, мм²**	**К-сть**	**Група**	**Коеф.**	**Сума, мм²**
Резистори SMD, типорозмір1206	8,520	7	МГ	1	59,64
Конденсатори керамічні SMD, типорозмір 1206	8,726	14			122,16
Діод 1N5711, корпус DO-35	7,671	1			7,67
Кварцовий резонатор NDK NX5032GA-8MHZ	20,471	1			20,47
Конденсатор танталовий 22 мкФ, TS22EC226M050T	14,995	2			29,99
Інерційний модуль MPU6050	27,776	1	СГ	1,5	41,66
Конденсатор танталовий 10 мкФ, TAJD106K050RNJ	40,265	2			120,80
Стабілізатор AMS1117-3.3	54,994	1			82,49
Драйвер двигунів TB6612FGN	78,979	1			118,47
Діод SS34, корпус DO-214AB	64,340	1			96,51

Продовження таблиці 4.1

Індуктивність 68 мкГн, SWI1008FT680K-Hitano	57,822	1	СГ	1,5	86,73
Роз'єм S2B-PH-SM4-TB	87,024	3			391,61
Роз'єм JST SHR-04V (X2)	42,833	1			64,25
Роз'єм JST SHR-04V (X5, X6)	36,435	2			109,31
МК STM32F030C8T6	103,108	1			154,66
Стабілізатор LM2596HV	200,131	1	ВГ	2	400,26
Конденсатор електролітичний 470 мкФ, EEE-TK1H471AM-Panasonic	134,434	2			537,74

Підставивши групові суми у формулу (4.1), мінімальна площа основної плати:

$$S_{дп} = 239,93 + 1,5 \cdot 844,32 + 2 \cdot 469 + 452 = 2896,42 \text{ мм}^2 \quad (4.2)$$

Аналогічний розрахунок для плати магнітного енкодера наведено в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 — Визначення площі елементів плати магнітного енкодера

Компонент	**S, мм²**	**К-сть**	**Група**	**Коеф.**	**Сума, мм²**
Резистори SMD, типорозмір1206	8,520	2	МГ	1	17,04
Конденсатор керамічний SMD, типорозмір 1206	8,726	1			8,73
Енкодер AS5600	42,409	1	СГ	1,5	63,61
Роз'єм JST SHR-04V (X1)	42,833	1			64,25

$$S_{дп} = 25,77 + 1,5 \cdot 85,24 + 113 = 266,63 \text{ мм}^2. \quad (4.3)$$

Зведені результати розрахунків по обох платах наведено в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3 — Зведені результати розрахунку площі плат

Друкована плата	**МГ, шт**	**СГ, шт**	**ВГ, шт**	**Кріпл.**	**Sдп, мм²**	**Габарит, мм**	**Sфакт, мм²**
Основна (керування)	25	14	3	4	2896,42	83×72 (8-кут.)	≈ 5180
Магнітного енкодера	3	2	0	2	266,63	25×13	325

Відповідно до конструкції механічного вузла, основну друковану плату виконано у формі неправильного восьмикутника в межах габаритів 83×72 мм, що відповідає корисній площі близько 5180 мм². З урахуванням двостороннього монтажу доступна для розміщення площа сягає близько 10360 мм², що значно перевищує розраховану мінімальну площу 2588,42 мм² .

Друковану плату магнітного енкодера виконано прямокутною з габаритами 25×13 мм (325 мм²), що також перевищує мінімально необхідні 225,63 мм².

Кріплення основної плати реалізовано чотирма гвинтами М2,5, плати енкодера — двома; діаметр кріпильних отворів становить 2,5 мм.

Креслення контурів плат із розташуванням кріпильних отворів наведено на рисунках 4.1 та 4.2.

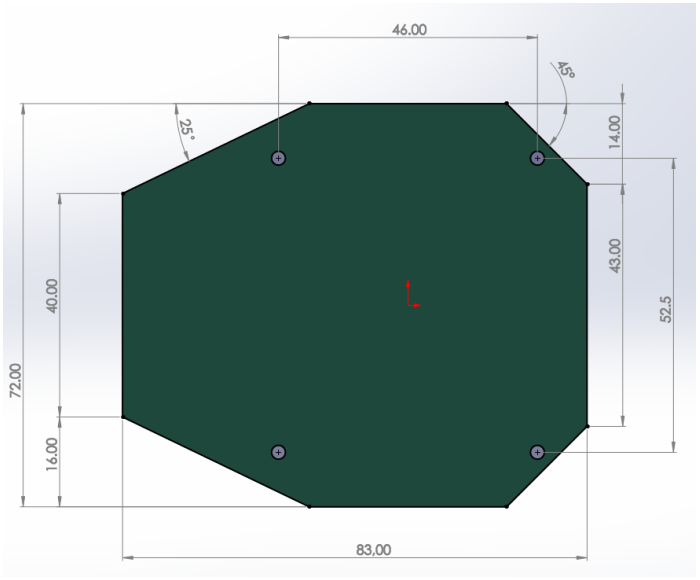


Рисунок 4.1 — Контур основної ДП з місцями кріплення

Рисунок 4.2 — Контур ДП магнітного енкодера з місцями кріплення

4.2 Розрахунок ширини провідників

Ширина друкованих провідників визначає допустиму густину струму та температурний режим мідної фольги, тому її розрахунок є обов'язковим етапом проектування топології ДП. Геометрію доріжок силових кіл обрано за критерієм допустимого перегріву провідника відносно навколишнього середовища, який для портативної апаратури приймається на рівні 10 °C. Як основу обрано ламінат FR-4 завтовшки 1,6 мм із товщиною мідної фольги 35 мкм.

Для визначення необхідної ширини друкованих провідників слід враховувати максимальні значення струму та напруги, що можуть протікати в силових і сигнальних колах.

Електричні кола плати поділено на три групи: силове коло живлення 12 В, коло живлення 3,3 В та сигнальні кола. Максимальний струм у колі 12 В не перевищує 2 А (кожен з двигунів у режимі максимального навантаження споживає не більше 1 А), у колах живлення 3,3 В та сигнальних — не більше 70-100 мА.

Розрахунок мінімальної ширини провідників виконано за допомогою онлайн-калькулятора компанії PCBWay [37]. Приклад розрахунку для струму 2 А наведено на рисунку 4.3.

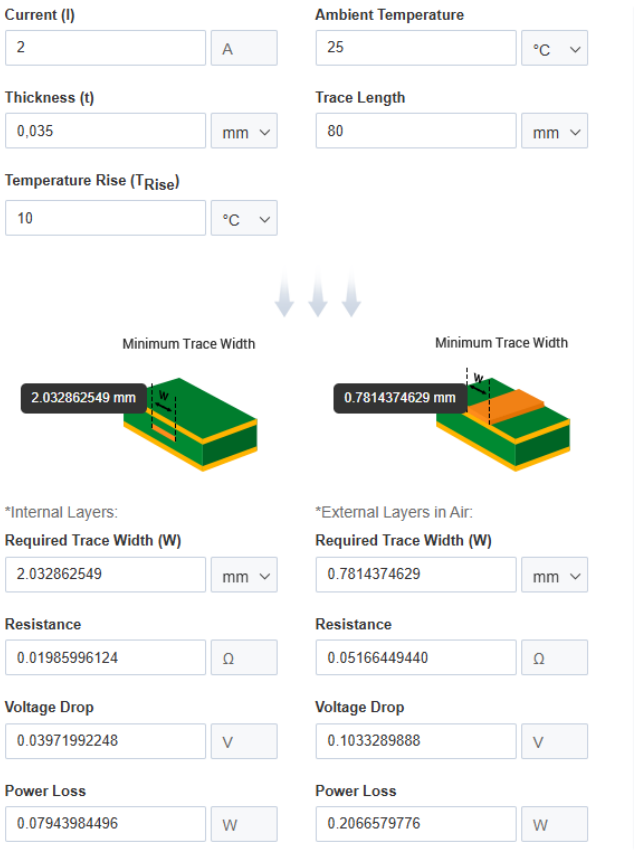


Рисунок 4.3 — Розрахунок ширини провідника для струму 2 А за допомогою онлайн-калькулятора [37]

Результати розрахунку для всіх ланцюгів зведено в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 — Значення мінімальної ширини провідників різних ланцюгів

Ланцюг	**$I_{макс}$, А**	**$W_{розрах.}$, мм**	**$W_{прийн.}$, мм**
Живлення 12 В (вхід)	2,0	2	2
Живлення 12 В (виходи на двигуни)	1,0	0,78	0,8
Живлення 3,3 В	0,1	< 0,04	0,3
Сигнальний	0,1	< 0,04	0,2

Як видно з таблиці, для сигнальних кіл і кола 3,3 В розрахункова ширина провідника становить соті частки міліметра, що вимагатиме використання більш високоточних методів виготовлення й, відповідно, безумовно збільшить вартість виготовлення таких ДП. Тому ширину доріжок цих кіл прийнято за загальнодоступними технологічними можливостями виробників: сигнальні лінії — 0,2 мм, лінії живлення 3,3 В — 0,3 мм.

Додатково знизити струмове навантаження на доріжки дозволяє розведення кіл суцільними полігонами.

4.3 Трасування друкованої плати в системі автоматизованого проектування Altium Designer

Трасування друкованої плати — завершальний і найважливіший з етапів проектування, на якому абстрактні електричні зв’язки принципової схеми набувають фізичної реалізації у вигляді мідних доріжок, полігонів та міжшарових переходів. Якість цього етапу безпосередньо визначає електромагнітну сумісність, теплові режими й повторюваність характеристик пристрою в серійному виробництві, а також зручність його налагодження та обслуговування.

Зазвичай, трасування виконують у спеціалізованому середовищі автоматизованого проектування. САПР Altium Designer, підтримує наскрізний маршрут розробки — від створення електричної принципової схеми й керування бібліотеками компонентів до інтерактивного розведення доріжок, верифікації за правилами проектування (DRC) та формування виробничих файлів (Gerber, програми свердління, перелік елементів). Її інструменти дають змогу гнучко

керувати параметрами провідників, формувати класи кіл із власними обмеженнями, заливати екранувальні полігони й контролювати цілісність кіл живлення та землі.

Проектування топології ДП варто розпочинати з конфігурації менеджера стеку шарів (Layer Stack Manager): для двосторонньої топології задано структуру з двох провідникових шарів міді завтовшки 35 мкм, розділених діелектриком FR-4 завтовшки 1,6 мм; зовнішні поверхні покрито захисною паяльною маскою (рисунок 4.4).

#	Name	Material	Type	Weight	Thickness	Dk
	Top Overlay		Overlay			
	Top Solder	Solder Resist	Solder Mask		0.01mm	3.5
1	Top Layer		Signal	1oz	0.035mm	
	Dielectric 1	FR-4	Dielectric		1.5mm	4.8
2	Bottom Layer		Signal	1oz	0.035mm	
	Bottom Solder	Solder Resist	Solder Mask		0.01mm	3.5
	Bottom Overlay		Overlay			

Рисунок 4.4 – Налаштування шарів ДП в менеджері Layer Stack Manager

Електричні кола схеми розподілено на класи для автоматизованого контролю геометрії доріжок: клас «Power_12V» (коло живлення та підключення двигунів), «Power_3V3» (коло живлення цифрової частини) та «Signal» (сигнальні й інтерфейсні лінії). Для візуальної оцінки поділу кіл ланки позначено різними кольорами (Рис. 4.5-4.6): «Power_12V» (червоний); «Power_3V3» (жовтий); «Signal» (синій); всі інші відносяться до «Землі» (чорний).

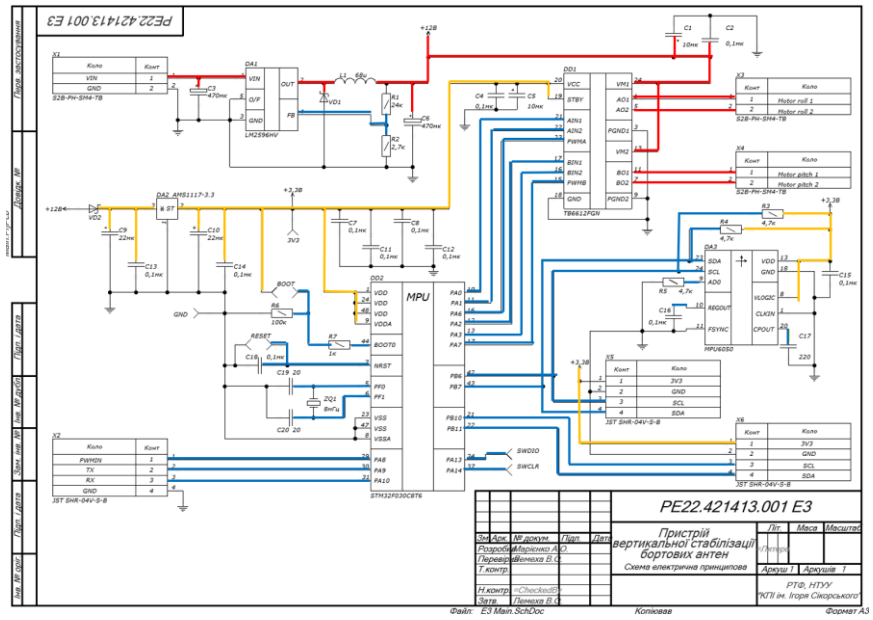


Рисунок 4.5 – Візуальне позначення розбиття ланцюгів на класи у схемі основної ДП

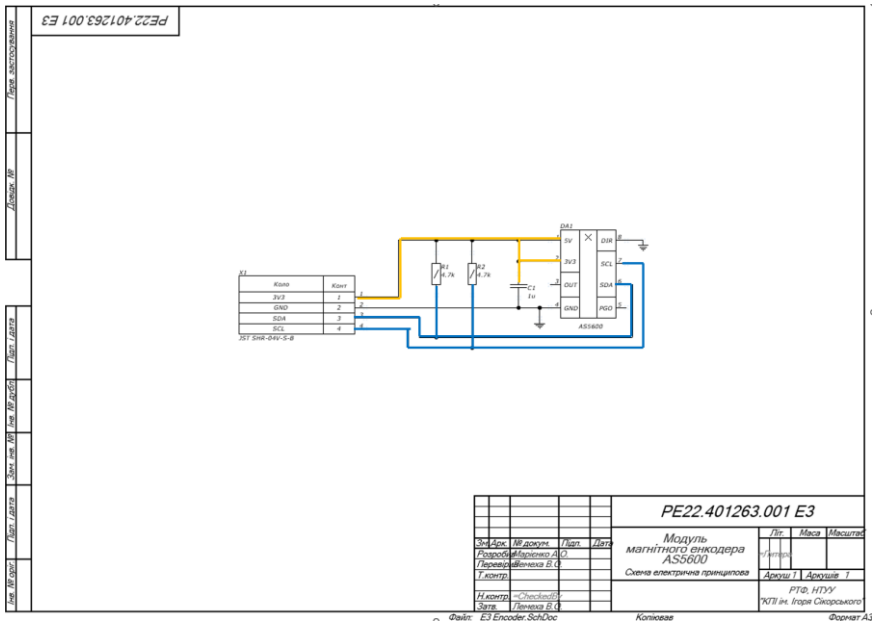


Рисунок 4.6– Візуальне позначення розбиття ланцюгів на класи у схемі ДП енкодера

У менеджері правил проектування (Design Rules), відповідно до таблиці 4.4, для силових кіл встановлено ширину 2 мм, для кіл 3,3 В — 0,3 мм, для сигнальних — 0,2 мм; базовий зазор між елементами топології (Clearance) визначено на рівні 0,3 мм, що відповідає технологічним можливостям сучасного виробництва друкованих плат (Рис. 4.7-4.8).

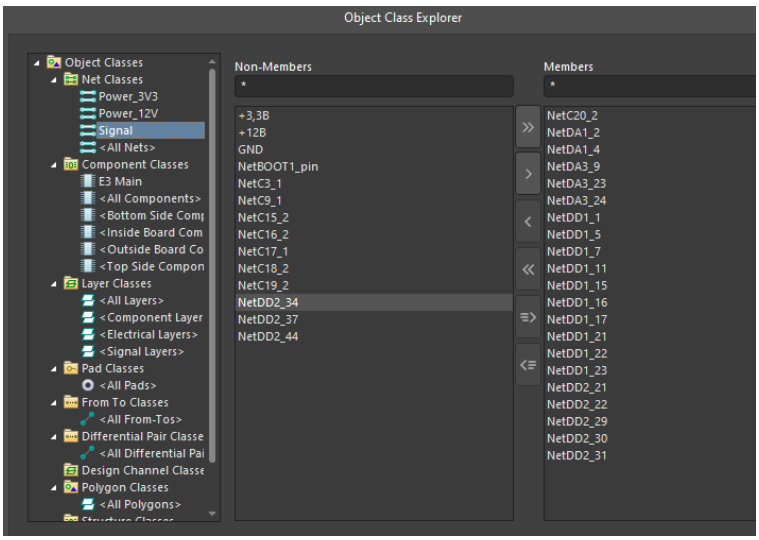


Рисунок 4.7 – Встановлення ланок, що відносяться до класу «Signal»

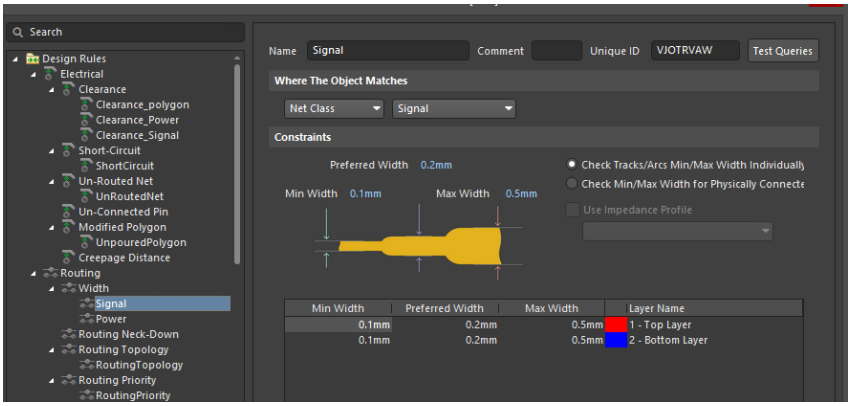


Рисунок 4.8 – Налаштування правил трасування доріжок класу «Signal»

Розміщення компонентів виконано з урахуванням як електричних, так і механічних вимог. Силовий роз'єм живлення (X1), а також роз'єми приводів і зворотного зв'язку — X3 (двигун крену), X4 (двигун тангажу) та X5 (енкодер внутрішньої рамки) — винесено на верхній шар плати для зручного підключення джгутів. Інерційний модуль MPU6050 розміщено на верхньому шарі ближче до геометричного центру плати й орієнтовано так, щоб осі чутливості акселерометра та гіроскопа збігалися з конструктивними осями механічного вузла. Завдяки цьому зберігається правильне позиціонування векторів осей, а їх програмне перевизначення (інверсія чи перестановка) у прошивці стає непотрібним. Високопрофільні електролітичні конденсатори 470 мкФ розташовано на верхньому шарі, поза кріпленням механічного вузла (Рис. 4.9), тоді як керуюче ядро з мікроконтролером, драйвером двигунів і вузлами стабілізації

напруги разом із дрібною обв’язкою зосереджено на нижньому шарі плати (Рис. 4.10).

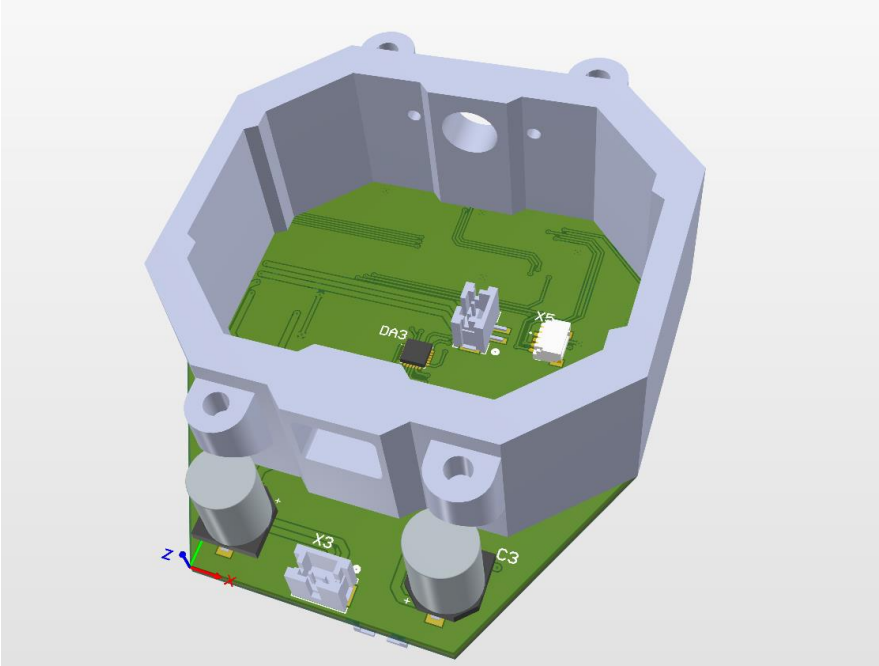


Рисунок 4.9 – Об’ємний вигляд верхнього шару основної ДП

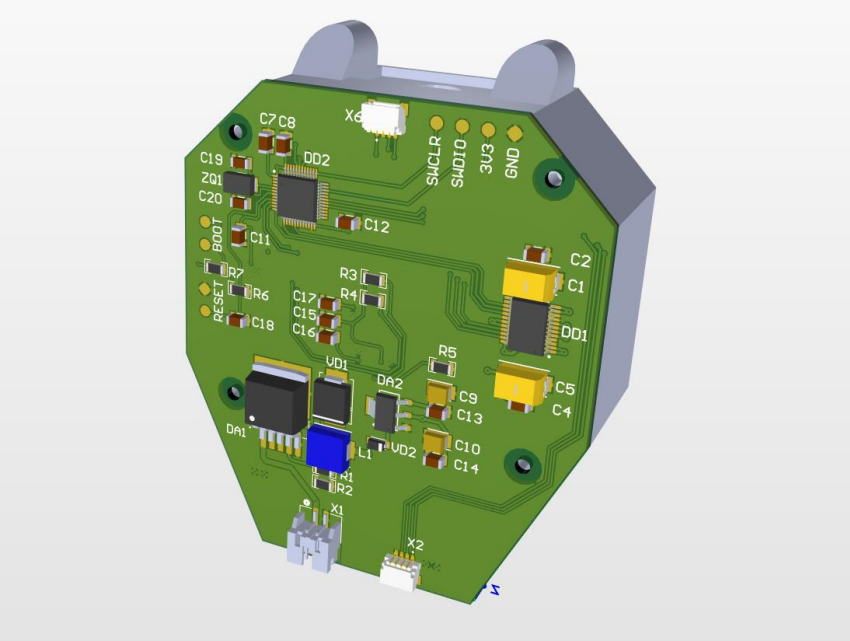


Рисунок 4.10 – Об’ємний вигляд нижнього шару основної ДП

Організацію живлення та екранування виконано за допомогою суцільних полігонів (Polygon Pour). Коло живлення 3,3 В розведено полігоном на верхньому шарі, а спільне коло «земля» (GND) — полігоном на нижньому

шарі. Перехід струму між шарами та зшивання полігонів виконано матрицею перехідних отворів (via); з’єднання компонентів із полігонами реалізовано через теплові відводи для полегшення паяння та запобігання перегріву під час монтажу.

Трасування основної плати розглянуто пошарово — окремо для верхнього (Рис. 4.12) та нижнього (Рис. 4.13) провідникових шарів.

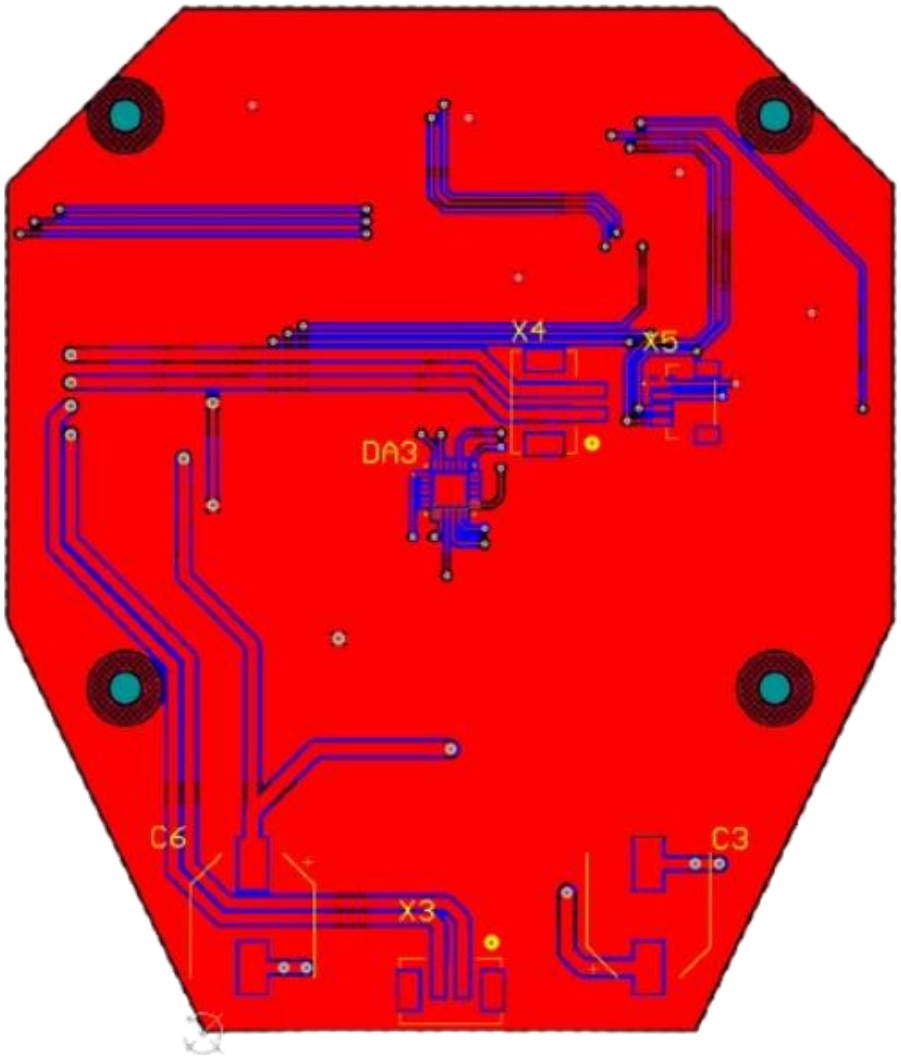


Рисунок 4.11 – Топологія трасування верхнього шару основної ДП

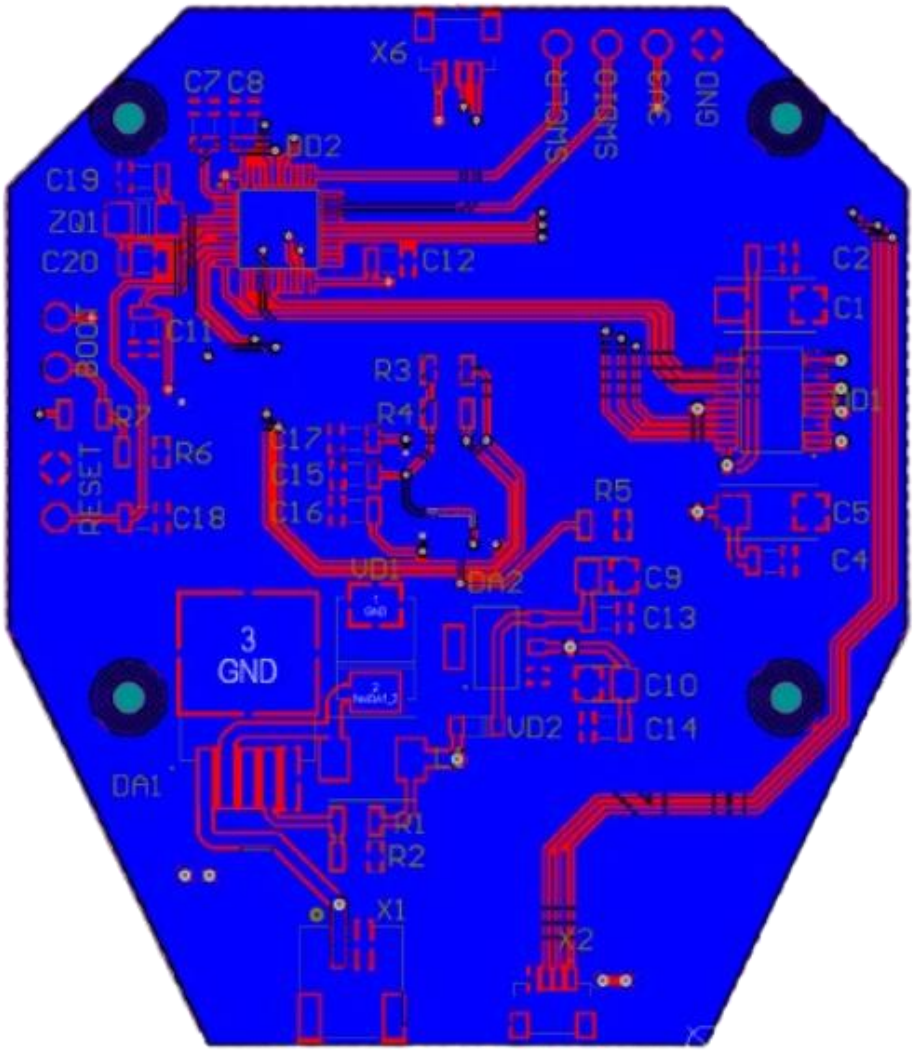


Рисунок 4.12 – Топологія трасування нижнього шару основної ДП

Трасування плати магнітного енкодера також виконано на двох шарах ДП.

На верхньому шарі ДП енкодера (Рис. 4.13) розташовано пасивну обв’язку мікросхеми — підтягуючі резистори лінії інтерфейсу I²C, конденсатор розв’язки живлення та роз’єм підключення до основної плати. Решту площі шару залито полігоном «земля».

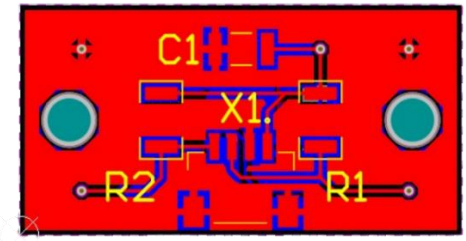


Рисунок 4.13 – Топологія трасування верхнього шару ДП енкодера

На нижньому шарі плати енкодера (Рис 4.14) встановлено мікросхему AS5600: її орієнтовано чутливою стороною до діаметрально намагніченого магніту на валу та суміщено з віссю обертання. Нижній шар так само повністю залито полігоном «земля», завдяки чому датчик з обох боків оточений суцільним мідним екраном, що мінімізує вплив зовнішніх електромагнітних завад на результат вимірювання.

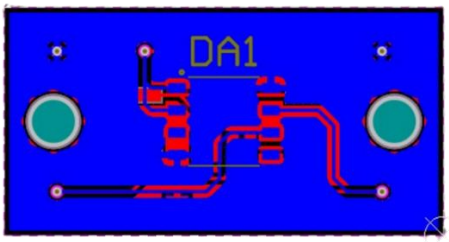
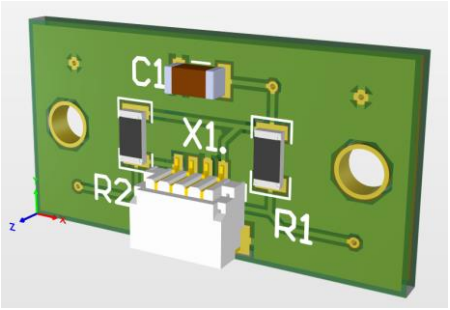
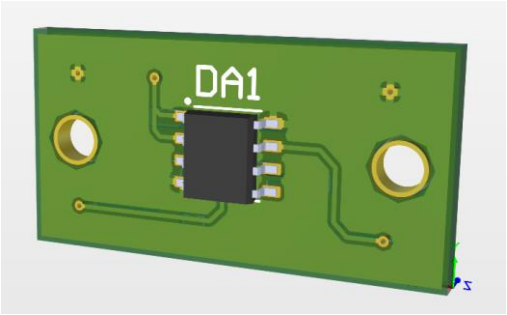


Рисунок 4.14 – Топологія трасуваннянижнього шару ДП енкодера

Об’ємний вигляд готової плати магнітного енкодера показано на рисунку 4.15.



а)



б)

Рисунок 4.15 – Об’ємний вигляд ДП енкодера: а) верхнього шару, б) нижнього шару

5 ПРОЄКТУВАННЯ КОРПУСУ

Корпус є завершальним конструктивним елементом пристрою стабілізації, який об’єднує механічний вузол карданного підвісу, головну плату керування з інерціальним вимірювальним модулем та плати магнітних енкодерів у єдину захищену конструкцію, придатну до встановлення на борт безпілотного літального апарата. На відміну від стаціонарних приладів, бортовий корпус має одночасно задовольняти кілька суперечливих вимог: забезпечувати мінімальну масу й габарити, зберігати механічну міцність під час вібрацій та перевантажень планера, не перешкоджати вільному відпрацюванню кутів стабілізації рухомою платформою і захищати електроніку від пилу, бризок та механічних впливів. Конструкцію корпусу розроблено з урахуванням цих вимог і технології виготовлення методом FDM 3D-друку, прийнятого як основний спосіб виготовлення деталей механічного вузла (підрозділ 2.3).

5.1 Обґрунтування вибору конструкційних матеріалів

Основним конструкційним матеріалом для деталей корпусу — несучої основи та нижньої кришки — обрано PETG (поліетилентерефталат, модифікований гліколем). Цей матеріал поєднує технологічність 3D-друку з механічними характеристиками, близькими до ABS: за порівняльними дослідженнями міцності поширених філаментів PETG має вищу ударну в’язкість та значно більше відносне видовження під час руйнування (близько 20–30 %), ніж крихкий PLA, зберігаючи при цьому співмірну межу міцності на розтяг [38]. Важливою для корпусу властивістю PETG є найкраща серед розглянутих матеріалів міжшарова адгезія, завдяки чому надруковані стінки, ребра жорсткості та защіпки витримують згинальні й ударні навантаження без розшарування [39]. Підвищена в’язкість руйнування критично важлива для бортового застосування, де корпус піддається постійним вібраціям планера та можливим ударам під час посадки: на відміну від PLA, PETG не розтріскується за циклічних навантажень, а помірна термостійкість матеріалу забезпечує стабільність геометрії за нагрівання корпусу сонцем і тепловиділення електроніки. Стінки корпусу

завтовшки 1,5–2,0 мм у поєднанні з внутрішніми ребрами жорсткості гарантують захист електронного вузла за мінімальної маси конструкції.

Для захисного кожуха, що закриває рухомий механічний вузол, обрано термопластичний поліуретан (TPU) — еластомер, який друкується методом FDM так само, як і решта деталей. На відміну від жорсткого PETG, TPU є гумоподібним матеріалом, твердість якого за шкалою Шора лежить у межах 60A–95A; він витримує багаторазові цикли згину та стиснення без утворення тріщин, що робить його придатним для деталей типу мембран, сильфонів та віброопор [40]. Для друкованого кожуха застосовано філамент із твердістю близько 95A, оскільки жорсткіші марки TPU краще друкуються й водночас зберігають достатню еластичність для виробів сильфонного типу [41]. Поєднання жорсткого корпусу з PETG та еластичного кожуха з TPU дає змогу одночасно забезпечити міцний несучий каркас і рухомий захист стабілізованої платформи.

5.2 Конструктивні особливості корпусу пристрою

Корпус виконано у формі восьмикутної призми зі скругленими ребрами, що повторює геометрію восьмикутної основи механічного вузла й дає змогу мінімізувати внутрішній об’єм та масу конструкції.

Корпус складається з двох основних деталей — несучої основи (стакана) та нижньої кришки, — між якими розміщується механічний вузол карданного підвісу. Стінки корпусу завтовшки 1,5–2,0 мм з внутрішніми ребрами жорсткості забезпечують захист електронного вузла за мінімальної маси конструкції. Загальний вигляд корпусу у складеному стані наведено на рисунку 5.1, а несучу основу без кришки та механізму — на рисунку 5.2.

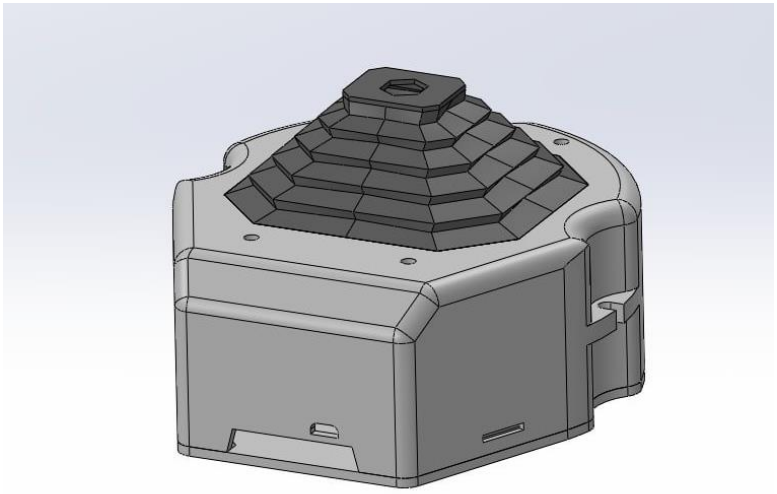


Рисунок 5.1– Загальний вигляд корпусу пристрою

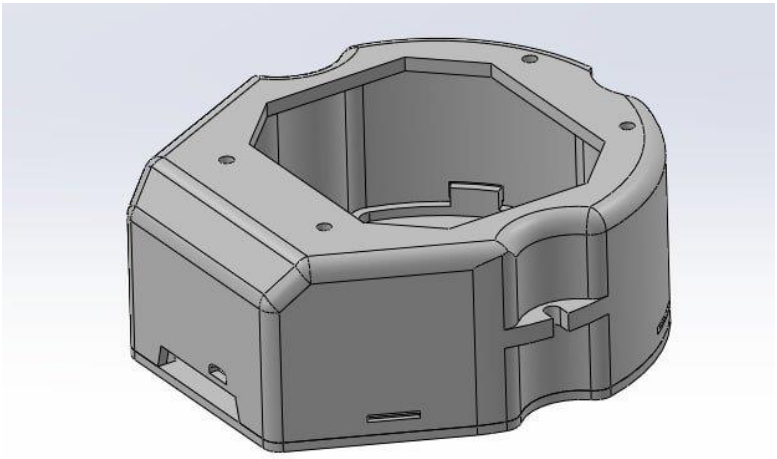


Рисунок 5.2 – Несуча основа корпусу
(вигляд без кришки та механічного вузла)

Особливістю компонування є те, що верхню частину корпусу над механічним вузлом не можна закрити суцільною жорсткою кришкою: стабілізована платформа постійно відпрацьовує кути крену й тангажу, тож будь-яка нерухома стінка обмежувала б її переміщення. Для захисту рухомого механізму від пилу та вологи зі збереженням його рухомості спроєктовано окрему еластичну деталь — захисний кожух, виконаний з TPU у формі ступінчастого сильфона (міха). Багатоступінчаста форма кожуха забезпечує запас матеріалу, який вільно деформується під час повороту платформи на робочі кути, не створюючи помітного опору рухові механізму. Нижнім периметром кожух спирається на

верхню частину корпусу та клеїться до нього в підготовлений паз, а його вершина охоплює верх стабілізованої платформи з виведеним SMA-роз'ємом антени.

Завдяки поєднанню жорсткого восьмикутного корпусу з PETG та еластичного кожуха з TPU забезпечується одночасно міцний несучий каркас і рухомий захист стабілізованої платформи. Тривимірне зображення захисного кожуха наведено на рисунку 5.3.

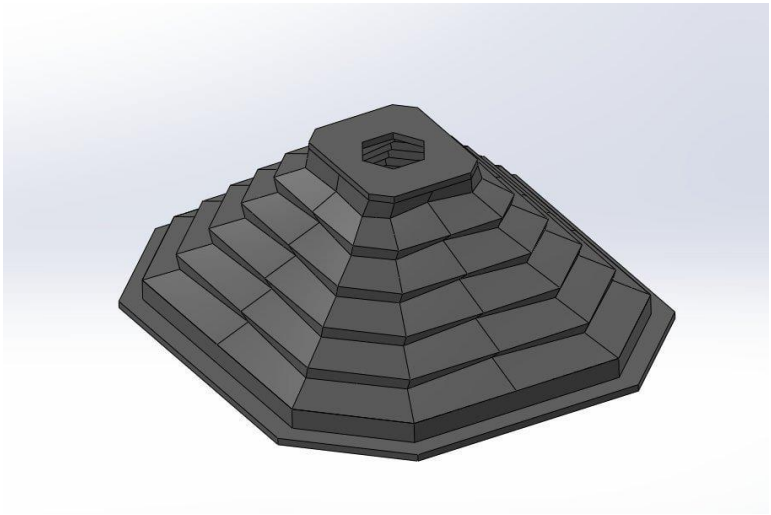


Рисунок 5.3 – Захисний еластичний кожух механічного вузла

5.3 Опис конструктиву пристрою

Механічний вузол закріплюється всередині корпусу не жорстко, а через чотири силіконові віброізолювальні демпфери, розташовані по кутах його основи (підрозділ 2.3). Таке кріплення виконує функцію віброізоляції: воно послаблює високочастотні вібрації, що передаються від двигунів і планера-носія до головної плати з інерціальним вимірювальним модулем, чим безпосередньо підвищує точність вимірювання орієнтації та якість стабілізації. Застосування силіконових демпферів як засобу боротьби з вібрацією є усталеним прийомом у бортовій техніці БПЛА: пружні елементи з силікону забезпечують високий коефіцієнт поглинання високочастотних вібрацій і працюють у широкому діапазоні температур [42]. Демпфери впресовуються у відповідні посадкові гнізда основи корпусу, які водночас задають положення механічного вузла

відносно осі симетрії корпусу. Вузол із встановленими демпферами та його кріплення показано на рисунку 5.4.

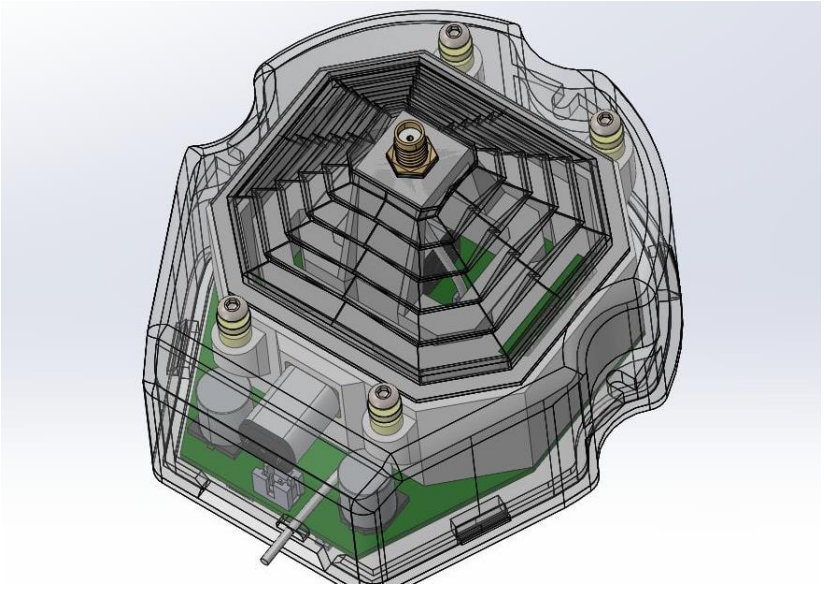


Рисунок 5.4 – Кріплення механічного вузла до корпусу через силіконові демпфери

Рознімне з’єднання основи корпусу та фіксацію відповідальних деталей реалізовано гвинтами, що вкручуються в латунні різьбові втулки, встановлені методом термозапресування. Латунну втулку з накаткою встановлюють у попередньо надрукований отвір розігрітим паяльником: термопласт навколо втулки розплавляється та затікає у профіль накатки, утворюючи після охолодження міцне нероз’ємне з’єднання з високою стійкістю до висмикування й провертання [43]. Порівняно з нарізанням різьби безпосередньо у пластику таке рішення дає значно вищий ресурс багаторазового загвинчування та унеможливлює зривання різьби, що критично для пристрою, який передбачає обслуговування й повторне складання. Діаметр бобишки під втулку прийнято не меншим за подвоєний діаметр втулки, що відповідає рекомендаціям щодо забезпечення достатньої міцності з’єднання [43]. Установлення латунної втулки та з’єднувального гвинта у перерізі показано на рисунку 5.5.

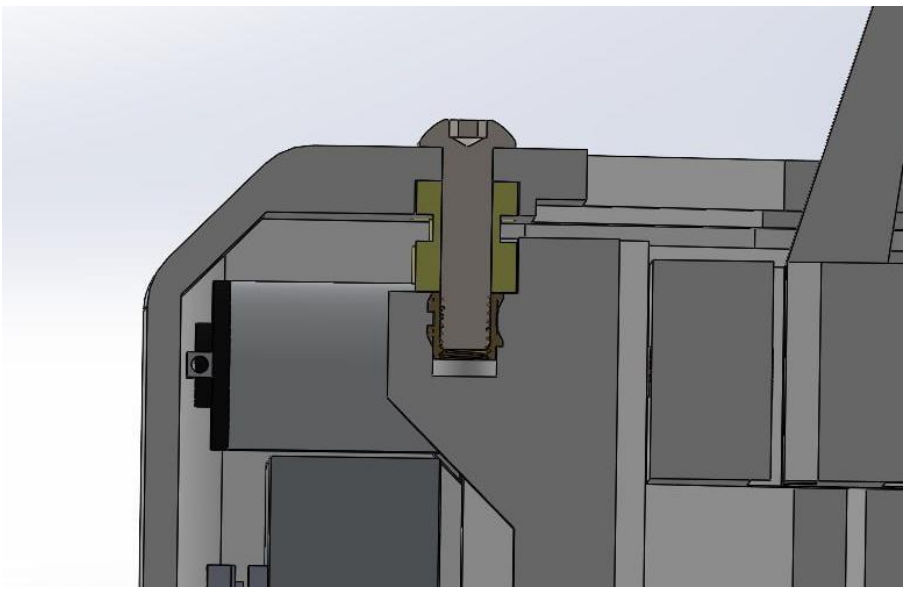


Рисунок 5.5 – Латунна різьбова втулка із гвинтом у перерізі

Нижню кришку корпусу приєднано до основи за допомогою защіпок, що дає змогу складати й розбирати корпус без застосування інструмента. Защіпки виконано у вигляді консольних (cantilever): пружний виступ із гачком на кінці деформується під час встановлення кришки та фіксується у відповідному пазі основи. Такий тип з’єднання є найпоширенішим для рознімних корпусів і добре реалізується у деталях з PETG, оскільки матеріал має достатню пружність і не є крихким [44]. Для запобігання концентрації напружень у місцях згину защіпок передбачено скруглення внутрішніх кутів, а величину гачка підібрано так, щоб забезпечити надійну фіксацію за збереження можливості багаторазового знімання кришки. Конструкцію защіпки нижньої кришки у перерізі наведено на рисунку 5.6.

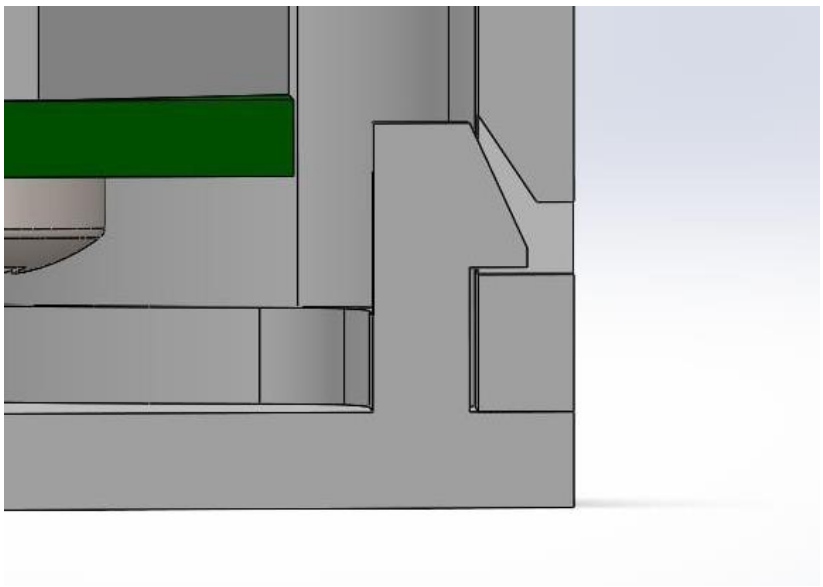


Рисунок 5.6 – Защіпка кріплення нижньої кришки у перерізі

У стінках основи корпусу передбачено технологічні отвори: бічний отвір під двигуном осі крену для виведення коаксіального фідера антени назовні та паз у передній стінці для виведення джгута живлення й інтерфейсу зв’язку з польотним контролером борта-носія. Для встановлення пристрою на планер по бічних сторонах корпусу виконано монтажні припливи («вуха») з отворами, що дають змогу закріпити пристрій на конструкції БПЛА.

Всенаправлену антену під’єднують до SMA-роз’єму, встановленого у верхній частині стабілізованої платформи, у центрі захисного кожуха. Роз’єм виведено крізь отвір у вершині кожуха так, що його різьбова частина залишається доступною ззовні для під’єднання антени, тоді як еластичний матеріал кожуха ущільнює місце виходу. Коаксіальний фідер від SMA-роз’єму вільно вкладається всередині механічного вузла й виводиться через бічний отвір основи корпусу, що унеможливлює його защемлення під час стабілізації. Кріплення SMA-роз’єму на стабілізованій платформі показано на рисунку 5.7.

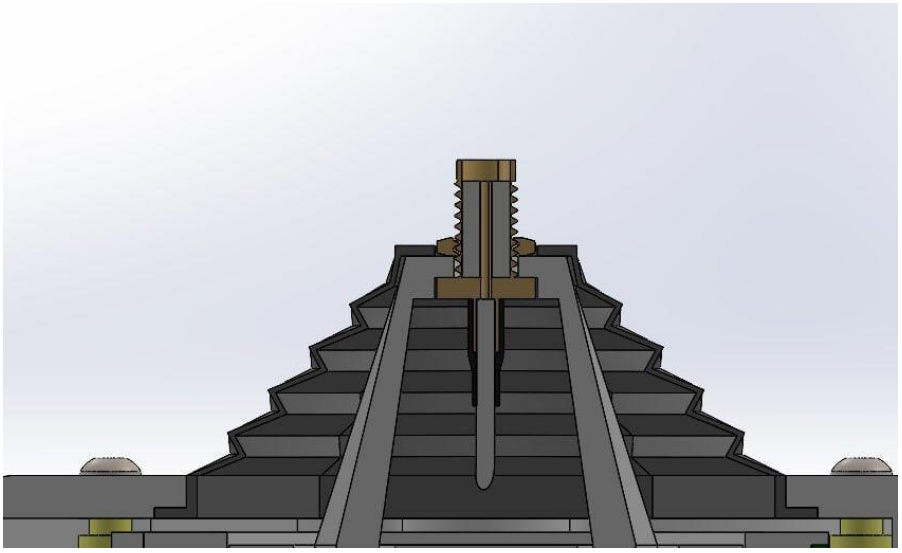


Рисунок 5.7 – Кріплення SMA-роз’єму на стабілізованій платформі у перерізі

На осях рамок підвісу розміщено плати магнітних енкодерів на базі мікросхеми AS5600: чутливу сторону мікросхеми орієнтовано до діаметрально намагніченого магніту, впресованого в латунну втулку осі, із витримуванням рекомендованого повітряного зазору. Плата енкодера встановлюється у підготовлене посадкове місце на рамці й фіксується саморізами, що забезпечує співвісність давача з магнітом. Розміщення плати магнітного енкодера на осі рамки показано на рисунку 5.8.

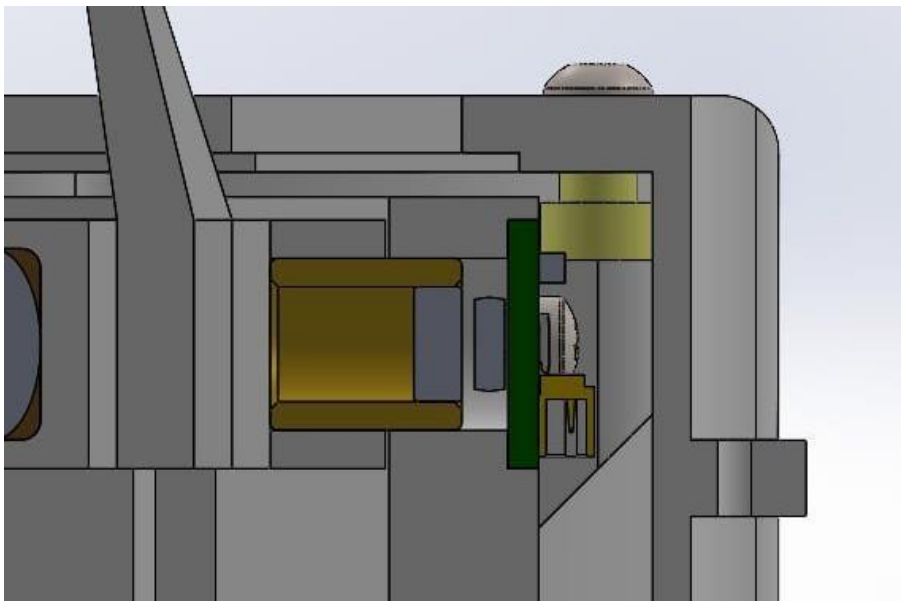


Рисунок 5.8 – Розміщення плати магнітного енкодера
на осі рамки підвісу

Таким чином, у результаті конструкторського етапу розроблено корпус пристрою стабілізації бортових антен, що складається з несучої основи та нижньої кришки з PETG, з’єднаних защіпками й гвинтами в латунних втулках, та еластичного захисного кожуха з TPU над рухомим механізмом. Корпус забезпечує віброізольоване кріплення механічного вузла, вільне відпрацювання кутів стабілізації, виведення антенного фідера й інтерфейсного джгута та встановлення пристрою на борт БПЛА за мінімальної маси конструкції. Основні габаритні параметри корпусу наведено в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1 — Основні габаритні параметри корпусу

Параметр	**Значення**
Довжина	100 мм
Ширина	92 мм
Висота основи пристрою	40 мм
Висота з встановленим кожухом та роз’ємом SMA	70 мм
Маса пристрою	193 г

6 ОПИС РОБОТИ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Програмне забезпечення (ПЗ) пристрою стабілізації реалізує замкнений контур керування, описаний у розділі 3: воно зчитує орієнтацію стабілізованої платформи, обчислює керуючу дію за законом ПІД-регулювання та формує сигнали керування двигунами осей карданного підвісу. ПЗ виконується на мікроконтролері STM32F030C8T6 (ядро ARM Cortex-M0), розроблене мовою C із використанням бібліотеки апаратної абстракції STM32 HAL у середовищі STM32CubeIDE; конфігурування виводів та периферії виконується засобами STM32CubeMX [47].

6.1 Загальна архітектура програмного забезпечення

З огляду на обмежені ресурси мікроконтролера Cortex-M0 та жорсткі вимоги до детермінованості контуру керування, ПЗ побудовано за схемою «суперцикл із перериванням реального часу» без застосування операційної системи реального часу. Некритичні до часу задачі (опитування інтерфейсу борта-носія, визначення режиму роботи, діагностика стану) виконуються у головному (фоновому) циклі, тоді як критичний контур керування запускається апаратним перериванням таймера з фіксованою частотою. Такий поділ гарантує сталий період дискретизації регулятора незалежно від тривалості фонових задач, що є необхідною умовою коректної роботи цифрового ПІД-регулятора.

Функціонально ПЗ поділено на програмні модулі, кожен з яких відповідає за окрему задачу: драйвери сенсорів (MPU-6050 та два AS5600), модуль сенсорної фузії, модуль ПІД-регулювання, драйвер двигунів TB6612FNG, модуль зв'язку та ядро-планувальник. Усі модулі взаємодіють з апаратурою через рівень STM32 HAL, який надає уніфікований інтерфейс до периферії GPIO, таймерів/ШІМ, шин I²C та USART [47]. Структурну схему програмних модулів та інформаційні зв'язки між ними наведено на рисунку 6.1.

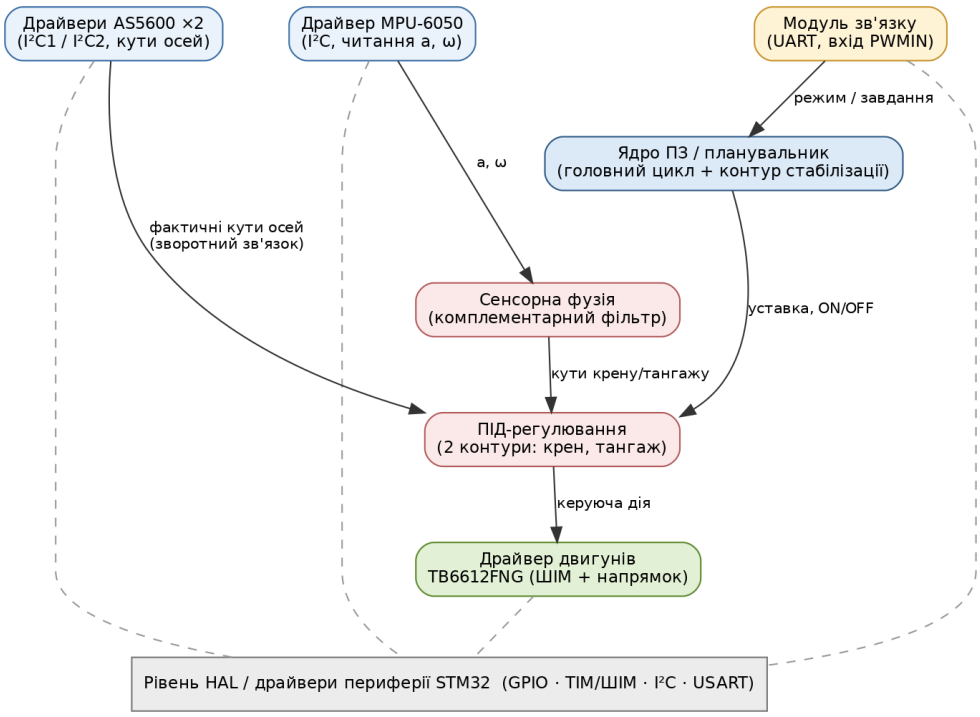


Рисунок 6.1 – Структурна схема програмних модулів пристрою

Потоки даних у ПЗ утворюють замкнений контур: драйвер MPU-6050 передає покази акселерометра та гіроскопа модулю сенсорної фузії, який обчислює поточні кути крену й тангажу; ці кути разом з уставкою від ядра надходять до модуля ПІД-регулювання, а фактичні кути осей від енкодерів AS5600 утворюють зворотний зв'язок. Вихід ПІД-регулятора подається на драйвер двигунів TB6612FNG, який відпрацьовує керуючу дію. Модуль зв'язку приймає від борта-носія сигнал режиму та передає його ядру, що задає уставку й перемикає режим роботи.

6.2 Ініціалізація

Після подачі живлення або скидання мікроконтролер виконує блок ініціалізації: налаштовує систему тактування, виводи GPIO, канали ШІМ таймера для керування драйвером двигунів, дві шини I²C (для MPU-6050 та енкодерів), модуль USART для зв'язку з польотним контролером і таймерне переривання контуру керування. Поділ енкодерів AS5600 на дві окремі шини I²C зумовлений однаковою фіксованою адресою 0x36 обох мікросхем (підрозділ 3.3). Після завершення ініціалізації запускається таймер контуру, і програма

переходить до обробника режимів роботи; за замовчуванням, до отримання дійсного сигналу режиму від борта-носія, пристрій перебуває у режимі фіксації платформи в нульових положеннях, що є безпечним станом.

6.3 Алгоритм роботи та контури керування

Узагальнений алгоритм роботи ПЗ наведено на рисунку 6.2. Контур керування виконується в обробнику переривання таймера з періодом T: на кожному кроці зчитуються покази сенсорів, після чого, залежно від поточного режиму роботи, виконується одна з трьох гілок обробки — калібрування, стабілізація або фіксація.

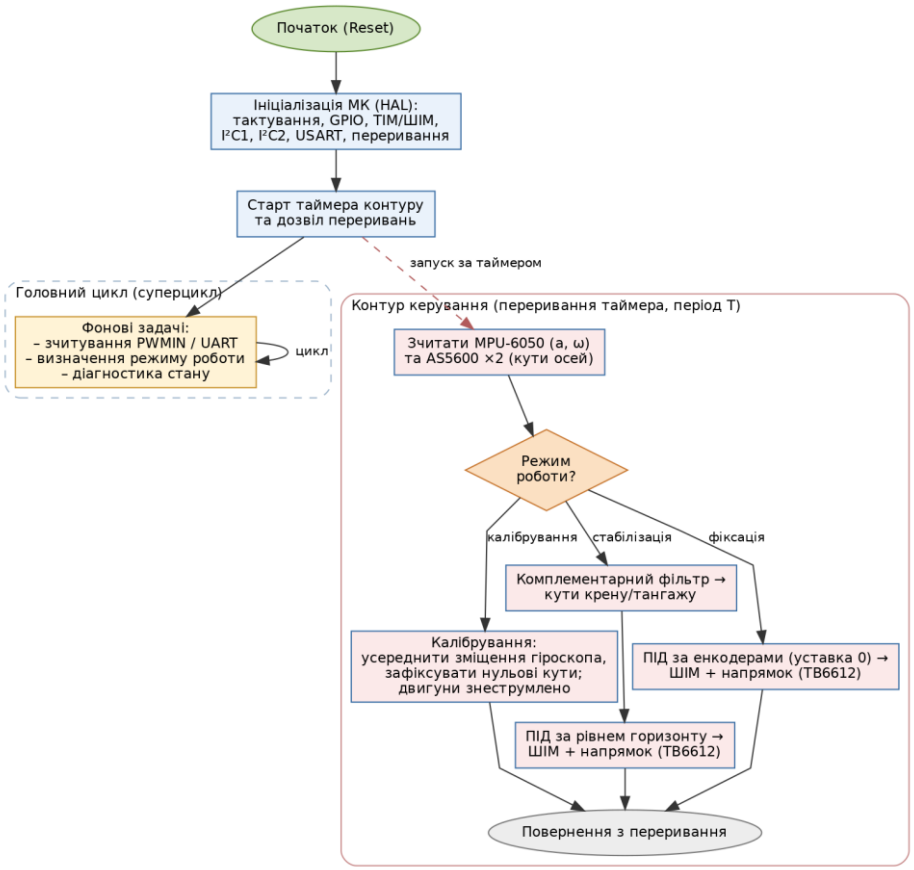


Рисунок 6.2 – Блок-схема алгоритму роботи програми

На кожному кроці зчитуються покази акселерометра та гіроскопа MPU-6050. За показами акселерометра обчислюються кути нахилу відносно вектора сили тяжіння (крен і тангаж) як арктангенси відношень відповідних проекцій прискорення; ці кути не накопичують дрейфу, але зашумлені та чутливі до лінійних прискорень планера. Покази гіроскопа дають кутову

швидкість, інтегрування якої за період T дає приріст кута — такий кут має низький шум на коротких інтервалах, але поступово накопичує дрейф [45].

Для отримання стійкої оцінки кутів обидва джерела поєднують комплементарним фільтром, який об'єднує високочастотну складову гіроскопа з низькочастотною складовою акселерометра. Оцінку кута на кожному кроці обчислюють за виразом

$$\theta = \alpha \cdot (\theta' + \omega \cdot T) + (1 - \alpha) \cdot \theta_{\text{акс}}\,, \tag{6.1}$$

де θ — оцінений кут (крену або тангажу); θ′ — оцінка на попередньому кроці; ω — кутова швидкість від гіроскопа; T — період дискретизації контуру; $\theta_{\text{акс}}$— кут, обчислений за акселерометром; α — ваговий коефіцієнт, близький до одиниці (типово 0,98) [45]. Фільтр застосовується незалежно до каналів крену та тангажу.

Обчислені кути є вхідною величиною двох незалежних контурів ПІД-регулювання. Для кожної осі визначається помилка e як різниця між заданим кутом (уставкою) та поточним кутом, а керуючу дію формують як суму пропорційної, інтегральної та диференціальної складових:

$$u = Kp \cdot e + Ki \cdot \int e\, dt + Kd \cdot \frac{de}{dt}\,, \tag{6.2}$$

де Kp, Ki, Kd — коефіцієнти підсилення відповідних складових [46]. Пропорційна складова забезпечує реакцію, пропорційну поточному відхиленню; інтегральна усуває статичну похибку; диференціальна демпфірує коливання, реагуючи на швидкість зміни помилки [46]. У цифровій реалізації інтеграл замінюється накопичувальною сумою, а похідна — скінченною різницею помилок на сусідніх кроках.

Описане оцінювання кутів та ПІД-регулювання застосовується у режимі стабілізації, де уставкою слугує положення за рівнем горизонту. У режимі фіксації платформи в нульових положеннях ПІД-контури працюють за тим самим законом (6.2), однак як поточну величину використовують безпосередньо кути осей від енкодерів AS5600, а уставкою є їхні нульові (опорні) значення, зафіксовані під час калібрування; завдяки цьому антена утримується в

механічно нейтральному положенні незалежно від орієнтації борта-носія і без використання показів IMU.

В активних режимах знак і модуль керуючої дії u визначають напрямок обертання та коефіцієнт заповнення ШІМ для відповідного каналу драйвера TB6612FNG. Зворотний зв'язок за фактичним кутом осі забезпечують магнітні енкодери AS5600, покази яких дають змогу знати положення механіки одразу після ввімкнення живлення, без процедури пошуку нульового положення (підрозділ 3.3). Сформовані сигнали ШІМ і напрямку подаються на драйвер, який повертає антену в потрібному напрямку, після чого обробник переривання завершується до настання наступного періоду T.

6.4 Режими роботи пристрою

Пристрій передбачає три режими роботи, що перемикаються керуючим сигналом PWMIN від польотного контролера борта-носія (за потреби — командами по інтерфейсу UART): калібрування, стабілізація та фіксація платформи в нульових положеннях. Логіку перемикання режимів описує діаграма станів на рисунку 6.3.

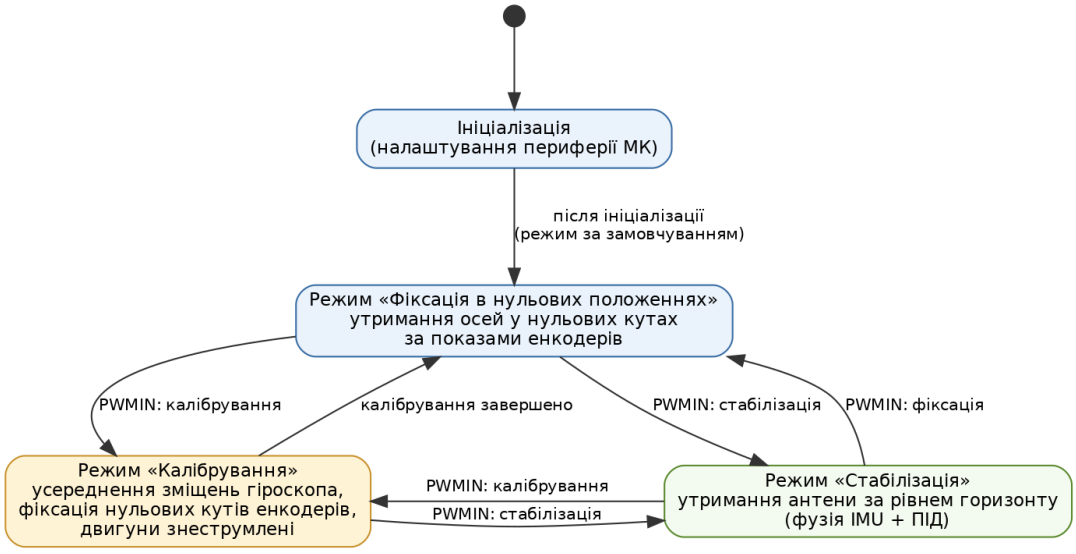


Рисунок 6.3 – Діаграма станів пристрою

У режимі калібрування виконується підготовка давачів до роботи: впродовж заданого часу нерухомого стану накопичуються та усереднюються покази гіроскопа MPU-6050 — отримане середнє приймається за зміщення нуля

(offset), яке надалі віднімається від кожного відліку кутової швидкості й усуває систематичний дрейф інтегрованого кута. Одночасно зчитуються початкові абсолютні кути обох енкодерів AS5600, що приймаються за нульове (опорне) положення осей крену й тангажу. На час калібрування двигуни знеструмлено. Калібрування винесено в окремий режим, оскільки воно потребує нерухомості пристрою й виконується за потреби (зокрема після монтажу або зміни нульового положення), а не як обов'язковий етап кожного запуску.

У режимі стабілізації безперервно відпрацьовує контур керування за алгоритмом підрозділу 6.3: оцінені комплементарним фільтром кути крену й тангажу порівнюються з положенням за рівнем горизонту, а ПІД-регулятори повертають антену у вертикаль, компенсуючи нахили борта-носія.

У режимі фіксації платформи в нульових положеннях ПІД-контури утримують осі підвісу в зафіксованих під час калібрування нульових кутах за показами енкодерів, не використовуючи IMU. Цей режим утримує антену в механічно нейтральному положенні та слугує безпечним станом за замовчуванням після ввімкнення живлення.

Такий поділ на три режими забезпечує гнучке керування поведінкою антени з боку борта-носія: окреме калібрування за потреби, активну стабілізацію під час польоту та надійне утримання нейтралі поза робочими ділянками.

ВИСНОВКИ

У дипломному проєкті розв’язано актуальну задачу підвищення стійкості міжбортового радіозв’язку у роях БПЛА за рахунок активної стабілізації орієнтації всенаправлених бортових антен. Мети досягнуто: розроблено пристрій вертикальної стабілізації, що утримує антену за креном і тангажем за маси й енергоспоживання, сумісних з ресурсами легкого БПЛА. На відміну від наявних рішень — орієнтованих або на вузькоспрямовані антени, або на важкі й енергоємні платформи — пристрій заповнює виявлену нішу й відповідає сучасному рівню засобів стабілізації корисного навантаження. Ефективність підходу підтверджено кількісно: для колінеарної антени 6 дБі за крену борта 20° узгоджена орієнтація дає виграш у запасі лінії близько 5,5 дБ (приблизно вдвічі більша дальність або у 3,5 раза менша потужність передавача.

Принципові рішення прийнято за результатами багатокритеріального аналізу. Методом зваженої матриці обрано аксіально-радіальну кінематичну схему, що забезпечує компактність, мінімум рухомих ланок і розв’язаність осей керування. Аналогічно обґрунтовано вибір актуатора — колекторного двигуна з редуктором із запасом за моментом близько 7,5 раза та за швидкістю 2,9 раза відносно розрахованих вимог.

Практичним результатом є створення нового бортового вимірювально-керувального модуля з власною системою вимірювання кутів: магнітні енкодери AS5600 забезпечують абсолютне вимірювання з роздільною здатністю 0,088°, що у 6–11 разів перевищує типову точність орієнтації за даними інерціального модуля. Електроніку побудовано на мікроконтролері STM32F030C8T6, модулі MPU-6050 і драйвері TB6612FNG, а програмне забезпечення реалізує замкнений контур із комплементарною фузією сенсорів і двома ПІД-регуляторами та підтримує режими калібрування, стабілізації й фіксації.

Конструктив доведено до рівня виготовлення: тривимірну модель створено в SolidWorks, дві двошарові плати — в Altium Designer. Кінцевий виріб

має габарити 100 × 92 × 70 мм і масу лише 193 г.

Сформовано повний комплект конструкторської документації, що відповідає стадії готового до прототипування рішення. Результати можуть бути використані під час створення бортового радіозв'язкового обладнання роїв БПЛА військового та подвійного призначення, а також у суміжних галузях, де потрібне утримання сталої орієнтації антенних чи сенсорних модулів на рухомих носіях. Науково-технічна значущість роботи полягає у формалізованій методиці обґрунтованого вибору кінематики та елементної бази й у кількісному обґрунтуванні стабілізації через енергетичний бюджет радіолінії побудові пристрою на доступних локальних компонентах за низької собівартості, що сприяє імпортозаміщенню та підвищенню стійкості зв'язку безпілотної техніки.

Доцільним є продовження досліджень за цією тематикою: випробування пристрою у складі реального БПЛА з оцінюванням динамічної точності та вібростійкості, оптимізація коефіцієнтів регуляторів і фільтра, мініатюризація вузлів та інтеграція з протоколами польотних контролерів; закладена модульна архітектура дає змогу масштабувати пристрій без повного перепроєктування. Таким чином, завдання дипломного проєкту виконано повністю, а отриманий результат — працездатний, технічно обґрунтований і перспективний пристрій стабілізації бортових антен — створює фундамент для його подальшого впровадження в реальні системи бортового зв'язку.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Пристрої надвисоких частот та антени : методичні матеріали / Радіотехнічний факультет. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського. URL: https://ela.kpi.ua/items/9849df54- 689c-4751-8416-41b8453aeaeb (дата звернення: 06.06.2026).
2. Reed G. Choosing the Right Antenna: Sector vs. OmniDirectional. AntennaGear LLC : вебсайт. 24.02.2026. URL: https://antennagear.net/blog/choosing-the-right-antenna-sector-vs-omnidirectional/ (дата звернення: 06.06.2026).
3. Balanis C. A. Antenna Theory: Analysis and Design. 4th ed. Hoboken : John Wiley & Sons, 2016. 1072 p.
4. Пільтяй С. І. Електродинаміка та поширення радіохвиль : конспект лекцій. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського. URL: https://ela.kpi.ua/items/334a8788-aad7-4b91-b84b-df7bd663bd61 (дата звернення: 06.06.2026).
5. Badi M., Wensowitch J., Rajan D., Camp J. Experimental Evaluation of Antenna Polarization and Elevation Effects on Drone Communications. Proceedings of the 22nd International ACM Conference on Modeling, Analysis and Simulation of Wireless and Mobile Systems (MSWiM 19). New York : ACM, 2019. P. 211–220. DOI: 10.1145/3345768.3355916.
6. Chen J., Raye D., Khawaja W., Sinha P., Guvenc I. Impact of 3D UWB Antenna Radiation Pattern on Air-to-Ground Drone Connectivity : preprint. arXiv:1810.01442. 2018. DOI: 10.48550/arXiv.1810.01442.
7. The Link Budget and Fade Margin : application note 3RF-F. Logan, Utah : Campbell Scientific, Inc., 2016. 13 p. URL: https://s.campbellsci.com/documents/us/technical-papers/link-budget.pdf (дата звернення: 10.05.2026).
8. Khawaja W., Ozdemir O., Erden F., Guvenc I., Matolak D. W. Ultra-Wideband Air-to-Ground Propagation Channel Characterization in an Open

Area. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2020. Vol. 56, No. 6. P. 4533–4555. arXiv:1906.04013.

9. Ретранслятор Vilne-nebo Nostormo. Офіційний сайт компанії Vilne-nebo. URL: https://vilne-nebo.com.ua/ (дата звернення: 22.05.2026).
10. Buchi A., Espeland J., Gupta R. K. U. Gimbal stabilisation system: Patent US 2023/0313938 A1; appl. 18/021,378; filed Feb. 14, 2023; pub. Oct. 5, 2023. Quadsat APS. 35 p.
11. MPT I Series. TRIYSYS Pan and Tilt Units. URL: https://www.triysys.com/product/mpt-i-series (дата звернення: 22.05.2026).
12. CSM 40 Compact Stabilization Mount. Datasheet. Jena: SOMAG AG, 2025. 2 p. URL: https://www.somag-ag.de/products/csm-40 (дата звернення: 22.05.2026).
13. RSM 50 Ruggedized Stabilization Mount. Datasheet. Jena: SOMAG AG, 2023. 2 p. URL: https://www.somag-ag.de/products/rsm-50 (дата звернення: 22.05.2026).
14. Oosthuizen C., Djouani K., Du S. Modelling and stabilizing control of a two-axis gimbal for an unmanned aerial vehicle. World Journal of Advanced Engineering Technology and Sciences. 2023. Vol. 9, Iss. 2. P. 251–275. DOI: 10.30574/wjaets.2023.9.2.0227.
15. Wen T., Xiang B. The airborne inertially stabilized platform suspend by an axial-radial integrated active magnetic actuator system. Journal of Advanced Research. 2021. Vol. 31. P. 191–205. DOI: 10.1016/j.jare.2021.01.002.
16. Merlet J.-P. Parallel Robots. 2nd ed. Dordrecht : Springer, 2006. 402 p.
17. Bonev I. The true origins of parallel robots. ParalleMIC: The Parallel Mechanisms Information Center. 2003. URL: https://www.parallemic.org/Reviews/Review007.html (дата звернення: 24.05.2026).

18. Iqbal S., Bhatti A. I., Akhtar M., Ullah S. Design and robustness evaluation of an H-infinity loop shaping controller for a 2DOF stabilized platform. Proceedings of the European Control Conference (ECC). Kos, Greece, July 2–5, 2007. P. 2098–2104.
19. Tsai L.-W. Robot Analysis: The Mechanics of Serial and Parallel Manipulators. New York : John Wiley & Sons, 1999. 520 p.
20. Pugh S. Total Design: Integrated Methods for Successful Product Engineering. Wokingham : Addison-Wesley, 1991. 278 p.
21. Сервопривод SG90 2кг 180°. Arduino. URL: https://arduino.ua/ru/prod416-servoprivod-sg90-2kg (дата звернення: 24.05.2026).
22. Servo vs. Stepper vs. Brushless DC Motors. E-JPC. URL: https://www.e-jpc.com/servo-stepper-brushless-dc-motors (дата звернення: 24.05.2026).
23. Кроковий двигун Jkongmotor NEMA17. Arduino. URL: https://arduino.ua/prod1763-shagovii-dvigatel-nema17-jk42hs40-1704 (дата звернення: 24.05.2026).
24. Brushless DC Motors (BLDC Motors) vs. Servo Motors vs. Inverters. Oriental Motor. URL: https://www.orientalmotor.com/brushless-dc-motors-gear-motors/technology/brushless-dc-motors-servo-motors-inverter.html (дата звернення: 24.05.2026).
25. GB2208 Gimbal Type 3-4S UAV Drone Motor KV128 T-Motor. Defender. URL: https://defender.in.ua/gb2208-gimbal-type-3-4s-uav-drone-motor-kv128-t-motor (дата звернення: 24.05.2026).
26. Мінімотор із редуктором 12VDC, 60 об/хв (12GAN20-298-60rpm-6-12VDC). Інтернет-магазин «Космодром». URL: https://www.kosmodrom.ua/ (дата звернення: 23.05.2026).
27. AS5600. 12-Bit Programmable Contactless Potentiometer : datasheet. Premstaetten : ams AG, 2018. 30 p.

28. LM2596, LM2596HV. SIMPLE SWITCHER Power Converter 150 kHz 3 A Step-Down Voltage Regulator [Електронний ресурс] : datasheet : SNVS124G / Texas Instruments Incorporated. — Dallas, Texas : Texas Instruments, 2021. — URL: https://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm2596.pdf (дата звернення: 20.05.2026).
29. AMS1117. 1A Low Dropout Voltage Regulator [Електронний ресурс] : datasheet / Advanced Monolithic Systems, Inc. — Sunnyvale, California : Advanced Monolithic Systems, [б. р.]. — Режим доступу: http://www.advanced-monolithic.com/pdf/ds1117.pdf (дата звернення: 20.05.2026).
30. Плата розробника STM32F103C8T6 ARM STM32. Arduino. URL: https://arduino.ua/prod1328-plata-razrabotchika-stm32f103c8t6-arm-stm32-minimalnaya-konfigyraciya (дата звернення: 24.05.2026).
31. STM32F103x8, STM32F103xB [Електронний ресурс] : datasheet : DS5319 Rev 20 / STMicroelectronics. — Geneva : STMicroelectronics, 2025. — URL: https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f103c8.pdf (дата звернення: 20.05.2026).
32. MPU6050 Accelerometer and Gyro 6DOF 3-Axis Sensor Module. Інтернет-магазин «eleberric». URL: https://eleberric.com/product/mpu6050-accelerometer-and-gyro-sensor-module/ (дата звернення: 20.05.2026).
33. MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification [Електронний ресурс] : datasheet : PS-MPU-6000A-00, Rev. 3.4 / InvenSense Inc. — Sunnyvale, California : InvenSense, 2013. — 52 p. — URL: https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf (дата звернення: 20.05.2026).
34. AS5600. Programmable 12-Bit High Resolution Contactless Potentiometer [Електронний ресурс] : datasheet : AS5600_DS000365, Версія 5-00 / ams AG. — Premstätten : ams AG, 2023. — URL: https://ams.com/documents/20143/36005/AS5600_DS000365_5-00.pdf (дата звернення: 20.05.2026).

35. Prabhu A. Controlling DC Motors with TB6612FNG and Arduino [Електронний ресурс] // Last Minute Engineers. — 2026. — URL: https://lastminuteengineers.com/tb6612fng-dc-motor-control-arduino-tutorial/ (дата звернення: 20.05.2026).
36. TB6612FNG. Driver IC for Dual DC motor [Електронний ресурс] : datasheet / Toshiba Electronic Devices & Storage Corporation. — Tokyo : Toshiba Electronic Devices & Storage Corporation, 2014. — URL: https://toshiba.semicon-storage.com/info/TB6612FNG_datasheet_en_20141001.pdf (дата звернення: 20.05.2026).
37. PCB Trace Width Calculator - PCB Prototype the Easy Way - PCBWay. *China PCB Prototype & Fabrication Manufacturer - PCB Prototype the Easy Way*. [Електронний ресурс] URL: https://www.pcbway.com/pcb_prototype/trace-width-calculator.html (дата звернення: 26.05.2026).
38. Comparison of the strength of popular thermoplastic materials used in 3D printing – PLA, ABS and PET-G. ResearchGate, 2024. URL: https://www.researchgate.net/publication/382404772 (дата звернення: 30.05.2026).
39. PETG vs. PLA: Strength and Printing Comparison. Xometry. URL: https://www.xometry.com/resources/3d-printing/petg-vs-pla-3d-printing/ (дата звернення: 30.05.2026).
40. What is TPU Filament in 3D Printing? Material Properties and Applications. Wevolver. URL: https://www.wevolver.com/article/what-is-tpu-material-in-3d-printing-material-properties-applications-and-technologies (дата звернення: 30.05.2026).
41. Flexible materials. Prusa Knowledge Base. URL: https://help.prusa3d.com/article/flexible-materials_2057 (дата звернення: 30.05.2026).

42. Vibration Damping. ArduPilot Copter Documentation. URL: https://ardupilot.org/copter/docs/common-vibration-damping.html (дата звернення: 30.05.2026).
43. Pull-out resistance of threaded inserts: Testing and Results. Sculpteo 3D Learning Hub. URL: https://www.sculpteo.com/en/3d-learning-hub/design-guidelines/pull-out-resistance-of-threaded-inserts-testing-and-results/ (дата звернення: 30.05.2026).
44. How to Design and 3D Print Snap-Fit Joints for Enclosures, Boxes, Lids, and More. Formlabs. URL: https://formlabs.com/blog/designing-3d-printed-snap-fit-enclosures/ (дата звернення: 31.05.2026).
45. Sensor Fusion Algorithm by Complementary Filter for Attitude Estimation of Quadrotor with Low-cost IMU. URL: https://www.academia.edu/43958689 (дата звернення: 3.06.2026).
46. Tuning Fundamentals: Basics of Proportional-Integral-Derivative Control. Control Engineering. URL: https://www.controleng.com/tuning-fundamentals-basics-of-proportional-integral-derivative-control/ (дата звернення: 3.06.2026).
47. UM1785. Description of STM32F0 HAL and low-layer drivers. STMicroelectronics. URL: https://www.st.com/resource/en/user_manual/um1785-description-of-stm32f0-hal-and-lowlayer-drivers-stmicroelectronics.pdf (дата звернення: 3.06.2026)

ДОДАТОК А. ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

Міністерство освіти і науки України

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Радіотехнічний факультет

Кафедра прикладної радіоелектроніки

ПОГОДЖЕНО
Асистент, Лемеха В.О.
(керівник)

_____
(підпис)

ЗАТВЕРДЖЕНО
Професор, к.т.н., Мовчанюк А.В.
(завідувач кафедри прикладної радіоелектроніки)

_____
(підпис)

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

ДЛЯ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

«Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен»

Марієнко А. О.

(виконавець)

_____

(підпис)

Київ – 2026

					РЕ22.421413.001 ТЗ		
ЗМ.	Лис	№ докум.	Підпис	Дата			
Розробив		Марієнко			Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен	Літ.	Лист 1 / Листів 5
Перевірив		Лемеха В.О					
Н. Контр.						РЕ-22, РТФ, НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського»	
затвердив		Лемеха В.О.					

1. НАЗВА, ШИФР ТА ПІДСТАВА ДЛЯ ВИКОНАННЯ

Назва проєкту: «Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен».

Шифр проєкту: РЕ22.421413.001.

Підстава для виконання: завдання, видане кафедрою прикладної радіоелектроніки радіотехнічного факультету КПІ ім. Ігоря Сікорського відповідно до навчального плану; виконання дипломного проєкту.

2. ВИКОНАВЕЦЬ

Виконавець дипломного проєкту — Марієнко Андрій Олександрович.

3. ПРИЗНАЧЕННЯ ВИРОБУ ТА МЕТА ПРОЄКТУ

Призначення виробу: пристрій призначений для активної стабілізації просторової орієнтації бортової всенаправленої антени за креном і тангажем на безпілотних літальних апаратах (БПЛА) з метою забезпечення стійкого широкосмугового міжбортового радіозв’язку у складі роєвих (групових) систем. Пристрій орієнтований на встановлення на легкі та середні БПЛА військового і подвійного призначення.

Мета проєкту: розроблення конструкції та схемотехнічного рішення компактного малогабаритного пристрою стабілізації бортових антен з мінімальними масою та енергоспоживанням на базі поширеної електронної компонентної бази, а також оформлення комплекту конструкторської документації.

4. ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ

4.1. Вимоги призначення

Діапазон напруги живлення: 12…44,4В (від бортової акумуляторної батареї носія);

Кількість осей стабілізації: дві (крен і тангаж);

Маса корисного навантаження (антени): 0,1–0,3 кг;

Діапазое компенсації кута нахилу борта-носія за обома осями: -20°…+20°;

Інтерфейси зв’язку з польотним контролером борта-носія: UART, керуючий ШІМ- сигнал;

Тип антенного з’єднувача: SMA.

4.2. Вимоги життєздатності та стійкості до зовнішніх факторів

Кліматичне виконання виробу — ТУ1.1 (експлуатація на відкритому повітрі), помірно-холодний клімат згідно ГОСТ 15150-69;

Конструкція повинна зберігати працездатність за умов вібрацій та ударних навантажень планера-носія, відповідно, захист від механічних пошкоджень – IK06 (згідно IEC62262);

Ступінь захисту оболонки — не нижче IP54 (захист від пилу та бризок) згідно ДСТУ IEC 60529:2019.

4.3. Вимоги надійності

Пристрій повинен бути відновлюваним і ремонтопридатним в умовах локальних сервісних майстерень згідно з ДСТУ 2860-94;

Середній час напрацювання на відмову — не менше 1000 годин;

4.4. Вимоги до конструкції

Габаритні розміри пристрою (Д×Ш×В) без встановленого корисного навантаження: не більше 100×100×90 мм;

Маса пристрою без корисного навантаження: не більше 250 г;

Несучі деталі механізму та корпус виготовляються методом FDM 3D-друку;

Електронні вузли розміщуються на друкованих платах;

Конструкція повинна передбачати монтажні елементи для надійного кріплення пристрою на планер БПЛА.

4.5. Вимоги до технологічності

Пристрій має бути оптимізований під умови дрібносерійного локального виробництва;

Конструкція повинна базуватися на поширених радіоелектронних компонентах, що серійно випускаються та доступні на локальному ринку;

Деталі корпусу й механічного вузла мають бути придатними до виготовлення методом FDM 3D-друку

5. ВИМОГИ ДО ДИЗАЙНУ ТА ЕРГОНОМІЧНОСТІ

Корпус пристрою повинен мати компактну обтічну форму, що мінімізує габарити та аеродинамічний опір на борту носія;

Рухому стабілізовану платформу слід захистити кожухом, який не перешкоджає відпрацюванню робочих кутів;

Маса й габарити конструкції повинні бути мінімальними для збереження льотних характеристик носія.

6. ВИМОГИ ДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ, ЗРУЧНОСТІ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТУ

Пристрій має працювати в діапазоні температур від −25 °C до +45 °C за відносної вологості до 80 %;

Конструкція корпусу повинна забезпечувати легкий доступ до друкованих плат і вузлів для діагностичних та ремонтних робіт;

Пристрій не повинен потребувати спеціалізованого регламентного технічного обслуговування, окрім періодичного огляду стану.

7. ВИМОГИ ДО ВЗАЄМОЗАМІННОСТІ

При проєктуванні топології друкованих плат необхідно застосовувати стандартні корпуси елементів, що дозволяє швидко замінювати несправні вузли на аналогічні без зміни конструкції плати;

Для збирання конструкції та фіксації плат слід використовувати стандартизовані кріпильні вироби поширених метричних номіналів.

8. ВИМОГИ БЕЗПЕКИ ЖИТТЯ, ЗДОРОВ’Я, МАЙНА ГРОМАДЯН ТА ОХОРОНИ ДОВКІЛЛЯ

Пристрій повинен відповідати III класу захисту від ураження електричним струмом згідно з ДСТУ IEC 61140:2015;

Після ввімкнення живлення пристрій повинен переходити у безпечний стан;

Утилізація електронних компонентів здійснюється відповідно до вимог щодо промислових відходів за ГОСТ 30773-2001.

9. ТРАНСПОРТУВАННЯ ТА ЗБЕРІГАННЯ

Транспортувати виріб допускається автомобільним, залізничним та авіаційним видами транспорту в упакованому вигляді;

Під час зберігання та транспортування слід уникати надмірної вологості, надмірно високих чи низьких температур та їх різких перепадів;

10. ВИМОГИ ДО СИРОВИНИ, МАТЕРІАЛІВ І ПОКУПНИХ КОМПЛЕКТУВАЛЬНИХ ВИРОБІВ

У конструкції повинні використовуватися компонентна база та матеріали, що є поширеними на ринку, випускаються серійно та дозволені до застосування в РЕА загального призначення;

11. ВИМОГИ ДО КОНСЕРВАЦІЇ, ПАКУВАННЯ І МАРКУВАННЯ

Консервація пристрою не передбачена;

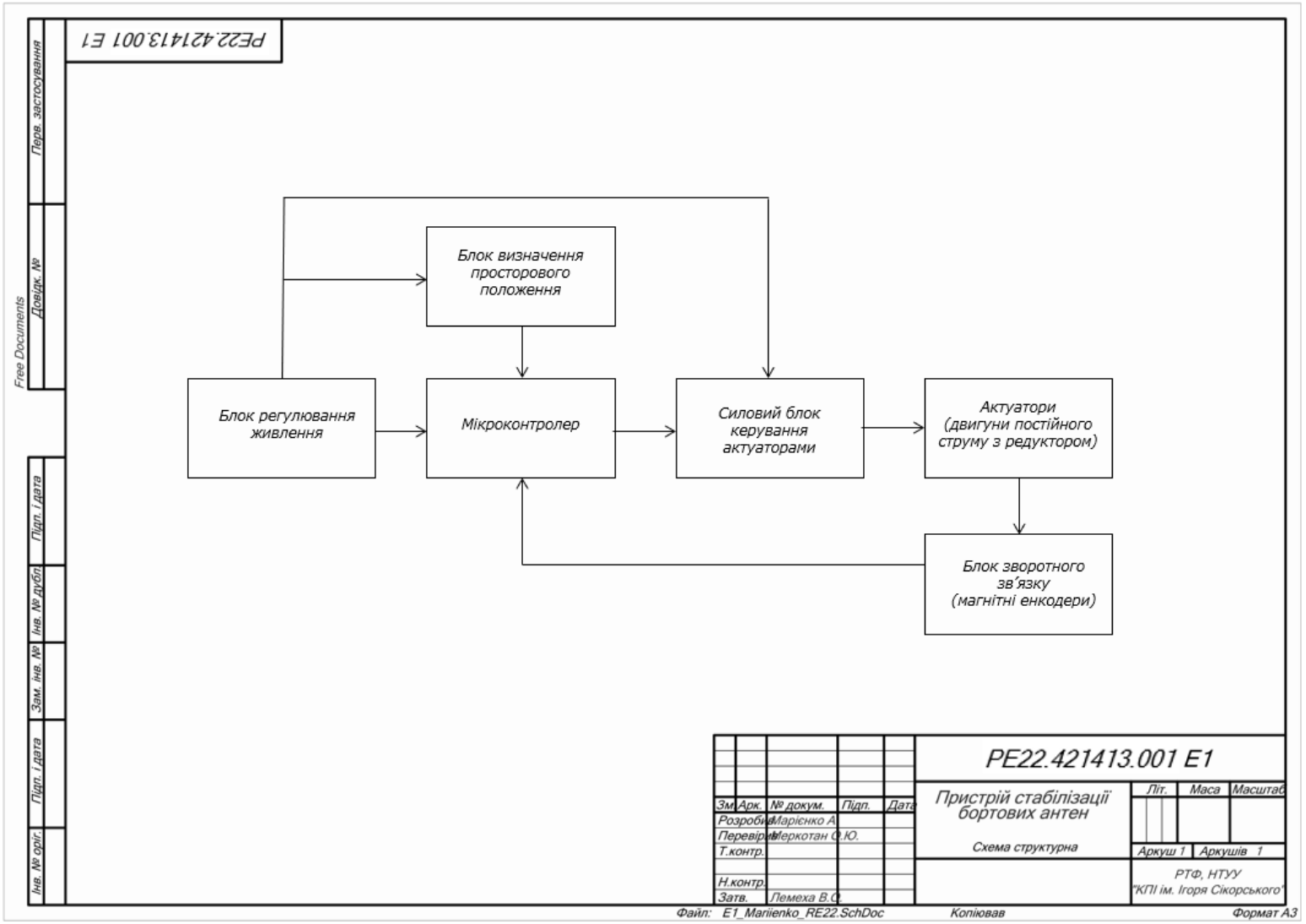
Пакування повинно мати достатню міцність, що забезпечується картонною коробкою з внутрішнім ложементом та пакувальною плівкою, для захисту виробу при транспортуванні.

12. ВИМОГИ ДО РОЗРОБЛЮВАНОЇ ДОКУМЕНТАЦІЇ

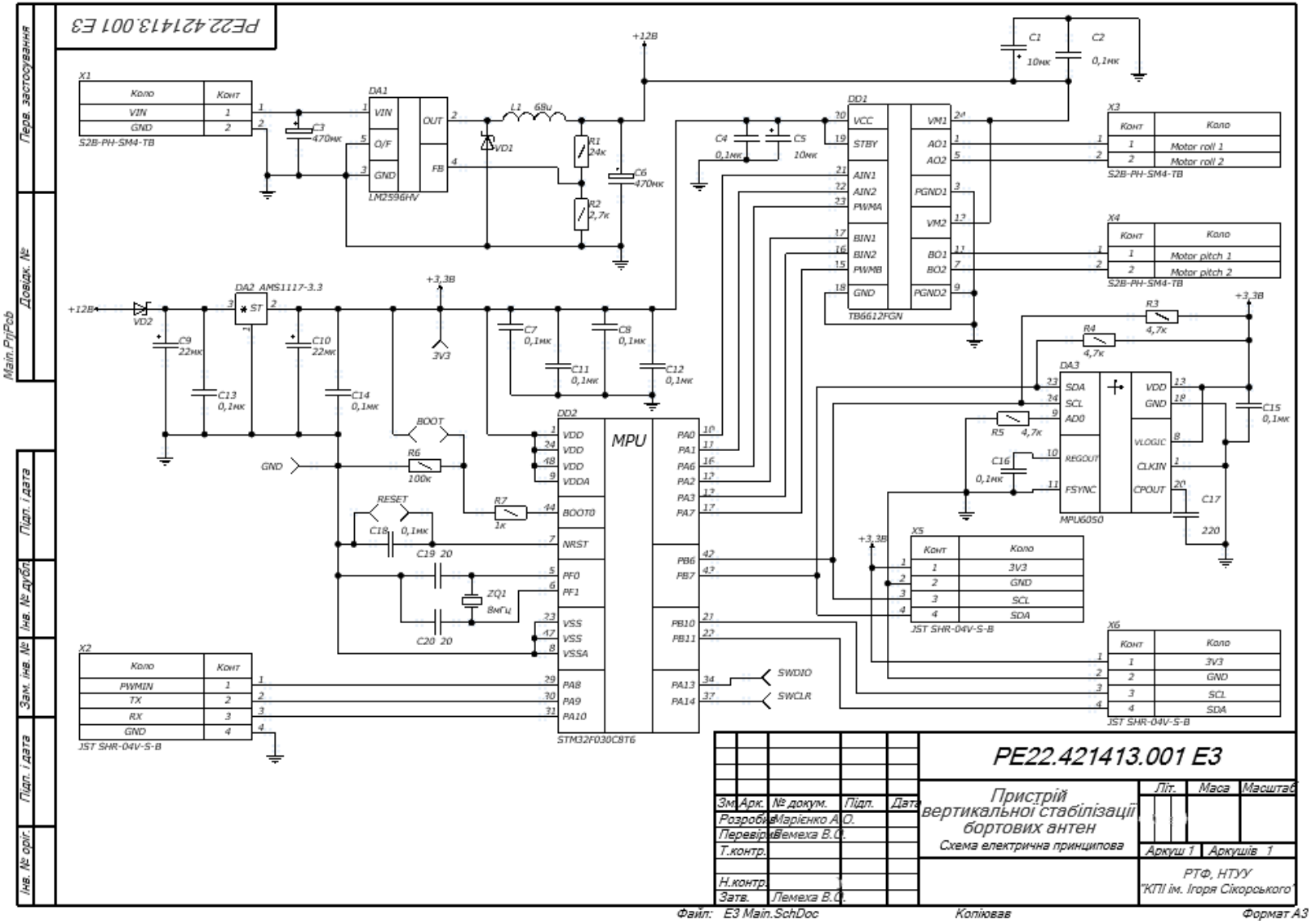
Документація оформлюється згідно з ЄСКД та ДСТУ 3008:2015;

Комплект графічного матеріалу: схема структурна, схема електрична принципова, креслення друкованих плат, складальний кресленик друкованих плат, складальне креслення пристрою, перелік елементів.

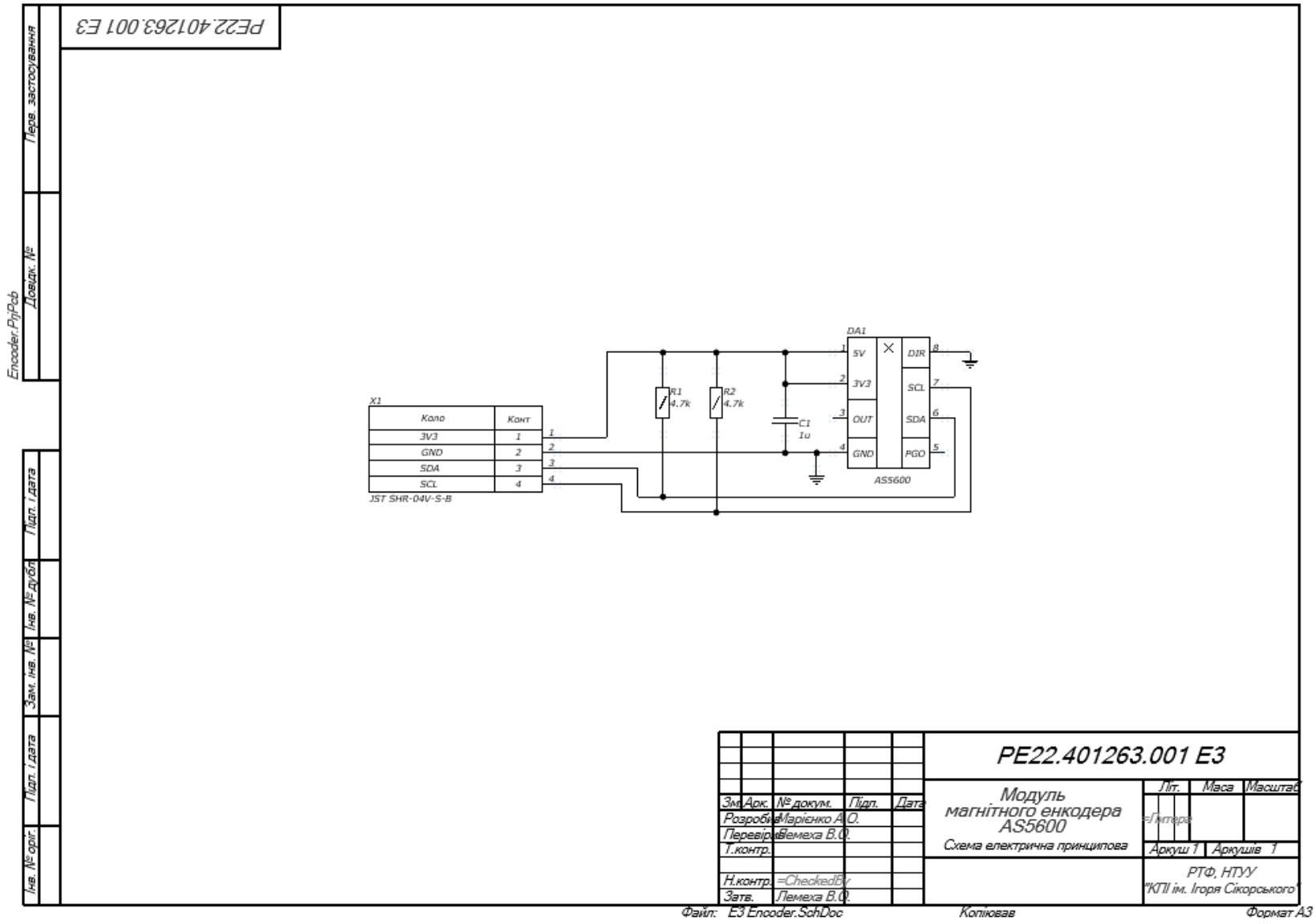
ДОДАТОК Б. СХЕМА СТРУКТУРНА



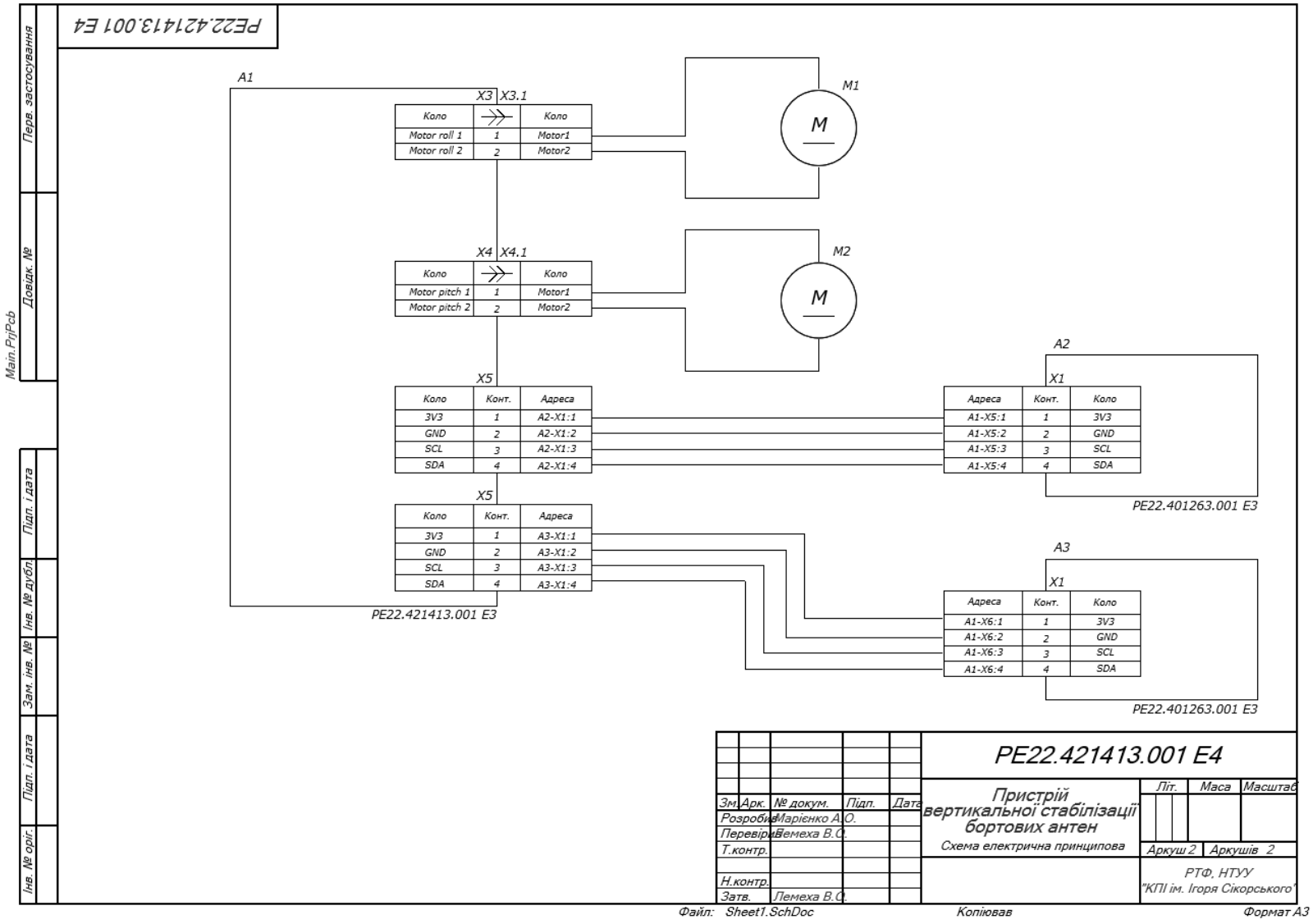
ДОДАТОК В. СХЕМА ЕЛЕКТРИЧНА ПРИНЦИПОВА ОСНОВНОГО ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА



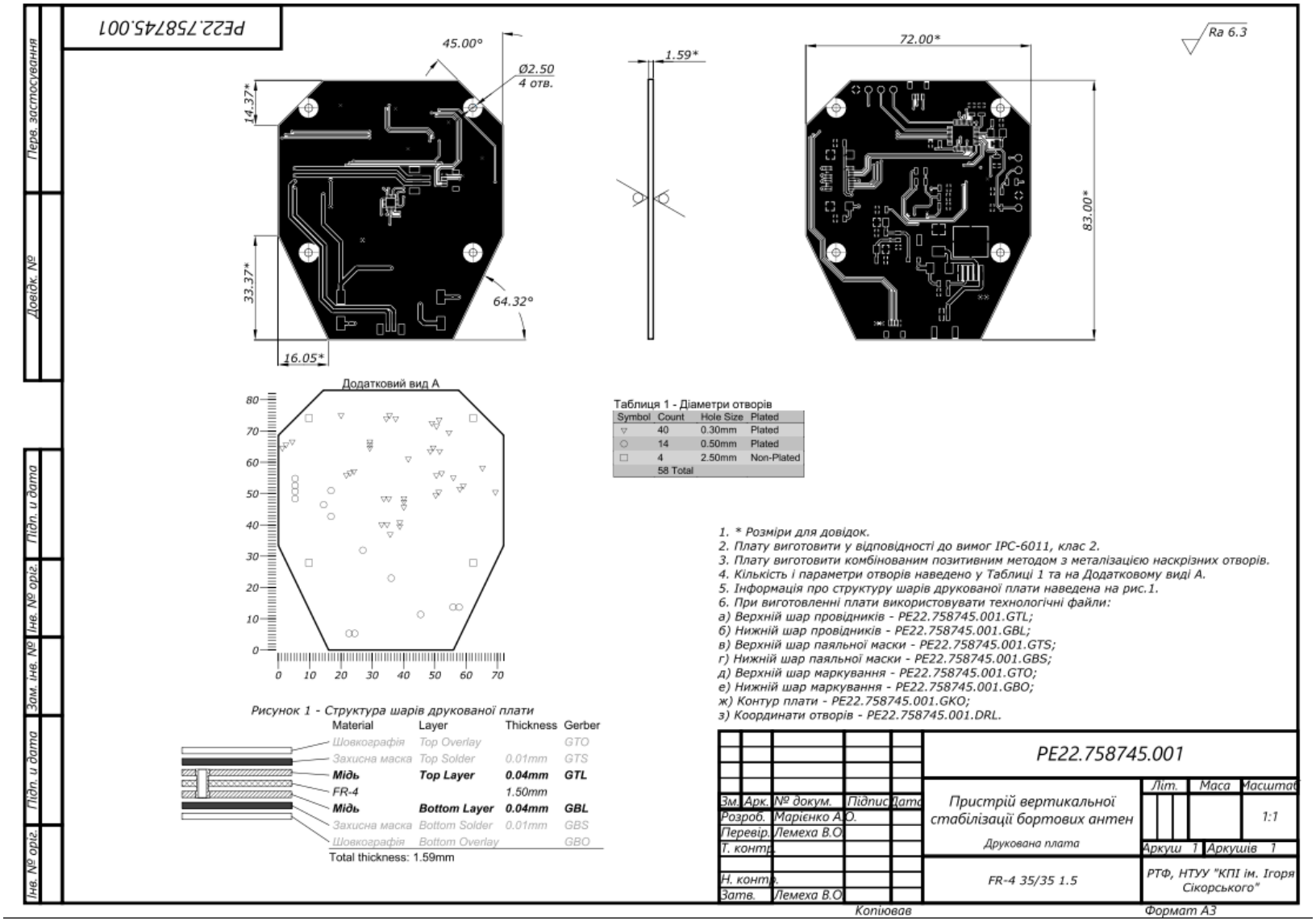
ДОДАТОК Г. СХЕМА ЕЛЕКТРИЧНА ПРИНЦИПОВА ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА МАГНІТНОГО ЕНКОДЕРА



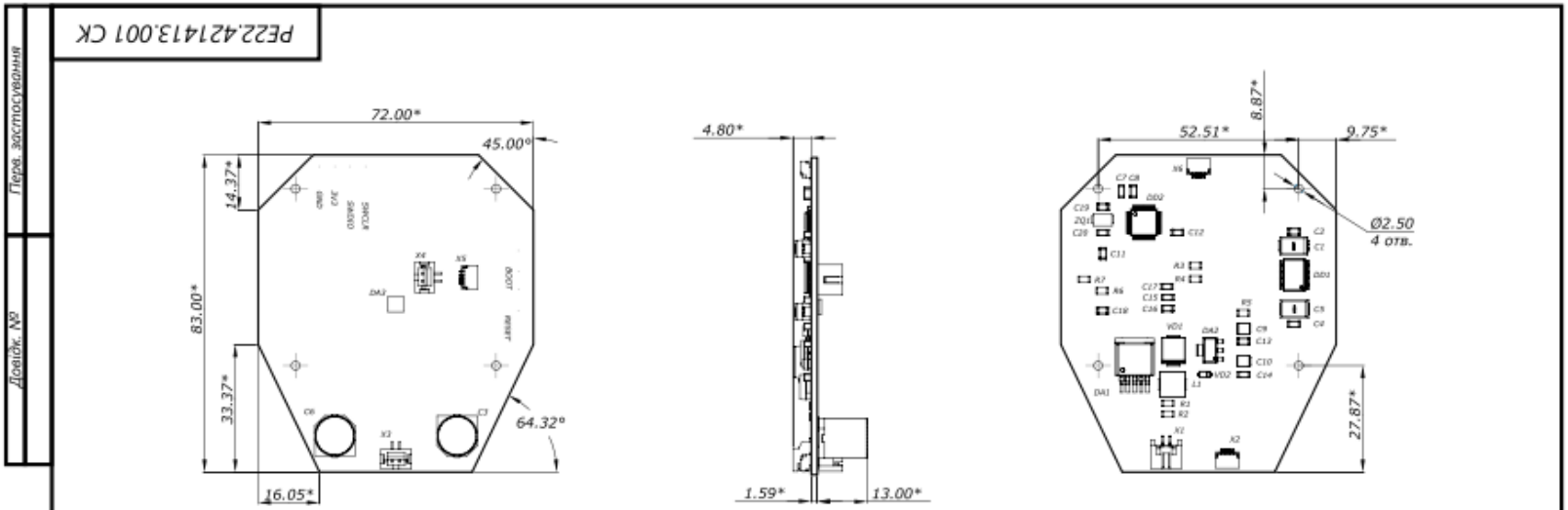
ДОДАТОК Д. СХЕМА ЕЛЕКТРИЧНА МОНТАЖНА



ДОДАТОК Е. КРЕСЛЕННЯ ОСНОВНОЇ ДРУКОВАНОЇ ПЛАТИ



ДОДАТОК Ж. СКЛАДАЛЬНЕ КРЕСЛЕННЯ ОСНОВНОГО ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА



1. * Розміри для довідок.
2. Монтаж виконано відповідно до схеми електричної принципової РЕ22.421413.001 Е3.
3. Позначення елементів показано умовно і відповідають схемі електричній принциповій РЕ22.421413.001 Е3 та переліку елементів РЕ22.421413.001 ПЕ3.
3. Встановлення елементів виконувати згідно з ГОСТ 29137-91 та конструкторською документацією.
4. ПОС 61 ГОСТ 21930-76. Допускається для елементів поверхневого монтажу використання пасти припійної ПП-140 АУ70.033.013 ТУ
5. Плату покрити лаком УР-231 ТУ 6-21-14-90 у три шари з проміжної сушкою. Компоненти X1, X2, X3, X4, X5, X6 та контактні майданчики GND, 3V3, SWDIO, SWCLR, BOOT, RESET захистити від покриття.
6.Інші технічні вимоги виконати згідно стандарту ОСТ4 Г0.070.015.

					РЕ22.421413.001 СК	
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен	Літ. / Маса / Масштаб: 1:1
Розроб.		Марієнко А.О.				
Перевір.		Лемеха В.О.			Складальне креслення	Аркуш 1 / Аркушів 1
Т. контр.						
Н. контр.						РТФ, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"
Затв.		Лемеха В.О.				

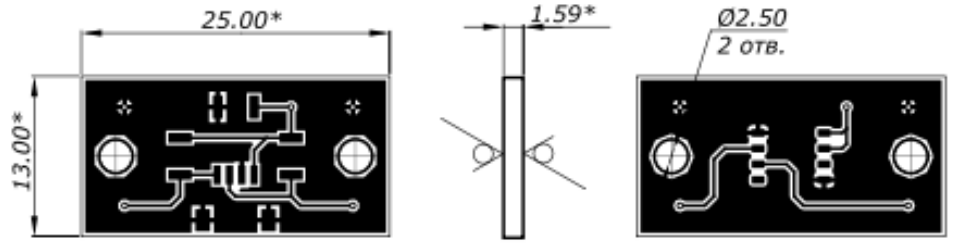
Перед. застосування | Довідк. № | Підп. і дата | Інв. № орігі. | Зам. інв. № | Підп. і дата | Інв. № орігі.

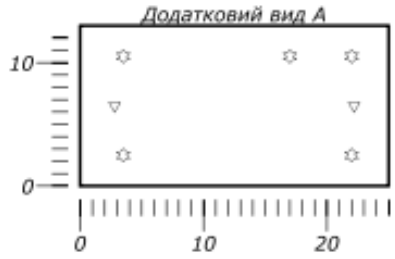
Копіював | Формат А3

ДОДАТОК З. КРЕСЛЕННЯ ДРУКОВНОЇ ПЛАТИ МАГНІТНОГО ЕНКОДЕРА

PE22.758742.001

Ra 6.3

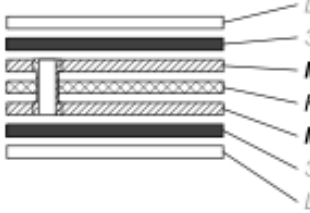




Таблиця 1 - Діаметри отворів

Symbol	Count	Hole Size	Plated
☼	5	0.30mm	Plated
▽	2	2.50mm	Plated
	7 Total		

Рисунок 1 - Структура шарів друкованої плати



Material	Layer	Thickness	Gerber
Шовкографія	Top Overlay		GTO
Захисна маска	Top Solder	0.01mm	GTS
Мідь	**Top Layer**	**0.04mm**	**GTL**
FR-4		1.50mm	
Мідь	**Bottom Layer**	**0.04mm**	**GBL**
Захисна маска	Bottom Solder	0.01mm	GBS
Шовкографія	Bottom Overlay		GBO

Total thickness: 1.59mm

1. * Розміри для довідок.
2. Плату виготовити у відповідності до вимог IPC-6011, клас 2.
3. Плату виготовити комбінованим позитивним методом з металізацією наскрізних отворів.
4. Кількість і параметри отворів наведено у Таблиці 1 та на Додатковому виді А.
5. Інформація про структуру шарів друкованої плати наведена на рис.1.
6. При виготовленні плати використовувати технологічні файли:

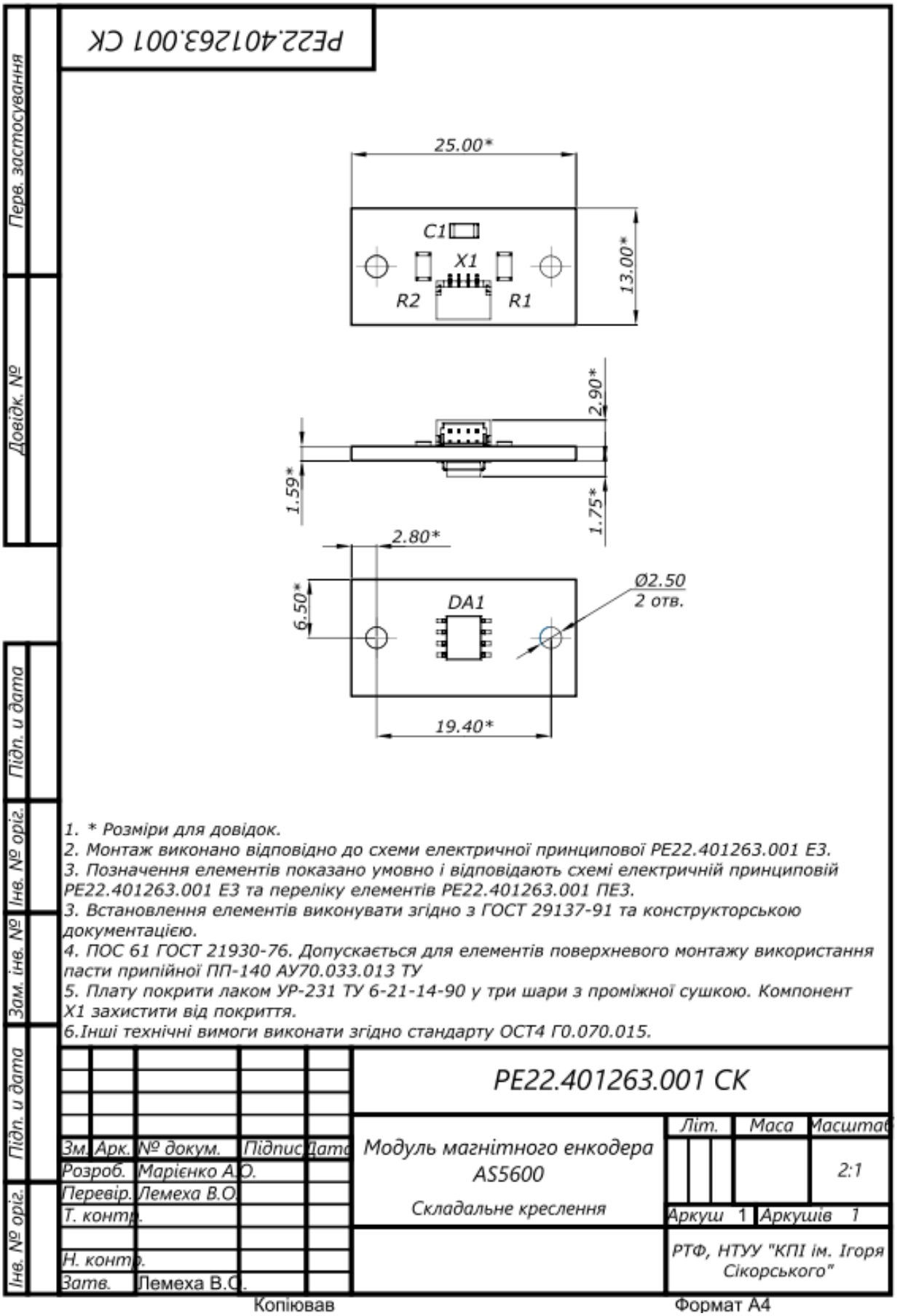
а) Верхній шар провідників - PE22.758742.001.GTL;
б) Нижній шар провідників - PE22.758742.001.GBL;
в) Верхній шар паяльної маски - PE22.758742.001.GTS;
г) Нижній шар паяльної маски - PE22.758742.001.GBS;
д) Верхній шар маркування - PE22.758742.001.GTO;
е) Нижній шар маркування - PE22.758742.001.GBO;
ж) Контур плати - PE22.758742.001.GKO;
з) Координати отворів - PE22.758742.001.DRL.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	PE22.758742.001		
Розроб.		Марієнко А.О.			Модуль магнітного енкодера AS5600	Літ.	Маса	Масштаб
Перевір.		Лемеха В.О.						2:1
Т. контр.					Друкована плата	Аркуш 1	Аркушів 1	
Н. контр.					FR-4 35/35 1.5	РТФ, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"		
Затв.		Лемеха В.О.						

Перв. застосування | Довідк. № | Підп. і дата | Інв. № оріг. | Зам. інв. № | Підп. і дата | Інв. № оріг.

Копіював Формат А4

ДОДАТОК И. СКЛАДАЛЬНЕ КРЕСЛЕННЯ ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА МАГНІТНОГО ЕНКОДЕРА



ДОДАТОК Й. ПЕРЕЛІК ЕЛЕМЕНТІВ ОСНОВНОГО ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА

Поз. позн.	Найменування	Кільк.	Примітка
	Конденсатори		
C1	CL31B103KBCNNNC (CS1206, 10нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	1	
C2	CL31B104KBCNNNC (CS1206, 100нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	1	
C3	EXR471M50B (Ø10×20 мм, 470мкФ, 50В, ±20%), Hitano	1	Електролітичний
C4	CL31B104KBCNNNC (CS1206, 100нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	1	
C5	TAJB106K025RNJ (CT3528, 10мкФ, 25В, ±10%), AVX	1	Танталовий
C6	EXR471M35B (Ø10×20 мм, 470мкФ, 35В, ±20%), Hitano	1	Електролітичний
C7, C8	CL31B104KBCNNNC (CS1206, 100нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	2	
C9, C10	TAJC226K025RNJ (CT6032, 22мкФ, 25В, ±10%), AVX	2	Танталовий
C11…C16	CL31B104KBCNNNC (CS1206, 100нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	6	
C17	CL31C221JBCNNNC (CS1206, 220пФ, 50В, ±5%, C0G), Samsung	1	
C18	CL31B104KBCNNNC (CS1206, 100нФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	1	
C19, C20	CL31C200JBCNNNC (CS1206, 20пФ, 50В, ±5%, C0G), Samsung	2	
	Мікросхеми		
DA1	LM2596HVS-ADJ (TO-263-5), Texas Instruments	1	Імпульсний стабілізатор
DA2	AMS1117-3.3 (SOT-223), Advanced Monolithic Systems	1	Лінійний стабілізатор 3,3 В
DA3	MPU-6050 (QFN-24), TDK InvenSense	1	Інерційний вимірювальний модуль
DD1	TB6612FNG (SSOP-24), Toshiba	1	Драйвер двигунів
DD2	STM32F030C8T6 (LQFP-48), STMicroelectronics	1	Мікроконтролер

Первинне застосування | Довідковий № | Підпис і дата | Інв. № дубл. | Зам. інв.№ | Підпис і дата | Інв.№ оріг.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат
Розроб.		Марієнко А.О.		
Перевір		Лемеха В.О.		
Т.контр				
Н.конт				
Затв.		Лемеха В.О.		

РЕ22.421413.001ПЕ3

Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен
Перелік елементів

Літера	Аркуш	Аркушів
	1	2

Поз. позн.	Найменування	Кільк.	Примітка
	Індуктивності		
L1	SRR1260-680M (12,5×12,5×6 мм, 68мкГн, ±20%, 2,8 А), Bourns	1	
	Резистори		
R1	RC1206JR-24KR (RS1206, 24кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	1	
R2	RC1206JR-2K7R (RS1206, 2,7кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	1	
R3…R5	RC1206JR-4K7R (RS1206, 4,7кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	3	
R6	RC1206JR-100KR (RS1206, 100кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	1	
R7	RC1206JR-1K0R (RS1206, 1кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	1	
	Діоди		
VD1	SS34 (DO-214AB, 40В, 3 А),	1	
VD2	SS14 (SOD-123, 40В, 1 А),	1	
	Роз'єми		
X1	S2B-PH-SM4-TB (PH, 2 конт., крок 2,0 мм), JST	1	
X2	SHR-04V-S-B (SH, 4 конт., крок 1,0 мм), JST	1	
X3	S2B-PH-SM4-TB (PH, 2 конт., крок 2,0 мм), JST	1	
X4	S2B-PH-SM4-TB (PH, 2 конт., крок 2,0 мм), JST	1	
X5	SHR-04V-S-B (SH, 4 конт., крок 1,0 мм), JST	1	
X6	SHR-04V-S-B (SH, 4 конт., крок 1,0 мм), JST	1	
	Резонатори		
ZQ1	ABM3B-8.000MHZ-B2-T (HC-49/SMD, 8 МГц, 18пФ, ±20·10⁻⁶), Abracon	1	

Підпис і дата | Інв.№ дубл. | Зам.інв.№ | Дата и підпис | Інв. № оріг.

Зм	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат	РЕ22.421413.001ПЕ3	Аркуш 2

ДОДАТОК К. ПЕРЕЛІК ЕЛЕМЕНТІВ ДРУКОВАНОГО ВУЗЛА ЕНКОДЕРА

Поз. позн.	Найменування	Кільк.	Примітка
	Конденсатори		
C1	CL31B105KBHNNNE (CS1206, 1мкФ, 50В, ±10%, X7R), Samsung	1	
	Мікросхеми		
DA1	AS5600-ASOM (SOIC-8), ams OSRAM	1	Магнітний енкодер, 12 біт
	Резистори		
R1, R2	RC1206JR-4K7R (RS1206, 4,7кОм, 0,25Вт, ±5%), Hitano	2	
	Роз'єми		
X1	SHR-04V-S-B (SH, 4 конт., крок 1,0 мм), JST	1	

Первинне застосування | Довідковий № | Підпис і дата | Інв. № дубл. | Зам. інв.№ | Підпис і дата | Інв.№ оріг.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат
Розроб.		Марієнко А.О.		
Перевір		Лемеха В.О.		
Т.контр				
Н.контр				
Затв.		Лемеха В.О.		

РЕ22.401263.001ПЕ3

Модуль магнітного енкодера AS5600
Перелік елементів

Літера	Аркуш	Аркушів
	1	1

ДОДАТОК Л. СПЕЦИФІКАЦІЯ НА ПРИСТРІЙ

Форм.	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кільк.	Примітка
				Документація		
А4			РЕ22.421413.000	Специфікація на пристрій	1	
А4			РЕ22.421413.001 ПЗ	Пояснювальна записка	1	
А3			РЕ22.421413.001 Е1	Схема електрична структурна	1	
А3			РЕ22. 421413.001 Е3	Схема електрична принципова	1	
А3			РЕ22.401263.001 Е3	Схема електрична принципова модуля енкодера	1	
А3			РЕ22.421413.001 Е4	Схема електрична монтажна	1	
А3			РЕ22.758745.001	Креслення основної ДП	1	
А3			РЕ22.758742.001	Креслення ДП модуля енкодера	1	
А3			РЕ22.421413.001 СК	Складальне креслення основновного друкованого вузла	1	
А3			РЕ22.401263.001 СК	Складальне креслення друкованого вузла енкодера	1	
А3			РЕ22.421413.002 СК	Складальне креслення пристрою	1	
А4			РЕ22.421413.001 ПЕ3	Перелік елементів	1	
А4			РЕ22.401263.001 ПЕ3	Перелік елементів	1	
				Деталі		
		1		Корпус	1	
		2		Кришка корпусу	1	
		3		Еластичний кожух	1	
		4		Основа механічного вузла	1	
		5		Зовнішня рамка стабілізованої платформи	1	
		6		Внутрішня рамка стабілізованої платформи	1	

Первинне застосування 100.000.000

Довідковий №

Підпис і дата

Інв. № дубл.

Зам. Інв. №

Підпис і дата

Інв. № оріг

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат
Розроб.		Марієнко А. О.		
Перевір.		*Лемеха В. О.		
Т.				
Н.		*		
Затв.		Лемеха В. О.		

РЕ22.421413.000

Пристрій вертикальної стабілізації бортових антен

Літера	Аркуш	Аркушів
	1	2

РТФ, НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського»

Форм.	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кільк.	Примітка
		7	PE22.421413.001 СК	Основний друкований вузол	1	
		8	PE22.401263.001 СК	Друкований вузол енкодера	2	
				Інші вироби		
		9		Латунна втулка 9*6*10мм	2	
		10		Неодимовий магніт 6*2,5 мм, діаметрально намагнічений	2	
		11		SMA фідер, 150 мм	1	
		12		Мотор 12GAN20-298-60rpm-6-12VDC	2	
		13		Латунна вплавна втулка M3*6 мм	4	
		14		Гвинт M3*12-12N ISO7380	4	
		15		Саморіз M2,5*5-Z-5N ISO7045	6	
		16		Силіконовий демпфер 6*3*6,6 мм	4	

Підпис і дата | Інв. № дубл. | Зам. Інв. № | Підпис і дата | Інв. № оріг

Зм	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат	PE22.421413.000	Аркуш 2