

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

**Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин**

«На правах рукопису»

УДК _____

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО

«___» грудня 2021р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

**за освітньо-професійною програмою «Інструментальні системи інженерного
дизайну»**

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

**на тему: «Гіростабілізована платформа для систем навігації та
автопілоту безпілотних літальних апаратів»**

Виконав:

студент VI курсу, групи МІ-01мп
Дерновий Олександр Віталійович

Науковий керівник:

Доцент, кандидат технічних наук
Адаменко Юрій Іванович

Рецензент:

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент (-ка) _____

Київ – 2021 року

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

Інститут (факультет) Механіко-машинобудівний

Кафедра «Конструювання машин»

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність 131 Прикладна механіка

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувача кафедри

_____ **Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО**
(підпис)

«___» грудня 2021 р

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Дерновий Олександр Віталійович
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Гіростабілізована платформа для систем навігації та автопілоту безпілотних літальних апаратів, науковий керівник дисертації Адаменко Ю.І., к.т.н, доцент, затверджені наказом по університету від «1» листопада 2021 р. № 3611-с
2. Термін подання студентом дисертації _____
3. Об'єкт дослідження _процес конструювання та розроблення технології виробництва гіростабілізованої платформи для розвідувальних безпілотних літальних апаратів.
4. Предмет дослідження розроблення конструкції гіростабілізованої платформи, розрахунок технологічних параметрів адитивного виробництва, розрахунок економічних параметрів серійного виробництва.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити: конструкторська документація гіростабілізованої платформи для безпілотного літального апарата, технологія виготовлення прототипа, програма серійного випуску гіростабілізованих платформ; дослідження механізму нахилу платформи; оптимізація рами платформи; дослідження електромагнітної сумісності компонентів платформи.
6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу: презентація по роботі, надрукований робочий прототип платформи для проведення польових досліджень

7. Орієнтовний перелік публікацій: теза доповіді на науковій конференції та статті за темою дослідження.

8. Консультанти розділів дисертації*

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

9. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз навігаційних систем БПЛА та конструкцій гіростабілізованих платформ	1.02.2021	
2	Розробка конструкції гіростабілізованої платформи	1.04.2021	
3	Технологія виготовлення та експериментальні дослідження гіростабілізованої платформи для БПЛА	1.07.2021	
4	Визначення собівартості виготовлення деталей гіростабілізованої платформи	1.10.2021	
5	Підготовка презентації, оформлення роботи	10.12.2021	

Студент

(підпис)

Олександр ДЕРНОВИЙ
(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Юрій АДАМЕНКО
(ініціали, прізвище)

* Консультантом не може бути зазначено наукового керівника магістерської дисертації.

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація на тему «Гіростабілізована платформа для систем навігації та автопілоту безпілотних літальних апаратів», містить 123 сторінок пояснювальної записки, рисунків – 61, таблиць – 22, використаних джерел – 70, ілюстрації, що включають слайди презентації графічної частини та розрахунковий процес, робочий зразок – 1.

Актуальність теми. Використання гіростабілізованої платформи обумовлено необхідністю встановлення систем навігації та автопілоту на безпілотних літальних апаратах. Дані системи використовуються в розвідувальних та пошукових цілях в зоні, де відсутній зв'язок між БПЛА та оператором.

Своєчасне використання розвідувальних БПЛА дозволяє оперативно визначати розташування стратегічних об'єктів, військової та іншої техніки на карті.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Магістерська дисертація виконана на кафедрі конструювання машин в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» у відповідності з тематичним планом науково-дослідних робіт Міністерства освіти і науки України.

Мета дослідження: Розробка конструкції гіростабілізованої платформи для систем інерціальної навігації та автопілоту розвідувальних безпілотних літальних апаратів. Підготовка технологічної програми випуску в залежності від серійності виробництва.

Задачі дослідження:

1. Провести аналіз існуючих конструкцій гіростабілізованих платформ. Сформулювати критерії, яким повинна відповідати конструкція гіростабілізованої платформи. Провести дослідження щодо

матеріалів, що використовуються в радіотехнічному обладнанні та визначити обмеження на їх використання.

2. З урахуванням сформульованих вимог розробити конструкцію гіростабілізованої платформи. Провести розрахунки електромагнітної сумісності компонентів системи та забезпечити коректну роботу радіопеленгаційної системи за допомогою конструктивних рішень.
3. Визначити кінематичні та динамічні характеристики платформи. Визначити навантаження, що діють на системи та провести перевірку силових агрегатів на здатність витримувати задані навантаження. Виконати оптимізацію конструкції під адитивне виробництво.
4. Виконати прототипування платформи та розробити технологію для виготовлення експериментального зразка. Розробити технологію виготовлення платформи методом SLS 3Д-друку.
5. Провести лабораторні та польові дослідження платформи на електромагнітну сумісність компонентів системи та ефективність роботи системи пошуку напрямку руху для безпілотних літальних апаратів.
6. Провести аналіз собівартості виготовлення компонентів платформи та визначити найбільш економічно вигідний метод серійного виготовлення платформи.

Об'єкт дослідження: процес конструювання та розроблення технології виробництва гіростабілізованої платформи для розвідувальних безпілотних літальних апаратів.

Предмет дослідження: розроблення конструкції гіростабілізованої платформи, розрахунок технологічних параметрів адитивного виробництва, розрахунок економічних параметрів серійного виробництва.

Методи дослідження: проведені дослідження базуються на наступних методах: аналітичний метод визначення ефективності екранування,

графоаналітичний метод визначення кінематичних характеристик плоско-паралельних механізмів, метод кінетостатичного аналізу плоскопаралельного механізму для динамічного аналізу, метод аналітичного розрахунку параметрів селективного лазерного спікання, застосування програмного забезпечення для радіо-технічного моделювання, інженерного та виробничого призначення. Проведення експериментальних досліджень платформи в безеховій камері та досліджень роботоздатності на випробувальному полігоні.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Розроблено оригінальну конструкцію гіростабілізованої платформи для системи автопілота безпілотного літального апарата для автоматичного пошуку напрямку до цілей методом радіо-пеленгації.
2. Підвищено точність роботи системи за рахунок підбору матеріалів та оптимізації конструкції. Точність визначення напрямку склала 3-4° в порівнянні з 270° для модернізованої системи на базі платформи GS4.
3. Досліджено кінематичні та динамічні характеристики гіростабілізованої платформи. Розраховано
4. Виконано оптимізацію конструкції рами для SLS 3Д-друку методом генеративного дизайну.
5. Розроблено технологію виготовлення гіростабілізованої платформи, що базується на методі адитивного виробництва.
6. Виконано розрахунок собівартості виготовлення компонентів платформи в залежності від серійності виробництва та технології їх виготовлення.

Практичне значення отриманих результатів роботи полягає в розроблені конструкції гіростабілізованих платформ систем радіо-пеленгації та інерціальної навігації для безпілотних літальних апаратів, що використовуються в розвідувальних та пошукових операціях.

Особистий внесок здобувача полягає в модернізації вже існуючої конструкції гіростабілізованої платформи, розроблені власної оригінальної

конструкції гіростабілізованої платформи, виборі конструкційних матеріалів системи, оптимізації конструкції платформи. Було розроблено технологічний процес виготовлення компонентів платформи та розроблено оптимальну програму виготовлення в залежності від серійності виробу.

Ключові слова: конструювання, електромагнітна сумісність, радіопеленгація, гіростабілізована платформа, технологічне забезпечення, селективне лазерне спікання.

АННОТАЦІЯ

Дерновий О.В.: Гіростабілізована платформа для систем навігації та автопілоту безпілотних літальних апаратів

Дисертація на здобуття наукового ступеня магістра за спеціальністю 131 – Прикладна механіка (Інструментальні системи інженерного дизайну). Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського». – Київ, 2021.

Згідно із технічним завданням від компанії ТОВ «Трител», було створено гіростабілізовану платформу для системи автопілоту та модуля інерціальної навігації безпілотного літального апарата. Дана система використовується для пошукових операцій. Імплементация синтезу адитивних технологій та класичних методів крупносерійного виробництва дозволила створити ефективний прилад із високими показниками ціня-якість.

В ході виконання роботи було проаналізовано існуючі рішення, розроблено конструкцію гіростабілізованої платформи, вирішено питання електромагнітної сумісності компонентів системи, визначено навантаження, що діють на састему та проведено силові розрахунки силових агрегатів. Також було розраховано режими друку для адитивного виробництва та визначено найбільш оптимальний технологічний процес виготовлення платформи в залежності від серійності виробництва.

В результаті було створено робочу модель гіростабілізованої платформи і проведено лабораторні та польові випробування. Результати випробувань показали підвищення ефективності роботи системи пошуку цілей в порівнянні з модернізацією вже існуючої платформи.

Ключові слова: конструювання, електромагнітна сумісність, радіопеленгація, гіростабілізована платформа, технологічне забезпечення, селективне лазерне спікання.

ANNOTATION

Oleksandr Dernovyi: Gimbal platform for navigation systems and autopilot of unmanned aerial vehicles.

The dissertation for obtaining a master's degree in speciality 131 – Applied Mechanics (engineering design). National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute". - Kyiv, 2021.

According to the technical task from Tritel LLC, a gyro-stabilized platform for the autopilot system and the inertial navigation module of the unmanned aerial vehicle was created. The main system application is reconnaissance and search operations. Synthesis of additive technologies and the classical production method of large-scale production implementation has allowed creating an effective device with high cost-quality relation.

The workflow consisted of the following works: analysis of existing solutions, gimbal platform design development, resolving electromagnetic compatibility issues for system components, system loads determination and dynamic analysis of the entire mechanism with the calculation of the power unit. The printing regimes for additive production were also calculated. The most optimal technological process of platform production was determined depending on the serial production plan.

As a result, a working model of the gimbal platform was created. Laboratory and field tests were carried out. The test results showed a significant increase in the efficiency of the target search system compared to the modernization of the existing platform.

Key words: mechanical design, electromagnetic compatibility, radio direction finding, gimbal platform, technological support, selective laser sintering.

Затверджую:
Директор ТОВ "Трител"

_____ (Казанцев А.В.)

” ____ ” _____ 20__ р.

М. П.

Технічне завдання

на науково-дослідну роботу

« Гіростабілізована платформа для систем навігації та автопілоту безпілотних
літальних апаратів»

Замовник:
Технічний директор

_____ Сенчило І.А.

Виконавець:
Завідувач кафедрою КМ

_____ Данильченко Ю.М.
Доцент кафедри КМ

_____ Адаменко Ю.І.
Студент групи МІ-01мп

_____ Дерновий О.В.

Київ 2021

1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ

1.1 Повна назва розробки та її умовне позначення

«Розробка конструкції гіростабілізованої платформи для систем навігації та автопілоту безпілотних літальних апаратів. »

1.2 Назви підприємств розробника та замовника системи та їх реквізити

Замовник:

ТОВ "Трител"

м. Київ, вулиця Народного ополчення

7.

Виконавець:

Кафедра «Конструювання машин»

КПІ ім. Ігоря Сікорського

1.3 Порядок оформлення та пред'явлення замовникові результатів робіт

По закінченню роботи подається: робочі креслення та 3D модель платформи, дослідний зразок, технологія та програма виготовлення гіростабілізованої платформи для безпілотних літальних апаратів.

2 МЕТА ТА ВИХІДНІ ДАНІ

2.1 Мета створення розробки

Розробити платформу для встановлення системи автоматизованого пошуку цілей та систем навігації безпілотних літальних апаратів.

2.2. Вихідні дані

Компоненти, що мають бути розташовані на платформі:

- Компактний пеленгатор БПС-15,
- Система інерціальної навігації XSENS MTi-680G RTK,

Кількість ступеней вільності: 2(дві) – вісь рискання борта БПЛА, вісь тангажу борта БПЛА

3. ВИМОГИ ДО ВИКОНАННЯ РОБОТИ

3.1 Середовище розробки 3D моделей та креслень – AUTODESK INVENTOR.

3.2 Виконати вимоги використання пеленгатора БПС-15.

3.3 Рухомість по осям:

- тангаж: -10 град - +85 град
- riskання: вільне обертання

3.4 Забезпечити вимоги електромагнітної сумісності радіо-електричних компонентів платформи

3.5 Кліматичне виконання пристрою(відповідно до ГОСТ 15150-69): У1

3.6 Максимальний рівень паразитних електромагнітних випромінювань на діапазоні пеленгації: –75 Дб.

4. ЕТАПИ ВИКОНАННЯ РОБОТИ

Етап та його зміст	Термін виконання	Результат
1. Аналіз конструктивних елементів платформи, компонування систем	18.09.2021р	3D модель компоновки платформи
2. Розрахунок системи демпфювання	16.10.2021р	Програма на верстат з ЧПК
3. Розробка технології виробництва прототипу	04.11.2021	Режими роботи адитивних машин
4. План серійного виробництва гіростабілізованої платформи	01.12.2021	Звіт по собівартості виробництва платформи

5. ОЧІКУВАНІ РЕЗУЛЬТАТИ

5.1 Підвищення точності інерціальної навігаційної системи

5.2 Підвищення ефективності пошуку цілей

6. МАТЕРІАЛИ, ЩО НАДАЮТЬСЯ ПІСЛЯ ЗАКІНЧЕННЯ РОБОТИ

6.1 3D модель та робочі креслення платформи;

6.2 Технологія виготовлення платформи;

6.3 Звіт про проведені випробування платформи і компонентів.

6.4 Звіт по собівартості виробництва гіростабілізованої платформи та рекомендації щодо плану серійного виготовлення гіростабілізованої платформи.

7. ПОРЯДОК РОЗГЛЯДУ ТА ПРИЙМАННЯ РОБОТИ

7.1 Результати роботи передаються по акту приймання робіт.

Затверджую:
Директор ТОВ "Трител"

_____ (Казанцев А.В.)

” ____ ” _____ 20__ р.

М. П.

Акт
приймання робіт
науково-дослідної роботи

« Гіростабілізована платформа для систем навігації та автопілоту безпілотних
літальних апаратів»

В результаті виконання робіт з розробки конструкції та технології виготовлення гіростабілізованої платформи для безпілотних літальних апаратів, виконавець надав:

- 3D модель платформи гіростабілізованої для літального апарата,
- робочі креслення платформи,
- технологію виготовлення та складання платформи,
- програму виготовлення платформи,
- розрахунок собівартості виробництва платформи.

Результати роботи планується реалізувати при виготовленні розвідувальних безпілотних літальних апаратів РМ. 150.080.001.

Замовник:
Технічний директор

_____ Сенчило І.А.

Виконавець:
Завідувач кафедрою КМ

_____ Данильченко Ю.М.
Доцент кафедри КМ

_____ Адаменко Ю.І.
Студент групи МІ-01мп

_____ Дерновий О.В.

ЗМІСТ

ВСТУП	6
1. АНАЛІЗ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ БПЛА ТА КОНСТРУКЦІЙ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ	7
1.1. Компоненти безпілотних літальних засобів	7
1.2. Системи навігації БПЛА	7
1.2.1. Супутникові системи навігації	8
1.2.2. Доплеровські системи навігації	9
1.2.3. Астронавігаційні системи	10
1.2.4. Оглядово-порівнювальні навігаційні системи	10
1.2.5. Інерціальна навігаційна система	11
1.3. Системи протидії БПЛА	14
1.4. Інерційна система навігації	15
1.5. Аналіз існуючих рішень та існуючих патентів	17
1.5.1. Ukrspecsystems USG-211	17
1.5.2. Патент US010911678B2	18
1.5.3. Патент US005184521A	20
2. РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ	22
2.1. Аналіз вихідного завдання	22
2.1.1. Система навігації XSENS MTi-680G RTK	22
2.1.2. Пеленгатор секторний БПС-15	23

2.2. Удосконалення конструкції на базі гіроплатформи FLYEYE GS4	26
2.2.1. Гіростабілізована платформа GS4.....	27
2.2.2. Модернізація платформи GS4	27
2.3. Компоновка платформи.....	30
2.3.1. Вибір приводів для обертання платформи навколо осей рускання і тангажу	31
2.3.2. Зв'язок між рухомими та нерухомими компонентами гіростабілізованої платформи	34
2.4. Вибір конструкційних матеріалів платформи.....	35
2.4.1. Радіотехнічні властивості матеріалів.....	35
2.4.2. Методи оброблення матеріалів.....	36
2.4.3. Механічні властивості матеріалів	37
2.5. Електромагнітна сумісність компонентів системи	38
2.6. Визначення остаточних конструктивних параметрів гіростабілізованої платформи	43
2.7. Кінематичний аналіз механізму тангажу	45
2.7.1. Структурний аналіз механізму тангажу гіростабілізованої платформи для БПЛА	46
2.7.2. Плани положень механізму	47
2.7.3. Визначення швидкостей точок механізму.....	48
2.7.4. Визначення прискорень точок механізму	50
2.8. Динамічний розрахунок механізму	52
2.8.1. Аналіз вихідних даних для подальшого аналізу.....	53
2.8.2. Визначення навантажень, що діють на механізм	53

2.8.3. Тертя в підшипникових вузлах.....	54
2.8.4. Визначення реакцій в кінематичних парах механізма	56
2.8.5. Визначення реакцій в початковому механізмі.....	59
2.9. Оптимізація конструкції платформи.....	61
2.9.1. Генеративний дизайн платформи.....	62
2.9.2. Конструкція рами платформи.....	65
3. ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ ДЛЯ БПЛА	68
3.1. Прототипування платформи	68
3.1.1. Економічні критерії вибору метода прототипування	68
3.1.2. Технологічні критерії вибору методу прототипування	69
3.1.3. Виконання функціональних прототипів гіростабілізованої платформи.....	70
3.2. Порівняння результатів роботоздатності платформи	70
3.3. Технологія виробництва платформи.....	74
3.3.1. Визначення режимів друку для SLS принтера	75
3.3.2. Симуляція процесу адитивного виробництва.....	77
4. ВИЗНАЧЕННЯ СОБІВАРТОСТІ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ.....	81
4.1. Витрати на основні матеріали	82
4.2. Заробітна плата основних виробничих працівників	91
4.3. Заробітна плата допоміжних працівників	94
4.4. Амортизаційні відрахування на обладнання та оснащення з довгим терміном служби.....	99

4.5. Витрати на інструмент, оснащення з коротким терміном служби, налаштування інструмента поза верстата.....	102
4.6. Витрати на технологічну електроенергію	104
4.7. Витрати на обслуговування та ремонт обладнання	106
4.8. Інші загальновиробничі витрати	107
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	110
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	114
ДОДАТКИ.....	123

ВСТУП

Дрон – в технологічному контексті це безпілотний літальний апарат. Формально дрони відомі як безпілотні літальні апарати (БПЛА/БЛА) або безпілотні авіаційні системи (UASes). Безпілотні засоби можуть бути керованими дистанційно, або літати автономно завдяки вбудованому програмному забезпеченню (план польоту), працюючого в тісному зв'язку з бортовими сенсорами та системами GPS [1].

Безпілотні літальні апарати широко використовуються як у військовому, так і в громадянському секторах. Для БПЛА, ключовою задачею яких є проведення розвідувальних та пошукових операцій важливою опцією є автоматизована розробка плану польоту, так як не винятковими є ситуації, коли зв'язок між оператором та дроном неможливий (наприклад, при використанні засобів радіоелектронної безпеки, або завад природнього характеру – особливості рельєфу місцевості, несприятливі погодні умови).

Важливим питанням для розвитку галузі розвідувальних та пошукових безпілотних літальних апаратів є створення системи автоматичного пошуку цілей та вказання напрямку руху до них. Від ефективності роботи таких систем напряму залежить швидкість проведення операцій і, як наслідок, реагування.

1. АНАЛІЗ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ БПЛА ТА КОНСТРУКЦІЙ ПРОСТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ

1.1. Компоненти безпілотних літальних засобів

У недавньому минулому, безпілотні летальні апарати мали виключно військове застосування, де вони спочатку використовувалися для знищення повітряних цілей та збору розвідувальної інформації. Сьогодні дрони отримали широке цивільне застосування, починаючи від пошуково-рятувальних операцій, спостереження, моніторингу погоди, трафіку, гасіння пожеж, в особистих цілях, бізнесі з акцентом на фото- та відео-зйомку, в сільському господарстві та логістичних цілях.

На борту БПЛА обов'язково використовуються системи зв'язку та бортова апаратура керування. Для передачі даних на пункт керування в складі БПЛА використовуються радіопередавачі, що забезпечують зв'язок із наземним командним пунктом.

За типом керування БПЛА поділяють на [2]:

- автоматичного керування;
- керування оператором з пункту керування(БПЛА);
- гібридні.

На всіх типах безпілотних апаратів використовуються навігаційні системи: супутникові системи навігації (Global Navigation Satellite System, GNSS, ГНСС) та автономні системи навігації. Найпоширенішими системами супутникової навігації на сьогоднішній день є GPS та ГЛОНАС [3], так як вони покривають всю поверхню Землі, а також Galileo та Бейдоу (BDS).

1.2. Системи навігації БПЛА

У сучасному світі найбільш популярними навігаційними системами є доплеровські вимірювання швидкостей або лаги, супутникові навігаційні системи, астронавігаційні системи, різноманітні оглядово-порівнювальні

навігаційні системи (системи навігації по рельєфу місцевості та по картам місцевості) та інерційні навігаційні системи.

1.2.1. Супутникові системи навігації

Сучасна супутникова навігація (СНС) ґрунтується на використанні принципу беззапитним віддалемірних вимірювань між навігаційними супутниками і споживачем. Це означає, що споживачеві передається в складі навігаційного сигналу інформація про координати супутників. Одночасно (синхронно) проводяться вимірювання дальностей до навігаційних супутників. Спосіб вимірювань діяльностей ґрунтується на обчисленні тимчасових затримок сигналу від супутника в порівнянні з сигналом, що генерується апаратурою споживача.

При виборі типів і параметрів сигналів, які використовуються в супутникових радіонавігаційних системах, враховується цілий комплекс вимог і умов. Сигнали повинні забезпечувати високу точність вимірювання часу приходу (затримки) сигналу і його доплеровської частоти і високу ймовірність правильного декодування навігаційного повідомлення. Також сигнали повинні мати низький рівень взаємної кореляції для того, щоб сигнали різних навігаційних космічних апаратів надійно розрізнялися навігаційною апаратурою споживачів. Крім того, сигнали ГНСС повинні максимально ефективно використовувати відведену смугу частот при малому рівні внеполосного випромінювання, мати високу завадостійкість.

Майже всі існуючі навігаційні супутникові системи, за винятком індійської системи NAVIC, використовують для передачі сигналів діапазон L (1-2 ГГц) (рис. 1.1). Система NAVIC буде випромінювати сигнали додатково і в S діапазоні (2-4 ГГц).

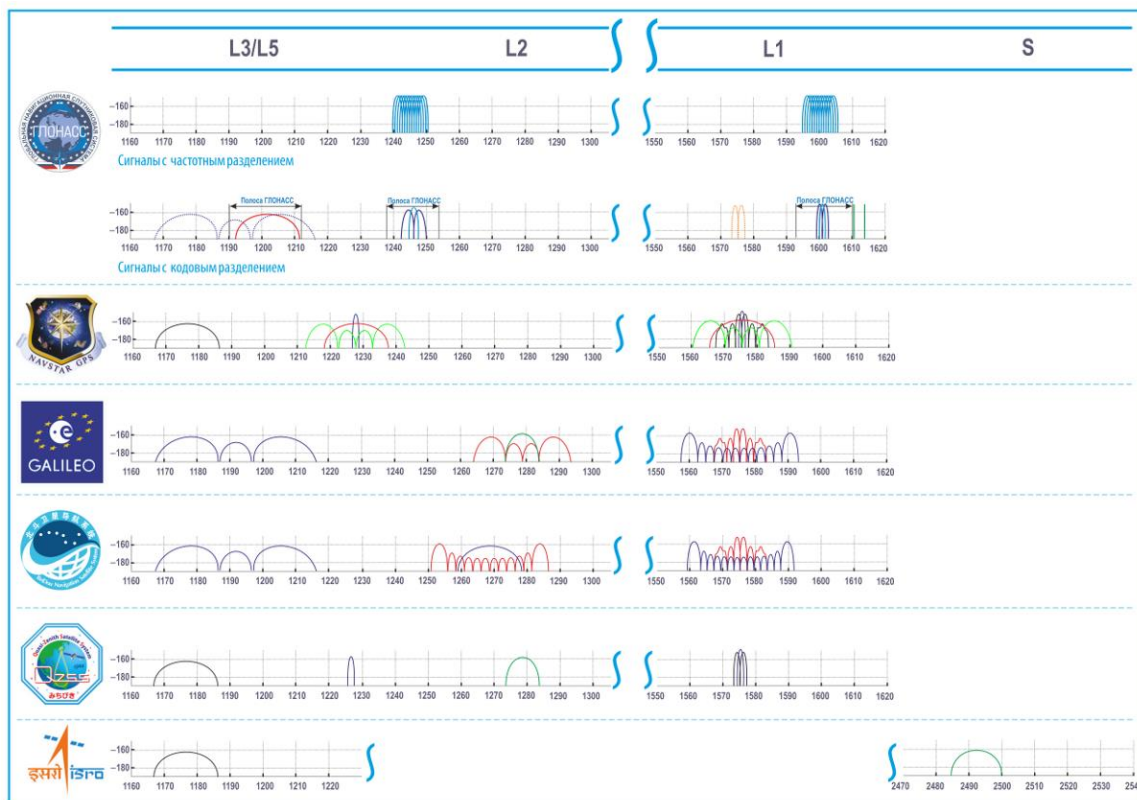


Рисунок 1.1 – Діапазони, що займані різними навігаційними супутниковими системами [4]

1.2.2. Доплерівські системи навігації

Доплерівські системи навігації (ДСН) відносяться до класу автономних, тобто таких систем, в яких необхідна навігаційна інформація виходить за допомогою тільки бортового обладнання літального апарата (ЛА), без застосування будь-яких наземних засобів.

При використанні ДСН визначення координат ЛА здійснюється методом числення шляху.

Для навігації методом числення шляху координати повинні бути відомі і безперервно (в інтервалі часу) повинні вимірюватися складові шляховий швидкості. Якщо ці умови задовольняються, то поточні координати визначаються шляхом інтегрування складових в часі.

Для того, щоб при довільних умовах польоту і зменшити з'являються при цьому похибки, в літакових ДИСС застосовують трьох- або чотирьох-променеві (рис. 1.2.) антенні системи (для вертолітних ДИСС, де потрібно

визначати не тільки шляхову швидкість, але і вертикальну складову повній швидкості, необхідно застосування трьох променів).

Такий метод вимірювань принципово вимагає застосування вузьконаправлених антен, які, як правило, мають значні габарити.

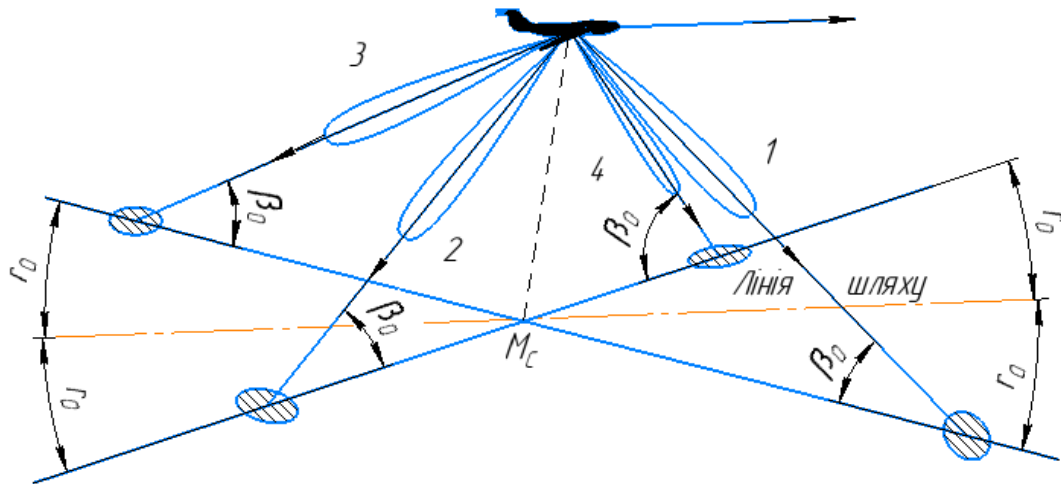


Рисунок 1. 2 – Чотирьох-променева антена ДСН [5].

1.2.3. Астронавігаційні системи

Астрономічна навігація (АН) призначена для визначення координат місця літального апарату (ЛА) і його істинного або ортодромічного курсів за даними, отриманими вимірюванням положення зірок, Сонця, планет і Місяця на небосхилі [6].

Принцип дії астрономічних систем полягає в вимірі кутів місця і азимутів світил під час пеленгації їх секстантами і організації автоматичного стеження за ними, з подальшим вирішенням сферичного трикутника. Обчислювальний пристрій за параметрами альманаху зірок, занесеного в пам'ять обчислювача, визначає поправку до наведеного до істинного меридіану курсу [7].

1.2.4. Оглядово-порівнювальні навігаційні системи

Суть оглядово-порівняльних методів навігації полягає у визначенні місцезнаходження об'єкта шляхом порівняння місцевості, зображеної на карті або знаходиться в системах пам'яті, з її фактичним видом, які спостерігаються

за допомогою бортових оглядових пристроїв (прицілів, візирів, телевізійних, радіолокаційних та інших) або візуально. Якщо зображення місцевості на карті і спостережуваний її вид збігаються, то місцезнаходження об'єкта вважається пізнаним, а координати його визначені. Крім цього можуть бути визначені координати місцезнаходження орієнтирів, цілей, аеродромів та інших об'єктів, а також різних астрономічних орієнтирів.

Розрахунки [5] показують, що похибка визначення місцеположення становить 0,6 розміру відповідної сторони чарунки. Найкраща точність досягається на малих висотах польоту. Розглянуті системи малоефективні при великих висотах польоту літальних апаратів і малому контрасті (перепаді висот) рельєфу місцевості.

1.2.5. Інерціальна навігаційна сисема

В основі побудови інерційних навігаційних систем (ІНС) лежить метод числення шляху. Суть його полягає в тому, що сигнали датчиків швидкості або прискорення, осі чутливості яких утримуються в заданій системі координат, інтегруються. Інтеграли швидкості відповідають приращенням шляху, інтеграли прискорень відповідають приращенням швидкості. Складаючи значення збільшень з початковими значеннями шляху або швидкості, отримують поточні значення пройденого шляху і швидкості. В системах, де первинними вимірювачами є акселерометри, для отримання швидкості сигнал акселерометра інтегрують один раз, а для отримання пройденого шляху цей інтеграл (швидкість) інтегрують вдруге. Знаючи напрямки проекцій пройденого шляху на осі системи координат, визначають координати рухомого об'єкта.

Пристрій ІНС, що реалізує метод числення шляху, можна проілюструвати узагальненою схемою [10]:

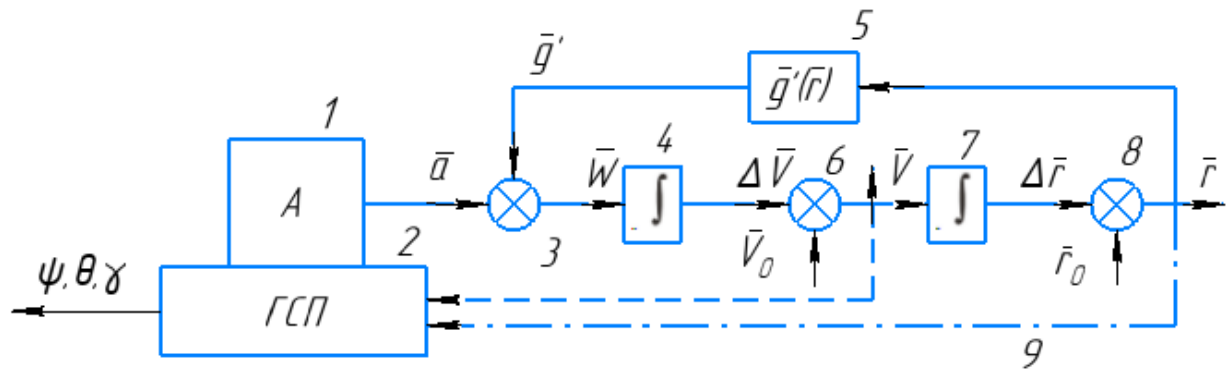


Рисунок 1.3 – Загальна схема платформенної інерціальної навігаційної системи

На рис. 1.4. 1 - ГСП - гіростабілізований платформа, що утримує осі чутливості акселерометрів в заданій системі координат; 2 - А - блок акселерометрів (тривісний акселерометр); 3,6,8 - суматори; 4,7 - інтегратори; 5 - обчислювач вектора гравітаційного прискорення; 9 - зворотний зв'язок; введено такі позначення:

- $\bar{a}$, $\bar{g}'$ - вектори удаваного і гравітаційного прискорень відповідно;
- $\bar{W}$, $\bar{V}$ - вектори абсолютного прискорення і абсолютної швидкості відповідно;
- $\bar{V}$, $\Delta \bar{r}$ - збільшення абсолютної швидкості і радіуса-вектора місця розташування об'єкта;
- $\bar{r}$ - радіус-вектор місця розташування об'єкта;
- $\Delta \bar{V}_0$, $\Delta \bar{r}_0$ - початкові значення векторів;
- ψ , θ , γ - кути орієнтації об'єкта (можливо, курс, тангажу, крен).

Якщо в системі є зворотний зв'язок 9 по швидкості або за координатами, систему називають замкнутою, якщо зворотних зв'язків немає - система розімкнена.

Основні переваги та недоліки розглянутих систем внесемо в табл. 1.1. Порівняємо результати дослідження існуючих навігаційних систем та систем, що на сьогоднішній день використовуються в беспілотних літальних засобах.

Таблиця 1.1 – Основні властивості та недоліки навігаційних систем

Тип системи	Основні властивості	Недоліки
СНС	Висока точність позиціонування(точність до 1 м при визначенні координат та 0.1 м/с при визначенні швидкості) Похибка не накопичується Характер помилок – високочастотний	Частота оновлення низька(1-10 Гц) Відсутність інформації про орієнтацію (як правило – визначається математично) Нараженість на завади та перешкоди
ДСН	Автономна система навігації Стандартні діапазони частот ДСН – 8.8ГГц та 13,25-13,4 ГГц	Відносно низька точність(близько 1 км) Похибка зростає із зростанням швидкості ЛА Накопичувальний характер похибки Як правило, значні габарити Високий вплив температурних деформацій на похибку вимірювання
АНС	Повна незалежність від наземних засобів забезпечення водіння ЛА. Порівняно проста конструкція і висока ступінь надійності. Астрономічний метод дозволяє виміряти курс літального апарату	Майже неможливо використовувати при польотах в хмарах і під хмарами. Застосування їх в денний час (при видимості тільки одного світила - Сонця) обмежена
ОНС	Висока достовірність і точність вимірювань, а також відсутність накопичуються похибок Високий рівень інформаційної надмірності вимірювань	Вимірювання можливі тільки при видимості поверхні Землі або орієнтирів. Вплив перешкод - хмарності, туманів, недостатнього освітлення - може істотно знизити ефективність. Неможливість використання на безорієнтирних місцевостях (пустеля, водойма).
ІНС	Висока швидкість видачі інформації (до 100 Гц). Повний набір необхідної інформації для управління, включаючи орієнтацію. Повна автономність. Несхильність зовнішніх перешкод. Низькочастотний характер помилок	Необмежене зростання помилок у часі. Необхідність знання моделі гравітаційного поля. Необхідність початкової виставки при запуску і будь-якій перерві в роботі.

Можемо зробити висновок, що всі навігаційні системи мають свої недоліки та вади. Найефективнішим способом боротьби з ними – використання комплексу з навігаційних систем.

1.3. Системи протидії БПЛА

Арсенал більшості країн світу щорічно поповнюється новими засобами радіоелектронної безпеки (РЕБ). Українські збройні сили представлені такими комплексами радіоелектронної безпеки, як «Нота» (рис. 1.4), «Анклав», «Буковель» тощо [8].



Рисунок 1.4 – Комплекс протидії БПЛА «Нота».

Схема роботи даних засобів полягає в виявленні БПЛА на відстані до 100 км. Подавлення радіо-частот може відбуватися як на виділених діапазонах частот, так і в широкому радіо-діапазоні. Внаслідок застосування комплексів РЕБ канали супутникового зв'язку, телеметрії та каналів керування. Результатом успішної атаки на БПЛА є часткова або повна втрата дистанційного контролю над дроном, втрата важливої розвідувальної інформації [9].

Комплекси протидії БПЛА працюють на різних діапазонах частот – у більшості випадків вони повністю поривають діапазони 600-1000 МГц, 1000-1200 МГц, 1200-1600 МГц, 2000-2600 МГц, 3000-6000 МГц, тобто діапазони оперування GPS датчиків, телеметрії, каналів керування дроном (2.4 ГГц та 5,0 ГГц). Також, можливе подавлення в діапазоні 8-20 ГГц.

З усього вищепереліченого можемо прийти до висновку, що найбільш раціональним є використання не одної навігаційної системи, а їх комбінація. Проте, при використанні БПЛА в зоні, де працюють засоби радіоелектронної безпеки, майже всі навігаційні системи, окрім інерціальної не є ефективними. Так наприклад, в зоні подавлення практично унеможливорюється робота телеметрії, дистанційного керування та GPS, а також доплеровських систем навігації.

Саме цей фактор є визначним для використання інерціальних навігаційних систем – автономних навігаційних систем, для яких не потрібен супутниковий сигнал, чи зв'язок із командним центром.

1.4. Інерційна система навігації

Інерційні навігаційні системи (ІНС) мають у своєму складі датчики лінійного прискорення (акселерометри) та величезну швидкість (гіроскопи або пари акселерометрів, змінні центробежне ускорення). З їх допомогою можна визначити відхилення пов'язаної з корпусом прибору системи координати від системи координат, пов'язаної з Землею, отримали угли орієнтації: рискання (курс), тангаж та крен. Глобальне відключення координуватиметься у широких, тривалих та високих точках, визначаючи шлях інтеграції показаних аксесуарів. Алгоритмічно ІНС складається з курсової інформації та систем визначення координат. Курсовертикаль забезпечує можливість визначення орієнтацій у географічній системі координат, що дозволяє правильно визначити положення об'єкта. У цьому випадку не завжди необхідно надсилати дані про розміщення об'єктів. Однак технічні системи, як правило, не розділяються та акселерометри, наприклад, можуть використовуватися при виставці курсовертикальної частини.

У платформенних ІНС взаємний зв'язок блокує для обміну швидкими та гіроскопічними пристроями, що забезпечують орієнтацію аксесуарів у просторі, визначаючи тип інерційної системи. Визначте три основних типу платформенних інерційних систем.

Інерційна система геометричного типу має дві платформи. Одна платформа з гіроскопами орієнтована і стабілізована в інерціальному просторі, а інша з акселерометрами - відносно площині горизонталі. Координати самолета визначаються у вихислителі з використанням даних про взаємно встановлену платформу.

В інерціальних системах аналітичного типу та акселерометрів, а також гіроскопи неподібні в інерціальному просторі (відносно скільки завгодно далеких зірок). Координати об'єктів одержують у систематично-випромінюваному пристрої, в якому обробляються сигнали, знімні аксесуари та пристрої, визначаючи поворот самого об'єкта щодо гіроскопів та акселерометрів.

Напіваналітична система має платформу, яка постійно стабілізується за місцевим горизонтом. На платформі іменуються гіроскопи та акселерометри.

У БІНС акселерометри та гіроскопи жорстко пов'язані з корпусом прибору. Передовою технологією у виробництві БІНС є технологія волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ), принцип дії яких заснований на ефекті Саньяка. БІНС на базах таких гіроскопів не має підвісних частей, абсолютно безшумних, не потребує спеціального обслуговування та має хороші показники роботи на відказі (до 80 000 годин у деяких моделях) та малоенергопотреблення (десятки Ватт). Технології ВОГ прийшли на зміну лазерно-кільцевим гіроскопом (ЛКГ), називаючи підвісні частини та вимагаючи періодичного обслуговування за калібруванням та замінюючи нанесені узлові та деталі, а також щодо високого рівня енергопотреблення.

Фактори, що негативно впливають на точність інерційних навігаційних системах:

Апаратна частина:

- вібрації
- температурне зміщення
- старіння

- точність установки ІНС в корпус
- програмна частина:
- спосіб представлення поворотів

Висновки: інерціальні системи навігації є майже повністю автономними системами(за винятком початкових налаштувань). Основним недоліком даних систем є накопичувальний характер похибки. Тому критичний вплив мають такі фактори, як вібрації, температурне розширення, старіння тощо. Метою роботи стало зменшення впливу вібрацій на інерціальну систему, для підвищення її ефективності.

1.5. Аналіз існуючих рішень та існуючих патентів

Було проаналізовано ринок сучасних гіростабілізованих платформ. В роботі наведено основні конструктивні рішення, що використовуються при конструюванні гіростабілізованих платформ. Загалом, більшість платформ на сьогодні поділена на 2 типи: платформи типу USG-211 як правило використовуються на БПЛА з нерухомим крилом (аналоги – гіростабілізовані платформи для БПЛА FLYEYE, Bayraktar, Skyeton тощо), а платформи типу US010911678B2 – на БПЛА з вертикальним зльотом/посадкою (DJI тощо).

1.5.1. Ukrspecsystems USG-211

Гіростабілізована платформа USG-2 1121 (рис. 1.5) використовується для встановлення Full HD камери на БПЛА. Як заявлено виробником, дана система може бути встановлена на будь-який безпілотний літальний апарат із нерухомим крилом або вертикальним зльотом. Він легкий, має якісну камеру Sony та доступну ціну [52].



Рисунок 1.5 – Гіростабілізована платформа Ukrspecsustems USG-21131 [53]

Система приводиться в рух по осі рискання БПЛА та по осі тангажу. Обертання передається напряму від моторів до рухомих платформ, тобто статор закріплений нерухомо, платформа жорстко кріпиться до ротора, внаслідок чого спрощується кінематика руху платформи, що позитивно впливає на її надійність. В таблиці 1.2 наведено основні характеристики платформи USG-211:

Таблиця 1.2 – Технічні характеристики гіростабілізованої платформи USG-211

Параметр	Значення
Діаметр, мм	115
Висота, мм	164
Кут обертання по осі тангажу	Від -30° до 110°
Кут обертання по осі рискання	360°
Маса, кг	1,4
Матеріал фюзеляжу	Вуглепластик

1.5.2. Патент US010911678B2

Представником одного з інших варіантів виконання гіростабілізованої платформи для літальних апаратів є варіант конструкції US010911678B2 (рис. 1.6). Конструкція платформи являє собою механізм із трьома осями обертання [54].

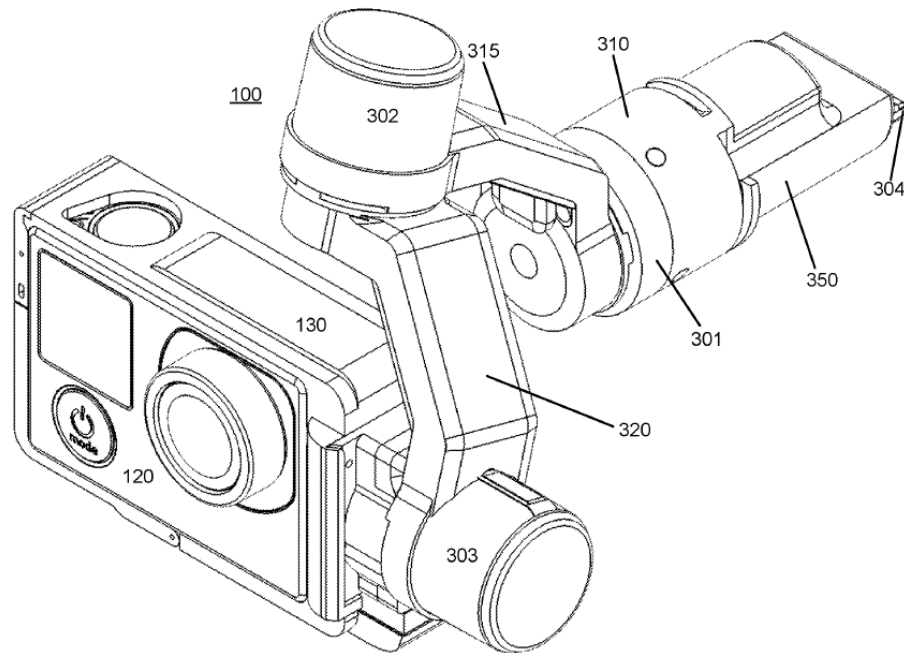


Рисунок 1.6 – Гіростабілізована платформа US010911678B2 [54]

- Тут 301,302,303 - серво-мотори (не ортогональні);
 120 - об'єкт стабілізації (в даному випадку – камера);
 350 - кріплення платформи;
 130 - зйомна опорна рама камери;
 315,320 - жорсткі пустотілі ланки, в яких проходять кабелі живлення та керування

Степінь рухомості агрегата підвищується, так як головні вісі обертання платформи не є ортогональними. Завдяки даній конфігурації силових агрегатів, платформа може змінювати своє положення при незмінюваному положенню об'єкта стабілізації (камери).

Основним недоліком конструкції є діапазон її використання: дна система не може бути встановлена на безпілотні літальні апарати із нерухомим крилом. Вони призначені виключно для наземного використання, або застосуванні із літальними апаратами із вертикальним зльотом/посадкою.

1.5.3. Патент US005184521A

Наочним прикладом вирішення проблеми негативного впливу вібрацій є конструкція гіростабілізованої платформи, відображена в патенті US005184521A [55]. Дана платформа була розроблена для встановлення камери на борт гелікоптера. Система гасіння вібрацій призначалася для зменшення впливу на зображення на камері від вібрацій, що передаються від гелікоптера.

Пристрій містить гіроплатформу, яка стабілізується в просторі за допомогою трьох ортогонально розташованих гіроскопічних механізмів. Платформа камери підтримує гіроскоп для обертання навколо осі тангажу, що збігається з віссю нахилу платформи камери. Залежно від зовнішнього кінця валу маточини або валів приєднане коромисло, яке підвішується до блоку гасіння вібрацій, який несе опорний кронштейн, що виступає з одного боку вертольота.

Вертикальний вал у верхній частині коромисла дозволяє обертальним рухам компенсувати рухи вертольота, а також дозволити панорамування камери. Важливою особливістю винаходу є те, що коромисло та його з'єднання з кінцями вала ступиці розташовані зовні, тобто поза шляхами обертання як камери, так і гіроскопів. Це означає, що гелікоптер може нахилитись або кренитися в набагато більшій мірі, порівняно з системами попереднього рівня техніки, без того, щоб якась опорна конструкція вражала платформу камери.

Платформи переважно оточені сферичним обтічником, розділеним на половини камери та гіроскопа, або півсфери, пов'язані з формами камери та гіроскопа, відповідно. Зовнішня каретка налаштовується на півколо або чверть кола залежно від того, чи використовується один або два вали маточини. Крім того, він може бути налаштований у зміщеному відношенні до валів ступиці, щоб запобігти його затемненню об'єктиву камери під час екстремальних маневрів нахилу.

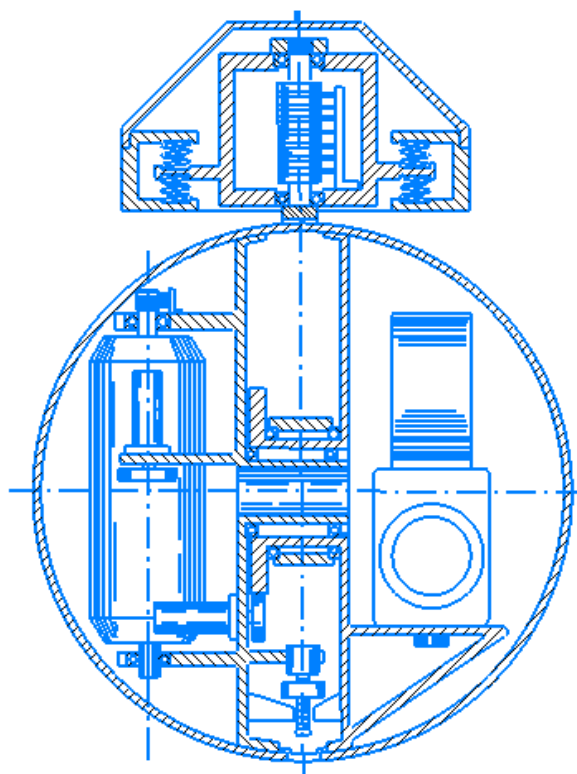


Рисунок 1.7 – Конструкція гіростабілізованої платформи для камери, встановленої на борту гелікоптера [55]

Таким чином, можемо прийти до висновку, що загалом при конструюванні гіростабілізованих платформ, інженери використовують серво-мотори, напряду преднані до ланок гіроплатформи. В більшості випадків платформи виконують двох- або трьохосьові. Приводи розташовують якомога ближче до осей обертання платформи, а найпопулярнішим методом обертання рухомих деталей відносно нерухомії є їхнє безпосереднє закріплення на роторах двигунів, в той час коли стартори жорстко закріплені на нерухомих компонентах гіростабілізованих платформ.

Найпопулярнішим матеріалом для фюзеляжу гіроплатформи є вуглепластик. Даний вибір обумовлений його високими механічними характеристиками, такими як межа міцності та жорсткість.

Було прийнято рішення відштовхуватися від конструктиву гіростабілізованих платформ, що використовуються для БПЛА з нерухомим крилом, так як вони є більш функціональними, та мають ширшу сферу застосування.

2. РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

2.1. Аналіз вихідного завдання

Відповідно до отриманого технічного завдання на платформі необхідно розмістити наступне обладнання:

- пеленгатор секторний БПС-15
- модуль інерціальної навігаційної системи XSENS MTi-680G RTK.

Максимальна вантажопідйомність БПЛА, а отже сумарна максимальна маса платформи в зборі з компонентами становить 0,5 кг.

Визначимо основні характеристики основних компонентів системи та обмеження, що вводяться в процес проектування платформи.

2.1.1. Система навігації XSENS MTi-680G RTK

Відповідно до технічного завдання за систему, що відповідає за навігацію БПЛА, визначено інерціальний навігаційний модуль XSENS MTi-680G RTK. Дана система являє собою компактну безплатформову інерціальну навігаційну систему. Компактність системи обумовлена застосуванням технологій мікроелектромеханічних систем.

Відповідно до інформації, наданої постачальником інерціальних навігаційних систем, габарити конструкції – 24,75×56,5×40,9 мм (рис. 2.1). Маса датчика складає 98 грамів.

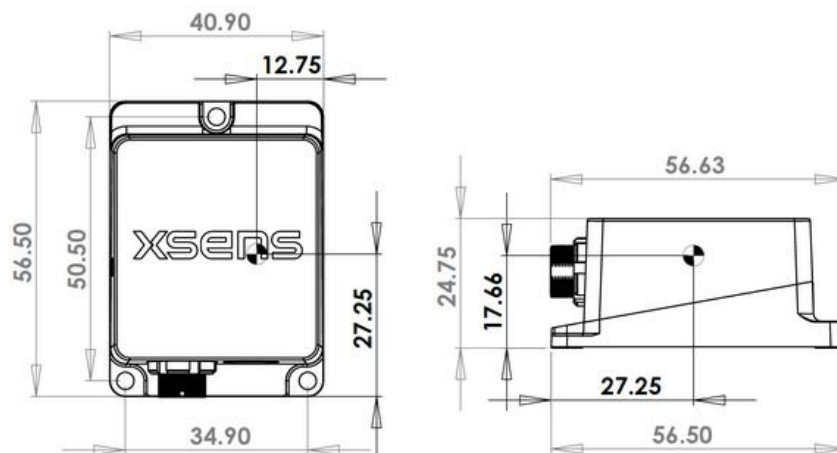


Рисунок 2.1 – Габарити інерціальної навігаційної системи MTi-680G RTK [8]

Незважаючи на компактні розміри, система включає в себе ряд датчиків: трьохосьовий волоконно-оптичний гіроскоп, трьохосьовий акселерометр, трьохосьовий магнітометр, барометр, годинник (рис. 2.2) – усі необхідні компоненти для безплатформової інерціальної системи навігації.

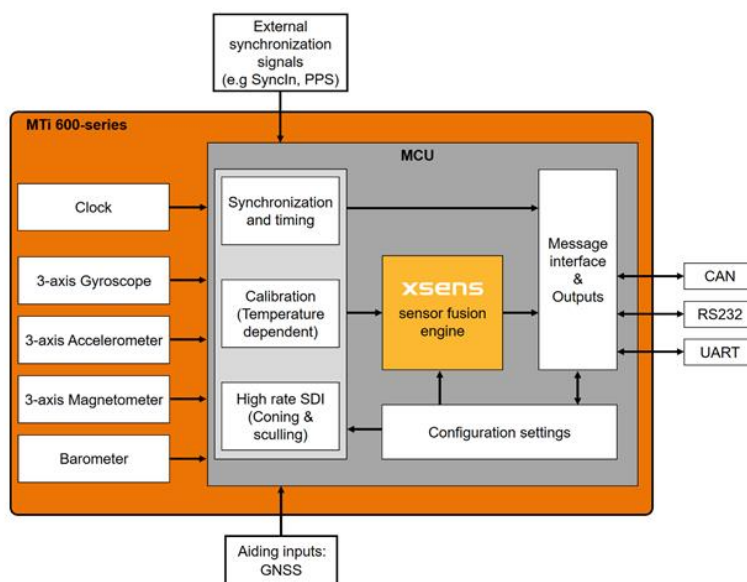


Рисунок 2.2 – Функціональна схема системи MTi-680G RTK [8]

Було проведено дослідження електромагнітних випромінювань, що утворюються при роботі системи MTi-680G RTK. Було досліджено, що під час роботи системи спостерігаються випромінювання на частотах: 1575-1640 МГц, 1215-1240 МГц, 1189-1214 МГц. Також, при передачі інформації від інерціального модуля до блоку керування БПЛА (відбувається CAN-шину) було спостережено електромагнітне випромінювання на частоті 500 кГц.

2.1.2. Пеленгатор секторний БПС-15

Відповідно до проекту БПЛА використовується для пошуку засобів РЕБ, пунктів зв'язку та стратегічних об'єктів. Визначення об'єктів відбувається в автоматичному режимі завдяки розташованому на борту літального апарата радіопеленгатора.

Радіопеленгатор складається з антенно-фідерної системи, що служить для розповсюдження від пеленгуючого об'єкта радіохвиль, і так званого прийомоіндикатора. У прийомоіндикаторі в результаті порівняння амплітуд

(при амплітудному методі модуляції), або зміщення фази (при фазовому методі модуляції) змінних електрорушійних сил, наведених у антенно-фідерній системі, що сприймають радіохвилі, висвітлює інформацію про кути між марками на пеленгуючому об'єкті та основні площини, залучені до роботи відліку. В універсальних (двокоординатних) радіопеленгаторах змінюються обидва кути, визначаючи це напрямлення, в азимутальних - один з них (азимут) [12].

Спеціально розроблений радіопеленгатор БПС-15 дозволяє визначати напрямок до випромінювачів обраного діапазону. БПС-15 складається з двох антен широкого спектру TAOGLAS AP.12F [13] та широкополосного аналізатора спектру (рис. 2.3). Зв'язок між антенами та широкополосним аналізатором спектру відбувається через високочастотний коаксіальний кабель діаметром 1,35 мм з роз'ємом MHF series micro coaxial connector plug vertical, габарити якого складають 6,1×2,1×3 мм [14]. Система живиться від мережі 12 В постійного струму, а керується та передає сигнали до головного комп'ютера літального апарата завдяки інтерфейсу RS232 (COM-порт).

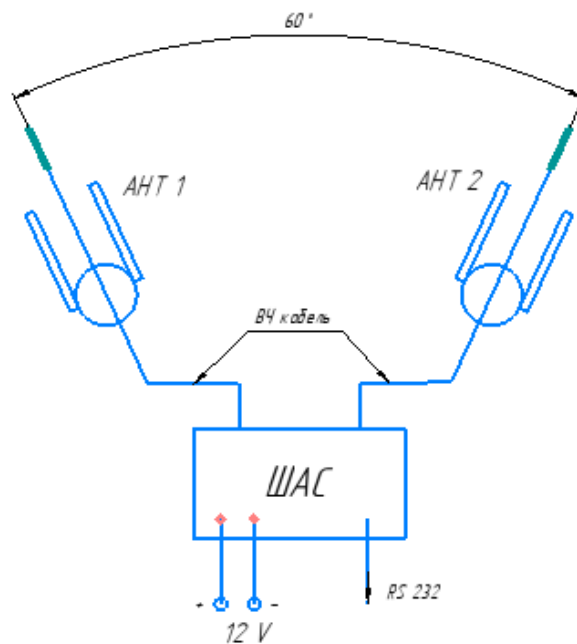


Рисунок 2.3 – Схема пеленгатора БПС-15

Схема направленості має чітко виражений кардіоїдний [15] характер(тобто вузько-спрамований, односторонній характер направленості антен). Окрім електро- та радіопараметрів важливою характеристикою є її механічні параметри. Дана антена розроблена під напайне кріплення (рис. 2.4) на струмопровідну платформу.

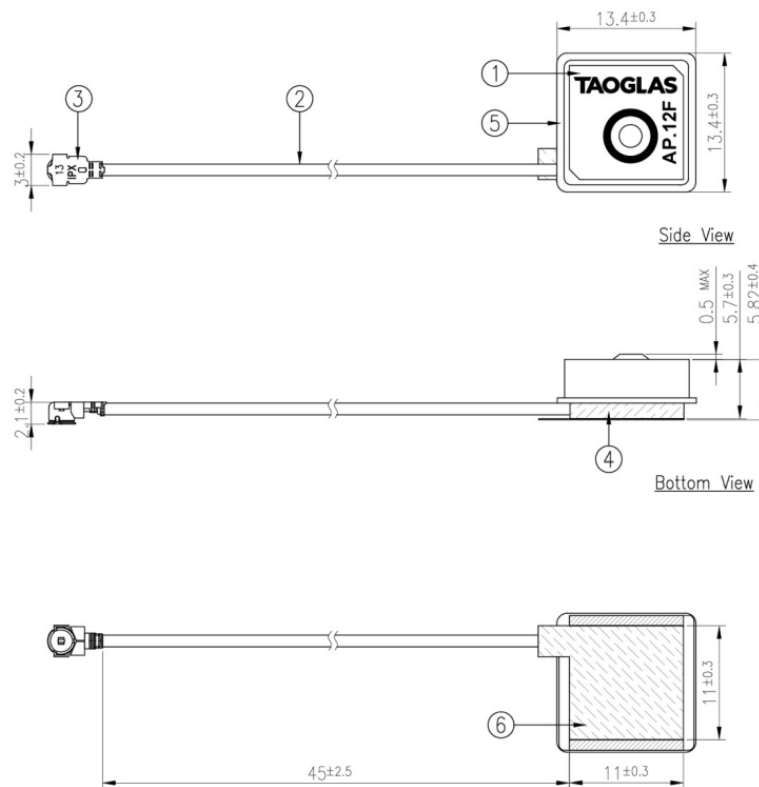


Рисунок 2.4 – Геометрія антени AP.12F. Тут 4 – зона приварювання / припаювання антени [15]

Відповідно до вимог використання даного пристрою головним питанням є вирішення наступних нюансів для коректної пеленгації: антена має знаходитися в радіопрозорому просторі, а також повинно бути вирішене питання електромагнітної сумісності між антеннами та іншими активними компонентами системи.

Проаналізувавши вихідне завдання, приходимо до висновку, що компоненти вносять певні обмеження на вихідну конструкцію гіростабілізованої платформи, такі як:

- простір, в якому розташовані антени пеленгатора БПС-15 має бути радіопрозорим в напрямку направленості антен:

- питання електромагнітної сумісності між антенами пеленгатора та іншими компонентами гіростабілізованої платформи повинне бути вирішеним задля забезпечення коректної роботи пеленгатора.

2.2. Удосконалення конструкції на базі гіроплатформи FLYEYE GS4

Першим етапом проекту стала спільна робота з виробником та постачальником безпілотних літальних апаратів польським виробником WB Electronics.

FLYEYE — це безпілотна літальна платформа близької дії, призначена для спостереження та збору даних. FLYEYE mini UAV – це модульна система, що характеризується простотою складання та розбирання. Готовність до запуску може бути досягнута менш, ніж за 10 хвилин. Ручний запуск без додаткового обладнання дозволяє експлуатувати його в тісних приміщеннях і обмежених місцях. Головка спостереження з двома камерами (видимого світла та ІЧ), прикріпленими під фюзеляжем міні-БПЛА FLYEYE, забезпечує значно кращі можливості спостереження та функцію для швидкого перемикання між двома каналами відео. FLYEYE забезпечує інтеграцію з легкоточним озброєнням і акустичним векторним датчиком для виявлення джерела вогню. Залежно від призначення FLYEYE можна інтегрувати з іншими спостережними головками. Стандартну подвійну головку спостереження з денним світлом та обладнанням інфрачервоної камери можна модифікувати залежно від потреб та призначення.

Головка, розроблена компанією FLYTRONIC, оснащена двома камерами: одна - камера видимого світла, яка може записувати зображення в HD-якості, а інша - тепловізійна камера.

2.2.1. Гіростабілізована платформа GS4

Це потрібна сенсорна головка, яка дозволяє одночасно спостерігати та ідентифікувати цілі та об'єкти як у видимому світлі, так і в інфрачервоному діапазоні (рис. 2.5).

Головка має лазерний освітлювач, який можна використовувати для позначення та пошуку цілей для інших систем зброї. Система була розроблена для використання з платформою БПЛА FlyEye. Технологія, що використовується в головці FT-GS4, забезпечує повністю цифрову передачу відео, зберігання та обробку отриманих зображень з обох датчиків (видимого світла та інфрачервоного) на голові. Унікальні рішення, які використовуються в головці, забезпечують надійність навіть у найскладніших умовах, а інноваційні та вдосконалені алгоритми стабілізації та керування забезпечують дуже високу якість знятих зображень.



Рисунок 2.5 – Платформа FLYTRONIC GS4 [16].

2.2.2. Модернізація платформи GS4

Було вирішено виконати модернізацію вже існуючої платформи GS4. Суть доробки полягала в тому, що замість модуля тепловізійної камери встановлювалася конструкція з двома пеленгаційними антенами та широкополосним аналізатором спектру.

Від виробника було отримано компоновочну модель (рис. 2.6), в якій відображено вільний простір під встановлення пеленгаційної системи БПС-15.



Рисунок 2.6 – Простір під систему БПС-15

Корпус платформи GS4 виготовлений з вуглеплатика методом вакуумного формування. Як відомо, вуглепластики є радіопоглинаючими матеріалами [17], внаслідок чого було прийняте рішення виготовити корпус із радіопрозорого матеріалу. Для серійного варіанту замість вуглеплатика використовується склопластик. Було виготовлено кожух з використанням технології 3Д-друку методом FDM. В якості матеріала використовувався пластик ABS, що як відомо [18], є радіопрозорим та широко використовується в якості кожухів та обтікачів для антен (рис. 2.7).



Рисунок 2.7 – Радіопрозорий кожух платформи GS4

З метою зменшення загального впливу на антени з боку електронних пристроїв, таких як аналізатор спектру, мотори та ін. було прийнято рішення виконати екранування об'єму, в якому розташовані антени пеленгатора. Це було реалізовано шляхом нанесення мідної фольги товщиною 0,06 мм на клейовій основі (рис. 2.8). В результаті було отримано отримано простір із суцільним екраном, що знаходиться між антенами та іншою електронікою, розташованою на платформі.



Рисунок 2.8 – Екранування простору з антенами.

Під час випробування пристрою було виявлено, що платформа GS4 не є придатною для використання в якості попередньої гіростабілізованої платформи з декількох причин:

- невдале розташування моторів тангажу. Механізми, що відповідають за тангаж платформи являють собою планетарний зубчастий редуктор з нерухомим коромислом, сонячна шестерня якого встановлена на сервопривід, а корончасте колесо приєднується до корпусу платформи, що обертається та є несучою конструкцією для встановлених в нього електроніці:

- платформа виготовлена з вуглепластику, що не є радіопрозорим матеріалом. Як наслідок – спостерігається відображення електромагнітного випромінювання від інерціальної системи навігації та плати широкополосного аналізатору спектру БПС-15, що негативно впливає на точність позиціонування, як результат, кут позиціонування розширюється.

2.3. Компонівка платформи

Було розроблено конструкцію гіростабілізованої платформи – механізму, що складається з платформи, на якій встановлено інерціальний навігаційний модуль XSens MTi-680G RTK та пеленгатора БПС-15. Дана платформа має дві осі обертання – вісь рискання та вісь тангажу відносно борту безпілотної літального апарата.

- обертання по осі рискання – вільне, без обмежень;
- обертання по осі тангажу від -15° до $+80^{\circ}$.

Обертання по осі рискання реалізовано напряму встановленням платформи на роторі мотора, а борту БПЛА – на статорі. Механізм тангажу платформи реалізовано при передачі обертання від сервомотора за допомогою плоско-паралельного важільного механізму.

Система представлена у вигляді рами (виділено зеленим кольором), власне платформи (оранжевий), встановлених на платформі пеленгаційних антен (рис. 2.9). У рух платформа приводиться двома сервомоторами по осях тангажу та рискання.

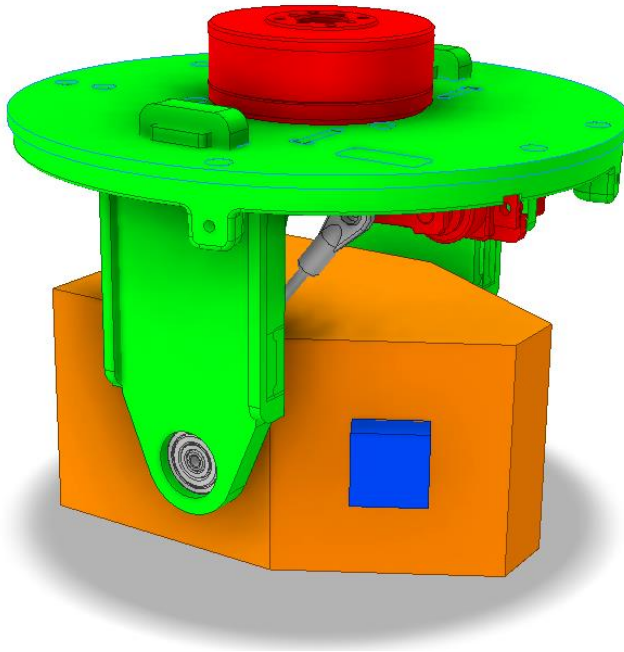


Рисунок 2.9 – Компоновка гіростабілізованої платформи

2.3.1. Вибір приводів для обертання платформи навколо осей рискання і тангажу

В якості силового агрегата для механізму тангажу гіростабілізованої платформи було обрано цифровий сервопривід Hyperion Atlas DS12-ACP [56] (рис. 2.10). Основним критерієм вибору електродвигуна були вага мотору, крутний момент на вихідному валу та кут повороту вихідного вала (табл. 2.1).



Рисунок 2.10 – Сервопривід Hyperion Atlas DS12-ACP[56]

Таблиця 2.1 – Характеристики сервоприводу Hyperion Atlas DS12-ACP

Характеристика	Значення
Модель	DS12ACP
Маса	16,9 г
Габарити	29,5x12x26 мм
Матеріал	Карбон
Швидкість обертання	60 град/0,18сек
Макс. кут повороту	140 град
Обертальний момент	0,08 Нм

На етапі компоновки платформи ключовою характеристикою компонентів є геометричні розміри та розташування посадкових місць (рис. 2.11).

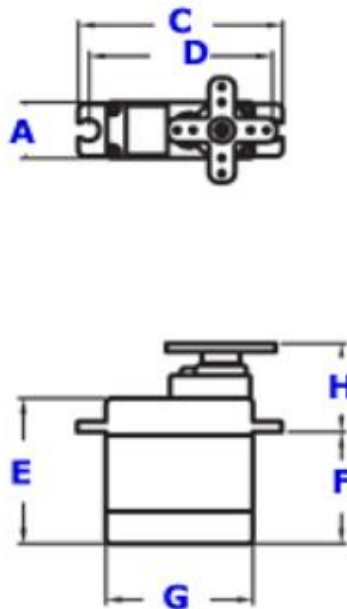


Рисунок 2.11 – Основні конструктивні розміри сервомотора механізму тангажу платформи [56]

Уточнимо ключові розміри сервопривода та розташування посадкових місць (табл. 2.2).

Таблиця 2.2 – Розміри сервоприводу DS12ACP

Позначення	A	C	D	E	F	G	H
Розмір, мм	12.00	39.50	34.90	26.00	19.70	29.50	15.50

Привід обертання навколо осі ристання борту виконує функцію повороту платформи відносно борту безпілотного літального засобу. Ротор

мотора жорстко закріплений на борту БПЛА, а стартор – на платформі. Критерії вибору мотора наступні: можливість постійного обертання, наявність осьового отвору, мала вага. В якості силового агрегата було обрано безщітковий двигун Iflight Ipower GM3506 [57] (рис. 2.12).



Рисунок 2.12 – Мотор Iflight Ipower GM3506.

Даний мотор відповідає всім вище переліченим вимогам (табл. 2.3). Корпус мотора виготовлено з анодованого алюмінію, в моторі виконано осьовий отвір діаметром 8,5 мм (рис. 2.13).

Таблиця 2.3 – Характеристики сервоприводу Iflight Ipower GM3506

Характеристика	Значення
Модель	GM 3506
Параметри живлення	12 В
Маса	71,8 г
Габарити	40x18 мм
Матеріал	Карбон
Швидкість обертання	830 об/хв
Обертальний момент	0,1 Нм
Максимальне навантаження	400 гр

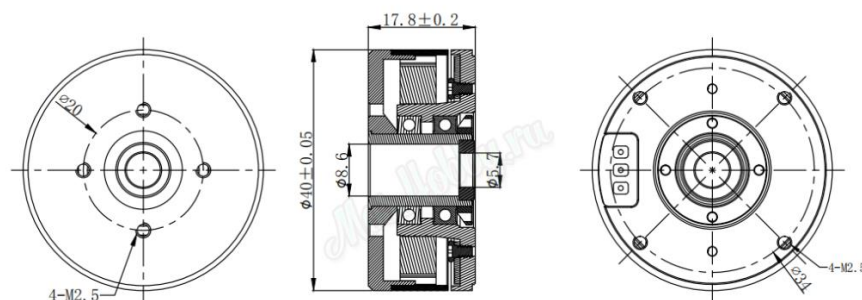


Рисунок 2.13 – Конструкція сервомотору GM3506 [57]

2.3.2. Зв'язок між рухомими та нерухомими компонентами гіростабілізованої платформи

Комунікація між платформою, що вільно обертається, та літальним апаратом може досягатися двома шляхами:

- використання кабелів із запасом по довжині. Як наслідок – обертання по осі рискання не може бути безперервним. Надійність системи погіршується через можливе тертя між кабелями та рухомими елементами.
- використання контактних кілець slip ring (рис. 2.14) (виробники DSTI, MOOG тощо) дозволяє безперервне обертання навколо осі з достатньо великим запасом(до 15 млн обертів).

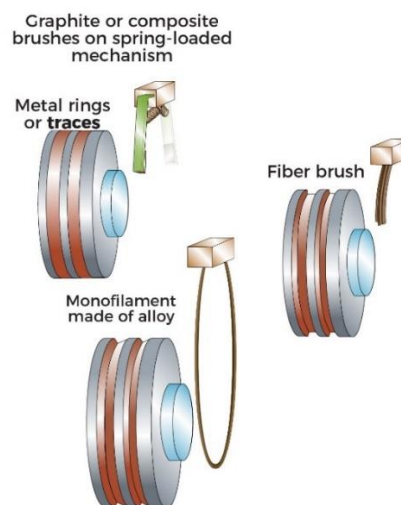


Рисунок 2.14 – Конструкція контактних кілець [27]

Було вирішено використовувати контактні кільця на осі рискання платформи задля забезпечення безперервності обертання. Так як кути обертання по осі тангажу обмежені, необхідності у використанні контактних кілець немає – приймається запас по довжині кабелів.

Відповідно до обраного мотора механізму рискання платформи було підібрано відповідні контактні кільця – Senring M079-12 [58]. Даний агрегат

встановлюється в осьовий отвір мотора та забезпечує надійний контакт між бортом та платформою (рис. 2.15).

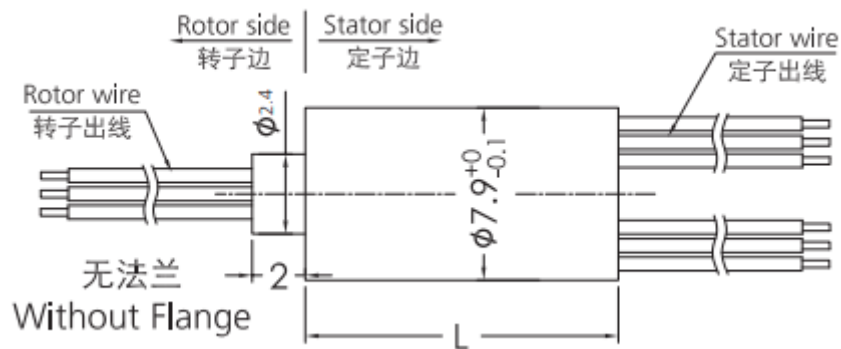


Рисунок 2.15 – Конструкція контактного кільця Senring M079-12 [58].

Довжина L контактного кільця складає 17,6 мм, тобто не виходить за габарити мотора GM3506, в якому дане контактне кільце встановлене.

2.4. Вибір конструкційних матеріалів платформи

Проведемо аналіз для чотирьох основних типів матеріалу, що використовуються при роботі з радіотехнікою – ABS [19, 24], PA-12 [23], склопластик [22], фторопласт [25].

2.4.1. Радіотехнічні властивості матеріалів

Найкращі результати система БПС-15 показує, коли між приймаючими антенами та випромінювачем відсутні будь-які перешкоди. Платформа встановлена на борту безпілотного літального апарата та є його крайнім габаритом, внаслідок чого вона має бути захищена, як кліматично, так і від навантаження, спричиненого опором середовища. Даний фактор обумовлює використання матеріалів, що не спричиняють опору при проникненні радіохвиль від випромінювачів до приймаючих антен.

Радіохвильовий прозорий матеріал – тип діелектричного конструкційного матеріалу, що складається з одного або кількох шарів, який істотно не змінює амплітуду та фазу радіочастотних електромагнітних хвиль, що проходять через нього. Цей тип матеріалу використовується в основному при виготовленні корпусів антен, або обтікачів, які захищають антени

радіолокаційних установок від впливу навколишнього середовища. Прозорість матеріалу для радіохвиль забезпечується вибором діелектриків з невеликими об'ємами тангенса діелектричних втрат ($\tan \delta \leq 0,02$), підбором діелектричної проникності окремих шарів ($\epsilon = 1,1-9,0$) та відповідною електродинамічною конструкцією від товщини шару [20].

Пластикові матеріали з низькими втратами відповідають суворим електричним вимогам височастотних і високої щільності потужності. Телекомунікації 5G, високошвидкісні літаки та супутники зв'язку – всі вони залежать від міцних діелектричних матеріалів для захисту антен і критичних радіолокаційних систем.

На радіопрозорість матеріала впливає така величина, як діелектрична проникність матеріалу. Існує пряма залежність між величиною діелектричної проникності матеріалів та їх властивістю радіопрозорості.

Порівняємо діелектричну проникність матеріалів та занесемо значення до табл. 2.4:

Таблиця 2.4 – Параметри, що впливають на радіопрозорість матеріалів

Матеріал	Діелектрична проникність
ABS пластик	2,4-5,0
РА-12	3,0-3,6
Склопластик	4-14
Фторопласт	1,9-2,2

2.4.2. Методи оброблення матеріалів

Важливим фактором при виборі матеріалів є критерій оброблюваності матеріала. Ця властивість напряду впливає на техніко-економічні властивості деталей, їх собівартість, як при одиничному, так і при серійному методі виробництва. Для вище перелічених видів матеріалів можливі наступні методи оброблення:

- ABS пластик – механічне оброблення, формування, лиття на термопластавтоматах, адитивне виробництво;

- РА-12 – механічне оброблення, адитивне виробництво, лиття на термопластавтоматах;
- склопластик – формування, механічне оброблення;
- фторопласт – механічне оброблення.

2.4.3. Механічні властивості матеріалів

Пластикові матеріали легкі, стійкі до дощової ерозії та мають чудові діелектричні властивості. Вони придатні для використання в приміщеннях, на вулиці, високошвидкісних і екстремальних температурах [21].

Визначимо основні механічні властивості матеріалів для гіростабілізованої платформи. В таблиці 2.5 відобразимо основні параметри, такі як границя міцності, густина матеріала та температура експлуатації.

Таблиця 2.5 – Механічні характеристики матеріалів

Матеріал	Границя міцності, МПа	Густина, г/см ³	Температура експлуатації, С
ABS пластик	41	1,04	від -40 ло +80
РА-12	70	1,01	від -50 ло +100
Склопластик	410	1,58-1,73	від -60 ло +100
Фторопласт	32	2,09-2,16	від -269 ло +260

Використання стандартних листів фторопласту дозволяє забезпечити найбільш оптимальне (порівняно з іншими РПМ) співвідношення механічних та радіотехнічних характеристик виробу [26].

Беручи до уваги всі вищеперелічені характеристики та фактори, можемо прийти до висновку, що найефективнішим матеріалом в контексті радіотехнічних характеристик є фторопласт. Проте, зважаючи на фактор можливості виробництва тонкостінних деталей, використання фторопласту не є доцільним з техніко-економічних причин (високий відсоток відходів, складність отримання кінцевої форми).

В якості основного матеріала було обрано поліамід ПА12. Даний матеріал має високі характеристики радіопрозорості та механічні властивості. Поліамід ПА12 може використовуватися як в одиничному виробництві (адитивне виробництво), так і в багатосерійному (лиття під тиском, вакуумне

формування), а також легко піддається механічному обробленню. Даний матеріал має низький відсоток водопоглинання (до 0,25%) та гарну атмосферостійкість.

2.5. Електромагнітна сумісність компонентів системи

Останнім часом розробники приділяють особливу увагу питанню електромагнітної сумісності (скорочено - ЕМС) пристроїв з власними компонентами і вузлами, оскільки саме напівпровідникові мікросхеми найбільше сприйнятливі до електромагнітних перешкод. Дія перешкоди може бути кондуктивною (у вигляді наведення на струм) або випромінювальною (у формі взаємодії полів).

В даному контексті, коли мова йде про завадостійкості обладнання, до уваги беруться випромінюються і наводяться на дротах перешкоди, причому смуга частот для забезпечення сумісності може сягати аж до 400 ГГц.

Екранування є одним з основних засобів забезпечення електромагнітної сумісності (ЕМС). Завданням розрахунку електромагнітних екранів займалося багато дослідників, але використані до теперішнього часу моделі не відповідають зростим вимогам по ЕМС[31].

Для створення ефективного екрану необхідно [28]:

- підібрати матеріал, його структуру та товщину залежно від складової електромагнітного поля, яку потрібно екранувати;
- по можливості виключити будь-які отвори та щілини та будь-які інші переривання електричного контакту, що за розмірами можна порівняти з $1/20$ довжиною хвилі;
- для вентиляції та введення кабелів використовувати пограничні хвилеводи;

Розрахунок параметрів екрану необхідний для подальшого визначення конструктивних параметрів платформи.

Екран, як об'ємний резонатор має розподілені параметри, значення яких визначаються його формою, товщиною, розмірами та властивостями матеріала, з якого він виготовлений. З метою спрощення припустимо, що він являє собою паралелепіпед (рис. 2.16) з довжиною l , шириною b та висотою h . Загальним параметром, що характеризує розміри екрана є еквівалентний радіус екрану R_e , що залежить від його геометричних характеристик.

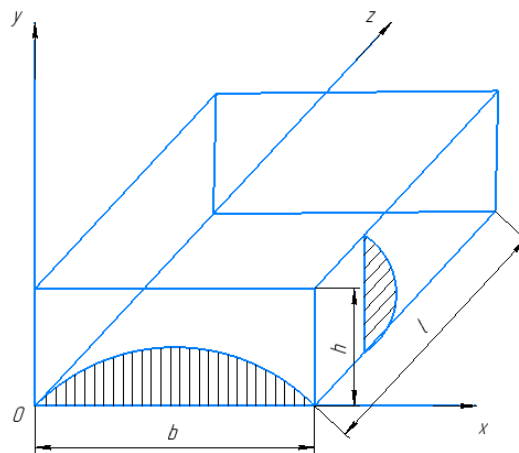


Рисунок 2.16 – Розподілення поля основного типу в резонаторі.

Визначимо розміри екрана: приймаємо довжину та ширину екранированої поверхні по 45 мм відповідно (залежить від розмірів платформи). Глибина екрана, відповідно до конструкції платформи приймається рівною 15 мм. Приймаємо товщину екранованою шару 0,07 мм з конструктивних міркувань. Тоді еквівалентний радіус екрана визначається як [31]:

$$R_e = \sqrt[3]{\frac{3}{4\pi} blh} = 0.62 \sqrt[3]{blh} \quad (2.1)$$

$$R_e = 0.62 * \sqrt[3]{0.045 * 0.045 * 0.015} = 0.0193 \text{ м.}$$

Характер електромагнітного поля диполя в тій чи іншій точці простору істотно залежить від того, близько чи далеко від нього розташована розглянута точка. В електродинаміці і в теорії антен є відповідні поняття - "ближнє" і "дальнє" поле [33]. Близнє поле визначається сферою з центром в точці

випромінювання та радіусом, що дорівнює довжині хвилі. У випадку платформи для літального апарата при заданому діапазоні частот, довжина хвилі дорівнює 0,15-0,25 м, тобто всі компоненти системи розташовані в ближньому полі випромінювання.

Поле в ближній зоні суттєво нерівномірне, а хвильві опори складових поля є взаємнозворотніми. Електричне поле має високий хвильовий опір (Ом), а магнітне – низьким.

Одним з багатьох параметрів, що стосуються кабелів та екранів загалом є їх хвильовий опір. Це свого роду електричний опір, виражений в омах (Ом). Комплексна складова частини опору визначає відношення напруги до сили струму в будь-якій точці кабелю, коли немає жодних відображень, а кабель перебуває в стані повного регулювання. Хвильовий опір електричного поля визначається як:

$$Z_E = \frac{Z_0}{1 + (\beta r)^2} \sqrt{\frac{(\beta r)^6 + 1}{(\beta r)^2}} \quad (2.2)$$

Хвильовий опір магнітного поля:

$$Z_H = Z_0 [1 + (\beta r)^2] \sqrt{\frac{(\beta r)^2}{1 + (\beta r)^6}} \quad (2.3)$$

де Z_0 – хвильвий опір вакуума, 377 Ом;
 $\beta = \frac{2\pi R_e}{\lambda}$ – значення множника;
 r – еквівалентний радіус екрана, м.

Значення множника β залежить від довжини хвилі. Для частоти 1575 МГц довжина хвилі складає:

$$\lambda = \frac{c}{\nu} = \frac{299792458}{1575 \cdot 10^6} = 0,19 \text{ м} \quad (2.3)$$

де c – швидкість світла в повітрі, м/с
 ν – частота електромагнітної хвилі, Гц

Визначимо значення множника β :

$$\beta = \frac{2\pi R_3}{\lambda} = 2 * \pi * \frac{0,0193}{0,19} = 0,625$$

Вираження опорів (2.2, 2.3) набуває наступного вигляду:

$$Z_E \approx \frac{Z_0 \lambda}{2\pi R_3} = \frac{377 * 0,194}{2\pi * 0,0193} = 603,12 \text{ Ом}$$

$$Z_H \approx Z_0 \frac{2\pi R_3}{\lambda} = \frac{377 * 2\pi * 0,0193}{0,194} = 235,66 \text{ Ом}$$

Еквівалентною глибиною проникнення хвилі називають показник зменшення поля і току та визначають як:

$$\delta = \sqrt{\frac{2}{\omega \mu \sigma}} = 0,52 \sqrt{\frac{\rho}{\mu_r f}} = 0,03 \sqrt{\frac{\lambda \rho}{\mu_r}} \quad (2.4)$$

де λ	–	довжина хвилі в повітрі, м
ρ	–	питомий опір матеріала, Ом·м
μ_r	–	відносна магнітна проникність матеріала

Для міді $\mu_r = 1$; $\rho = 1,8 * 10^{-8}$ Ом·м. Підставивши дані значення отримуємо:

$$\delta = 0,03 \sqrt{\frac{0,194 * 1,8 * 10^{-8}}{1}} = 1,77 * 10^{-6} \text{ м}$$

Ефективність екранування

$$E_{0E(H)} = 0,024 \sqrt{\frac{\delta}{\rho} Z_{E(H)}}^3 \sqrt{\frac{\lambda}{R_3}} e^{\frac{2\pi d}{m}} * \left(\frac{a-m}{m}\right)^2 \left(1 - \frac{\pi m}{\lambda}\right)^6$$

Аналіз [5] показав, що середнє значення множника $\left(\frac{m}{a-m}\right)^2$ для типового технологічного процесу і високої якості монтажу близьке до 0,024, тому вираз можна представити у вигляді:

$$E_{0E(H)} = \sqrt{\frac{\delta}{\rho} Z_{E(H)}} \sqrt[3]{\frac{\lambda}{R_3}} e^{\frac{2\pi d}{m}} * \left(1 - \frac{\pi m}{\lambda}\right)^6 \quad (2.5)$$

Значення множників:

$$\sqrt{\frac{\delta}{\rho} Z_E} = \sqrt{\frac{1,77 * 10^{-6}}{1,8 * 10^{-8}} * 603,12} = 243,52$$

$$\sqrt{\frac{\delta}{\rho} Z_H} = \sqrt{\frac{1,77 * 10^{-6}}{1,8 * 10^{-8}} * 235,66} = 152,23$$

$$\sqrt[3]{\frac{\lambda}{R_3}} = \sqrt[3]{\frac{0,194}{0,0193}} = 2,16$$

$$e^{\frac{2\pi d}{m}} = e^{\frac{2\pi * 0,07}{3,3}} = 1,1$$

$$\left(1 - \frac{\pi m}{\lambda}\right)^6 = \left(1 - \frac{\pi * 3,3 * 10^{-3}}{0,194}\right)^6 = 0,719$$

де $d = 0,07\text{мм}$ – товщина екрану, $0,07\text{мм}$

$m = 3,3\text{мм}$ – розмір найбільшого отвору в екрані

Розмір найбільшого отвору в екрані обумовлений отворами під високочастотний кабель антени AP.12F. На кабелі роз'єм IPEX/U.FL, граничний розмір – 3.1 мм [29].

Ефективність електричного екранування:

$$E_{0E} = 243,52 * 2,16 * 1,1 * 0,719 = 416,02$$

Або в загально прийнятому вигляді [34]:

$$D = 20 \log E_{0E} = 52,38 \approx 52\text{Дб}$$

Ефективність магнітного екранування:

$$E_{0H} = 152,23 * 2,16 * 1,1 * 0,719 = 260,06$$

або:

$$D = 20 \log E_{0E} = 48,3 \approx 48\text{Дб}$$

Визначимо ефективність екранування для інших частот, що випромінюються ШАС та інерціальною навігаційною системою (таблиця 2.6).

Таблиця 2.6 – Залежність ефективності екранування від частоти

ν , МГц	$\mathcal{E}_{0E}$, Дб	$\mathcal{E}_{0H}$, Дб
1575	52	48
1640	52	48
1215	54	50
1240	54	50
1189	54	50
1214	54	50
0,5	79	74

Отже, приходимо до висновку, що товщина екрану 0,07 мм є достатньою, проте конструктивно було прийнято рішення збільшити товщину екрану до 0,5 мм з метою урівноваження платформи відносно осі обертання.

Було проведено дослідження зменшення впливу компонентів платформи на антени пеленгатора. Рівень паразитного шуму на спектроаналізаторі був рівним -115 Дб.

2.6. Визначення остаточних конструктивних параметрів гіростабілізованої платформи

Основною характеристикою платформи, яку необхідно визначити, є розташування її центра мас та її інерціальні характеристики. Основною метою даного етапу є мінімізація моменту інерції платформи при обертанні навколо головної осі через перенесення центра мас платформи разом з компонентами, встановленими на ній.

Для визначення моменту інерції платформи необхідно в першу чергу визначити центр мас платформи. З метою спрощення даного процесу скористаємось програмним забезпеченням Autodesk Inventor (рис. 2.17). Для цього побудуємо модель платформи, що включає в себе всі ключові компоненти платформи з їхніми масогабаритними характеристиками.

Розташуємо компоненти на платформі таким чином, щоб зведений центр мас платформи знаходився якомога ближче до осі.

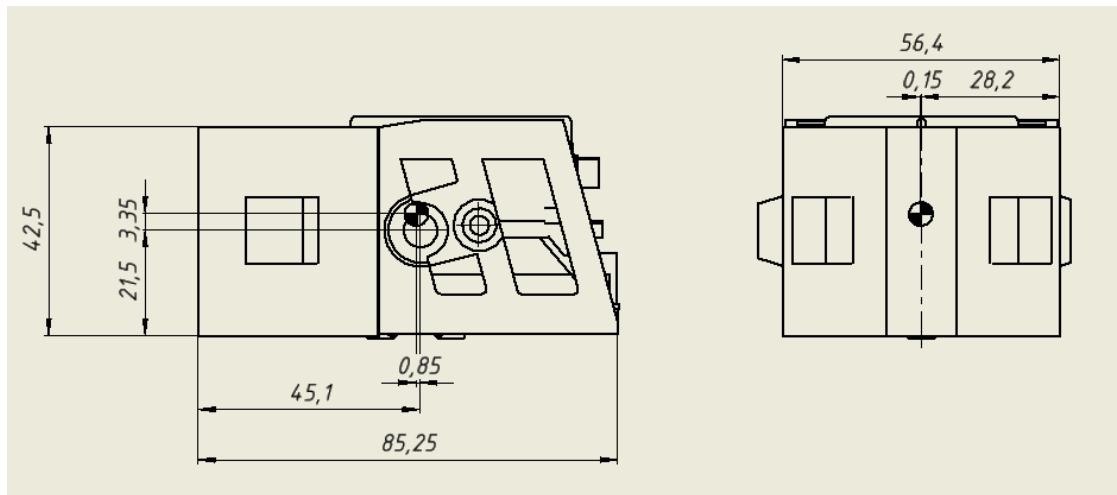


Рисунок 2.17 – Визначення центра мас платформи

Конструкція проектувалась таким чином, щоб центр мас платформи розташовувався максимально близько до точки опори (стакани під центральну вісь обертання).

Відстань від центра обертання до центра мас платформи становить:

- по осі X – 0,85 мм;
- по осі Y – 3,35 мм.

Тоді відстань від осі обертання до центра мас гіростабілізованої платформи становить:

$$l_c = \sqrt{3.35^2 + 0.85^2} = 3.46 \approx 3.5 \text{ мм}$$

Також програмно було визначено тензори інерції (рис. 2.18) в програмному забезпеченні Autodesk Inventor.

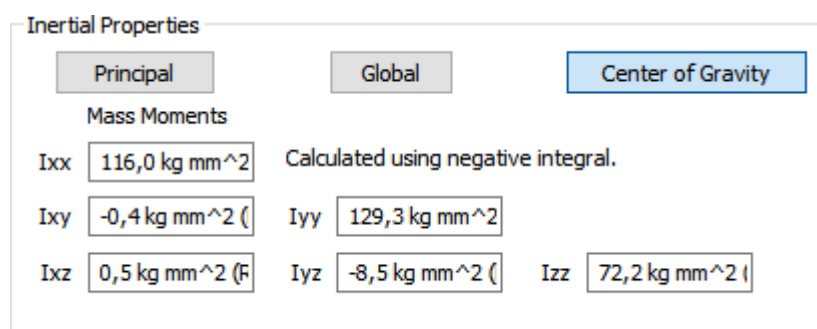


Рисунок 2.18 – Дослідження динамічних властивостей платформи.

2.7. Кінематичний аналіз механізму тангажу

Проведемо кінематичний аналіз плоскопаралельного механізму, що відповідає за обертання по осі тангажу.

Механізм тангажу платформи – це робоча машина, яка включає серводвигун, приводний механізм та платформу. Основним механізмом системи є плоский важільний механізм з платформою, що обертається навколо нерухомої осі і складається з трьох рухомих ланок (рис. 2.19): кривошипа O_1A , шатуна AB та куліси O_2B , що робить хитальний рух навколо нерухомої осі O_2 .

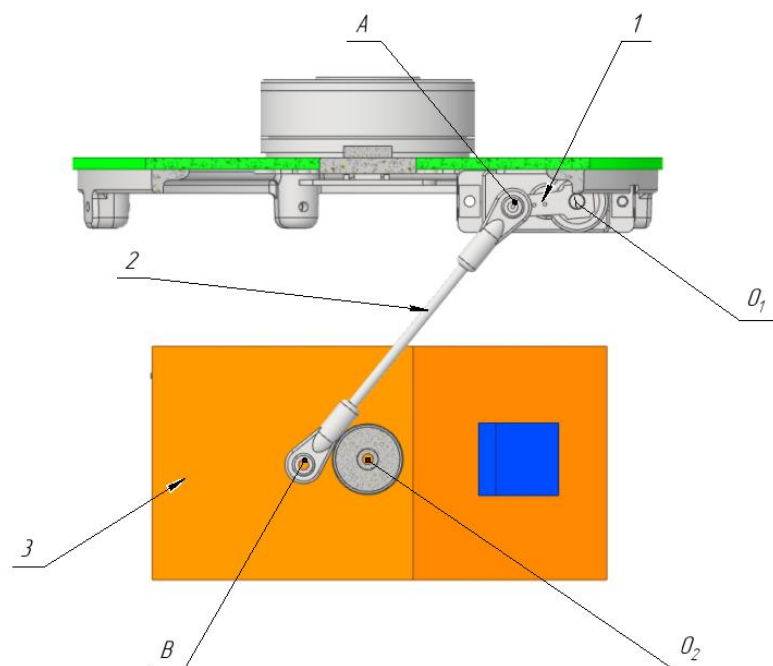


Рисунок 2.19 – Компоненти механізму тангажу платформи

Головний рух механізму – обертання платформи навколо головної осі, що схематично зображена як O_2B .

Кінематична схема плоско-паралельного механізму являє собою механізм з чотирьох ланок (рис. 2.20).

Обертання вхідного кривошипа 1 здійснюється від мотор-редуктора 0S11AMB зі зворотнім зв'язком за допомогою механічного привода, який представлений двохступеневим циліндричним редуктором.

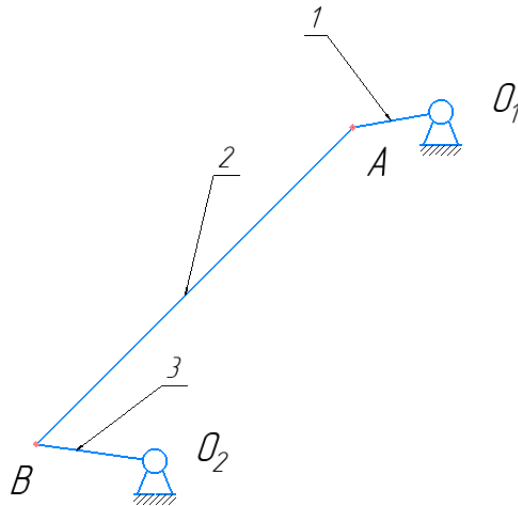


Рисунок 2.20 – Кінематична схема механізму нахилу платформи

Відповідно до конструкції платформи, маємо наступні довжини ланок:

- $l_{O_1A} = 12$ мм;
- $l_{AB} = 12$ мм;
- $l_{O_2B} = 16$ мм.

2.7.1. Структурний аналіз механізму тангажу гіростабілізованої платформи для БПЛА

Ступінь рухомості механізму визначаємо за формулою Чебишева [35]:

$$W = 3n - 2p_5 - p_4 \quad (2.6)$$

- де $n = 3$ – кількість ланок механізму
 $p_5 = 4; p_4 = 0$ – кількість кінематичних пар 5-го та 4-го класів відповідно

Маємо ступінь рухомості чотирьохланковика:

$$W = 3 \cdot 3 - 2 \cdot 4 = 1$$

Виділимо групи Ассура (останні дві ланки та три кінематичні пари) - група II класу 1-го виду - II₁ (рис. 2.21а).

$$W = 3n - 2p_5 - p_4 = 3 \cdot 2 - 2 \cdot 3 - 0 = 0.$$

Залишається механізм першого класу, представлений станиною та рухомою вхідною ланкою (рис. 2.21б).

$$W = 3 \cdot 1 - 2 \cdot 1 = 1.$$

Цей механізм утворений приєднанням до механізму I класу групи Ассура II класу 1-го виду, тобто весь механізм є механізмом II класу.

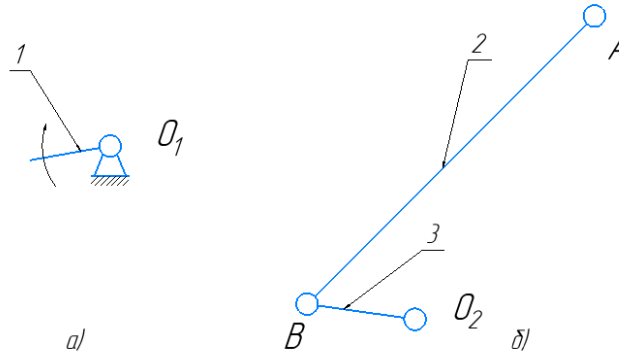


Рисунок 2.21 – Структурна схема механізма: а) вхідний механізм I-го класу; б) механізм II-го класу 1-ї групи.

Структура механізму має наступну форму:

$$I(0,1) \rightarrow II_1(2,3)$$

2.7.2. Плани положень механізму

«Мертві» положення, тобто такі точки, в яких швидкість вихідної ланки дорівнює 0 м/с визначаються конструктивно. Обмеження для руху сервомотору задаються програмно та залежать від фізично дозовлених положень ланки. Маємо крайні положення:

- крайнє нижнє положення вхідної ланки -15 град;
- крайнє верхнє положення вхідної ланки +80 град.

Побудуємо плани положень механізму тенгажу платформи. Для цього поділимо дугу між крайніми положеннями точок на 7 рівних часток та визначимо положення ланок механізму для кожної з них (рис. 2.22).

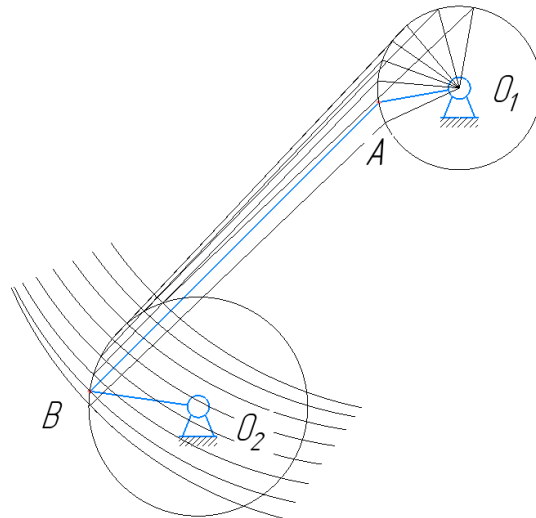


Рисунок 2.22 – План положень механізму

Для побудови планів положення механізму приймалися наступні припущення:

- ланки системи є абсолютно жорсткими;
- зазори в кінематичних парах відсутні.

2.7.3. Визначення швидкостей точок механізму

Метою побудови плану швидкостей механізму тангажу платформи є дослідження руху платформи. План швидкостей розроблюється в порядку утворення механізму відповідно до структурної формули. Тобто, для визначення параметрів руху платформи визначення швидкостей починається з вхідної ланки.

Визначимо початкову частоту обертання для сервомотора. Відповідно до документації, поворот на 60 град за 0,18 сек. Отже, середня кутова швидкість обертання складає $\omega_1 = \frac{\pi}{3T} = 6,98 \text{ с}^{-1}$. Обертальний момент становить 0,08 Нм.

Точка А ланки кривошипа 1 виконує обертальний рух навколо осі O_1 , отже її швидкість визначається як:

$$v_A = \omega_1 \cdot O_1A \quad (2.7)$$

де ω_1 – кутова швидкість обертання, с^{-1}
 O_1A – довжина ланки, м

Отже швидкість точки A $v_A = 6,98 \cdot 0,012 = 0,084$ м/с. Вектор швидкості точки A перпендикулярний до ланки O_1A (рис. 2.23).

Відомо, що точка B виконує обертальний рух навколо осі O_2 , отже вектор швидкості точки B перпендикулярний до ланки O_2B . З іншого боку, ланка AB виконує обертальний рух навколо миттєвого центра обертання O_3 , тому рух точки B можна представити у вигляді руху точки A та відносного руху точки B відносно точки A .

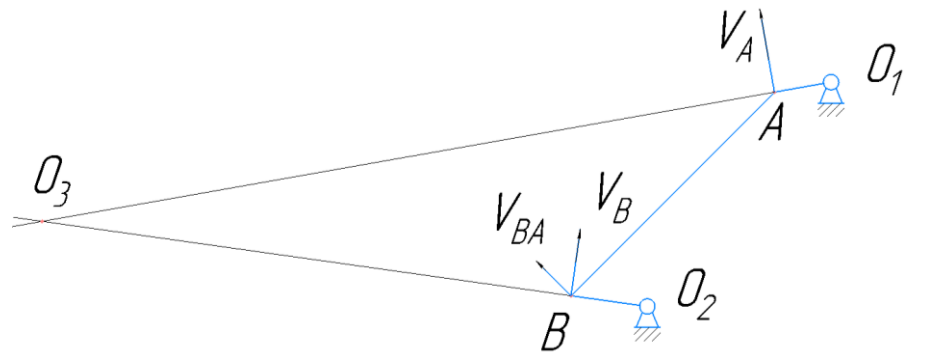


Рисунок 2.23 – Визначення швидкостей обертання ланок

Скористаємось графоаналітичним методом (рис. 2.24) для визначення швидкості руху точки B . Відкладемо вектор від полюсу O з довжиною 165 мм та паралельний вектору $\vec{v}_A$. Введемо масштабний коефіцієнт μ_V , що визначається як:

$$\mu_V = \frac{V_A}{l_{OV_A}} = \frac{0.084}{165} = 5.1 \cdot 10^{-4} \frac{\text{м} \cdot \text{с}^{-1}}{\text{мм}} \quad (2.8)$$

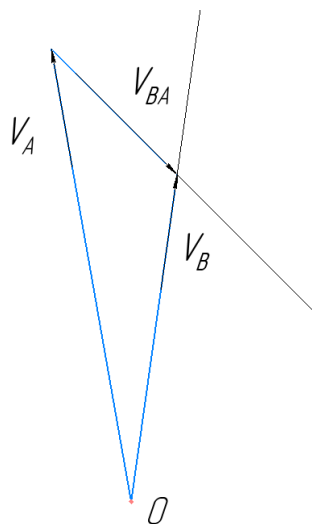


Рисунок 2.24 – План швидкостей механізму тангажу платформи

Кутова швидкість точки B визначається, як:

$$V_B = \mu_V \cdot l_{OV_B} = 5.1 \cdot 10^{-4} \cdot 118.5 = 0.06 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (2.9)$$

Отримуємо, що кутова швидкість обертання платформи по тангажу становить:

$$\omega_2 = \frac{V_B}{l_{O_2B}} = \frac{0.06}{0.014} = 5.01 \text{ с}^{-1} \quad (2.10)$$

Або швидкість обертання платформи становить близько 285 град/с.

2.7.4. Визначення прискорень точок механізму

Приймемо швидкість обертання початкової ланки сталою. Так як точка A виконує обертальний рух, її прискорення має дві складові прискорення та визначається як векторна сума її тангенційної та радіальної складових:

$$\vec{a}_A = \vec{a}_A^{\tau} + \vec{a}_A^n \quad (2.11)$$

Тут тангенційна складова прискорення дорівнює нулю, так як швидкість обертання ланки приймається сталою. Тому тангенційна складова прискорення точки A відсутня. Радіальна складова прискорення становить:

$$a_A^n = \omega_1^2 l_{O_1A} = 6.98^2 \cdot 12 \cdot 10^{-3} = 0.58 \text{ м/с}^2$$

Напрямок радіального прискорення збігається з напрямком вектора $\vec{AO_1}$ (рис. 2.23).

Скористаємось графоаналітичним методом (рис. 2.25) для визначення прискорення руху точки B . Відкладемо вектор від полюсу O з довжиною 116 мм та паралельний вектору $\vec{a}_A$. Введемо масштабний коефіцієнт μ_a , що визначається як:

$$\mu_a = \frac{a_A}{l_{Oa_A}} = \frac{0.58}{116} = 0.005 \frac{\text{м} \cdot \text{с}^{-2}}{\text{мм}} \quad (2.12)$$

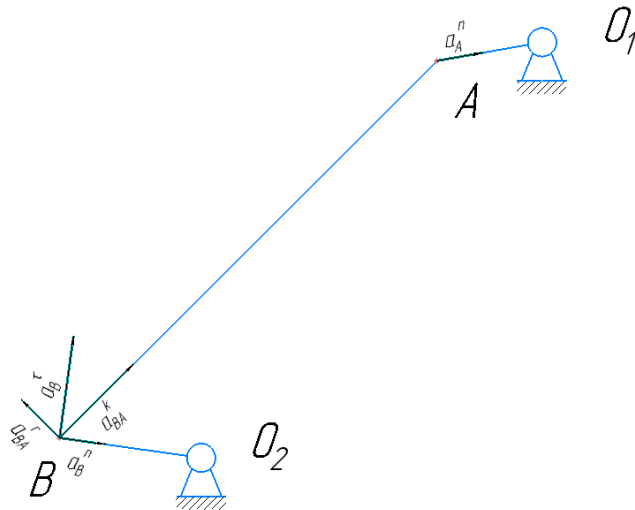


Рисунок 2.25 – Визначення прискорень точок механізму

Точка B знаходиться на ланці O_2B , що обертається навколо осі O_2 . Тому точка B виконує обертальний рух навколо точки O_2 , а її відносне прискорення має дві складових – тангенційне та радіальне.

З іншого боку, прискорення точки B можна визначити, якщо розглядати рух точки як складний, тоді залежність між прискореннями визначається за теоремою Коріоліса, як геометрична сума переного прискорення, відносного та коріолісового прискорення [37]. Отже, отримуємо систему з двох векторних рівнянь:

$$\begin{cases} \vec{a}_B = \vec{a}_A + \vec{a}_{BA}^K + \vec{a}_{BA}^r \\ \vec{a}_B = \vec{a}_{O_2} + \vec{a}_{BO_2}^n + \vec{a}_{BO_2}^\tau \end{cases} \quad (2.13)$$

Напрямок прискорення Коріоліса визначається за правилом векторного добутку або за правилом Жуковського. Величина прискорення Коріоліса визначається виразом:

$$a_{BA}^K = \frac{v_{BA}^2}{l_{BA}} = \frac{0,033^2}{0,06} = 0,018 \text{ м/с}^2 \quad (2.14)$$

де v_{BA} - швидкість точки B відносно полюса A , м/с

l_{BA} - довжина ланки, м

Радіальна складова прискорення точки B , що рухається навколо полюса O_2 визначається як:

$$a_{BO_2}^n = \omega_2^2 l_{O_2B} = 5.01^2 * 16 * 10^{-3} = 0.401 \text{ м/с}^2 \quad (2.15)$$

де ω_2 – кутова швидкість обертання ланки O_2B , с^{-1}

l_{O_2B} – довжина ланки, м

Відомо напрямок тангенціального прискорення точки B , що обертається навколо полюса O_2 – він перпендикулярний до ланки. Вектор відносного прискорення $\vec{a}_{BA}^r$ перпендикулярний до Коріолісового прискорення точки B . Будуємо план прискорень (рис. 2.26), в якому визначаємо прискорення точки B графоаналітичним методом:

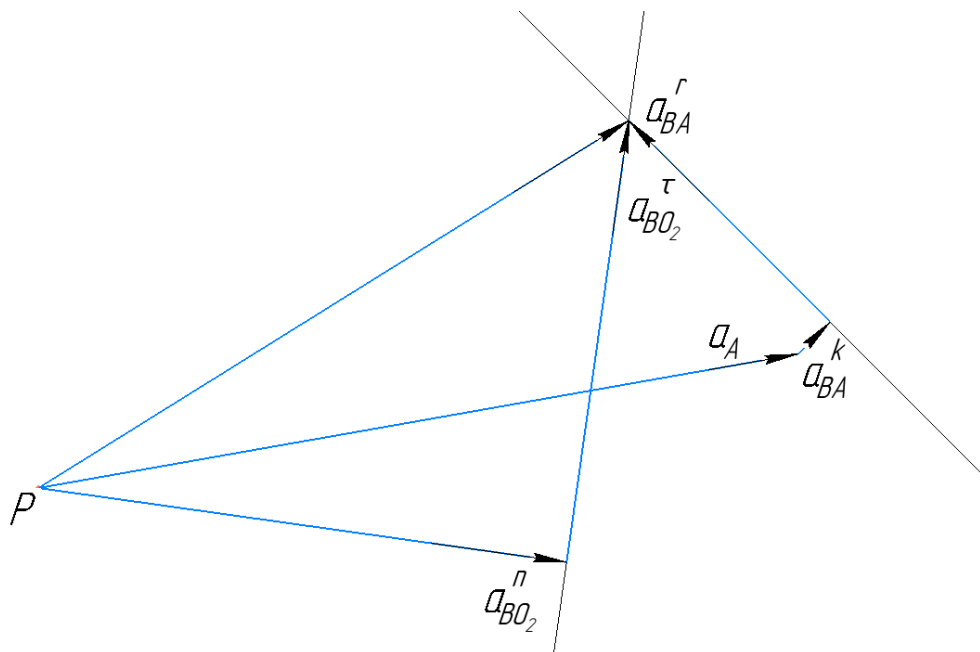


Рисунок 2.26 – План прискорень плоскопаралельного механізму.

Було визначено прискорення точки B : $a_B = 0.52 \text{ м/с}^2$.

Для більш детального дослідження характеру руху механізму було побудовано плани швидкостей та прискорень механізму для всіх визначених його положень (Додатки А,Б).

2.8. Динамічний розрахунок механізму

Динамічний аналіз механізму тангажу платформи проводиться з наступною метою:

- визначення реакцій зв'язку в кінематичних парах механізму;

- визначення величини урівноважувальної сили (урівноважувального моменту).

За результатами даного аналізу отримуємо реакції в кінематичних парах, що дозволяють провести розрахунок ланок на їх міцність, жорсткість та зносостійкість. Значення урівноважувального моменту дозволяє перевірити достатність обраного сервомотору для обертання вхідної ланки та коректної роботи механізму.

2.8.1. Аналіз вихідних даних для подальшого аналізу

Перед початком розрахунку приймаємо наступні припущення:

- ланки є жорсткими;
- зазор в кінематичних парах відсутній;
- маса ланок (вхідний кривошип та шатун) сконцентрована в їхньому геометричному центрі мас.

Сили, що діють на механізм:

- вага ланок важільного механізму;
- сили тертя в кінематичних парах механізму;
- масові сили (сили інерції).

2.8.2. Визначення навантажень, що діють на механізм

Для визначення сили ваги було використано середовище Autodesk Inventor, в якому було задано матеріал ланок та відображено їх форму. Маса ланок відображена в таблиці 2.7. Було проведено розрахунок сил ваги на ланки механізму. Було отримано наступні результати:

- кривошипа 1: $G_1 = m_1 * g = 0.00158 * 10 = 0.015 \text{ Н}$
- шатуна 2: $G_2 = m_2 * g = 0.00246 * 10 = 0.025 \text{ Н}$
- платформи 3: $G_3 = m_3 * g = 0.1958 * 10 = 1,958 \text{ Н}$

Таблиця 2.7 – Маса ланок механізму та сили ваги, що діють на них

Ланка (матеріал)	Маса ланки, г	Вага, Н
Кривошип (поліамід PA12)	1,58	0,015
Шатун (алюміній)	2,46	0,025
Платформа (поліамід PA12)	195,8	1,958

Визначимо сили та моменти інерції ланок

Платформа обертається навколо осі, тому на неї жінуть як сила інерції, так і момент інерції. Відповідно, сила інерції:

$$F_{i3} = -m_3 a_3 \quad (2.16)$$

Де m_3 – зведена маса платформи, кг

a_3 – прискорення центра мас платформи

Моменти інерції:

$$M_{i3} = -J_{s3} \varepsilon_3 \quad (2.17)$$

Де J_{s3} – момент інерції платформи

ε_3 – кутове прискорення ланки

Визначимо кутове прискорення за формулою:

$$\varepsilon_3 = \frac{a_{O_2B}^{\tau}}{l_{O_2B}} = \frac{0,34}{0,016} = 21,25 \text{ с}^{-2}$$

Відповідно до плану прискорень, прискорення центра мас становить:

$$a_c = 0,152 \text{ м/с}^2$$

Маємо силу інерції:

$$F_{i3} = -0,198 * 0,152 = -0,03 \text{ Н.}$$

$$\text{Маємо } M_{i3} = -116 * 10^{-6} * 21,25 = 0,025 \text{ Нм}$$

2.8.3. Тертя в підшипникових вузлах

В механізмі тангажу платформи нараховується три шарнірних з'єднання: шарові з'єднання між кривошипом та шатуном, шатуном та платформою, підшипникове – між платформою та основою (представлене у вигляді двох радіальних підшипників). Сили тертя можуть мати ключову роль в таких

механізмах, як даний механізм тангажу платформи, тому даним опором неможливо знехтувати.

Для розрахунку тертя в підшипнику загальний момент тертя M складається з чотирьох складових [10]:

$$M = M_{rr} + M_{si} + M_{seal} + M_{drag} \quad (2.18)$$

де M_{rr}	—	момент тертя кочення з урахуванням ефекту мастильного голодування і нагріву мастильного матеріалу [Н · мм]
M_{si}	—	момент тертя ковзання з урахуванням впливу умов змазування [Н · мм]
M_{seal}	—	момент тертя вбудованих ущільнень
M_{drag}	—	втрати на опір, піни, розбризкування і т. д. в умовах змащування масляною ванною [Н · мм]

Обчислення значень цих чотирьох складових моменту тертя є складним завданням. Значення моментів опору було розраховано завдяки програмному забезпеченню SKF Bearing Select – було задано сценарії використання підшипників та шарових опор та розраховано дані параметри за декількох умов (Додатки В, Г). Було отримано наступні значення:

- для радіального підшипника: $M = 0.87 \cdot 10^{-3} \text{ Н} \cdot \text{м}$
- для сферичного підшипника : $M = 0.006 \text{ Н} \cdot \text{м}$

Визначаємо навантаження та моменти, що діють на систему (рис. 2.27). Як видно, до ланок 1 та 2 сили ваги та інерції прикладені в геометричних центрах ланок. Моменти інерції тертя в підшипникових вузлах прикладаються в кінематичних парах, момент інерції платформи – в її центрі мас.

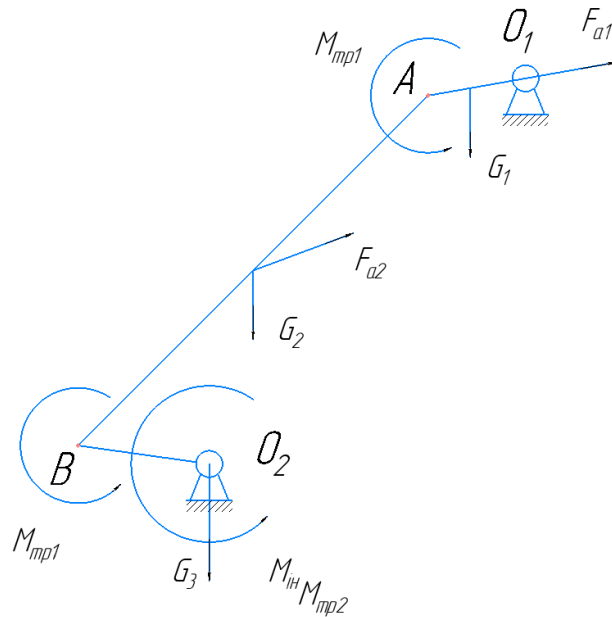


Рисунок 2.27 – Схема навантаження механізму тангажу платформи.

2.8.4. Визначення реакцій в кінематичних парах механізму

В порядку приєднання до початкового механізму груп Ассура визначаються реакції в кінематичних парах

В підсумку, на групу Ассура 2-3 діють наступні сили та моменти пар сил (рис. 2.28):

- сили інерції прикладені до центрів мас ланок – F_{a2} (для платформи даною силою нехтуємо, бо вона прикладена в межах головної осі обертання платформи);
- момент інерції навколо центра - M_{in} ;
- сили ваги, прикладені в центрах мас ланок – G_2 , G_3 ;
- моменти тертя в шарнірних з'єднаннях – $M_{тр12}$, $M_{тр23}$, $M_{тр32}$, $M_{тр30}$, причому величини моментів $M_{тр23}$ та $M_{тр32}$ рівні, проте їх напрямки є протилежними;
- сили реакцій опор R_{12} , R_{23} , R_{30} .

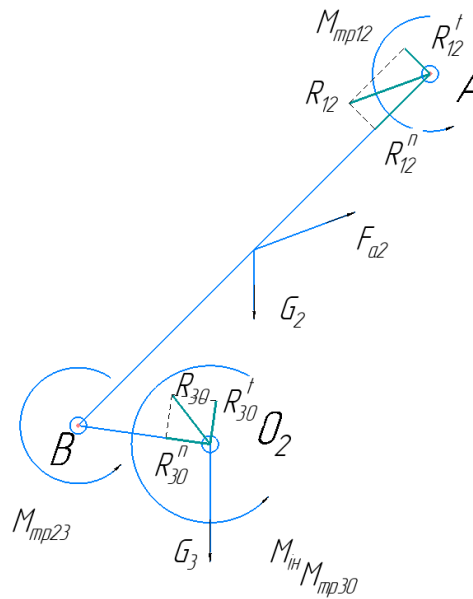


Рисунок 2.28 – Кінематична схема двохповодкої групи першого виду з показаними на ній силами милами та моментами пар сил.

Під час розгляду рівноваги ланки 3 визначаємо напрямок моменту тертя – він є протилежним напрямку обертання ланки, тобто, під час руху ланки за годинниковою стрілкою, момент $M_{тр32}$ має напрямок проти годинникової стрілки, власне, як і $M_{тр30}$.

Розкладемо реакції опор на складові $R_{12}^n, R_{12}^t, R_{30}^n, R_{30}^t$. Векторне рівняння рівноваги сил, що діють на групу 2-3 має наступний вигляд:

$$R_{12}^n + R_{12}^t + F_{a2} + G_2 + G_3 + R_{30}^n + R_{30}^t = 0 \quad (2.19)$$

Для визначення складових R_{12}^t, R_{30}^t складемо рівняння моментів сил, що діють на ланки 2 та 3:

$$M_B(R_{30}^t) + M_B(G_3) + M_{ін} + M_{тр30} + M_{тр32} = 0 \quad (2.20)$$

$$M_B(R_{12}^t) + M_B(G_2) + M_B(F_{a2}) + M_{тр12} + M_{тр23} = 0 \quad (2.21)$$

Отримуємо:

$$\begin{aligned} M_B(R_{30}^t) &= G_3 * 15,8 * 10^{-3} + 0,025 + 0,006 + 0,87 * 10^{-3} \\ &= 1,958 * 15,8 * 10^{-3} + 0,025 + 0,006 + 0,87 * 10^{-3} = 0,063 \text{ Нм} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 M_B(R_{12}^t) &= G_2 * 21,2 * 10^{-3} + F_{a2} * 12,5 * 10^{-3} + 0,006 + 0,006 \\
 &= 0,0005 + 1,6 * 10^{-5} + 0,006 + 0,006 = 0,0125 \text{ Нм}
 \end{aligned}$$

Тут F_{a2} – сила інерції, що діє на шатун.

$$F_{a2} = -m_2 a_2 = 1,31 * 10^{-3} \text{ Н} \quad (2.22)$$

Де m_3 – зведена маса шатуна, кг

a_2 – прискорення центра мас шатуна, м/с²

Знайдемо значення реакцій:

$$R_{30}^t = \frac{M_B(R_{30}^t)}{l_{O_2B}} = \frac{0.063}{16 * 10^{-3}} = 3.94 \text{ Н} \quad (2.23)$$

$$R_{12}^t = \frac{M_B(R_{12}^t)}{l_{AB}} = \frac{0.0125}{60 * 10^{-3}} = 0.21 \text{ Н} \quad (2.24)$$

Для визначення інших складових реакцій опор необхідно вирішити векторне рівняння (2.20, 2.21). Усі вектори, окрім R_{12}^n та R_{30}^n відомі. Для визначення невідомих – скористаємось графо-аналітичним методом визначення невідомих компонентів реакцій опор – побудова плану сил (рис. 2.29). Відомими в даному випадку є прями, яким належать вектори сил R_{12}^n та R_{30}^n .

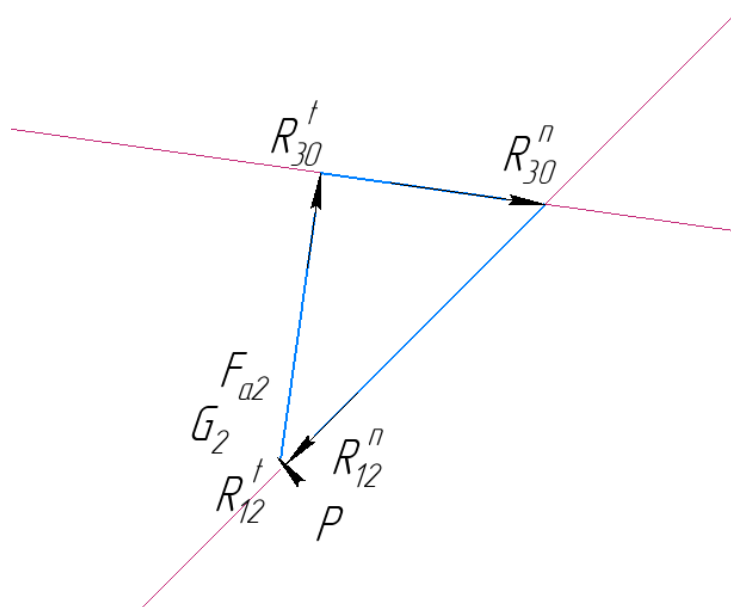


Рисунок 2.29 – План сил для групи Ассура 2-3

Отримуємо наступні значення компонентів реакційних сил:

- $R_{30}^n = 3,1 \text{ Н};$
- $R_{12}^n = 5,11 \text{ Н}.$

2.8.5. Визначення реакцій в початковому механізмі

Визначаємо значення реакцій у вхідній групі (графоаналітичним методом: будуємо в масштабі суму векторів компонентів реакцій). Застосуємо метод кінетостатичного аналізу початкового механізму

Після силового розрахунка групи 2-3 було визначено значення реакції шатуна 2 на кривошип 1. Окрім цього, на ланку 1 впливають наступні сили:

- вага ланки G_1 – відома величина та напрямок, прикладена до геометричного центра мас;
- сила інерції – відома точка прикладання, напрямок та величина;
- момент тертя в шарнірному з'єднанні (прикладено в т.А, напрямок протилежний до напрямку обертання).

Піл дією даних сил, а також сил реакції, що виникають в точці кріплення ланки – O_1 ланка 1 не є врівноваженою. Введемо умовну величину – урівноважувальний момент, прикладений з боку мотора до ланки. Отримуємо схему (рис. 2.30) початкового механізму з прикладеними до нього силами та моментами від пари сил.

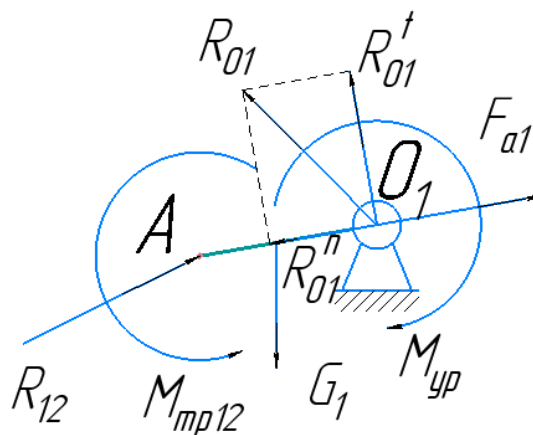


Рисунок 2.30 – Кінематична схема вхідної ланки з показаними на ній силами та моментами пар сил.

Сила реакції опори R_{01} розкладається на складові R_{01}^t та R_{01}^n - нормальну та дотичну до ланки O_1A відповідно. Побудуємо план сил (рис. 2.31) для визначення складових реакції опор в точці O_1 .

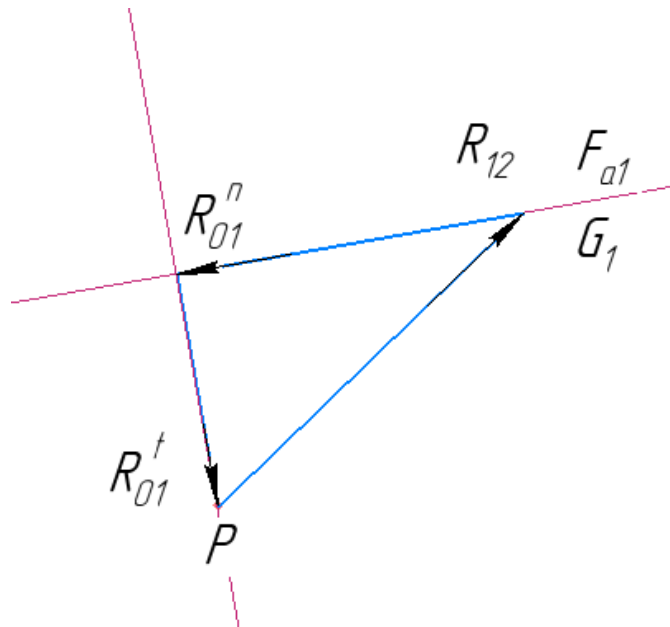


Рисунок 2.31 – План сил, що діють на вхідну ланку механізму

З плану сил визначаємо наступні значення складових реакції опори в точці O_1 :

- $R_{01}^t = 2,84 \text{ Н};$
- $R_{01}^n = 4,25 \text{ Н}.$

Для визначення урівноважуючого моменту складемо рівняння рівноваги моментів сил відносно точки А:

$$M_A(R_{01}^t) + M_A(G_1) + M_{\text{тр}12} + M_{\text{ур}} = 0 \quad (2.25)$$

де $M_{\text{тр}12}$ – момент тертя в підшипнику, напрямок протилежний до вектора обертання, Нм

$M_{\text{ур}}$ – урівноважувальний момент серво-мотора, Нм

Отримуємо вираз урівноважувального моменту на моторі:

$$\begin{aligned} M_{\text{ур}} &= R_{01}^t * 12 * 10^{-3} + M_{\text{тр}12} - G_1 * 5,12 * 10^{-3} = \\ &= 2,84 * 12 * 10^{-3} + 0,006 - 0,015 * 5,12 * 10^{-3} = 0,04 \text{ Нм} \end{aligned}$$

Побудуємо плани сил для всіх положень механізму (Додаток Д). Для кожного з випадків розрахуємо відповідний урівноважуючий момент на серводвигуні, відповідні дані занесемо до таблиці 2.8.

Таблиця 2.8 – Значення урівноважуючого момента на двигуні для положень механізму

№ положення	Сила реакції опори, Н	$M_{ур}$, Нм
1	5,93	0,027
2	5,13	0,040
3	4,47	0,046
4	3,97	0,049
5	3,60	0,048
6	3,25	0,045
7	3,01	0,038
8	2,80	0,028

Неважко помітити, що найбільше значення урівноважувального моменту для роботи платформи становить 0,049 Нм. Як вже згадувалося в минулих підрозділах роботи, для забезпечення руху було прийнято серводвигун 0S11AMB з максимальним крутним моментом 0,08 Нм. Можемо зробити висновок про доречність та достатність вибору двигуна. Коефіцієнт запасу моменту при обертанні вхідної ланки становить $n = \frac{0.08}{0.049} = 1.63$.

2.9. Оптимізація конструкції платформи

Було прийнято рішення скористатися методом генеративного дизайну – як найбільш сучасного та раціонального методу для проектування складних та оптимізованих форм. Генеративний дизайн — це інтерактивний процес проектування, який включає програму, яка генеруватиме певну кількість вихідних даних, які відповідають певним обмеженням, і розробник, який точно налаштує можливу область шляхом вибору конкретного результату або зміни вхідних значень, діапазонів і розподілу. Розробник не повинен бути обов’язково людиною, це може бути тестова програма в середовищі тестування або штучний інтелект, наприклад, генеративна змагальна мережа.

Дизайнер вчиться вдосконалювати програму (зазвичай з використанням алгоритмів) з кожною ітерацією, оскільки цілі проектування з часом стають краще визначеними [40].

2.9.1. Генеративний дизайн платформи

Вихідними параметрами для алгоритму є початкова форма, сценарій використання (реакції опор та суперпозиція сил та моментів, що діють на систему). Першим етапом побудуємо елементи деталі, що повинні знаходитись в кінцевому виробі без зміни їхньої геометрії (посадкові місця) – Preserve Geometry (рис. 2.32).

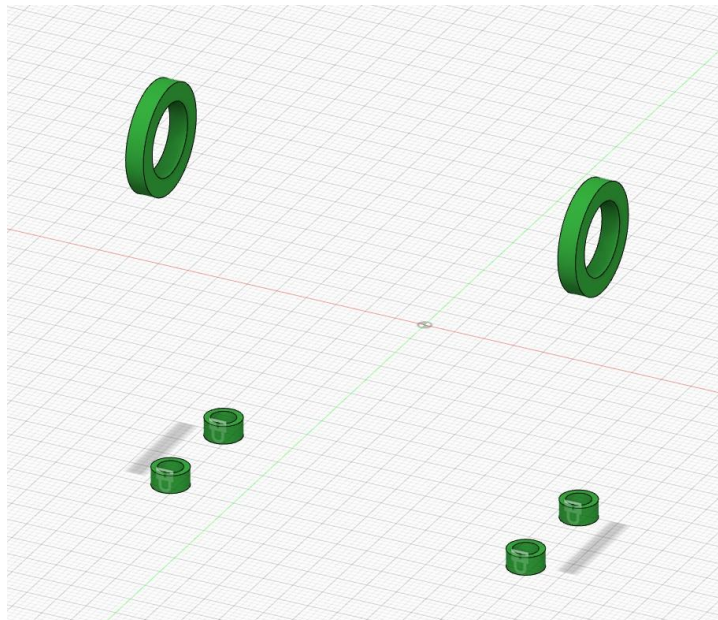


Рисунок 2.32 – Визначення геометрії, що зберігається.

У випадку опори для платформи незмінними елементами конструкції є посадкові місця під вісь обертання платформи та точки кріплення опори до поворотної платформи (зона під головками гвинтів, якими майбутня рама приєднується до поверхні поворотної платформи).

Визначаємо зони фіксації конструкції. Фіксованими є отвори під гвинти (4 шт). Тип обмеження, що накладається – фіксоване, тобто забороняється рух по трьох осях та обертання навколо цих осей.

Навантаження, що діють на раму прикладаються з боку безпосередньо платформи. Величину навантаження обираємо, опираючись на динамічні

розрахунки та з міркувань забезпечення достатнього коефіцієнту запасу+ міцності. Для компонентів літальних апаратів, які зазнають циклічних навантажень приймаємо коефіцієнт запасу 4 [41].

З метою спрощення процесу генерації деталі та її максимальної відповідності до початкової задумки – створимо зону початкової геометрії – Starting Shape (рис. 2.33).

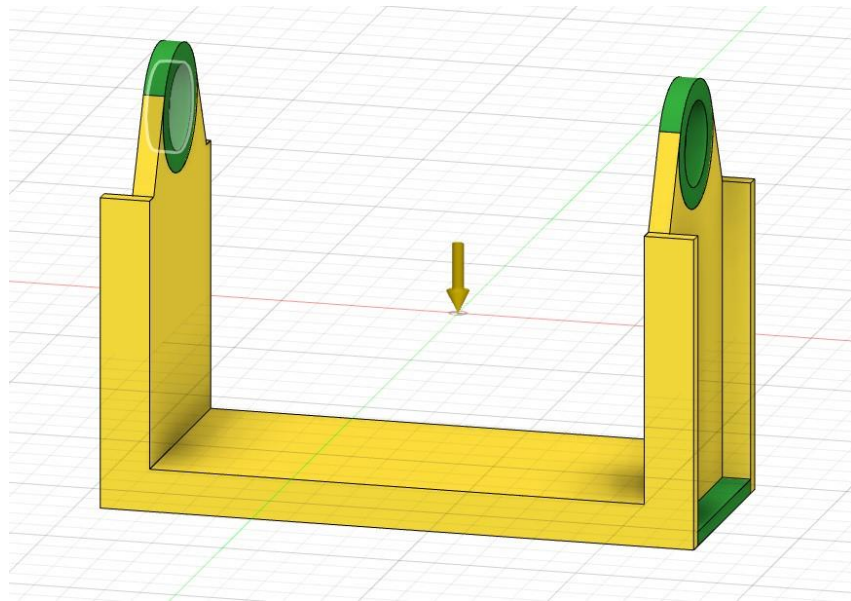


Рисунок 2.33 – Початкова геометрія опори платформи

Також, для створення геометрії генеративного дизайну необхідно включити обмеження для об'єму (рис. 2.34), тобто зони, в яких деталь розташовуватись не може. Також, додамо в ці зони простір під установлення гвинтів з циліндричною головкою. Відповідно до розмірів отворів під гвинти, діаметр головки для гвинтів (DIN 912) M4- 7 мм (приймаємо 8).

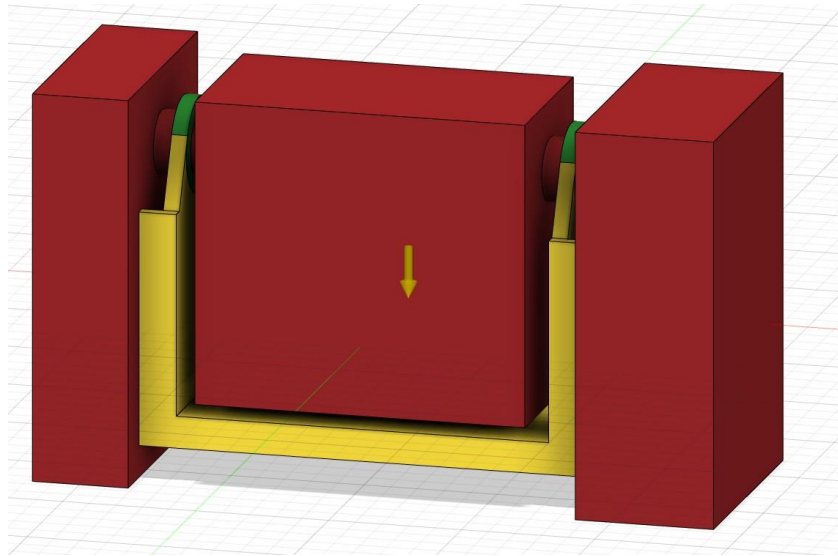


Рисунок 2.34 – Обмеження об'єму генерації геометрії

Метою роботи алгоритму генеративного дизайну визначаємо зменшення маси деталі при збереженні мінімального запасу міцності (рис. 2.35).

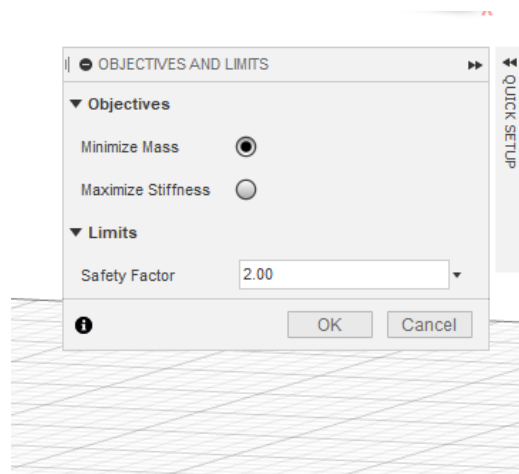


Рисунок 2.35 – Визначення мети роботи алгоритму генеративного дизайну.

Технологію виготовлення приймаємо як адитивне виробництво. Призначаємо матеріал деталі – поліамід PA 12. Після задання всіх початкових положень проводимо алгоритм генерації форми (рис. 2.36).



Рисунок 3.36 – Згенерована конструкція рами платформи

Відповідно до автоматизованих розрахунків максимальні напруження, що виникають в даній конструкції, не перевищують 3 МПа, що знаходиться в зоні еластичної деформації матеріалу та забезпечує достатню жорсткість конструкції.

2.9.2. Конструкція рами платформи

Не зважаючи на те, що форма конструкції є оптимізованою, її виготовлення, особливо в серійному варіанті є вкрай нетехнологічним процесом, що займає багато часу для друку на SLS 3Д-принтері. З міркувань економічної вигідності процесу було прийнято ряд наступних рішень:

- зберегти початкову(оптимізовану) концепцію платформи;
- створити складену конструкцію для дискретизації технологічного процесу, перейти від однієї складної до декількох спрощених деталей;
- по можливості, створити плоскі деталі для можливості виготовлення їх на лазерних або гідроабразивних верстатах.

Врешті було спроектовано конструкцію рами платформи (рис. 2.37), основними несучими компонентами якої є вертикальні кронштейни. Можливе переміщення кронштейнів блокується поздовжніми шпангоутами.

Конструкція кріпиться до опорного диска завдяки сухарям (рис. 2.38), що розташовані з протилежного боку. У вертикальних кронштейнах встановлюються підшипникові вузли,



Рисунок 2.37 – Складена конструкція рами платформи.

З'єднання між деталями – клейове, використовується для вибирання зазорів та підвищення таких характеристик як зносостійкість рами, що напряду впливає на строк служби конструкції.

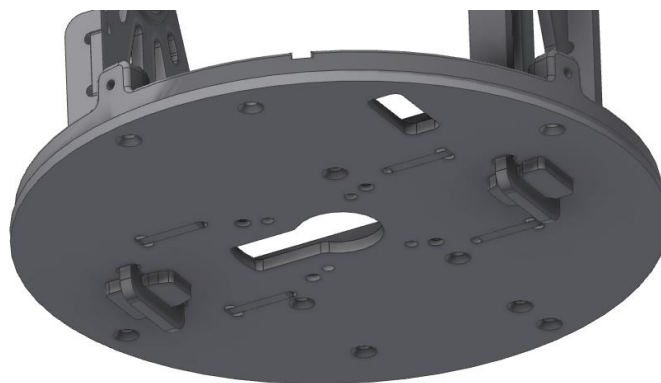


Рисунок 2.38– Закріплення рами на опорному диску сухарями.

Таким чином, було розроблено конструкцію гіростабілізованої платформи для систем інерціальної навігації та автопілоту безпілотних літальних засобів. В ході конструювання було визначено конструкцію

платформи, підібрано силові агрегати для обертання платформи по осям тангажу та рискання, а також інші механічні та електричні компоненти системи,

Було проведено розрахунки електромагнітної сумісності антенно-фідерної системи БПС-15 з іншими електричними компонентами платформи та адаптовано конструкцію платформи таким чином, щоб умови ЕМС задовільнялися. Для цього було підібрано екран та визначено його достатність для задовільнення умов ЕМС.

Було проведено структурний, кінематичний та динамічний аналізи механізма тангажу платформи, внаслідок якого було визначено кінематичні характеристики платформи, навантаження, що діють на платформу, досліджено достатність обраного силового агрегата платформи.

Було проведено синтез рами платформи методом генеративного дизайну, який згодом було адаптовано під серійне класичне виробництво.

3. ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ ДЛЯ БПЛА

3.1. Прототипування платформи

Як вже згадувалося раніше, матеріал PA-12 може піддаватися механічній обробці, використовуватися при адитивному виробництві та литті на термопластавтоматах.

Лиття на термопластавтоматі є найбільш економічно вигідним методом виробництва для середньо- та крупносерійного типу виробництва. Проте, даний метод вимагає певної підготовки.

Порівняємо три найпоширеніші технології 3D-друку на пластиці: FDM, SLA та SLS.

3.1.1. Економічні критерії вибору метода прототипування

Орієнтовна вартість промислових FDM-принтерів становить від 2000\$ до 20000\$ (наприклад, вартість FDM-принтера Ultimaker S5 Pro становить 18000\$). Вартість філамента також є найнижчою в порівнянні з іншими методами та становить від 50\$ за кг. Найвищою серед інших методів є вартість пост-обробки надрукованих деталей.

Вартість принтерів SLA є більшою - 5000\$-30000\$ (SLA принтер 3DSYSTEMS NextDent 5100 має вартість 16000\$). Матеріалом для таких адитивних машин слугують полімерні смоли, вартість яких є найвищою серед інших (від 150\$ за літр). Вартість пост-оброблення є найнижчою.

3D принтери, що працюють за технологією SLS мають найвищу вартість обладнання, що починається з 10000\$, (FormLabs Fuse1 коштує 18500\$-33500\$ в залежності від комплектації). Вартість матеріалів вища за FDM друк, проте нижча ніж SLA (близько 100\$ за кг порошку-сировини). Важливим є той факт, що для даної технології не використовуються підтримуючі структури в професі виготовлення деталей, а весь не використаний порошок може повторно використовуватися, чим значно зменшує кількість матеріалів для

виготовлення серійних зразків. Процес пост-оброблення дешо складніший ніж у стеріолітографії, проте дешевший ніж FDM.

3.1.2. Технологічні критерії вибору методу прототипування

Точність: для принтерів, що працюють за технологією FDM точність становить 200-500 мкм. Точність деталей, що надруковані за технологією SLA досягає 50 мкм. Для SLS технології точність друку обумовлена діаметром пята лазерного луча та становить 80-110 мкм.

Функціональні обмеження матеріалів: для матеріалів, що використовуються в SLA-технології основним обмеженням є вразливість до тривалого ультрафіолетового випромінювання. Обмеженням матеріалів для SLS технології є їхній відносно невеликий вибір. Що стосується FDM технології – основною проблемою є неоднорідність вихідних деталей, що врешті може призводити до розшарування.

Для більш детального порівняння розглядених технологій оцінемо кожен критерій від 1 до 5. Результати оцінення занесемо до табл. 3.1.

Таблиця 3.1. Критерії порівняння технологій

Параметри	FDM	SLA	SLS
Вартість устаткування	5	3	1
Вартість друку	4	1	4
Якість надрукованої деталі	1	5	4
Обмеження	2	3	4
Σ	12	12	13

Підсумуємо: найвищої якості друківаних деталей можна досягти при використанні технології SLA. Проте технологія SLS дозволяє виготовляти платформу як в одиничному варіанті, так і в серійній програмі. Якість деталей, що виготовлені за технологією FDM не є прийнятною для її використання при виготовленні таких деталей, як Платформа антена АНЛА.535134.012, або Кожух АНЛА.535134.014.

3.1.3. Виконання функціональних прототипів гіростабілізованої платформи

Перші зразки платформи були надруковані за технологією FDM. Їхнім основним призначенням стали: перевірка геометричних розмірів платформи, дослідження її рухомості, компоновка компонентів, що встановлюються на неї та дослідження платформи на електромагнітну сумісність активних компонентів.

Було прийнято рішення використовувати технологію SLS, як основну. В результаті було виготовлено платформу, всі деталі рами платформи, кожуха. Платформу було зібрано згідно з розробленою документацією (рис. 3.1).

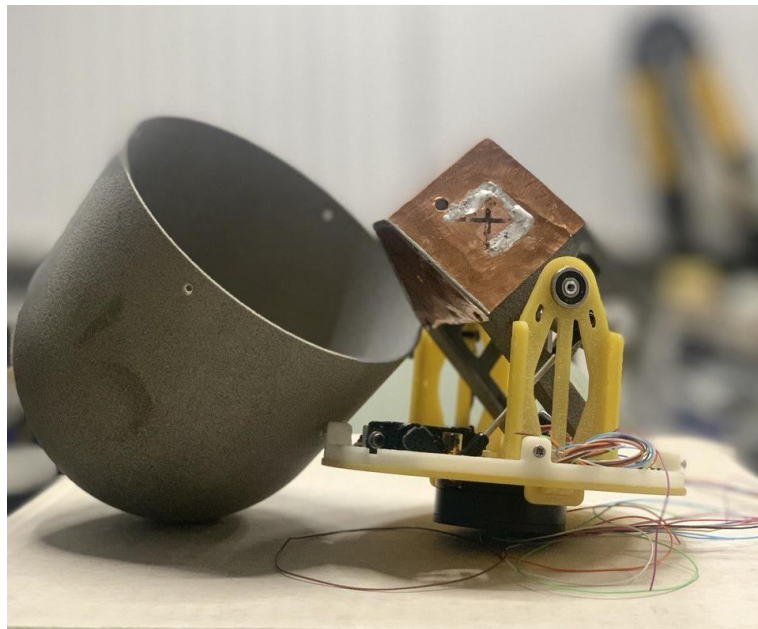


Рисунок 3.4 – Робочий прототип гіростабілізованої платформи.

3.2. Порівняння результатів роботоздатності платформи

Результатом прототипування стала робоча модель гіростабілізованої платформи для безпілотного літального апарата. Виготовлений прототип було використано для проведення лабораторних та польових досліджень.

Було проведено дослідження на електромагнітну сумісність компонентів гіроплатформи. На компоненти системи подавалося живлення, після чого вона була поміщена в безехову камеру GTEM 750[59]. Проводилося дослідження зміни потужності електромагнітних полів в залежності від зони платформи

(рис. 3.2). В результаті було підтверджено розраховану ефективність екранування та перевірено систему на електромагнітну сумісність антенно-фідерної системи пеленгатора БПС-15 з інерціальною системою навігації XSens та широкополосним аналізатором спектру БПС-15.



Рисунок 3.5 – Дослідження платформи в безеховій камері GTEM 750

Найбільш наочним результатом даної роботи є проведення аналізу зміни в ефективності роботи системи після її модернізації. Критерієм ефективності роботи платформи є:

1. Загальний електромагнітний рівень(рівень шуму);
2. Точність визначення напрямку польоту для БПЛА.

Під час польових випробувань було проведено дослідження роботоздатності платформи в двох випадках:

- 1) дослідження модернізованої платформи на базі гіростабілізованої платформи GS4;
- 2) дослідження спроектованої платформи.

Результати визначалися в спеціалізованому програмному забезпеченні, що встановлюється на бортовий комп'ютер БПЛА. Чутливим елементом платформи являються антени-приймачі пеленгатора БПС-15. Суть першого випробування полягала в тому, що випромінювач сигналу відсутній, проте БПЛА разом із системою, встановленою на ньому працюють в робочому

режимі. Результати (рис. 3.3, 3.4) досліджень показують загальний рівень шумів, що сприймаються антенами. Дослідження проводилися на випробувальному полігоні, де практично відсутні сторонні сигнали.

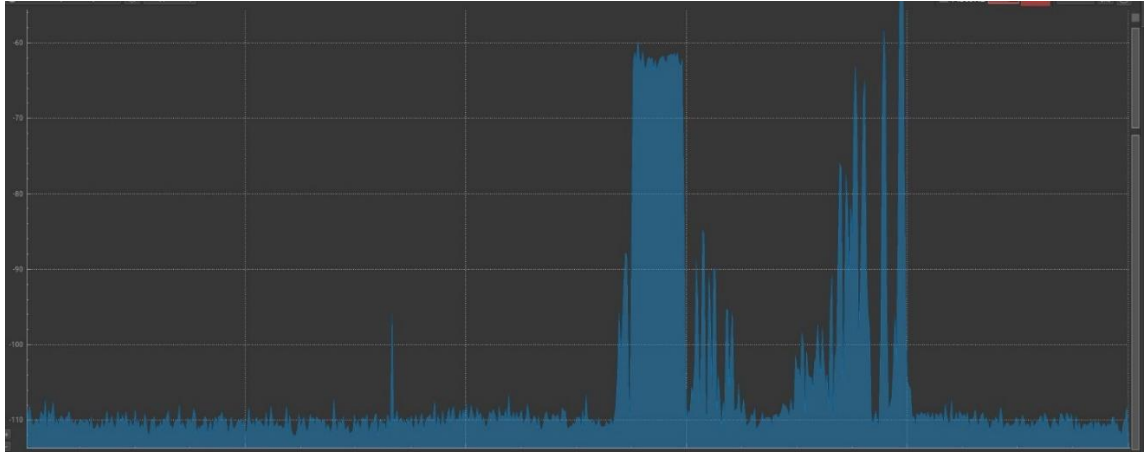


Рисунок 3.3 – Рівень електромагнітних частот на платформі GS4.

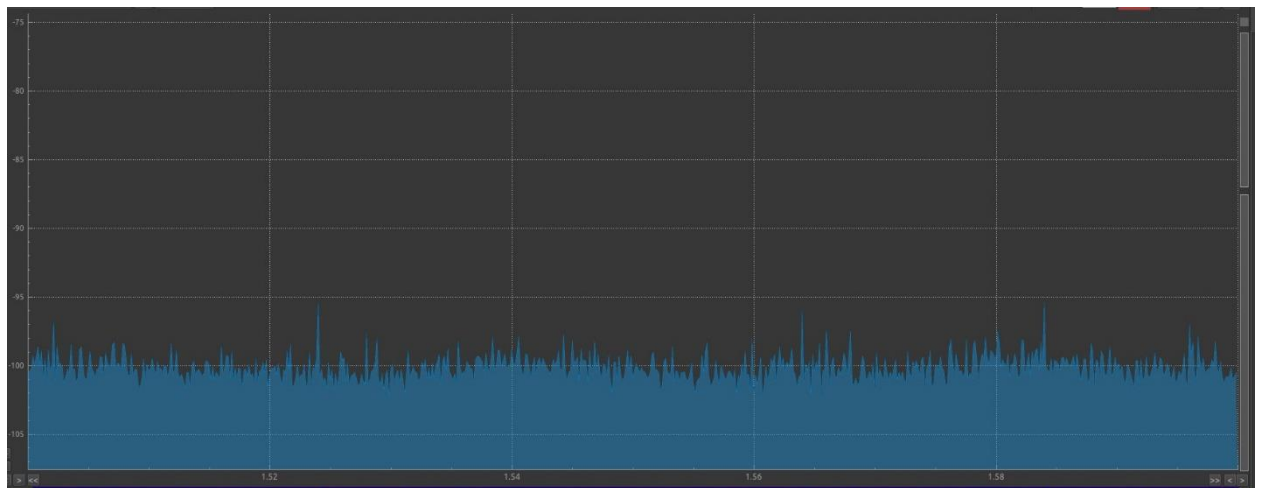


Рисунок 3.4 – Рівень електромагнітних частот на сконструйованій платформі.

Як можемо помітити, на платформі GS4 рівень електромагнітних шумів перевищує значення -60 Дб, а на сконструйованій платформі рівень потужності сторонніх сигналів складав -96 Дб.

Друге впробування проводилося в таких самих умовах: БПЛА разом із системою, що встановлена на ньому працюють в такому самому режимі, а калібрувальний випромінювач знаходився на дистанції 1 км. Метою дослідження стало вивчення ефективності визначення напрямку для руху безпілотного літального апарата. Було отримано значення напрямку від поточного положення системи до випромінювача (рис. 3.5, 3.6) для системи

автопілота в інтерфейсі командного пульта оператора безпілотного літального засобу.

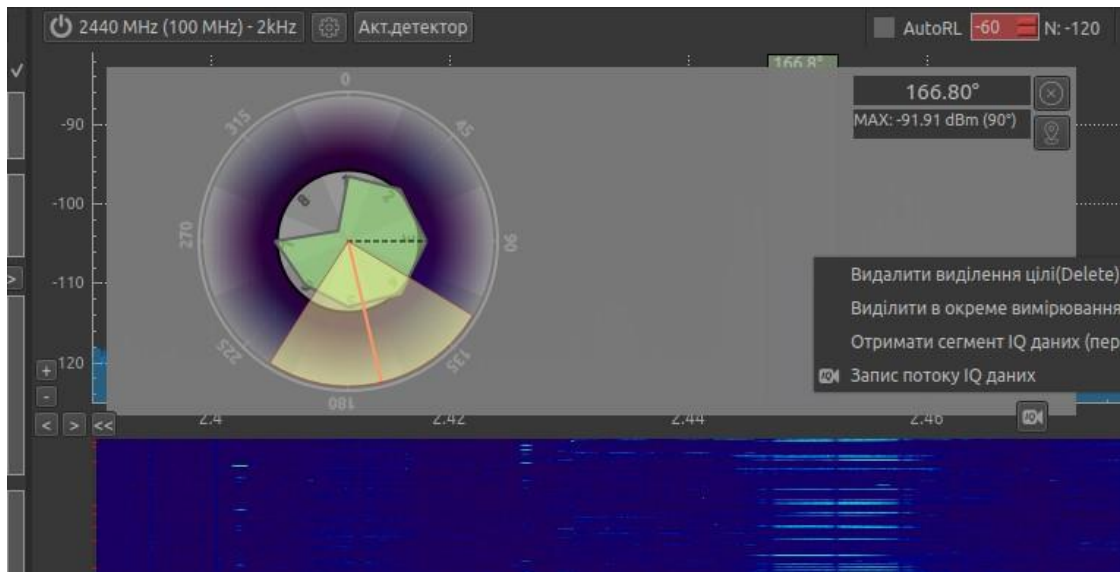


Рисунок 3.5 – Визначення напрямку від випромінювача до платформи GS4.

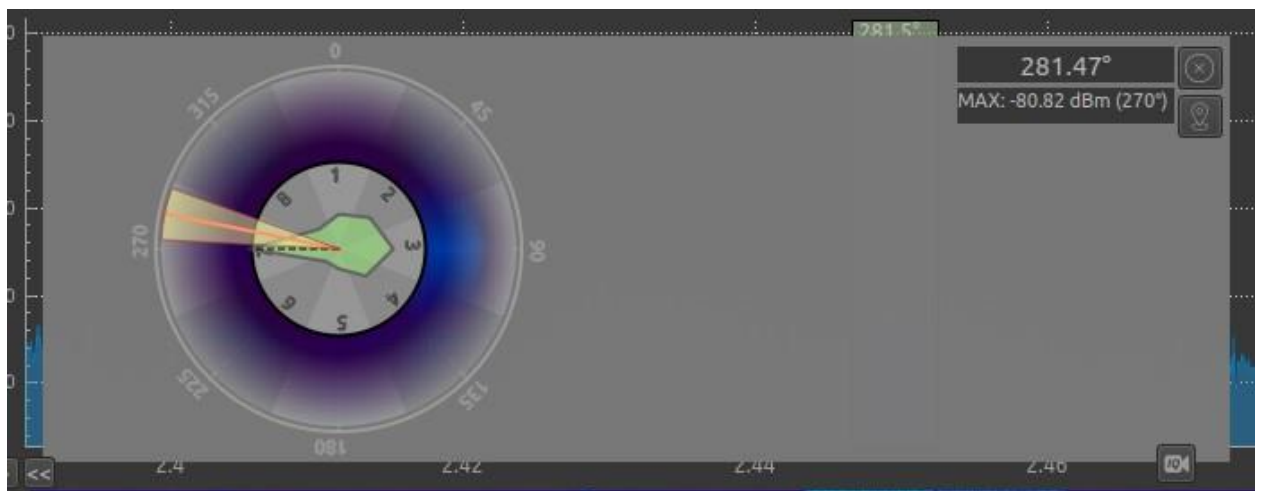


Рисунок 3.6 – Визначення напрямку від випромінювача до сконструйованої платформи.

Зеленим кольором на діаграмах відображено, звідки поступає сигнал від випромінювача. Як можемо побачити, в першому випадку напрямок визначається з точністю майже 270 град, а в випадку сконструйованої платформи отримана ірчність склала близько 3-5 град.

Можемо підрезюмувати, що внесення зміни в конструкцію гіростабілізованої платформи значним чином підвищило ефективність пеленгації системи БПС-15 і, як наслідок, системи автопілота БПЛА. Ця

властивість напряму впливає на швидкість виявлення стратегічних об'єктів, ворожих систем радіоелектронної безпеки тощо.

3.3. Технологія виробництва платформи

Деталі гіростабілізованої платформи умовно можна поділити на плоскі деталі та об'ємні. Плaskими вважаємо деталі, геометрія яких дозволяє виготовлявати їх методом розкрою листового матеріала, так і іншими методами. Об'ємні деталі – такі деталі, що можуть бути виготовлені наступними методами:

- адитивні технології;
- механічне оброблення;
- лиття на термопластавтоматах;
- вакуумне формування.

За основний матеріал платформи було обрано поліамід PA-12 через його механічні та радіоелектронні властивості, а також економічну обґрунтованість його використання. В таблиці 3.2 наведені основні характеристики поліаміда PA-12.

Таблиця 3.2 – Механічні властивості поліаміда

Тип механічної властивості	Значення	Одиниця виміру	Стандарт
Модуль пружності	1850	МПа	ISO 527-1 [42]
Твердість Шор D	78	-	ISO 868 [43]
Густина	1.03	г/см ³	ISO 1183-1[44]
Температура плавлення	181	°C	ISO 11357-1 [45]

Також, важливою властивістю матеріала є його атмосферостійкість та можливість експлуатації у вологому середовищі, так як кліматичне виконання пристрою відповідно до технічного завдання –У1. Кліматичному виконанню У1 відповідає помірний клімат (-45...+60° С), категорія розміщення - на відкритому повітрі без додаткового захисту[46].

3.3.1. Визначення режимів друку для SLS принтера

Селективне лазерне спікання (SLS) є ефективним механізмом адитивного виробництва, суть якого полягає в пошаровому нагріванні лазером поліамідних порошків для виготовлення деталі. Процес проводиться в нагрітій камері, заповненій інертним газом, щоб уникнути можливого горіння частинок порошкового матеріалу [47].

Процес спікання контролюється параметрами лазерного випромінювання. Він залежить від багатьох факторів: точності CAD-моделі, методу пошарового нарізання моделі, роздільної здатності адитивної машини, зміщення променя, товщини шару, усадки матеріалу, швидкості лазерного променя, потужності лазера, щільності енергії, робочої базової температури та відстані переходу між точками. Щільність енергії – параметр, що впливає на зовнішній вигляд продукту та самі механічні властивості. Щільність енергії, що передається спеченому шару, може бути розрахована за співвідношенням [50]:

$$ED = \frac{P}{vh} x \quad (3.1)$$

- де ED - щільність енергії, Дж/мм²
 P - потужність лазера, Вт
 v - швидкість руху лазерної плями по поверхні моделювання, мм/с
 h - відстань переходу між лазерними точками, мм
 d - діаметр сфокусованого променя
 x - коефіцієнт накладення променя, що визначається відношенням: $x = \frac{d}{h}$

В дослідженні [49] було виявлено, що встановлюючи різні швидкості та потужності лазера, властивості кінцевої деталі залишаються незмінними за умови, що щільність енергії залишається незмінною. Однак, зі збільшенням вихідної потужності лазера збільшуються механічні властивості виготовленої деталі. Також було помічено, що значення вихідної потужності лазера не повинно бути занадто високим, оскільки тоді властивості друківаних

погіршуються, і можна зробити висновок, що оптимальна щільність енергії для виробництва продуктів на SLS-принтері буде приблизно $0,05 \text{ Дж/мм}^2$.

В роботі [49] було визначено, що найвищих механічних властивостей деталі можна досягти, використовуючи наступні параметри для адитивної машини:

- потужність лазера 25 Вт;
- швидкість руху лазерної плями – 3000 мм/с;
- щільність енергії лазерного випромінювання – $0,056 \text{ Дж/мм}^2$;
- кількість пошарових проходів лазерного променя 1 пр/шар.

За даних параметрів спостерігається зменшення анізотропності моделі. Перевага надається орієнтації деталей горизонтально, так як за даного розташування фізичні параметри деталі будуть вищими [49].

Було досліджено, що оптимальною є товщина шару 0,1 мм [50]. При збільшенні товщини шару до 0.2 механічні характеристики деталі падають майже в два рази (рис. 3.7).

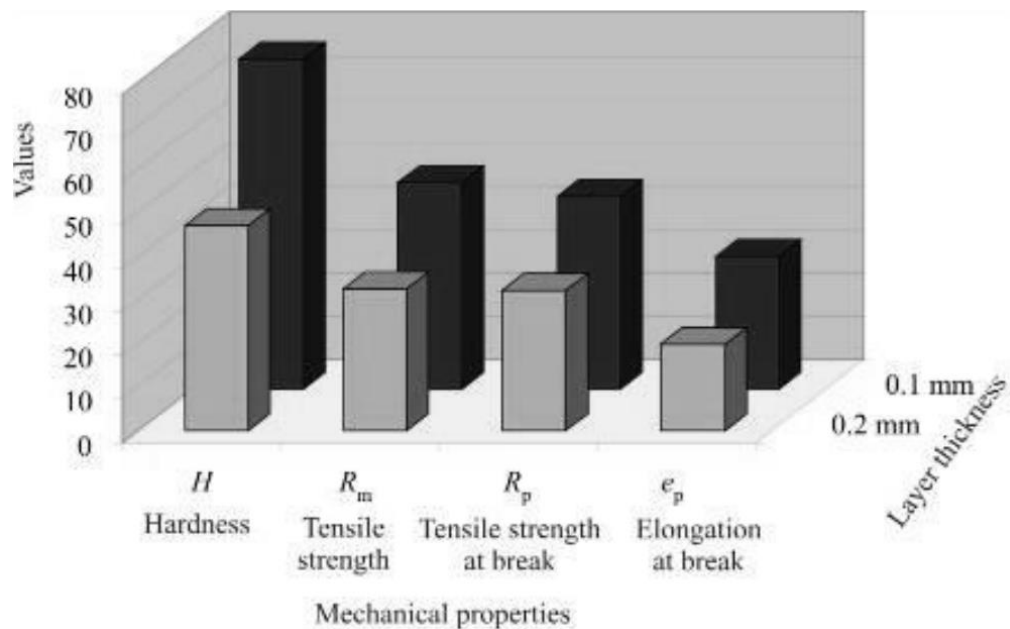


Рисунок 3.7 – Залежність механічних характеристик деталі від товщини шару [50]

Постачальником адитивних машин Fuse 1, які планується використовувати при виготовленні серійного варіанту гіростабілізованих платформ є компанія Formlabs Inc.

Ключові характеристики адитивної машини Formlabs Fuse 1 представлені в табл. 3.3 [51]:

Таблиця 3.3. Ключові характеристики SLS принтера Formlabs Fuse 1

Характеристика	Параметр
Робоча зона принтера	165x165x300 мм
Товщина шару	110 мкм
Тип лазера	Волоконний лазер
Розміри лазерної плями	200 мкм
Час підготовки	60 хв

Найбільш габаритною деталлю платформи є АНЛА.535134.014 Кожух. Її габарити становлять 110x110x121 мм, тобто дана деталь, як і всі інші може бути виготовлена на даній адитивній машині.

Для підготовки керуючих програм для друку моделей використовувалося фірмове програмне забезпечення(ПЗ) PreForm від виробника самих адитивних машин. Дане ПЗ призначене для спрощення роботи з SLS-принтером FormLabs Fuse 1.

3.3.2. Симуляція процесу адитивного виробництва

Для розрахунку операційного часу, коефіцієнту використання матеріала та подальшого визначення собівартості та оптимізацію процесу виготовлення компонентів платформи проведемо початкову симуляцію друку деталей в середовищі Formlabs PreForm. Вона проходить в декілька етапів:

Підготовка моделей: перед завантаженням в програмне забезпечення всі моделі було сконвертовано в стандартний STL-формат із високим розширенням.

Розташування моделей в робочому просторі: після завантаження всіх моделей, відповідно до специфікації АНЛА.535134.001СК в робочий простір принтера виконується автоматична оптимізація розташування – деталі встановлюються таким чином, щоб результуюча кількість сировини, що

використовується, була мінімальною (рис. 3.8). Кількість порошку, що використовується напряду залежить від кінцевої висоти компоновки деталей.

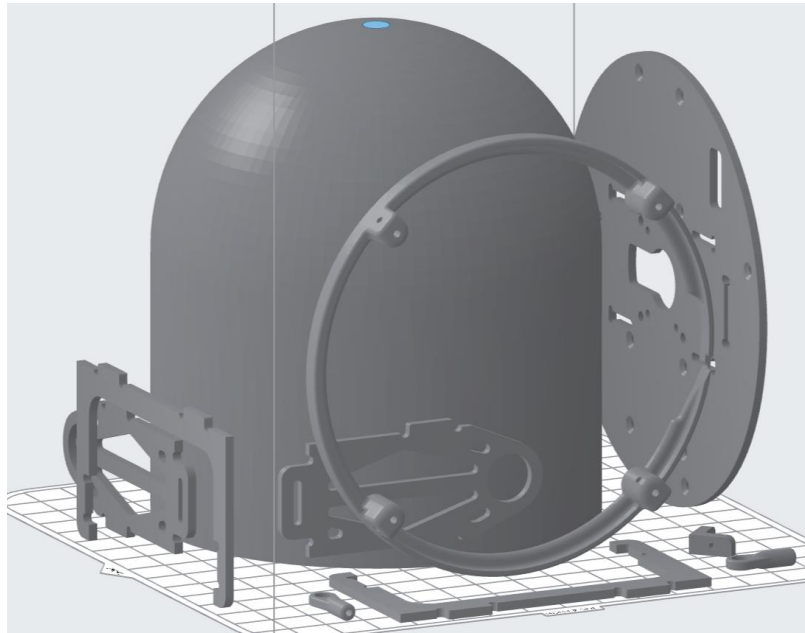


Рисунок 3.8 – Розташування деталей в робочому просторі адитивної машини.

Фінальним етапом симуляції є пошарове нарізання компоновки та розрахунок тривалості друку. Також, автоматично визначається кількість світкріала, використаного безпосередньо на деталі та загальна кількість матеріала.

Результати симуляції процесу друку деталі відображено в табл. 3.4.

Таблиця 3.4 – Технологічні параметри друку комплекту деталей

Параметр	Значення
Загальна маса порошку	2,08 кг
Коефіцієнт використання матеріала	5%
Тривалість друку	11 год 20 хв
Додаткова тривалість друку	10 год 40 хв

Під додатковою тривалістю друку мається на увазі тривалість охолодження камери до моменту, коли деталі можуть бути вилучені з неї. Важливо помітити, що в даній моделі принтера робочі камери можуть бути вилучені з принтера та замінені на нові з метою пришвидшення процесу друку.

Після того, як деталі вилучені з камери, порошок, що не був використаний, потрапляє на вторинну переробку в устаткуванні Formlabs Fuse

Shift. Дане устаткування відновлює 70% від використаного порошку. Механічні властивості відновленого матеріалу не відрізняються від початкових.

Розрахуємо фактичний коефіцієнт корисного використання матеріала:

$$k = \frac{M_{\text{дет}} + (M_{\text{заг}} - M_{\text{дет}}) \cdot k_{\text{відн}}}{M_{\text{заг}}} \times 100\% \quad (3.2)$$

де $M_{\text{дет}}$ - фактична маса деталей – 0,104 кг
 $M_{\text{заг}}$ - загальна маса використаного матеріала – 2,08 кг
 $k_{\text{відн}}$ - коефіцієнт відновлення відпрацьованого матеріалу 0,7

Отримуємо $k = \frac{0,104 + (2,08 - 0,104) \cdot 0,7}{2,08} \times 100\% = 71,5 \%$. Тобто, можемо прийти до висновку, що в загальному випадку на виготовлення 1-го комплекта деталей для гіростабілізованої платформи використовується близько 0,7 кг порошку.

Було виконано прототипування платформи в декількох виконаннях. Було розраховано та визначено процес адитивного виробництва комплекта деталей платформи методом адитивного виробництва на SLS 3Д-принтері.

В результаті було отримано робочу модель гіростабілізованої платформи для якої було проведено дослідження електромагнітної сумісності антенно-фідерної системи із іншими електронними компонентами системи інерціальної навігації та автопілоту БПЛА.

Було виконано порівняння ефективності системи, встановленої на розробленій гіростабілізованій платформі з системою, встановленою на існуючій платформі Flytronics GS4. Як показало дослідження, ефективність пошуку напрямку значно збільшилася (3-4° проти 270°), а загальний рівень паразитного шуму зменшився (було –60 Дб, стало – 96 Дб). Даного ефекту вдалося досягнути за рахунок зміни кінематики механізму тангажу платформи (відход від прямого приводу до шарнірно-важільного механізму), екранування та підбору матеріалів.

Було розраховано режими та визначено технологію адитивного виготовлення деталей методом селективного лазерного спікання полімерних матеріалів. Було визначено час виготовлення та витрати по матеріалам для отримання готового комплекта деталей.

4. ВИЗНАЧЕННЯ СОБІВАРТОСТІ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

Відповідно до технічного завдання, замовнику необхідно передати програму виробництва гіростабілізованої платформи. Так як серійність виготовлення платформи не була визначеною, було вирішено визначити рентабельність можливих видів виробництва в залежності від розміру серій.

Загалом, кінцева собівартість платформи може бути поділена на суму наступних компонентів:

- вартість покупних позицій;
- вартість компонентів системи автопілоту та електросхем власного виробництва;
- вартість виготовлення платформи;
- складальні операції.

Вартість покупних позицій залежить від об'єму закупівель.

Попередній аналіз технологічного процесу виготовлення компонентів системи показав, що основний обсяг робіт припадає на виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом SLS 3Д друку. Деталь має форму тонкостінної фасонної оболонки. Така геометрія даної деталі негативним чином впливає на коефіцієнт використання матеріалу. Тому було запропоновано альтернативні методи виготовлення даної деталі:

- метод вакуумного формування з листового пластика;
- метод лиття на термопластавтоматі в пресформи під високим тиском.

Обидва методи розраховані на серійну програму виробництва.

Собівартість виготовлення деталей платформи в загальному випадку визначається, як [60]:

$$C_T = M + Z_o + Z_d + A_{\text{відр}} + S_{\text{ін}} + S_{\text{ос}} + S_{\text{ен}} + S_p + S_H + I_H \quad (4.1)$$

де M – витрати на основні матеріали, або вартість заготовки;
 Z_o – заробітна платня основних виробничих робітників;

- Z_d – заробітна платня допоміжних робітників;
 $A_{\text{від}}$ – амортизаційні відрахування на обладнання та оснащення з тривалим терміном служби;
 $S_{\text{ін}}$ – витрати на інструмент;
 $S_{\text{ос}}$ – витрати на оснащення з коротким терміном служби;
 $S_{\text{ен}}$ – витрати на технологічну енергію;
 S_p – витрати на обслуговування та ремонт обладнання;
 S_H – витрати на налагодження інструментів для верстатів з ЧПК;
 I_n – інші витрати.

4.1. Витрати на основні матеріали

Вартість основних матеріалів для виготовлення деталей в загальному вираженні визначається формулою [60]:

$$M = G \cdot C_T \cdot (1 + k_{\text{т.з.}}) - G_{\text{відх}} \cdot C_{\text{відх}} \quad (4.2)$$

- де
- G – витрати матеріалу на одиницю виробу;
 - C_T – ціна одиниці вимірювання маси матеріала, грн/кг;
 - $k_{\text{т.з.}}$ – коефіцієнт, що враховує транспортувально-заготівельні витрати (0,05-0,15, приймаємо 0,1);
 - $G_{\text{відх}}$ – маса відходів, що може бути реалізована;
 - $C_{\text{відх}}$ – ціна відходів на одиницю виміру, грн/кг.

Для виготовлення деталей гіроплатформи можуть бути використані різні матеріали. Розглянемо їх.

Матеріалом для виготовлення на SLS принтері FormLabs Fuse 1 є порошок Nylon 12 Powder [48].

Аналогом даного матеріалу для лиття під тиском є матеріал Rilsan PA12 [61] від компанії Arkema. Даний матеріал являє собою гранульований поліамід, що використовується для лиття в термопластавтоматах.

Поліамід не є термопластичним матеріалом, тому в технології вакуумного формування він не може бути використаний. Проте, замість даного матеріалу можна використовувати ABS-пластик з приміткою, що властивості даного матеріалу (механічні: границя міцності, температурні

режими роботи; радіотехнічні – радіопрозорість матеріала) є дещо нижчими. Вихідним матеріалом для даного методу є листовий ABS -пластик з товщиною листа 2 мм Maywosol ABS/PMMA mat від компанії RÖCHLING [62].

Для вказаних матеріалів визначимо параметри продуктів-заготованок, що пропонуються постачальниками, внесено до таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Параметри заготованок матеріалів

Матеріал	Вид заготовки	Кратна одиниця
FormLabs Nylon 12 Powder	Дрібнодисперсний порошок	Каністра, 6 кг
Arkema Rilsan PA12	Гранули	Мішок, 25 кг
RÖCHLING ABS	Лист 2 мм	Лист 1000x2000 мм

Визначимо цінові характеристики матеріалів. Вартість таких матеріалів, як FormLabs Nylon 12 Powder та Arkema Rilsan PA12 вказується за кілограм. Що стосується Maywosol ABS/PMMA mat від компанії RÖCHLING, це листовий матеріал, вартість якого потрібно привести до загального вигляду із першими двома. Відповідно до каталогу виробника, маса 1 м² RÖCHLING ABS складає 2,12 кг. Вартість матеріалу складає 786,33 грн/м², тоді вартість 1 кг становить 492,5 грн. Важливою характеристикою є логістичний фактор, що вносить корективи в кінцеву вартість матеріалу, таблиця 4.2.

Таблиця 4.2. Визначення питомої вартості матеріалів, що порівнюються.

Матеріал	Вартість матеріалу, грн/кг	Країна-постачальник	Вартість доставки [63], грн	Термін постачання, діб	Кінцева вартість, грн/кг
FormLabs Nylon 12 Powder	2860	Польща	3100	4	3376
Arkema Rilsan PA12	1144	Китай	23600 (доставка 800 кг)	45	1173,5
RÖCHLING ABS	492,5	Україна	285	2	635

За першим технологічним процесом всі компоненти гіростабілізованої платформи виготовлюються на SLS 3Д-принтері. В попередньому розділі було визначено, що маса матеріалу, необхідного для виготовлення комплекту

деталей становить 0,7 кг. При цьому, маса відходів складала $G_{\text{відх}} = (2,08 - 0,104) * 0,3 = 0,593$ кг.

Суть інших двох технологічних процесів полягала у виключенні деталі «Кожух АНЛА.535134.014» з процесу адитивного виробництва та заміни методу його вироблення на лиття під тиском в першому варіанті та вакуумне формування – в другому.

З метою оптимізації процесу 3Д-друку під серійне виробництво, деталі було поділено на 3 набори з міркувань оптимізації використання матеріалу і робочого простору адитивної машини. Для кожного набору деталей було визначено оптимальну кількість гіростабілізованих платформ, для яких вони використовуються. Відповідно, було розраховано використання матеріалу для виготовлення одного комплекту деталей.

Перший набір деталей складається з деталей «Кронштейн вертикальний АНЛА.535134.002». Для деталей даного набору розглянемо дві конфігурації по розташуванню в робочій області адитивної машини: горизонтальне розташування та вертикальне розташування. Метою даного дослідження є визначення більш оптимального процесу виготовлення деталей. Критеріями оптимальності є:

- Механічні властивості надрукованих деталей;
- Трмін виготовлення комплекта деталей;
- Кількість використаного матеріала на одну деталь.

Розглянемо перший варіант розташування, коли деталі друкуються в адитивній машині вертикально (рис. 4.1).

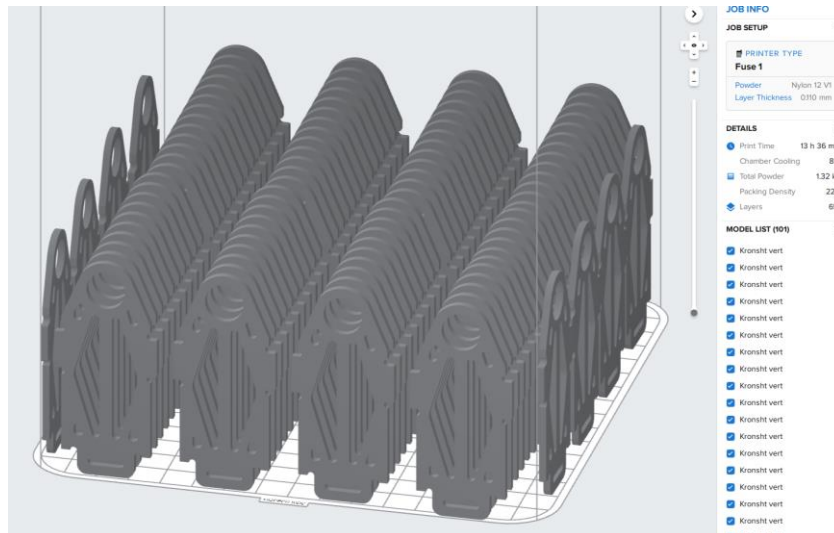


Рисунок 4.6 – Вертикальна схема розташування деталей першого набору

Термін виготовлення друкованих деталей – 13 год 36 хв, час охолодження – 8 год. Маса використаного матеріалу - 1,32 кг, кількість комплектів деталей - $N_1=50$, густина заповнення – 22%. Тоді використання матеріалу на 1 комплект складає:

$$G_{SL1} = \frac{M_{\text{дет1}} + (M_{\text{заг1}} - M_{\text{дет1}}) \cdot k_{\text{втр}}}{N_1} \quad (4.3)$$

- де $M_{\text{дет1}}$ – фактична маса деталей першого набору , кг;
 $M_{\text{заг1}}$ – загальна маса використаного матеріалу першого набору деталей, кг;
 $k_{\text{втр}}$ – коефіцієнт втрати матеріала при повторній переробці – 0,3;
 N_1 – кількість комплектів деталей для специфікації.

Отримуємо масу матеріалу для виготовлення першого набору деталей на один комплект платформи:

$$G_{SL1} = \frac{1,32 \cdot 0,22 + (1,32 - 1,32 \cdot 0,22) \cdot 0,3}{50} = 0,013 \text{ кг}$$

Було розроблений другий, альтернативний варіант розташування деталей, відмінність якого полягає в горизонтальному розташуванні деталей (рис. 4.2).

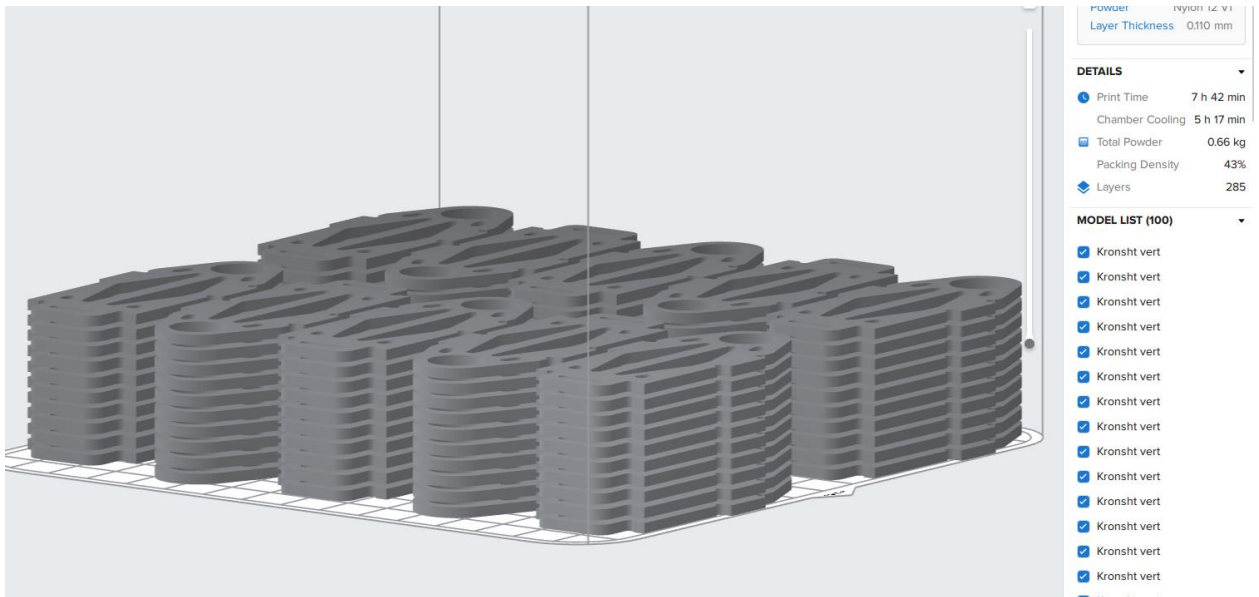


Рисунок 4.7 – Горизонтальна схема розташування деталей першого набору

Як видно, за тієї самої кількості деталей, час друку набору складає 7 год 42 хв, термін охолодження – 5 год 17 хв, маса використаного матеріалу становить 0,66 кг, а густина заповнення – 43%. Тоді загальна кількість використаного матеріалу на один комплект складає

$$G_{SLS1}^* = \frac{0,66 \cdot 0,43 + (0,66 - 0,66 \cdot 0,43) \cdot 0,3}{50} = 0,008 \text{ кг}$$

Маса відходів складає

$$G_{\text{відх}SLS1} = \frac{(0,66 - 0,66 \cdot 0,43) \cdot 0,3}{50} = 0,002 \text{ кг}$$

Неважко помітити, що даний метод є більш раціональним з декількох причин:

- значно зменшено час виготовлення деталей;
- зменшено кількість використаного матеріалу;

Як було зазначено раніше, горизонтальне розташування позитивно впливає на механічні показники вихідних деталей, такі як границя міцності [50].

Номенклатура другого набору деталей налічує наступні позиції:

- диск опорний АНЛА.535134.004 – 1 шт/комплект;
- шпангоут рами АНЛА.535134.003 – 2 шт/комплект;

- сухар рами АНЛА.535134.010 – 2 шт/ комплект.

Розташувавши моделі в робочому просторі адитивної машини (рис. 4.3), отримуємо наступні результати:

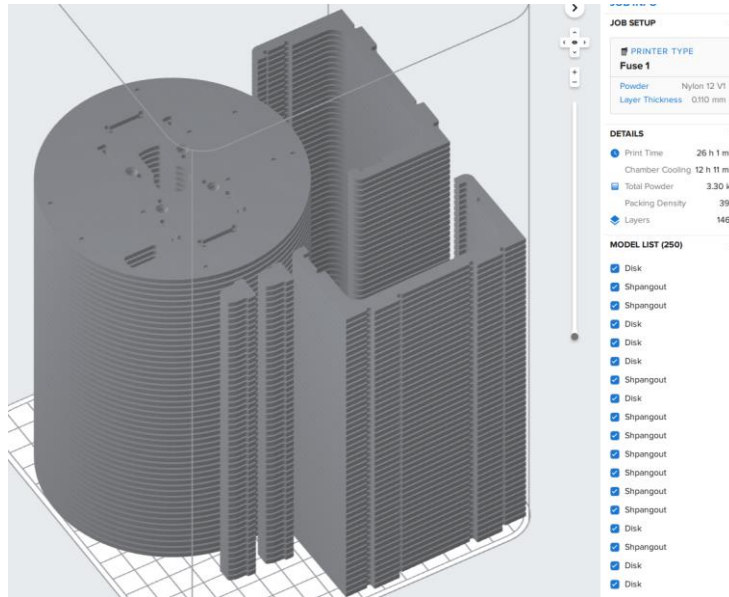


Рисунок 4.8 – Програма серійного виготовлення другого набору деталей

Маса використаного матеріалу складає 3,3 кг, кількість комплектів деталей – 50, густина заповнення – 39%. Тоді, кількість матеріалу для другого набору деталей становить:

$$G_{SLS2} = \frac{3,3 \cdot 0,39 + (3,3 - 3,3 \cdot 0,39) \cdot 0,3}{50} = 0,038 \text{ кг}$$

Маса відходів складає:

$$G_{\text{відх}SLS2} = \frac{(3,3 - 3,3 \cdot 0,39) \cdot 0,3}{50} = 0,015 \text{ кг}$$

Третій набір деталей складається з наступних комплектуючих:

- ланка вхідна АНЛА.535134.004 – 1 шт/комплект;
- тяга АНЛА.535134.006 – 1 шт/комплект;
- накінецьник тяги АНЛА.535134.007 – 2 шт/ комплект;
- кронштейн мотора тангажу пр. АНЛА.535134.008 – 1 шт/ комплект;

- кронштейн мотора тангажу пр. АНЛА.535134.009 – 1 шт/ комплект;
- платформа антенна АНЛА.535134.012 – 1 шт/ комплект.

Для розташування компонентів скористаємося функцією автоматизованого розташування та оптимізації робочого простору, вбудованою в програмне забезпечення FormLabs PreForm з подальшою ручною організацією розташування компонентів (рис. 4.4). Врешті, отримуємо наступні результати:

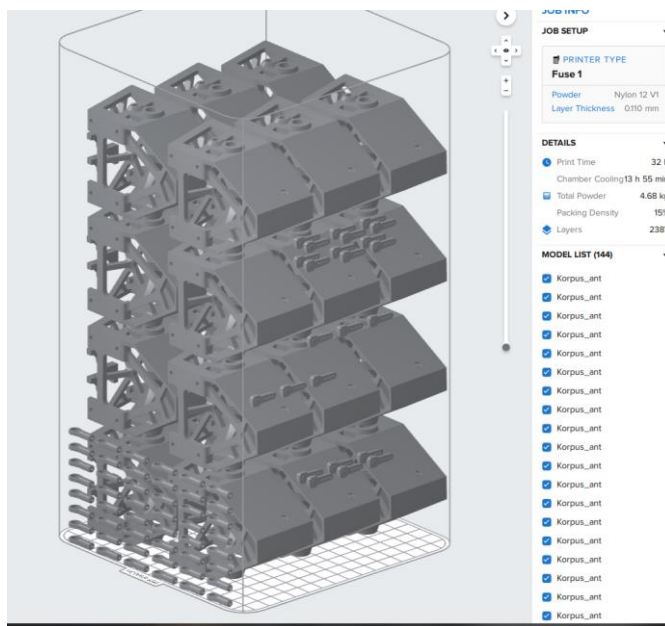


Рисунок 4.9 – Програма серійного виготовлення 3-го набору деталей

Маса використаного матеріалу складає 4,68 кг, кількість комплектів деталей – 24, густина заповнення – 15%. Тоді витрата матеріала на один комплект деталей становить:

$$G_{SLS3} = \frac{4,68 \cdot 0,15 + (4,68 - 4,68 \cdot 0,15) \cdot 0,3}{24} = 0,079 \text{ кг}$$

Маса відходів складає:

$$G_{\text{відх}SLS3} = \frac{(4,68 - 4,68 \cdot 0,15) \cdot 0,3}{24} = 0,05 \text{ кг}$$

Отримуємо, що сумарна маса матеріалу на один комплект деталей за виключенням деталі «Кожух АНЛА.535134.014»:

$$G_{SLS} = G_{SLS1} + G_{SLS2} + G_{SLS3} = 0,008 + 0,038 + 0,079 = 0,125 \text{ кг/комплект.}$$

Маса відходів становить:

$$G_{\text{відх}SLS} = G_{\text{відх}SLS1} + G_{\text{відх}SLS2} + G_{\text{відх}SLS3} = 0,002 + 0,015 + 0,05 = 0,067$$

кг/комплект

При литті на термопластавтоматах кількість матеріалу, що використовується на відливання деталей складається з маси безпосередньо деталі та маси литників. Маса деталі «Кожух АНЛА.535134.014» становить 0,063 кг (розраховано програмно в середовищі Autodesk Inventor). Орієнтовна маса литників становить 0,007 кг (процес лиття змодельовано в середовищі Autodesk Inventor). Тоді, загальна маса матеріалу, що використовується для лиття в термопластавтоматах становить

$$G_{TPU} = 0.063 + 0.007 = 0.070 \text{ кг.}$$

Кількість матеріалу при вакуумному формуванні розраховується в залежності від сумарної площі поверхні матриці. Визначимо її, попередньо спроектувавши наближену модель матриці для формувального верстата (рис. 4.5).

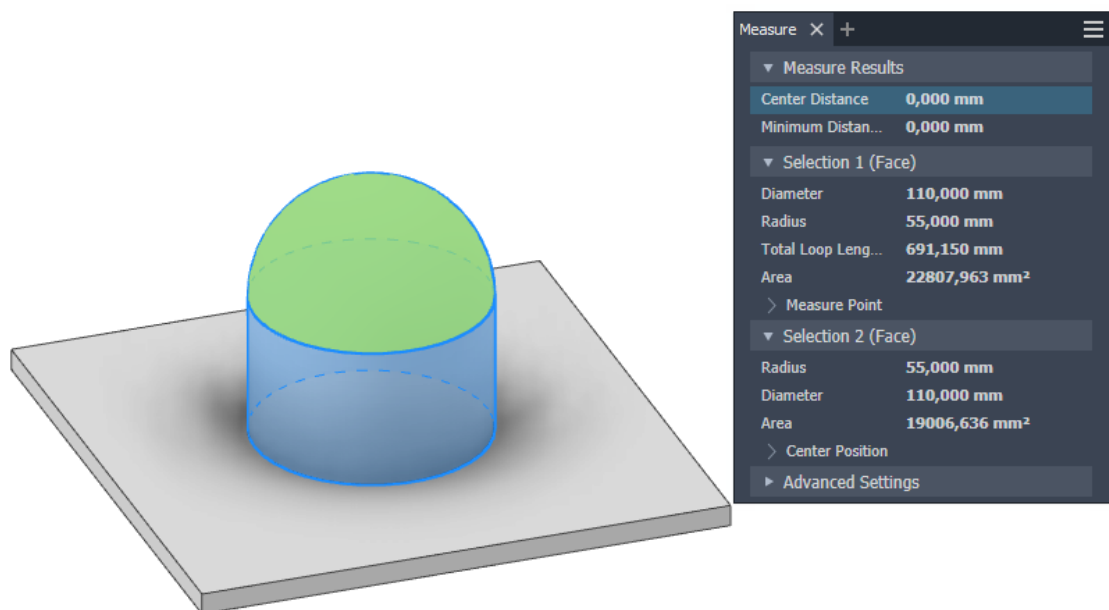


Рисунок 4.10 – Схема визначення площі поверхні матриці для вакуумного формування деталі «Кожух АЛНА.535134.014»

Отримуємо площу поверхні, як суму площ двох поверхонь матриці:

$$S_{\text{заг}} = S_1 + S_2 = 22808 + 19006 = 41814 \text{ мм}^2 = 0,042 \text{ м}^2$$

Даній площині відповідає коло з радіусом 0,12 м. При вакуумному формуванні пластмас необхідно витримати запас матеріала від матриці до затискної рамки в діапазоні 0,1-0,2 м. Тоді приймаємо розміри початкової заготовки – $a_{1,2} = 0,12 * 2 + (0,1 \dots 0,2) * 2 = 0,5 \text{ м}$ – довжина та ширина листа, з якого виконується кінцева деталь. Тоді площа заготовки складає - $S_{\text{заг}} = a_1 * a_2 = 0,5 * 0,5 = 0,25 \text{ м}^2$

Маса заготовки складає $G_{\text{вак}} = 0,25 * 2,12 = 0,53 \text{ кг}$.

Вихідна маса деталі становить орієнтовно $G_{\text{дет}} = 0,042 * 2,12 = 0,089 \text{ кг}$

Тоді маса відходів становить

$$G_{\text{відх}} = G_{\text{вак}} - G_{\text{дет}} = 0,53 - 0,089 \approx 0,52 \text{ кг}.$$

Вартість відходів, відповідно до [69], становить:

- для поліаміда – 12 грн/кг;
- для полістирена (ABS-пластик) – 14 грн/кг

Підставимо отримані значення в (4.2) та знайдемо вартість матеріалів для виготовлення одного комплексу деталей для гіростабілізованої платформи.

Вартість матеріалів при повному виготовленні комплексу деталей методом SLS 3Д-друку

$$M = 0,7 \cdot 2860 \cdot (1 + 0,1) - 0,593 \cdot 12 = 2202,2 \text{ грн}.$$

Вартість матеріалів при оптимізованому виготовленні деталей методом SLS 3Д-друку, без урахування деталі «Кожух АНЛА.535134.014»

$$M = 0,125 \cdot 2860 \cdot (1 + 0,1) - 0,067 \cdot 12 = 393,25 \text{ грн}.$$

Вартість матеріалів для відливання деталі Кожух АНЛА.535134.014 на термопластавтоматі

$$M = 0,070 \cdot 1144 \cdot (1 + 0,1) - 0,007 \cdot 12 = 88,00 \text{ грн}.$$

Вартість матеріалів для вакуумного формування деталі Кожух АНЛА.535134.014 на верстаті для вакуумного формування

$$M = 0,53 \cdot 492,5 \cdot (1 + 0,1) - 0,52 \cdot 14 = 279,85 \text{ грн.}$$

Загалом, можемо дійти до висновку, що сумарна вартість матеріалів для кожного з варіантів наступна:

- для виготовлення повного комплекта деталей на SLS 3Д-принтері: 2202, 2 грн;
- для виготовлення комплекта деталей гіростабілізованої платформи при оптимізованій програмі виготовлення на SLS принтері та застосуванням технології лиття під тиском для деталі Кожух АНЛА.535134.014: 481,25 грн;
- для виготовлення комплекта деталей гіростабілізованої платформи при оптимізованій програмі виготовлення на SLS принтері та застосуванням вакуумного формування для деталі Кожух АНЛА.535134.014: 673,10 грн.

Як бачимо, найменшу вартість матеріалів можна отримати при використанні лиття під тиском.

4.2. Заробітна плата основних виробничих працівників

Було прийнято рішення встановити відрядну форму оплати праці для основних працівників підприємства, так як дана форма оплати праці ефективно застосовується у ситуації, коли головною метою організації робочого процесу є кількісні показники результатів праці. При відрядній формі оплати праці підприємства високі шанси найняти працівників, які готові інтенсивно працювати, щоб підвищити свій заробіток. Заробітна плату основних виробничих працівників розраховують за формулою

$$Z_0 = \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} t_{\text{шт}i} \cdot \frac{\Gamma_{\text{ст}i}}{60} \cdot K_M \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) \quad (4.4)$$

- де $m_{\text{оп}}$ – кількість операцій у технологічному процесі;
 $t_{\text{шт}i}$ – норма штучного часу на виконання i -ої операції, хв;
 $\Gamma_{\text{ст}i}$ – тарифна ставка i -ої операції, грн;
 α – коефіцієнт, що враховує оплату при багатOVERстатному обробленні;
 β – коефіцієнт, що враховує додаткову заробітну платню;
 β – коефіцієнт, що враховує відрахування на соціальні потреби (22%).

Орієнтовна заробітна платня для робітників 1-го розряду в Україні приймається за 9000 грн/місяць [70]. Для відрядної форми праці характерною є збільшена тарифна ставка (домножується на коефіцієнт 1,15), тому приймаємо заробітну плату для робітника 1-го розряду – 10350 грн. Середньомісячний фонд робочого часу складає 166,3 год, тоді тарифна ставка для робітника становить:

$$\Gamma_{\text{ст}i} = \frac{10350}{166,3} = 62,24 \text{ грн.}$$

Складемо таблицю з відповідними тарифними ставками для розрядів робочих (табл. 4.3).

Таблиця 4.3 – Тарифні ставки для робітників I - VI розрядів

Розряди	I	II	III	IV	V	VI
Тарифні коефіцієнти	1,00	1,09	1,20	1,35	1,54	1,80
Годинні тарифні ставки для робітників відрядної форми $\Gamma_{\text{ст}}$, грн	62,24	67,84	74,68	84,02	95,84	112,03

Визначимо трудовитрати на виготовлення деталей та пост-оброблення, в залежності від методу виготовлення.

Для виготовлення комплекту деталей на SLS 3Д-принтері орієнтовний час пост-оброблення становить 3 години. Загалом, робочий виконує наступні роботи:

- встановлення робочого контейнера в адитивній машині FormLabs Fuse 1 – 5 хв;
- завантаження матеріалу в бункер – 10 хв;
- вивантаження робочого контейнера в пристосування Fuse Shift – 5 хв;
- вилучення деталей із контейнера, очищення деталей від надлишкового порошку, відновлення порошку – 3 год.

Загальний штучний час становить 3 год 30 хв. Кваліфікація робітника, необхідна для виконання даного типу робіт – 3 розряд.

При виготовленні оптимізованих наборів деталей, загальний час на оброблення кожного набору деталей складає 4 год 30 хв (внаслідок більшої кількості деталей). Тому, загальний штучний час визначається як:

$$t_{\text{шт}} = \frac{T_1}{N_1} + \frac{T_2}{N_2} + \frac{T_3}{N_3} = \frac{270}{50} + \frac{270}{50} + \frac{270}{24} = 22.05 \text{ хв}$$

Процес лиття на термопластавтоматі:

- відливання заготовки - $t_{\text{шт}1} = 1$ хв, кваліфікація робітника – 3 розряд;
- оброблення відливки $t_{\text{шт}2} = 5$ хв; кваліфікація робітника – 2 розряд.

Процес вакуумного формування налічує наступні операції:

- початковий розкрій листа (ручний) – 10 хв; кваліфікація робітника – 2 розряд;
- встановлення заготовки в машину, закріплення, формування, вилучення відформовки з машини – 15 хв; кваліфікація робітника – 3 розряд;

- оброблення (зняття облою, видалення заусенців, вихідний контроль деталі – 15 хв, кваліфікація робітника – 4 розряд.

Визначимо зарплатний фонд на всі види виробництва комплекту деталей. Приймаємо додаткову заробітну платню у вигляді премій та додаткових виплат в розмірі 20% ($\alpha = 0,2$). Тоді вартість роботи основних робочих на один комплект деталей становить:

Для виготовлення платформи методом SLS 3Д-друку (повний комплект деталей):

$$Z_0 = \frac{200 \cdot 74,68 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} = 364,44 \text{ грн}$$

Для виготовлення деталей платформи методом SLS 3Д-друку (оптимізована програма друку, без деталі «Кожух АНЛА.535134.014»):

$$Z_0 = \frac{22,05 \cdot 74,68 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} = 40,18 \text{ грн}$$

Для виготовлення деталі Кожух АНЛА.535134.014 методом лиття під тиском:

$$Z_0 = \frac{1 \cdot 74,68 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} + \frac{5 \cdot 67,84 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} = 1,82 + 8,28 = 10,10 \text{ грн}$$

Для виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом вакуумного формування:

$$Z_0 = \frac{10 \cdot 67,84 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} + \frac{15 \cdot 74,68 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} + \frac{15 \cdot 84,02 \cdot 1 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22)}{60} = 74,63 \text{ грн}$$

4.3. Заробітна плата допоміжних працівників

Фонд заробітної плати для допоміжних працівників розраховується таким самим чином, що і для основних робочих. Єдиною відмінністю є те, що

прямий фонд заробітної плати включає в себе оплату по тарифу за відпрацьований час:

$$З_d = \sum_{i=1}^n \Gamma_{п_i} \cdot P_i \cdot F_p \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) \quad (4.5)$$

- де n – кількість тарифних розрядів допоміжних робочих;
 $\Gamma_{п_i}$ – погодинна тарифна ставка допоміжного робочого даного розряду;
 P_i – кількість допоміжних робочих відповідного розряду;
 – фонд робочого часу працівника.

Фонд часу роботи працівника на 2022 рік становить приведено в табл. 4.4 [64]:

Таблиця 4.4 – Фонд робочого часу працівника на 2022 рік

Бюджет часу	2022 рік
Календарних днів	365
Робочих днів	249
Святкових і вихідних днів	116
Скорочених на 1 годину	5
При 40-годинному робочому тижні	1987
При 24-годинному робочому тижні	1195
При 16-годинному робочому тижні	896

Погодинну ставку приймаємо, як тарифну ставку основного працівника відповідного розряду з поправкою на коефіцієнт для погодинної ставки ($k = 1,5$).

Заробітна плата налагоджувальника, віднесеного до одного комплексу деталей для гіростабілізованої платформи:

$$З_{дн} = \frac{З_d \cdot t_{шт} \cdot m}{60 \cdot k_{оп} \cdot F_d} \quad (4.6)$$

- де m – кількість змін роботи верстата;
 $k_{оп}$ – кількість верстатів, що обслуговуються наладчиком за одну зміну;
 – ефективний фонд часу роботи обладнання.

Для виготовлення деталей методом адитивного виробництва на SLS 3Д-принтері робота налагоджувальника заключається в підготовці програм, що завантажуються в адитивну машину. Орієнтовний час для написання програм для виготовлення комплекту деталей складає 120 хв. Необхідна кваліфікація робітника – V-VI розряди (приймаємо VI розряд). Тоді погодинна тарифна ставка допоміжного працівника:

$$\Gamma_{\text{пi}} = \Gamma_{\text{ст}} \cdot 1,5 = 112,03 \cdot 1,5 = 168,05 \text{ грн/год}$$

Тоді фонд заробітної плати допоміжних працівників

$$\begin{aligned} Z_{\text{д}} &= \Gamma_{\text{пi}} \cdot P_i \cdot F_p \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) = 168,05 \cdot 1 \cdot 2 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22) = \\ &= 492,04 \text{ грн.} \end{aligned}$$

Даний фонд заробітної плати є віднесеним до одного комплекту.

При серійному виготовленні деталей на SLS 3Д-принтері фонд часу на підготовку кожного комплекту складає 180 хв за рахунок більшої кількості деталей та їх розташування.

Фонд заробітної плати допоміжних працівників для налагоджування виробничого процесу для кожного набору деталей

$$\begin{aligned} Z_{\text{д}} &= \Gamma_{\text{пi}} \cdot P_i \cdot F_p \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) = 168,05 \cdot 1 \cdot 3 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22) = \\ &= 738,05 \text{ грн.} \end{aligned}$$

Було розраховано цикл роботи верстата (рис. 4.2-4.4). Відповідно, для кожного набору було отримано наступні дані (табл. 4.5). Необхідно відзначити, що до основного часу друку необхідно додати 60 хв – час, необхідний на розігрівання робочого простору

Таблиця 4.5 – Цикл виготовництва деталей

Номер набору деталей	Час друку	Час остивання камери
Набор деталей №1	8 год 42 хв	6 год 17 хв
Набор деталей №2	27 год 1 хв	12 год 11 хв
Набор деталей №3	33 год	13 год 55 хв

Кількість одночасно працюючих верстатів – 1. Переналагодження верстата відбувається раз на 5 циклів, тому $\frac{F_d}{t_{шт}} = 10$. Також, результат формули (4.5) необхідно поділити на кількість комплектів деталей в наборі, тоді:

- для першого набору деталей $З_{дн1} = \frac{738,05}{50 \cdot 5} = 2,95$ грн
- для другого набору деталей $З_{дн2} = \frac{738,05}{50 \cdot 5} = 2,95$ грн
- для третього набору деталей $З_{дн3} = \frac{738,05}{24 \cdot 5} = 6,15$ грн

Тоді загальний фонд заробітної плати допоміжних працівників для виготовлення комплекту деталей оптимізованим способом:

$$З_{дн} = З_{дн1} + З_{дн2} + З_{дн3} = 2,95 + 2,95 + 6,15 = 12,05 \text{ грн}$$

Для налагодження лиття на термопластавтоматах необхідна кваліфікація робітника – V розряд. Погодинна ставка

$$Ч_{пi} = Ч_{ст} \cdot 1,5 = 95,84 \cdot 1,5 = 143,76 \text{ грн/год.}$$

Фонд заробітної плати визначається із розрахунку 18-годинного робочого тижня налагоджувальника

$$\begin{aligned} З_d &= \sum_{i=1}^n Ч_{пi} \cdot P_i \cdot F_p \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) = 143,76 \cdot 1 \cdot 896 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22) \\ &= 188576,32 \text{ грн} \end{aligned}$$

Для деталі «Кожух АНЛА.535134.014» була виконана симуляція процесу лиття в прес-форму на термопластавтоматі (рис. 4.6).

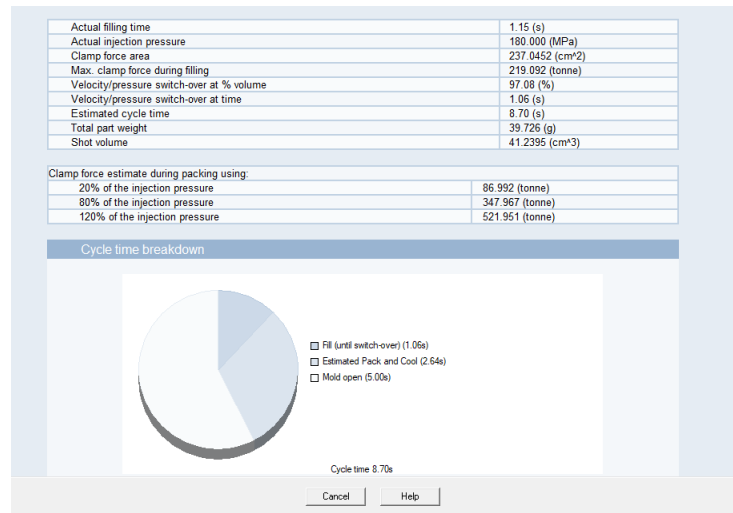


Рисунок 4.11 – Розрахунок циклу лиття деталі «Кожух АНЛА.535134.014» на термопластавтоматі

Як видно, цикл відливання моделі складає 8,7 сек. До даного часу додається тривалість відкривання та закривання прес-форми і період охолодження деталі. Загальний цикл відливання деталі «Кожух АНЛА.535134.014» приймаємо 1 хв.

Кількість змін роботи верстата – 2. Кількість верстатів, що обслуговуються налагоджувальником одночасно – 1. Ефективний фонд часу роботи прес-форми складає 220 робочих днів, що при 2-змінному робочому дні є 440 робочих змін, тобто $440 \cdot 8 = 3520$ год. Розрахуємо заробітну плату налагоджувальника, віднесеного до одного комплекту деталей для гіростабілізованої платформи:

$$З_{\text{дн}} = \frac{З_{\text{д}} \cdot t_{\text{шт}} \cdot m}{60 \cdot k_{\text{оп}} \cdot F_{\text{д}}} = \frac{188576,32 \cdot 1 \cdot 1}{60 \cdot 1 \cdot 3520} = 0,89 \text{ грн}$$

Для налагодження формування на верстаті для вакуумної формовки необхідна кваліфікація робітника - IV розряд. Погодинна ставка $Ч_{\text{п}_i} = Ч_{\text{ст}} \cdot 1,5 = 84,02 \cdot 1,5 = 126,03$ грн/год.

Фонд заробітної плати визначається із розрахунку 18-годинного робочого тижня налагоджувальника:

$$Z_d = \sum_{i=1}^n \chi_{\pi_i} \cdot P_i \cdot F_p \cdot (1 + \alpha) \cdot (1 + \beta) = 126,03 \cdot 1 \cdot 896 \cdot (1 + 0,2) \cdot (1 + 0,22) \\ = 170458,24 \text{ грн}$$

Для деталі «Кожух АНЛА.535134.014» цикл формування моделі становить 25 хв. При кількості робочих змін – 2, а кількості одночасно працюючих верстатів – 1, ефективний фонд робочого часу (200 днів) складає 3200 год. Тоді заробітна плата налагоджувальника, віднесеного до одного комплекта деталей для гіростабілізованої платформи становить:

$$Z_{\text{дн}} = \frac{Z_d \cdot t_{\text{шт}} \cdot m}{60 \cdot k_{\text{оп}} \cdot F_d} = \frac{170458,24 \cdot 25 \cdot 1}{60 \cdot 1 \cdot 3200} = 22,20 \text{ грн}$$

4.4. Амортизаційні відрахування на обладнання та оснащення з довгим терміном служби

Амортизація – це періодичне відрахування зменшення прибутку частини наших початкових витрат за кошти, що відображає зниження вартості основної вартості з часом [65].

Амортизаційні відрахування визначаються, як:

$$A_{\text{відр}} = \sum_{i=1}^n \frac{K_i \cdot H_{a_i} \cdot t_{a_i}}{100 \cdot F_d \cdot 60} \quad (4.7)$$

- де
- K_i – первинна вартість обладнання на i -ій операції, грн;
 - H_a – річна норма амортизаційних відрахувань на i -ій операції, %;
 - ефективний фонд часу роботи обладнання, год;
 - основний(машинний) час на i -ій операції.

Перед початком розрахунку амортизаційних відрахувань визначимо основні вартості верстатів та довгострокового устаткування.

Для виконання робіт було обрано адитивну машину FormLabs Fuse 1 в комплектації Fuse1 Workflow Essentials Package[66].

Для підбору термопластавтомата визначимо дві характеристики процесу лиття: силу замикання прес-форми та її розміри. Раніше (рис. 4.6) було визначено характеристики процесу відливання деталі «Кожух АНЛА.535134.014». Отримуємо, що сила замикання прес-форми становить близько 430 тон. Було визначено орієнтовні робочі розміри прес-форми (рис. 4.7). Ці параметри були визначені програмно в середовищі Autodesk Inventor. Відповідно розміри рбочої частини прес-форми складають $154 \times 154 \times 169$ мм.

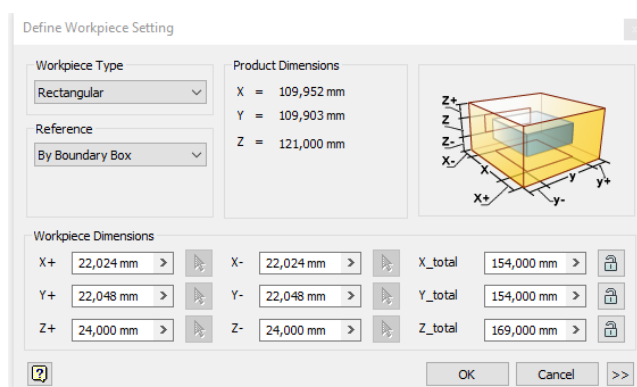


Рис. 4.12 – Основні робочі розміри прес-форми

Було підбрано орієнтовний розмір прес-форми та її конструкцію (рис. 4.8). Відповідно, розміри прес-форми складають $550 \times 800 \times 600$ мм.

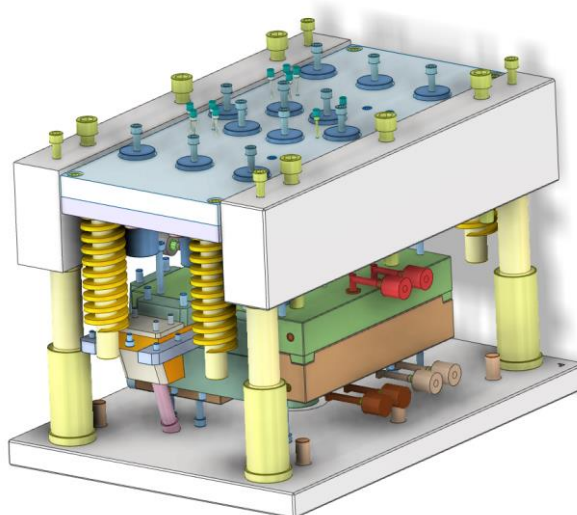


Рисунок 4.13 – Прес-форма для відливання деталі «Кожух АНЛА.535134.014» на термопластавтоматі

Під час визначення параметрів прес-форми було підібрано відповідний термопластавтомат - Yizumi UN480A5. Сила замикання прес-форми в даному термопластавтоматі – 4800 кН (480 тон), максимальні розміри пресформи – 1050 мм × 1050 мм × 780 мм [67].

Для виконання вакуумного формування деталі «Кожух АНЛА.535134.014» було підібране відповідне формувальне обладнання ТВФМ-1.1 з максимальними розмірами листа-заготовки, що формується 940 мм × 990 мм, що є достатнім для виконання деталі.

Орієнтовна вартість виготовлення прес-форми для лиття на термопластавтоматі складає 43500 у.о., а матриці для вакуумного формування на ринку 600 у.о. (Додаток Е, Є).

Цінові параметри, а також параметри амортизації обладнання наведено в табл. 4.6.

Таблиця 4.6 – Параметри вартості та амортизації верстатів та оснащення з довгим строком служби

Обладнання та інструмент	Початкова вартість, USD	Початкова вартість, грн	Аморт. група	H_{a_i} , %
FormLabs Fuse 1 comp set	29743	850650	5	10
Yizumi UN480A5	121000	3460600	4	14
Прес-форма	43500	1244100	1	5
ТВФМ-1.1	12800	366080	4	16
Матриця	600	17160	1	5

Такт устаткування, як адитивна машина, працює цілодобово ($F_d = 5976$ год), а термопластавтомат та верстат для вакуумного формування деталей – в 2 робочих зміни ($F_d = 3984$ год).

Час друку деталей для виготовлення одного комплекту становить 23 год (табл. 3.4). Амортизаційні вірахування для виготовлення 1 комплекту деталей методом SLS 3Д-друку становлять:

$$A_{\text{відр}} = \sum_{i=1}^n \frac{K_i \cdot H_{a_i} \cdot t_{a_i}}{100 \cdot F_d \cdot 60} = \frac{K_i \cdot H_{a_i} \cdot t_{a_i}}{100 \cdot F_d \cdot 60} = \frac{850650 \cdot 10 \cdot 23 \cdot 60}{100 \cdot 5976 \cdot 60} = 327,39 \text{ грн}$$

Амортизаційні відрахування для виготовлення деталей по оптимізованій технології 3Д-друку з використанням лиття під тиском визначаються як сума амортизаційних відрахувань по кожному набору друкованих деталей, а також амортизаційних відрахувань по прес-формі та термопластавтомату:

$$\begin{aligned}
 A_{\text{відр}} &= \sum_{i=1}^n \frac{K_i \cdot H_{a_i} \cdot t_{a_i}}{100 \cdot F_{\text{д}} \cdot 60} \\
 &= \frac{850650 \cdot 10 \cdot 959}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{850650 \cdot 10 \cdot 2412}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{850650 \cdot 10 \cdot 2875}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 24} \\
 &\quad + \frac{3460600 \cdot 14 \cdot 1}{100 \cdot 3984 \cdot 60} + \frac{1244100 \cdot 5 \cdot 1}{100 \cdot 3984 \cdot 60} = 4,55 + 11,44 + 28,42 + 2,02 \\
 &\quad + 0,52 = 46,69 \text{ грн}
 \end{aligned}$$

Амортизаційні відрахування для виготовлення деталей по оптимізованій технології 3Д-друку з використанням вакуумного формування:

$$\begin{aligned}
 A_{\text{відр}} &= \sum_{i=1}^n \frac{K_i \cdot H_{a_i} \cdot t_{a_i}}{100 \cdot F_{\text{д}} \cdot 60} \\
 &= \frac{850650 \cdot 10 \cdot 959}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{850650 \cdot 10 \cdot 2412}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{850650 \cdot 10 \cdot 2875}{100 \cdot 5976 \cdot 60 \cdot 24} \\
 &\quad + \frac{366080 \cdot 16 \cdot 25}{100 \cdot 3984 \cdot 60} + \frac{17160 \cdot 5 \cdot 25}{100 \cdot 3984 \cdot 60} = 4,55 + 11,44 + 28,42 + 6,13 \\
 &\quad + 0,09 = 50,63 \text{ грн}
 \end{aligned}$$

4.5. Витрати на інструмент, оснащення з коротким терміном служби, налаштування інструмента поза верстата

Витрати на інструмент. В загальному випадку витрати на інструмент визначаються за наступною формулою:

$$S_{\text{ін}} = \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \sum_{j=1}^{n_{\text{ін}}} \frac{C_{\text{ін}ij} \cdot t_{\text{шт}ij} \cdot \eta_{\text{м}}}{T_{ij} \cdot (n_j + 1)} \quad (4.8)$$

де $C_{\text{ін}ij}$ — ціна інструмента j -го виду на i -ій операції, грн/од;
 $t_{\text{шт}ij}$ — штучний час роботи інструмента j -го виду на i -ій операції, хв;

- η_m – коефіцієнт машинного часу, визначається як співвідношення $t_{\text{маш}}/t_{\text{шт}}$;
- період стійкості інструмента, хв;
 - номенклатура інструментів і-ої операції;
 - кількість переточувань різального інструмента, або його можливих відновлювань.

При виготовленні деталей платформи методом 3Д-друку додатковий інструмент не використовується взагалі (оснащення Fuse1 Sift комплектується базовими інструментами для видалення надлишкового порошку, термін служби яких збігається з терміном служби пристосування, а вартість включена у вартість комплектації).

Для технологічних процесів, що включають лиття під тиском (видалення литника) та вакуумне формування деталей (відрізання облою від відформованої деталі) використовується один інструмент – шабер твердосплавний, період стійкості якого значно більший за штучний час деталі, під час якого він використовується, тому його вартістю можемо знехтувати.

Отже, приймаємо $S_{\text{ін}} = 0$.

Витрати на оснащення з коротким терміном служби

$$S_{\text{осн}} = \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \sum_{j=1}^{n_{\text{ос}}} \frac{C_{\text{осн}ij} \cdot t_{\text{шт}ij} \cdot N_{\text{осн}ij}}{T_{\text{ст}ij}} \quad (4.9)$$

- де $C_{\text{осн}ij}$ – ціна оснащення j-го виду на i-ій операції, грн/од;
 $N_{\text{осн}ij}$ – кількість оснащення, що використовується на i-ій операції;
 $T_{\text{ст}ij}$ – строк служби оснащення j-го виду.

У жодному з технологічних процесів не використовується додаткове оснащення, тому витрати $S_{\text{осн}} = 0$.

Витрати на налаштування інструментів поза верстатом. Витрати на налаштування інструментів поза верстатом визначають за формулою

$$S_{\text{н}} = \frac{\varphi \cdot C_{\text{чн}} \cdot t_{\text{ін}} \cdot t_o \cdot K_T}{T_M \cdot m \cdot 60} \quad (4.10)$$

- Де φ – коефіцієнт, що враховує випадкові збитки та поломки інструмента, $\varphi = 1.3$;
 $C_{\text{чн}}$ – погодинна середня заробітна платня наладчиків, грн/год;
 $t_{\text{ін}}$ – середній час налагодження інструментів поза верстатом, хв;
 – основний час роботи інструмента на операції, хв;
 – коефіцієнт, що враховує питому вагу основного технологічного часу в штучному часі;
 – середня стійкість інструмента, хв.

В даному випадку налагодження інструмента поза верстатом не проводиться, отже $t_{\text{ін}} = 0$ хв, тоді витрати $S_{\text{ін}} = 0$.

4.6. Витрати на технологічну електроенергію

В енергоємних виробництвах витрати на енергію доцільно виділити на окрему статтю калькуляції «Енергія на технологічні цілі». Загальна формула, що визначає витрати на енергію має вигляд:

$$S_{\text{ен}} = \frac{C_{\text{ен}} \cdot k_N \cdot k_w}{\eta_e} \cdot \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \frac{N_i \cdot t_{\text{шт}i} \cdot k_{\text{xi}}}{60} \quad (4.11)$$

- де $C_{\text{ен}}$ – ціна 1 кВт електроенергії, грн/кВт·год;
 k_N – коефіцієнт завантаженості електрообладнання по потужності;
 k_w – коефіцієнт, що враховує втрати електроенергії;
 – ККД обладнання;
 – сумарна встановлена потужність обладнання;
 – коефіцієнт, враховуючий додаткові витрати електроенергії на холостому ходу.

Відповідно до офіційних документів [68], вартість електроенергії становить 3,12 грн/кВт·год.

- коефіцієнт завантаженості електрообладнання $k_N = 0,9$, як коефіцієнт для загальної техніки;
- втрати електроенергії становлять $k_w = 1,05 - 1,1$, приймаємо 1,07;
- додаткові витрати на холостому ходу приймаємо, як $k_{xi} = 1,1$;
- ККД приладів приймаємо як 70%.

Занесемо в табл. 4.7 значення сумарної встановленої потужності обладнання для всіх верстатів, що розглядаються вище. Потужність термопластавтомата складається з потужності нагрівача (36,2 кВт) та потужності моторів, що створюють тиск (45 кВт). Як відомо, періодичність циклу лиття становить 7 сек, а періодичність виготовлення деталей – 60 сек. Визначимо середню потужність термопластавтомата, як усереднену сумарну потужність:

$$N_{TPU} = 36.2 + 45 \cdot \frac{7}{60} = 41,5 \text{ кВт}$$

Таблиця 4.7 – Потужність обладнання для виготовлення комплекту деталей гіростабілізованої платформи

Обладнання	Потужність, кВт
FormLabs Fuse 1 comp set	4,5
Yizumi UN480A5	41,5
ТВФМ-1.1	24

Тоді витрати на електроенергію для виготовлення комплекта на SLS 3Д-принтері.

$$S_{\text{ен}} = \frac{C_{\text{ен}} \cdot k_N \cdot k_w}{\eta_e} \cdot \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \frac{N_i \cdot t_{\text{шт}i} \cdot k_{xi}}{60} = \frac{3,12 \cdot 0,9 \cdot 1,07}{0,7} \cdot \frac{4,5 \cdot 1380 \cdot 1,1}{60} = 488,67 \text{ грн}$$

Витрати на електроенергію для техпроцеса з литтям на термопластавтоматі:

$$S_{\text{ен}} = \frac{C_{\text{ен}} \cdot k_N \cdot k_w}{\eta_e} \cdot \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \frac{N_i \cdot t_{\text{шт}i} \cdot k_{xi}}{60} = \frac{3,12 \cdot 0,9 \cdot 1,07}{0,7} \cdot \left(\frac{4,5 \cdot 959 \cdot 1,1}{60 \cdot 50} + \frac{4,5 \cdot 2412 \cdot 1,1}{60 \cdot 50} + \frac{4,5 \cdot 2875 \cdot 1,1}{60 \cdot 24} + \frac{41,5 \cdot 1 \cdot 1,1}{60} \right) = 69,54 \text{ грн}$$

Витрати на електроенергію для техпроцеса з вакуумним формуванням деталей:

$$S_{\text{ен}} = \frac{C_{\text{ен}} \cdot k_N \cdot k_w}{\eta_e} \cdot \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \frac{N_i \cdot t_{\text{шт}i} \cdot k_{xi}}{60} = \frac{3,12 \cdot 0,9 \cdot 1,07}{0,7} \cdot \left(\frac{4,5 \cdot 959 \cdot 1,1}{60 \cdot 50} + \frac{4,5 \cdot 2412 \cdot 1,1}{60 \cdot 50} + \frac{4,5 \cdot 2875 \cdot 1,1}{60 \cdot 24} + \frac{24 \cdot 25 \cdot 1,1}{60} \right) = 116,40 \text{ грн}$$

4.7. Витрати на обслуговування та ремонт обладнання

У зв'язку з великою різноманітністю видів та типів апаратів загальнопромислового застосування обсяг ремонтних робіт наводиться загальний для всіх видів. Для пускорегулюючих апаратів типовий обсяг ремонтних робіт дається для найбільш складних її видів. Вартість ремонту обладнання визначається, як:

$$S_p = \sum_{i=1}^{m_{\text{оп}}} \frac{H_{mi} \cdot K_{mi} + H_{ei} \cdot K_{ei}}{F_d \cdot 60} \cdot t_{\text{шт}i} \quad (4.12)$$

де H_{mi}, H_{ei} – нормативи річних витрат на ремонтну одиницю на обслуговування та експлуатаційні ремонти грн/рік;
 K_{mi}, K_{ei} – категорія складності ремонту механічної та електричної частин обладнання.

Для SLS принтера вартість обслуговування складає 3000 USD на рік, тобто – 85800 грн/рік

Вартість обслуговування термопластавтомата приймаємо 8000 у.о. на рік (228800 грн/рік)

Вартість для обслуговування ТВФМ-1.1 – 1000 у.о/рік (28600 грн/рік)

Тоді ремонтні витрати складають:

Для повного циклу виготовлення на SLS 3Д-принтері

$$S_p = 85800 \cdot \frac{23 \cdot 60}{5976 \cdot 60} = 330,22 \text{ грн}$$

Для технологічного процесу із використанням лиття деталі під тиском

$$S_p = 85800 \cdot \left(\frac{959}{5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{2412}{5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{2875}{5976 \cdot 60 \cdot 24} \right) + 228800 \cdot \frac{1}{3984 \cdot 60} = 44,80 + 0,96 = 45,76 \text{ грн}$$

Для технологічного процесу із використанням лиття деталі під тиском

$$S_p = 85800 \cdot \left(\frac{959}{5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{2412}{5976 \cdot 60 \cdot 50} + \frac{2875}{5976 \cdot 60 \cdot 24} \right) + 28600 \cdot \frac{25}{3984 \cdot 60} = 47,79 \text{ грн}$$

4.8. Інші загальновиробничі витрати

Інші загальновиробничі витрати визначають за формулою

$$I_n = Z_o \cdot k_{оп} \quad (4.13)$$

де $k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує інші загальновиробничі витрати, вінесені до заробітної плати основних робітників та відраховано на обладнання відповідно.

Знехтуємо іншими витратами для спрощення розрахунків. Отже, інші витрати $I_n = 0$ грн.

Таким чином, було визначено собівартість виготовлення комплекту деталей для трьох технологічних процесів:

- Повний цикл виготовлення деталей на SLS 3Д-принтері;
- Оптимізоване виготовлення деталей на 3Д-принтері, виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом лиття під тиском;

- Оптимізоване виготовлення деталей на 3Д-принтері, виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом вакуумного формування.

Було проведено аналіз вартості основних матеріалів, трудовитрат основних та допоміжних працівників, амортизаційних відрахувань на обладнання та оснащення з довгим терміном служби, витрат на технологічну енергію та обслуговування верстатів та устаткування для даних технологічних процесів. Результати даного аналізу було винесено в табл. 4.8.

Таблиця 4.8 – Визначення собівартості виготовлення деталей для розглянутих технологічних процесів

Стаття витрат	Познака	SLS	SLS+ТПА	SLS+вак.
Витрати на основні матеріали, або вартість заготовки	M	2202,2	481,25	673,10
Заробітна платня основних виробничих робітників	$З_o$	364,44	50,28	114,81
Заробітна платня допоміжних робітників	$З_d$	492,04	12,94	34,25
Амортизаційні відрахування на обладнання та оснащення з тривалим терміном служби	$A_{відр}$	327,39	46,69	50,63
Витрати на інструмент	$S_{ін}$	0,00	0,00	0,00
Витрати на оснащення з коротким терміном служби	S_{oc}	0,00	0,00	0,00
Витрати на технологічну енергію	$S_{ен}$	488,67	69,54	116,40
Витрати на обслуговування та ремонт обладнання	S_p	330,22	45,76	47,79
Витрати на налагодження інструментів для верстатів з ЧПК	S_H	0,00	0,00	0,00
Інші витрати	I_H	0,00	0,00	0,00
Собівартість виготовлення деталей платформи	C_T	4204,96	706,46	1036,98

Отже, як бачимо, найнижча собівартість виготовлення досягається при використанні другого технологічного процесу. Провів розрахунки із

початковими внесками(для вакуумного формування деталей початкова вартість обладнання та додаткового устаткування складає 383240 грн, а для лиття під тиском на термопласт автоматах – 4704200 грн) можемо прийти до наступних висновків – найбільш ефективним є:

- перший технологічний процес, коли кількість комплектів деталей становить: $N < 120$ шт;
- другий технологічний процес, коли кількість комплектів деталей становить: $120 \text{ шт} < N < 11000$ шт;
- третій технологічний процес, коли кількість комплектів деталей становить: $N > 11000$ шт.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В ході даної роботи було розроблено та досліджено гіростабілізовану платформу для систем інерціальної навігації та автопілоту безпілотних літальних засобів. Сфера застосування – військові розвідувальні БПЛА та БПЛА для пошукових та рятувальних операцій.

В ході виконання роботи було вирішено наступні завдання:

1. Проведено аналіз існуючих конструкцій гіростабілізованих платформ. Сформульовано критерії, яким повинна відповідати конструкція гіростабілізованої платформи. Проведено дослідження щодо матеріалів, що використовуються в радіотехнічному обладнанні та визначен обмеження на їх використання.
2. З урахуванням сформульованих вимог було розроблено конструкцію гіростабілізованої платформи. Було проведено розрахунки електромагнітної сумісності компонентів системи та як наслідок, забезпечено коректну роботу радіопеленгаційної системи за допомогою конструктивних рішень.
3. Було визначено кінематичні та динамічні характеристики платформи. Визначено навантаження, що діють на системи та проведено перевірку силових агрегатів на здатність витримувати задані навантаження. Було виконано оптимізацію конструкції під адитивне виробництво.
4. Було виконано прототипування платформи та розроблено технологію для виготовлення експериментального зразка. Розроблено технологію виготовлення платформи методом SLS 3Д-друку.
5. Проведено лабораторні та польові дослідження платформи на електромагнітну сумісність компонентів системи та ефективність роботи системи пошуку напрямку руху для безпілотних літальних апаратів.

6. Проведено аналіз собівартості виготовлення компонентів платформи та визначено найбільш економічно вигідний метод серійного виготовлення платформи.

В розділі РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ було розроблено конструкцію гіростабілізованої платформи для систем інерціальної навігації та автопілоту безпілотних літальних засобів. В ході конструювання було визначено конструкцію платформи, підібрано силові агрегати для обертання платформи по осях тангажу та курсання, а також інші механічні та електричні компоненти системи. Було проведено розрахунки електромагнітної сумісності антенно-фідерної системи БПС-15 з іншими електричними компонентами платформи та адаптовано конструкцію платформи таким чином, щоб умови ЕМС задовільнялися. Для цього було підібрано екран та визначено його достатність для задовільнення умов ЕМС.

Було проведено структурний, кінематичний та динамічний аналізи механізму тангажу платформи, внаслідок якого було визначено кінематичні характеристики платформи, навантаження, що діють на платформу, досліджено достатність обраного силового агрегата платформи. Було проведено синтез рами платформи методом генеративного дизайну, який згодом було адаптовано під серійне класичне виробництво.

В результаті отримали модель гіростабілізованої платформи, що виконує умови електромагнітної сумісності компонентів. Матеріали, що були підібрані в даній платформі значно підвищили ефективність роботи пеленгаційної системи, внаслідок чого швидкість пошуку цілей значно підвищилась

В розділі ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ ДЛЯ БПЛА було виконано прототипування платформи в декількох виконаннях. Було

розраховано та визначено процес адитивного виробництва комплекта деталей платформи методом адитивного виробництва на SLS 3Д-принтері.

В результаті було отримано робочу модель гіростабілізованої платформи для якої було проведено дослідження електромагнітної сумісності антенно-фідерної системи із іншими електронними компонентами системи інерціальної навігації та автопілоту БПЛА.

Було виконано порівняння ефективності системи, встановленої на розробленій гіростабілізованій платформі з системою, встановленою на існуючій платформі Flytronics GS4. Як показало дослідження, ефективність пошуку напрямку значно збільшилася (3-4° проти 270°), а загальний рівень паразитного шуму зменшився (було –60 Дб, стало – 96 Дб). Даного ефекту вдалося досягнути за рахунок зміни кінематики механізму тангажу платформи (відхід від прямого приводу до шарнірно-важільного механізму), екранування та підбору матеріалів.

Було розраховано режими та визначено технологію адитивного виготовлення деталей методом селективного лазерного спікання полімерних матеріалів. Було визначено час виготовлення та витрати матеріалів для отримання готового комплекта деталей.

В четвертому розділі ВИЗНАЧЕННЯ СОБІВАРТОСТІ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ було визначено собівартість виготовлення комплекта деталей для трьох технологічних процесів:

- повний цикл виготовлення деталей на SLS 3Д-принтері;
- оптимізоване виготовлення деталей на 3Д-принтері, виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом лиття під тиском;
- оптимізоване виготовлення деталей на 3Д-принтері, виготовлення деталі «Кожух АНЛА.535134.014» методом вакуумного формування.

Було проведено аналіз вартості основних матеріалів, трудовитрат основних та допоміжних працівників, амортизаційних відрахувань на обладнання та оснащення з довгим терміном служби, витрат на технологічну енергію та обслуговування верстатів та устаткування для даних технологічних процесів.

Результат дослідження дозволив визначити найбільш доцільний технологічний процес виготовлення комплекту деталей платформи. Було проаналізовано, що при розмірі серії:

- До 120 комплектів найбільш економічно доцільним технологічним процесом є повдне виготовлення комплекта деталей на SLS 3Д-принтері
- До 11000 комплектів за вартісною характеристикою переважає оптимізований технологічний процес виготовлення деталей на 3Д-принтері, виготовлення тонкостінного кожуху методом вакуумного формування;
- При серійності більше 11000 комплектів найбільш раціональним є технологічний процес, що включає в себе лиття під тиском та оптимізовану програму 3д-друку.

Отримані дані можуть бути використані при плануванні як дрібносерійного виробництва, так і при розробці плану масового виробництва гіростабілізованих платформ.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Калмыков Н. С. Что такое дрон? [Электронный ресурс] / Н. С. Калмыков // ДроноМания. – 2016. – Режим доступа до ресурсу: <https://dronomania.ru/faq/chto-takoe-dron.html>.
2. Kumar R. Tactical reconnaissance: uavs versus manned aircraft / Rajesh Kumar. – Penn State: The Pennsylvania State University, 1997. – 40 с. – (AU/ACSC/0349/97-03).
3. Серапинс Б. Б. Глобальные системы позиционирования / Б. Б. Серапинс. – Москва: ИКФ "Каталог", 2002. – 103 с. – (Издание 3-е дополненное и исправленное).
4. Основные элементы спутниковой системы навигации [Электронный ресурс] // прикладной потребительский центр глонасс. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения. – 2018. – Режим доступа до ресурсу: www.glonass-iac.ru.
5. Котенко П. С. Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолетовождения / П. С. Котенко. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2006. – 148 с.
6. Воробьев Л. М. Астрономическая навигация летательных аппаратов / Л.М. Воробьев. – Москва: Машиностроение, 1968. – 281 с.
7. Рожков М.В., Кацура А.В. Астрономическая навигационная система самолета // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012. №8. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/astronomicheskaya-navigatsionnaya-sistema-samoleta>
8. Розвиток озброєння, інформаційного забезпечення та способів застосування військ ппо сухопутних військ збройних сил України. Особливості ураження безпілотних авіаційних комплексів при проведенні оос / А. В.Рожков, В. В. Зирянов, К. В. Заїченко, В. В. Литвиненко // XV міжнародна наукова конференція ХНУ ПС ім. І.Кожедуба, / А. В.Рожков, В. В. Зирянов, К. В. Заїченко, В. В. Литвиненко. – Харків: Харківський національний університет

- Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, 2019. – (Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба).
9. Радиоэлектронная борьба. Силовое поражение радиоэлектронных систем / В. Д.Добыкин, А. И. Куприянов, В. Г. Пономарев, Л. Н. Шустов. – Москва: Вузовская книга, 2007. – 468 с.
 10. Мелешко В. В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие / В. В. Мелешко, О. И. Нестеренко. – Кировоград: ПОЛИМЕД-Сервис, 2011. – 164 с.
 11. Основные элементы спутниковой системы навигации [Электронный ресурс] // прикладной потребительский центр глонасс. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения. – 2018. – Режим доступа до ресурсу: www.glonass-iac.ru.
 12. Кукес И. С. Основы радиопеленгации / И. С. Кукес, М. Е. Старик. – Москва: Советское радио, 1964. – 640 с.
 13. AP.12F GPS/GALILEO 2 Stage Active Patch 13.4*13.4*6mm, 45mm Ø1.13mm, I-PEX MHF® I (U.FL) [Электронный ресурс] // Taoglas. – 2015. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.taoglas.com/product/ap-12f-gps-2-stage-active-patch-12mm-2/>.
 14. 20278-112R-13 MHF series micro coaxial connector plug vertical [Электронный ресурс] // Taoglas. – 2019. – Режим доступа до ресурсу: https://www.taoglas.com/specifications/20278-112R-13_Taoglas.pdf.
 15. SPE-11-8-094/E/SS 12mm Two Stage 25dB GPS/GALILEO Active Patch Antenna Module with front-end Saw Filter, 2011. – 9 с.
 16. FLYEYE mini UAS [Электронный ресурс] // WB GROUP. – 2013. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.wbgroup.pl/en/produkt/flyeye-unmanned-aerial-system/>.
 17. Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения : материалы III Всероссийской научно-технической конференции / А. А.Дорогов, А. И. Маслов, С. В. Шалыга, В. Г. Бабашов // III Всероссийская научно-техническая конференция

- «Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения» / А. А. Дорогов, А. И. Маслов, С. В. Шалыга, В. Г. Бабашов. – Москва: ФГУП «ВИАМ», 2018. – С. 90–100.
18. Каплун В. А. Обтекатели антенн СВЧ / В. А. Каплун. – Москва: Сов. радио, 1974. – 240 с.
 19. Исследование и оптимизация режима работы термопластавтомата с помощью метода математического планирования эксперимента при литье деталей из П-12 / Л. И. Айзенгардт, И. Д. Нягу, А. А. Прибалов, В. И. Коваленко // Применение пластмасс и других прогрессивных материалов в промышленности. Тезисы н.-техн. конф. 18-19 сент. . / Л. И. Айзенгардт, И. Д. Нягу, А. А. Прибалов, В. И. Коваленко. – Кишинев: Тимпул, 1973. – С. 215–217.
 20. Шнейдерман Я. А. .Новые материалы антенных обтекателей самолетов, ракет и космических летательных аппаратов / Я. А. Шнейдерман. // Зарубежная радиоэлектроника. – 1971. – С. 79–113.
 21. G. Joel Meyer. Polyurethane Foam: Dielectric Materials for Use in Radomes and Other Applications / G. Joel Meyer. – Tacoma: General Plastics Manufacturing Company, 2016. – 9 с.
 22. Курносов А. О. Стеклопластики конструкционного назначения для авиастроения / А. О. Курносов, Д. А. Мельников, И. И. Соколов // Электронный научный журнал "Труды ВИАМ" / А. О. Курносов, Д. А. Мельников, И. И. Соколов. – Москва: НИЦ «Курчатовский институт», 2015. – С. 57–61.
 23. Барвинский И. А. Справочник по литьевым термопластичным материалам. Полиамид 12 (РА 12) [Электронный ресурс] / И. А. Барвинский, И. Е. Барвинская // Литье пластмасс. – 2020. – Режим доступа до ресурсу: https://www.barvinsky.ru/guide/guide-materials_PA12.htm.
 24. Sagar Habib. What is ABS Plastic | How is ABS Material Made | Key Properties of ABS | Applications of ABS Plastic | Advantages &

- Disadvantages of ABS Plastic [Электронный ресурс] / Sagar Habib // PlasticRanger. – 2021. – Режим доступа до ресурсу: <https://plasticranger.com/what-is-abs-plastic/>.
25. Typical Properties of Fluoropolymers [Электронный ресурс] // Fluorotherm. Archived from the original. – 2014. – Режим доступа до ресурсу: 2014.
 26. Николаев П. В. Радиопрозрачные укрытия на основе листового фторопласта / П. В. Николаев, Н. В. Самбуров // Вопросы радиоэлектроники / П. В. Николаев, Н. В. Самбуров. – Москва: ЦНИИ "ЭЛЕКТРОНИКА", 2016. – (Серия РЛТ). – С. 77–84.
 27. Eitel L. Electric slip rings: 5 things to know about brushes, voltage drops, and noise mitigation [Электронный ресурс] / Lisa Eitel // MOTION CONTROL TIPS. – 2018. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.motioncontroltips.com/electric-slip-rings-5-things-to-know-about-brushes-voltage-drops-and-noise-mitigation/>.
 28. Ивко А. Экранирование радиоэлектронной аппаратуры как метод обеспечения электромагнитной совместимости / Александр Ивко // Силовая электроника / Александр Ивко. – Москва: Силовая электроника, 2015. – С. 24–27.
 29. AP.12F GPS/GALILEO 2 Stage Active Patch 13.4*13.4*6mm, 45mm Ø1.13mm, I-PEX MHF® I (U.FL) [Электронный ресурс] // Taoglas. – 2015. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.taoglas.com/product/ap-12f-gps-2-stage-active-patch-12mm-2/>.
 30. Xingcun Colin Tong, Advanced Materials and Design for Electromagnetic Interface Shielding: CRS Press, 2009. – 342 p.
 31. Демский Д. В. Метод расчёта эффективности экранирования для неоднородных электромагнитных экранов : дис. канд. техн. наук : 05.12.14 / Демский Дмитрий Викторович – Москва, 2014. – 114 с.
 32. Винников В. В. Основы проектирования РЭС. Электромагнитная совместимость и конструирование экранов: Учебное пособие / В. В. Винников. – Санкт-Петербург: СЗТУ, 2006. – 164 с.

33. Шуренков В. В. Электромагнитная совместимость. Физические принципы / В. В. Шуренков. – М.: БИНОМ, 2009. – 248 с.
34. Recommendation ITU-R V.574-3. Use of the decibel and the neper in Telecommunications (1978-1982-1986-1990)
35. Артоболевский И. И. Теория механизмов и машин: Учебник для втузов / И. И. Артоболевский. – Москва: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 640 с. – (4-е изд., перераб. и доп.).
36. Белов М. И. Теоретическая механика / М. И. Белов, Б. В. Пылаев. – Москва: ИЦ РИОР, НИЦ ИНФРА, 2017. – 336 с. – (Высшее образование: Бакалавриат).
37. Доронин В. И. Теоретическая механика Типовые задачи и методы решения кинематика / Под ред. В. И. Дорониной. – Хабаровск: ДВГУПС, 2001. – 92 с. – (2-е изд.).
38. Теория механизмов и машин : учебник для студ. Втузов / К. В. Фролов (и др.); под ред. К. В. Фролова. - Москва: Высш. шк., 1987.- 496с. ил.
39. Момент трения, потери мощности и пусковой момент подшипника [Электронный ресурс] // SKF. – 2013. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.skf.com/ru/products/rolling-bearings/principles-of-rolling-bearing-selection/bearing-selection-process/operating-temperature-and-speed/bearing-friction-power-loss-and-starting-torque>
40. Meintjes K. Beyond Generative Design [Электронный ресурс] / Keith Meintjes // CIMdata. – 2019. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.cimdata.com/en/news/item/11644-beyond-generative-design>.
41. Пилипенко В. В. Коэффициенты безопасности и прочность конструкций / В. В. Пилипенко, Е. С. Переверзев, В. М. Федоров // Техническая механика / В. В. Пилипенко, Е. С. Переверзев, В. М. Федоров. – Київ: Інститут технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України, 2009. – С. 89–98.
42. ISO 527-1:2012 Plastics — Determination of tensile properties — Part 1: General principles

43. ISO 868:2003 Plastics and ebonite — Determination of indentation hardness by means of a durometer (Shore hardness)
44. ISO 1183-1:2019 Plastics — Methods for determining the density of non-cellular plastics — Part 1: Immersion method, liquid pycnometer method and titration method
45. ISO 11357-1:2009 Plastics — Differential scanning calorimetry (DSC) — Part 1: General principles
46. ГОСТ 15150-69 Машины, приборы и другие технические изделия. Исполнения для различных климатических районов. Категории, условия эксплуатации, хранения и транспортирования в части воздействия климатических факторов внешней среды
47. Hanane Yaagoubi. Numerical simulation of heat transfer in the selective laser sintering process of Polyamide12 / Hanane Yaagoubi, Hamid Abouchadi, Mourad Taha Janan // Energy Reports / Hanane Yaagoubi, Hamid Abouchadi, Mourad Taha Janan., 2021. – (ISSN 2352-4847; 7). – С. 189–199.
48. Nylon 12 Powder For Strong, Functional Prototypes and End-Use Parts [Электронный ресурс] // Formlabs, Inc.. – 2020. – Режим доступа до ресурсу: <https://formlabs-media.formlabs.com/datasheets/2001447-TDS-ENUS-0.pdf>.
49. Influence of laser sintering parameters on mechanical properties of polymer products / [A. Pilipović, B. Valentan, T. Brajlilih та ін.] // Annals of DAAAM for 2010 & Proceedings of the 21st International DAAAM Symposium / [A. Pilipović, B. Valentan, T. Brajlilih та ін.]. – Vienna: DAAAM International, 2010.
50. Kundera. C. Influence of printing parameters on the mechanical properties of polyamide in sls technology wpływ parametrów technologicznych na właściwości mechaniczne poliamidu w technologii sls / Kundera C., Kozior T. // Czasopismo Techniczne. – 2016. – №3. – С. 31–36.
51. Fuse 1 Technology and Workflow Overview [Электронный ресурс] // Formlabs, Inc.. – 2020. – Режим доступа до ресурсу:

<https://3d.formlabs.com/rs/060-UIG-504/images/ENUS-Fuse-1-Technology-and-Workflow-Overview.pdf>.

52. USG-211 camera system – Київ: UkrspecsysteMS, 2019. – 8 с.
53. USG-211 EO gimbal [Електронний ресурс] // UkrspecsysteMS. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://ukrspeCSysteMS.com/drone-gimbals/usg-211>.
54. Saika N. Patent No. US10,911,678 B2. Vibration damping gimbal sleeve for an aerial vehicle / Noriaki Saika. – Foster city: U.S. PATENT DOCUMENTS, 2021. – 30 с. – (US010911678B2).
55. Tyler N. Patent No. US 5,184,521: GYROSCOPICALLY STABILIZED APPAATUS / Nelson Tyler. – Encini: U.S. PATENT DOCUMENTS, 1991. – 17 с. – (US005184521A).
56. Atlas DS12 GCP Digital Mini Servo (High Speed) [Електронний ресурс] // HYPERION HK LTD.. – 2014. – Режим доступу до ресурсу: <https://hyperion-world.com/en/p1772896-hp-ds12-gcp-16793>.
57. Iflight Ipower GM3506 полый вал бесщеточный двигатель для модели самолета вместо GBM3506-130T для камеры 200-400 грамм [Електронний ресурс] // Moshobby. – 2014. – Режим доступу до ресурсу: <http://moshobby.ru/magazin-2/product/novinka-iflight-ipower-gm3506-polyj-val-besshchetochnyj-dvigatel-dlya-modeli-samoleta-vmesto-gbm3506-130t-dlya-kamery-200-400-gramm>.
58. M Series Capsule Slip Ring – Shenzhen: Senring Electronics, 2018. – 12 с.
59. GTEM 750: gtem cell for emissions and immunity testing – Berlin: AMETEK CTS Europe GmbH, 2017. – 3 с. – (82-250200 E02).
60. Дмитриев В. А. Экономическое обоснование выбора технологического процесса механической обработки: Методические указания к практическим занятиям, курсовому и дипломному проектированию / В. А. Дмитриев, О. А. Бабордина, В. А. хматов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2012. – 51 с.

61. Rilsan BES BLACK PR: Material Datasheet [Електронний ресурс] // ARKEMA. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://mypolymer.materialdatacenter.com/pds/en/si/rilsanbesblackpr>.
62. Maywosol ABS/PMMA mat: Technical Data Sheet – Bad Grönenbach: Röchling SE & Co. KG, 2016. – 1 с.
63. Вартість доставки [Електронний ресурс] // Нова пошта – Режим доступу до ресурсу: <https://novaposhta.ua/calculatorinternational>.
64. Про розрахунок норми тривалості робочого часу на 2022 рік [Електронний ресурс] // Міністерство економіки Цурвіни. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.me.gov.ua/Documents/Detail?lang=uk-UA&id=00e9e1b4-5537-42f3-8fe3-9d6b600e956e&title=ProRozrakhunokNormiTrivalostiRobochogoChasuNa2022-Rik>.
65. Герасименко А. Финансовая отчетность для руководителей и начинающих специалистов / А. Герасименко. – Москва: Альпина Паблишер, 2018. – 432 с. – (ISBN: 978-5-9614-6758-1).
66. Build Your Fuse 1 Package [Електронний ресурс] // FormLabs. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://formlabs.com/store/3d-printers/fuse-1-build-your-own-package/#/package/>.
67. A5 Series High-end Servo Injection molding machine – Foshan City: Yizumi, 2020. – 13 с.
68. Тарифи на електроенергію для непобутових споживачів [Електронний ресурс] // Національна комісія, що здійснює державне регулювання у сферах енергетики та комунальних послуг. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.nerc.gov.ua/sferi-diyalnosti/elektroenergiya/promislovist/tarifi-na-elektroenergiyu-dlya-nepobutovih-spozhyvachiv/tarifi-na-poslugi-postachalnikov-universalnih-poslug/tarifi-na-poslugi-postachalnikov-universalnih-poslug-shcho-diyut-z-01-veresnya-2021-roku>.

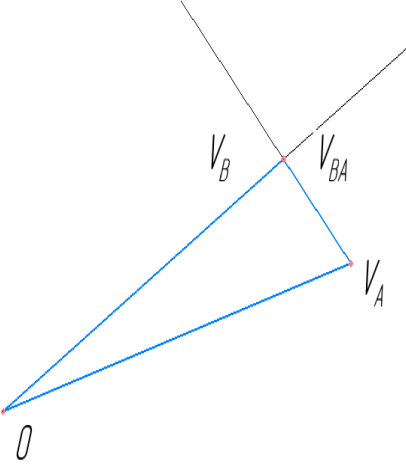
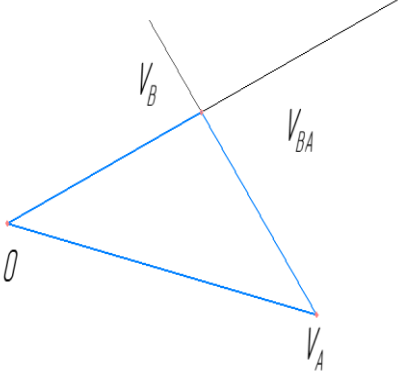
69. Цена на вторсырье и отходы пластика [Электронный ресурс] // ЭКОГРУПП. – 2021. – Режим доступа до ресурсу: <https://vtor.net.ua/price>.
70. Обзор статистики зарплат профессии "Рабочий на завод в Украине" [Электронный ресурс] // Trud.com. – 2021. = Режим доступа до ресурсу: <https://ua.trud.com/salary/2/76698.html>

ДОДАТКИ

ДОДАТОК А

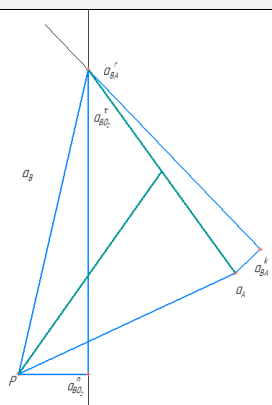
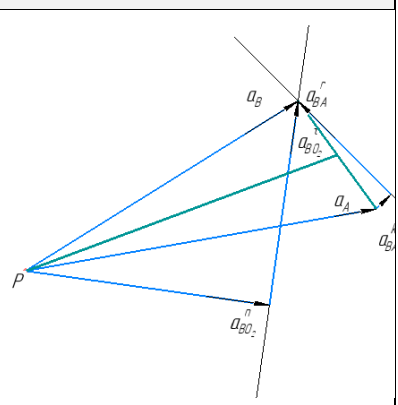
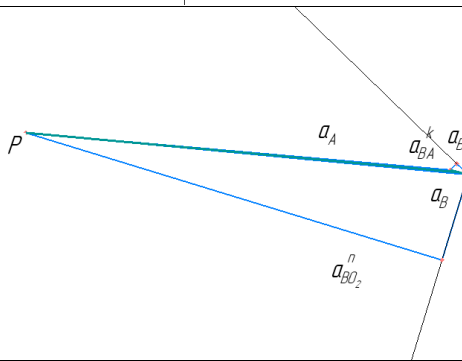
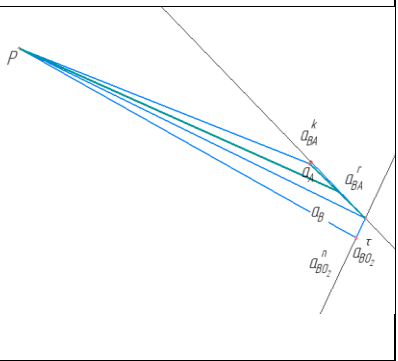
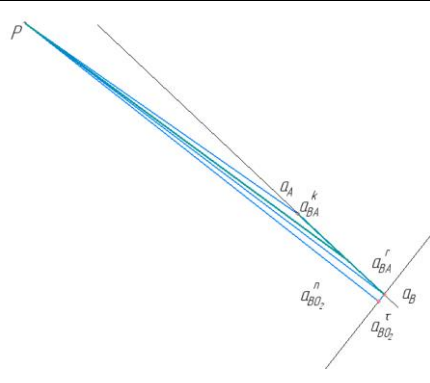
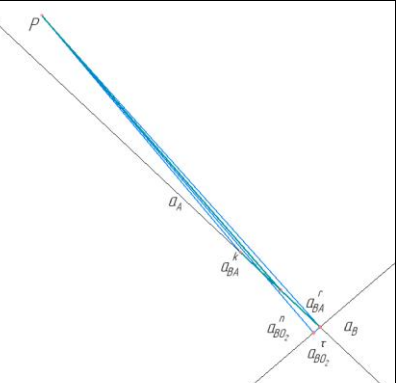
Плани швидкостей плоского важільного механізма тангажу платформи

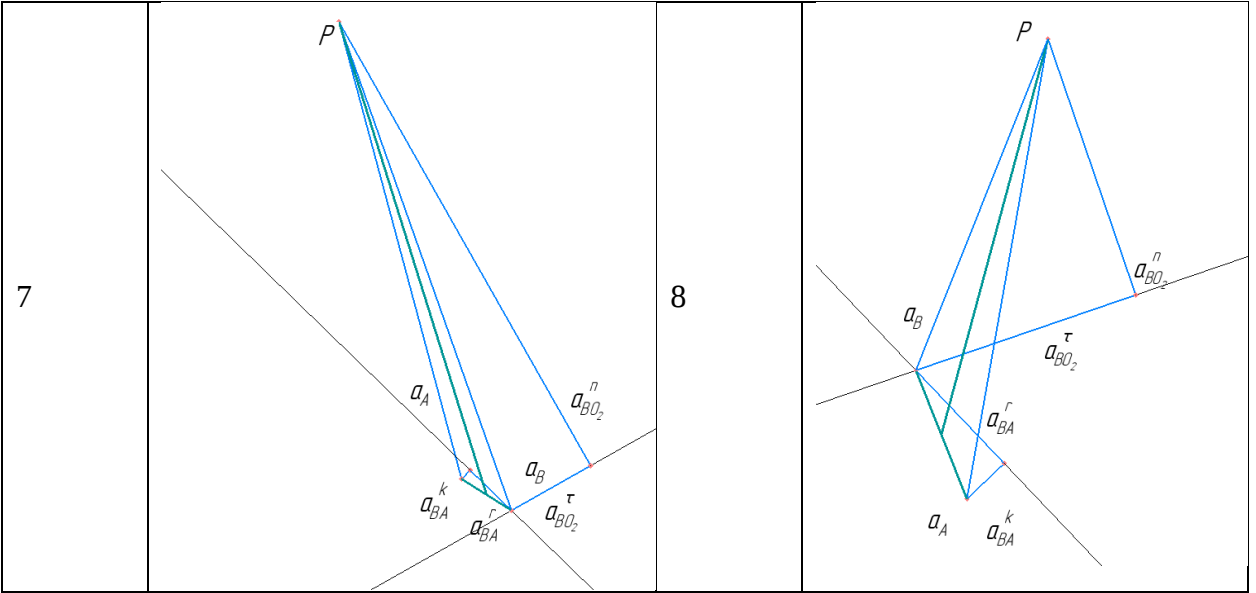
№ поло женн я	План швидкостей	№ поло женн я	План швидкостей
1		2	
3		4	
5		6	

7		8	
----------	---	----------	---

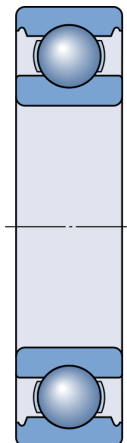
ДОДАТОК Б

Плани прискорень плоского важільного механізму тангажу платформи

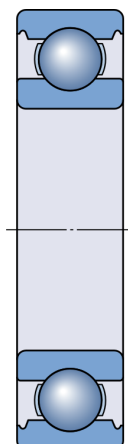
№ положе ння	План швидкостей	№ положе ння	План швидкостей
1		2	
3		4	
5		6	



ДОДАТОК В



1. Abstract



Deep groove ball bearing

■ SKF Explorer ☆ Popular item

Designation	Load cases	Grease	Static safety factor S_0	Frictional moment	Power loss
		Relubrication interval		Total	
		t_f		M	P_{loss}
		h		Nmm	W
W 604 R	LC1	14400	1.76	0.87	0.0092
	LC2	14400	1.76	0.59	0.0062
	LC3	14400	1.76	0.59	0.0063
	combined	14400			

warnings

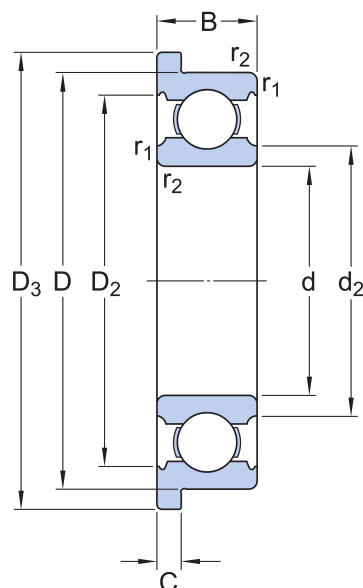
! LC2,LC3 : - Low viscosity ratio k , reduced asperity contact. It is recommended to select a higher viscosity lubricant or improve cooling. It is not appropriate to look at basic rating life only. Instead use SKF rating life method. Recommended to use anti-wear (AW) or extreme pressure (EP) additives to reduce wear [More info](#)

! LC1,LC2,LC3 : - The grease life / relubrication interval is reduced depending on the contamination level. Higher cleanliness will improve the duration.

! LC1 : - High viscosity ratio k , no asperity contact. $k > 4$ will no further increase bearing rating life but result in higher viscous frictional losses. Operating temperature must be given more attention [More info](#)

2. Input

2.1. Bearing data



Designation	Bearing type	Principal dimensions			Basic load ratings		Fatigue load limit
		d	D	B	Dynamic	Static	
					C	C ₀	
		mm			kN		P _u
<u>W 604 R</u>	Deep groove ball bearing	4.0	12.0	4.0	0.54	0.176	0.008

Designation	Speed ratings		Clearance class
	Reference	Limiting	
	n _{ref}	n _{lim}	
	r/min		
<u>W 604 R</u>	130000.0	80000.0	Normal

2.2. Loads, Speed and Temperature

Shaft orientation	Horizontal
Rotating ring	Inner ring rotation

	Forces		Speed <i>r/min</i>	Temperature		Case weight
	Radial (F_r)	Axial (F_a)		Inner ring	Outer ring	
	<i>kN</i>			°C		
LC1	0.1	0.0	100.0	-10	-5	1
LC2	0.1	0.0	100.0	20	25	1
LC3	0.1	0.0	100.0	55	55	1

- Maximum temperature is used for calculating the actual viscosity, κ , a_{SKF} and SKF rating life.
- Mean temperature is used for calculating bearing friction and power loss.

2.3. Lubrication

Designation	Lubricant		
	Type	Method	Name
W 604 R	Grease	SKF grease	LGMT 2: all purpose industrial and automotive
Designation	Contamination		
	Method	Cleanliness / Factor	
W 604 R	Detailed guidelines	Normal cleanliness	

2.4. Fits and tolerances

Designation	Requirements	Tolerance Class		Calculated interference	Include Smoothing
	Guidance	Housing	Shaft		
<u>W 604 R</u>	False	N7	s6	True	True

3. Results

3.1. Loads & static safety

Designation	Load cases	Load ratio	Static safety factor	Equivalent dynamic load	Equivalent static load
		C/P	S_0	P kN	P_0
W 604 R	LC1	5.4	1.76	0.1	0.1
	LC2	5.4	1.76	0.1	0.1
	LC3	5.4	1.76	0.1	0.1

3.2. Lubrication conditions

Designation	Load cases	Operating viscosity			Viscosity ratio
		Actual v mm ² /s	Rated v_1	Rated @ 40 °C v_{ref}	K
W 604 R	LC1	> 1000	327	23.1	12.7
	LC2	280	327	132	0.85
	LC3	51.7	327	823	0.15

warnings

! LC2,LC3 : - Low viscosity ratio k , reduced asperity contact. It is recommended to select a higher viscosity lubricant or improve cooling. It is not appropriate to look at basic rating life only. Instead use SKF rating life method. Recommended to use anti-wear (AW) or extreme pressure (EP) additives to reduce wear [More info](#)

! LC1 : - High viscosity ratio k , no asperity contact. $k > 4$ will no further increase bearing rating life but result in higher viscous frictional losses. Operating temperature must be given more attention [More info](#)

3.3. Grease life and relubrication interval

Designation	Load cases	Relubrication interval	Grease quantity	Speed factor
			Side	Speed x mean diameter
		t_f	G_p	nd_m
		h	g	mm/min
<u>W 604 R</u>	LC1	14400	0.2	751
	LC2	14400	0.2	751
	LC3	14400	0.2	751
	combined	14400		

warnings

! LC1,LC2,LC3 : - The grease life / relubrication interval is reduced depending on the contamination level. Higher cleanliness will improve the duration.

3.4. Bearing friction & power loss

Designation	Load cases	Frictional moment		Friction sources				Power loss
		Total	At start 20-30°C and zero speed	Rolling	Sliding	Seals	Drag loss	
		M	M _{start}	M _{rr}	M _{sl}	M _{seal}	M _{drag}	P _{loss}
		Nmm						W
<u>W 604 R</u>	LC1	0.87	0.7	0.64	0.23	0	0	0.0092
	LC2	0.59	0.7	0.14	0.44	0	0	0.0062
	LC3	0.59	0.7	0.04	0.55	0	0	0.0063

3.5. Bearing frequencies

Designation	Load cases	Rotational frequencies			
		Inner ring	Outer ring	Rolling element set & cage	Rolling element about its axis
		f_i	f_e	f_c	f_r
		Hz			
W 604 R	LC1	1.667	0.0	0.611	2.907
	LC2	1.667	0.0	0.611	2.907
	LC3	1.667	0.0	0.611	2.907

Designation	Load cases	Frequency of over-rolling		
		Point on inner ring	Point on outer ring	Rolling element
		f_{ip}	f_{ep}	f_{rp}
		Hz		
W 604 R	LC1	7.387	4.28	5.814
	LC2	7.387	4.28	5.814
	LC3	7.387	4.28	5.814

3.6. Fits and tolerances

3.6.1. Tolerances

Designation	Shaft outer diameter		Bearing bore		Bearing outer diameter	
	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
	μm					
W 604 R	19	27	-8	0	-8	0

Designation	Housing bore		Smoothing	
	Minimum	Maximum	Shaft and bearing bore	Bearing outer ring and housing
	μm			
W 604 R	-23	-5	8	14

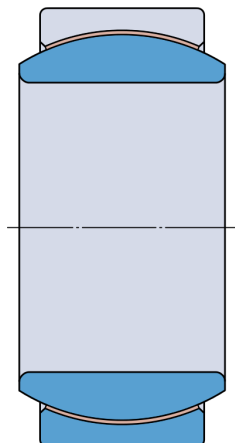
- For the tolerances calculation, the normal tolerance for the bearing bore and outer diameter is used.

3.6.2. Fits, Probable Interference (+) / Clearance (-)

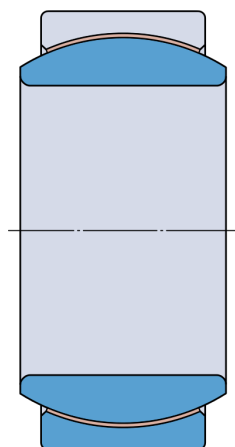
Designation	Shaft			Housing		
	Probable minimum	Middle	Probable maximum	Probable minimum	Middle	Probable maximum
	μm					
W 604 R	13	19	25	-14	-4	6

ДОДАТОК Г

Oscilating bearing



1. Abstract



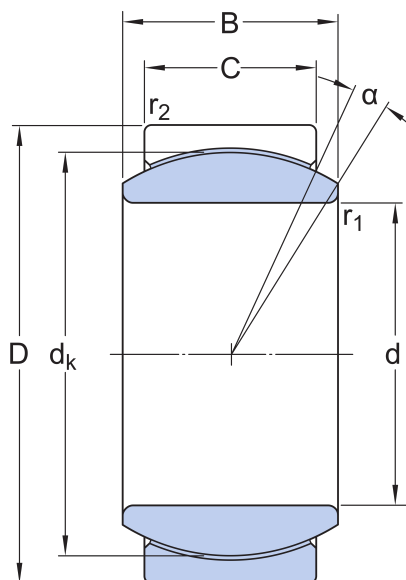
Spherical plain bearing

■ SKF Explorer ☆ Popular item

Designation	Basic rating life		Frictional moment
	G_h	G	M
	h	Oscillations	Nm
GE 4 C	181000	654600000	0.006

2. Input

2.1. Bearing data



Designation	Bearing type	Principal dimensions				Angle of tilt	Basic load ratings	
		Bore	Outer diameter	Width	Width outer ring		Dynamic	Static
		d	D	B	C	α	C	C ₀
		mm					°	kN
<u>GE 4 C</u>	Radial spherical plain bearing	4.0	12.0	5.0	3.0	16.0	2.16	5.4

2.2. Loads, frequency / speed or oscillation and Temperature

Input frequency / speed or oscillation	Oscillation time
Friction Coefficient, μ	0.15

Designation	Load cases	Forces		Oscillation time	Temperature	Case weight
		Radial	Axial	4β		
		kN				
GE 4 C	LC1	0.01	0.0	1	20	1

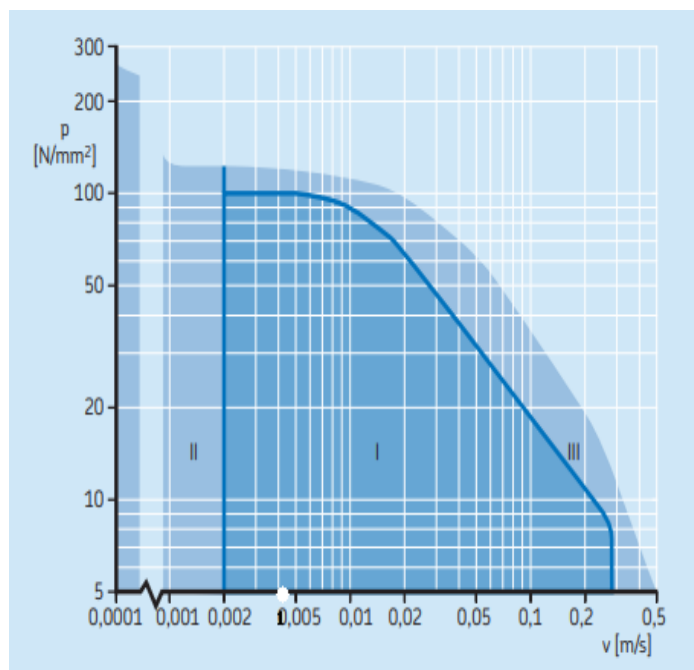
Designation	Load cases	Angle	Load direction
		Half the angle of oscillation	
		°	
GE 4 C	LC1	15	Alternating direction or pulsating magnitude at a frequency over 0.5 up to 5 Hz

3. Results

3.1. Bearing rating life

Designation	Basic rating life	
	G_h	G
	h	<i>Oscillations</i>
<u>GE 4 C</u>	181000	654600000

3.2. Bearing rating life- pv Diagram



° Load case

I. Range when rating life equation is valid
 II. Quasi-static range; before using the rating life equation, contact the SKF application engineering service
 III. Possible range of use, e.g. with very good lubrication; before using the rating life equation, contact the SKF application engineering service for additional information

Designation	Mean sliding velocity	Inner ring mean diameter	PV Range
	v	d _m	
	m/s	mm	
GE 4 C	0.00419	8	I

3.3. Bearing rating life- Intermediate results

Designation	Loads		Specific	Factor depending on design & sliding contact surface	Force ratio	Load factor
	Equivalent dynamic					
	P					
	<i>kN</i>		<i>N/mm²</i>		<i>F_a/F_r</i>	<i>y</i>
GE 4 C	0.01		0.46	100.0	0.0	1
Correction factors						
	Load condition	Temperature				
	<i>b₁</i>	<i>b₂</i>				
GE 4 C	0.2	1.0				

3.4. Frictional moment

Designation	Frictional moment	
	M	
	<i>Nm</i>	
GE 4 C	0.006	

ДОДАТОК Д

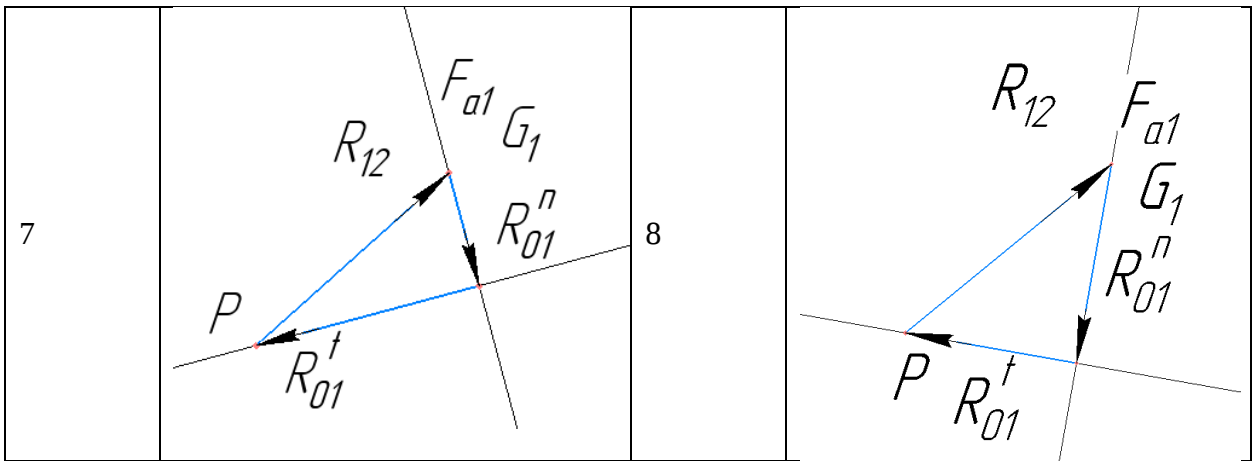
Плани сил плоского важільного механізму тангажу платформи

Таблиця Д.1 – Плани сил для групи Ассура 2-3

№ положе ння	План швидкостей	№ положе ння	План швидкостей
1		2	
3		4	
5		6	

Таблиця Д.2 – Плани сил для початкового механізму

№ положен ня	План швидкостей	№ положен ня	План швидкостей
1		2	
3		4	
5		6	



ДОДАТОК Е

Розрахунки графоаналітичного метода

Таблиця Е.1 – Значення довжин векторів швидкостей, прискорень на планах, та їх відповідних значень

Положення	V_{BA} , мм	V_{BA} , м/с	a_{BA}^k , м/с ²	a_{BA}^k , мм	V_B , мм	V_B , м/с	ω_2 , с ⁻¹	$a_{BO_2}^n$, м/с ²	$a_{BO_2}^n$, мм
1	100,8	0,051	0,043	8,6	76,71	0,039	3,25	0,169	33,8
2	63,84	0,033	0,018	3,6	118,5	0,06	5	0,4	80
3	38,5	0,02	0,007	1,4	143,86	0,073	6,083333	0,592111	118,4222
4	21,75	0,011	0,002	0,4	157,57	0,08	6,666667	0,711111	142,2222
5	9,3	0,005	0	0	163,92	0,084	7	0,784	156,8
6	1,72	0,001	0	0	164,8	0,084	7	0,784	156,8
7	43,1	0,022	0,008	1,6	147,65	0,075	6,25	0,625	125
8	87,8	0,045	0,034	6,8	107,83	0,055	4,583333	0,336111	67,22222

Таблиця Е.2 – Визначення реакції в точці O_2

Положення	Дист до G3, мм	Дист. до G3 реальна. мм	$M(R_{30}^t)$, Нм	R_{30}^t , Н
1	80	16	0,063	3,94
2	79,57	15,914	0,063	3,94
3	76,84	15,368	0,062	3,88
4	71,42	14,284	0,06	3,75
5	63,13	12,626	0,057	3,56
6	52,28	10,456	0,052	3,25
7	39,59	7,918	0,047	2,94
8	26,03	5,206	0,042	2,63

Таблиця Е.3 – Визначення реакції в точці А

Положення	Дист до G2, мм	Дист до Fa2, мм	Дист до G2 реальна, мм	Дист до Fa2 реальна, мм	Пр. центра мас, мм	Пр 2 ланки, м/с ²	Fa2, Н	M(R_{21}^t), Нм	R_{21}^t , Н
1	108,81	28,82	21,8	5,8	120,46	0,6023	0,001482	0,0126	0,21
2	106,87	62,37	21,4	12,5	107,93	0,53965	0,001328	0,0125	0,2083
3	104,36	116,77	20,9	23,4	118,44	0,5922	0,001457	0,0126	0,21
4	103,34	139,83	20,7	28	129,12	0,6456	0,001588	0,0126	0,21
5	91,97	148,9	18,4	29,8	139,82	0,6991	0,00172	0,0125	0,2083
6	102,68	149,24	20,5	29,8	136,4	0,682	0,001678	0,0126	0,21
7	107,86	135,97	21,6	27,2	121,39	0,60695	0,001493	0,0126	0,21
8	114,05	81,9	22,8	16,4	101,78	0,5089	0,001252	0,0126	0,21

Таблиця Е.4 – Визначення врівноважуючого моменту мотора

Положення	Дист до G1, мм	Дист до G1 реальна, мм	R_{01}^t мм	R_{01}^t	$M_{вр}$, Нм
1	27,19	5,438	17,21	1,721	0,027
2	29,54	5,908	28,4	2,84	0,04
3	29,89	5,978	33,3	3,33	0,046
4	28,19	5,638	35,5	3,55	0,049
5	24,57	4,914	35,2	3,52	0,048
6	19,28	3,856	32,5	3,25	0,045
7	7,76	1,552	26,9	2,69	0,038
8	5,21	1,042	18,3	1,83	0,028

ДОДАТОК Є

Коммерческое предложение

Кому: ТОВ «Трител»

«28» ноября 2021 г.

Участник: ООО «ЛК «МЕЛТ»

Изучив направленный Вами запрос по изготовлению оснастки и дальнейшей отливке деталей: «Кожух АНЛА.535134.014», руководство ООО «ЛК «МЕЛТ» с готовностью сотрудничества предоставляет вам на рассмотрение следующие условия работы:

1. Изготовление оснастки для отливки деталей из полиамида.
2. Отливка деталей из полиамида.
3. Механическая обработка отливок.

Стоимость оказания услуг:

1. Изготовление оснастки: 1244100 грн. с учётом НДС.

Материал оснастки:

- основной корпус пресс-формы – сталь конструкционная
- разрядник оформления радиатора – инструментальная нержавеющая жаропрочная сталь 4Х5МФС
- стержневой ящик – алюминиевый сплав АК12М2

2. Отливка деталей из алюминия:

Наименование	Расчётный вес отливки, кг	Марка полимера	Цена за 1кг литья, грн*	Стоимость отливки, грн*	Стоимость обработанного комплекта, грн*
«Кожух АНЛА.535134.014»	0,08	ПА 12	1000	88	706,46

3. Механическая обработка деталей (комплект): 618,46 грн. с учётом НДС.

Фактическая возможность и стоимость механической обработки будет определена на момент получения опытных образцов (отливок).

*Цены указаны с учётом НДС, исходя из расчётных (программных) параметров отливки. Окончательная стоимость отливки и сумма спецификации/счёта определяется на момент фактического взвешивания полученных отливок в двухстороннем порядке.

Сроки оказания услуг: изготовление оснастки - 60 рабочих дней, отливка деталей из полиамида - 30 дней (в зависимости от количества) с момента предоплаты.

Условия оплаты: предоплата 60% от общей суммы спецификации (оснастки, литья), оплата остаточной суммы 40% после испытания опытного образца и окончания отливки полной партии деталей, но перед отправкой, согласно договора.

Директор ООО «ЛК «МЕЛТ» _____ Греджев И.В.

ДОДАТОК Ж

Формат	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	К-ть.	Примітки
				Документація		
			АНЛА.535134.001 СБ	Складальне креслення	1	
				Складальні одиниці		
A3		29	АНЛА.535134.001 СБ	Платформа АКП-2	1	
				Деталі		
A3		1	АНЛА.535134.002	Кронштейн вертикальний	2	
A3		2	АНЛА.535134.003	Шпангоут рами	2	
A4		3	АНЛА.535134.004	Диск опорний	1	
A4		4	АНЛА.535134.005	Ланка вхідна	1	
A4		5	АНЛА.535134.006	Тяга	1	
A3		6	АНЛА.535134.007	Накінечник тяги	2	
A4		7	АНЛА.535134.008	Кронштейн мотора тангажу пр.	1	
A3		8	АНЛА.535134.009	Кронштейн мотора тангажу лів.	1	
A3		9	АНЛА.535134.010	Сухар рами	2	
A4		10	АНЛА.535134.011	Фланець кожуха	1	
A3		11	АНЛА.535134.012	Платформа антена	1	
A3		12	АНЛА.535134.013	Палець	2	
A3		13	АНЛА.535134.014	Кожух	1	
A3		14	АНЛА.535134.015	Екран	1	
A3		15	АНЛА.535134.016	Плата БПС-15	1	
A4		16	АНЛА.535134.017	Плата розподільча	1	
A4		17	АНЛА.535134.018	Плата ГГС-4	1	
				Інші компоненти		
		18	MTi-680G RTK	Модуль інерціальний Xsens	1	
Підп. та дата				АНЛА.535134.001СК		
Інв. № дубл.		Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата
Зам. інв. №		Розроб.	Дерновий О.В.		21.04.	
		Перев.	Адаменко Ю.І.			
Підп. та дата		Нач.від.	Дерновий О.В.			
		Н.контр	Живаго С.І.			
		Затв.	Живаго С.І.			
Інв. № ориг.		Платформа АКП=2			Літера	Аркуш
						Аркушів
						1
						2
					ТОВ "Трител"	

ДОДАТОК 3

ГІРОСТАБІЛІЗОВАНА ПЛАТФОРМА ДЛЯ СИСТЕМ НАВІГАЦІЇ ТА АВТОПІЛОТУ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Виконавець: Дерновий О.В. МІ-01мп

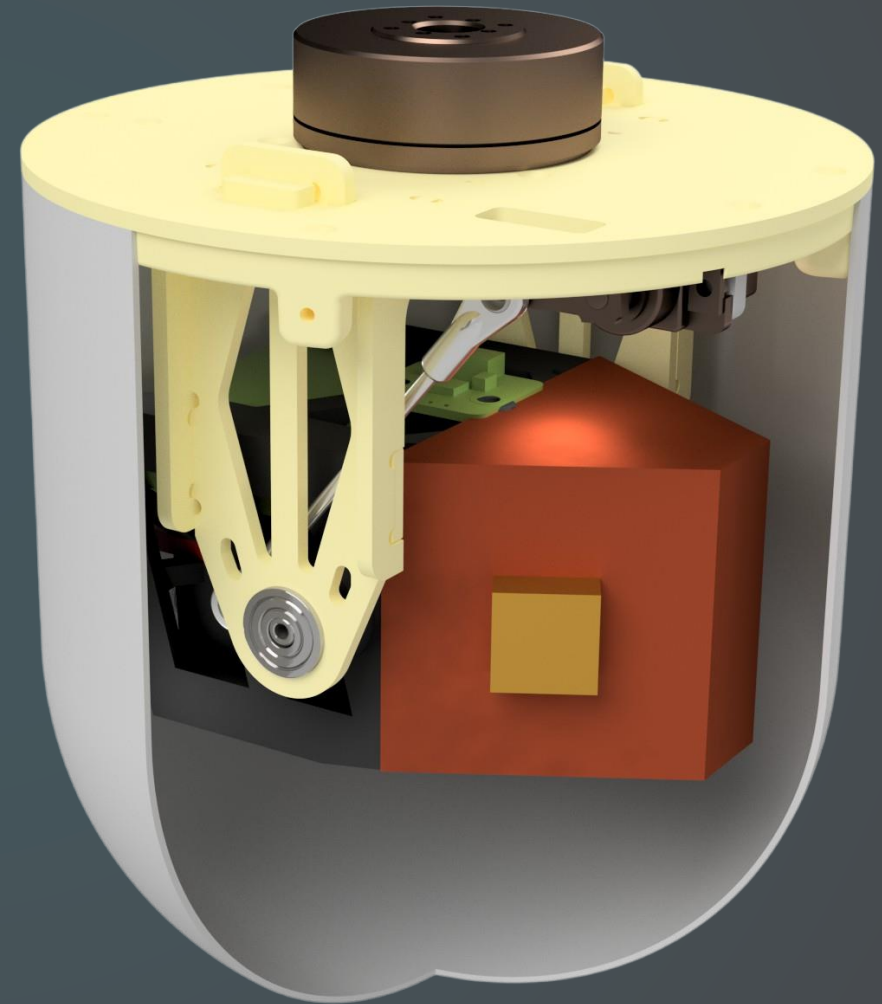
Керівник: Адаменко Ю.І.

КЛЮЧОВА ЗАДАЧА ПРОЕКТУ

Об'єкт проектування: гіростабілізована платформа для пеленгаційного та навігаційного обладнання

Мета роботи: розробити систему для автоматичного пошуку стратегічних об'єктів

КОНСТРУЮВАННЯ ПЛАТФОРМИ





FLYTRONIC
WB GROUP

ГІРОСТАБІЛІЗОВАНА ПЛАТФОРМА GS4

Вертикальна двохосьова платформа
платформа закритого типу оснащена
камерою видимого світла та
тепловізійною камерою для
оглядових та розвідувальних операцій

ПОПЕРЕДНІЙ РОЗВИТОК ПРОЕКТУ



Компонування
платформи



Виготовлення
радіопрозорого
кожуху



Екранування
антенного
простору

02

АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Чому попередня спроба
виявилася невдалою?

Пеленгатор

Висока чутливість
антен

ІНС

Власні
випромінювання в
діапазоні 1570-1650
МГц

Мотори

Невдале
розташування моторів
вносить значні завади

Матеріали

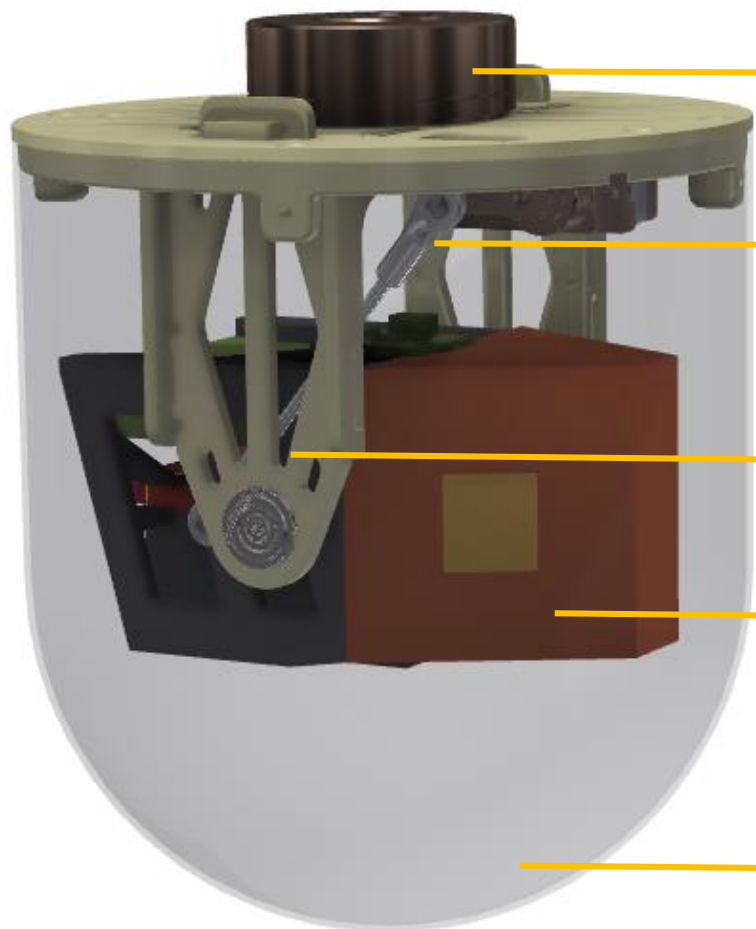
Платформа GS4
виконана повністю
з вуглепластику, що
не є радіопрозорим

**ВИЗНАЧЕНІ
ОБМЕЖЕННЯ
КОНСТРУКЦІЇ**

03

НАСТУПНІ КРОКИ





Прямий привід для обертання по осі
рискання

Важільний механізм для нахилу по осі
тангажу

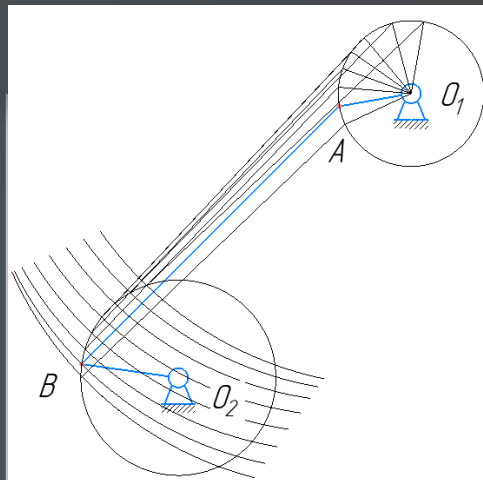
Оптимізація конструкції на базі генеративного
дизайну

Розраховано параметри екрана для
покращення EMC

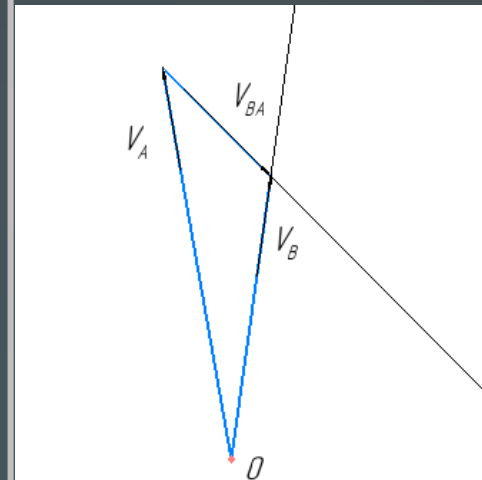
Радіопрозорі матеріали для коректної
роботи системи

НОВА КОНСТРУКЦІЯ ПЛАТФОРМИ

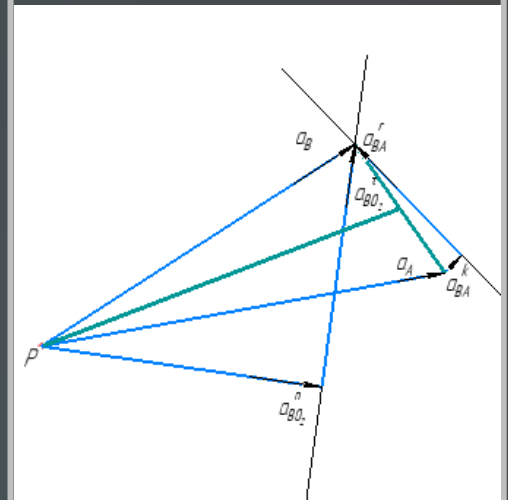
АНАЛІЗ МЕХАНІЗМА ТАНГАЖУ ПЛАТФОРМИ



План положень

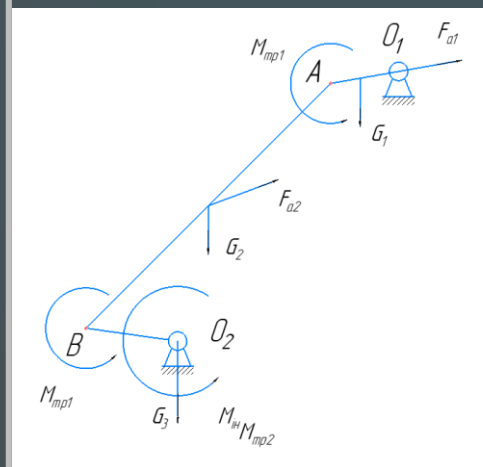


План швидкостей

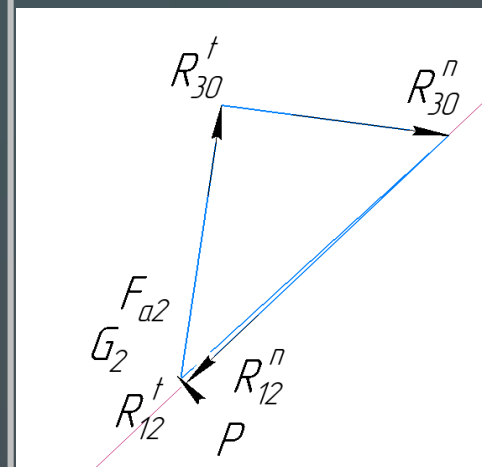


План прискорень

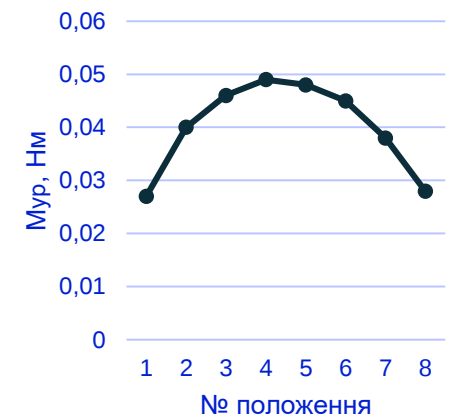
Схема навантажень



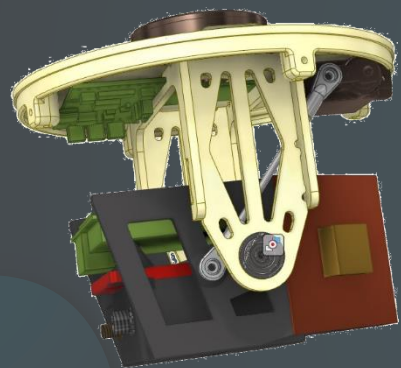
План сил



Крутний момент



3D-МОДЕЛЬ



ПРОТОТИП



Технологія
виготовництва: SLS
Матеріал: PA-12

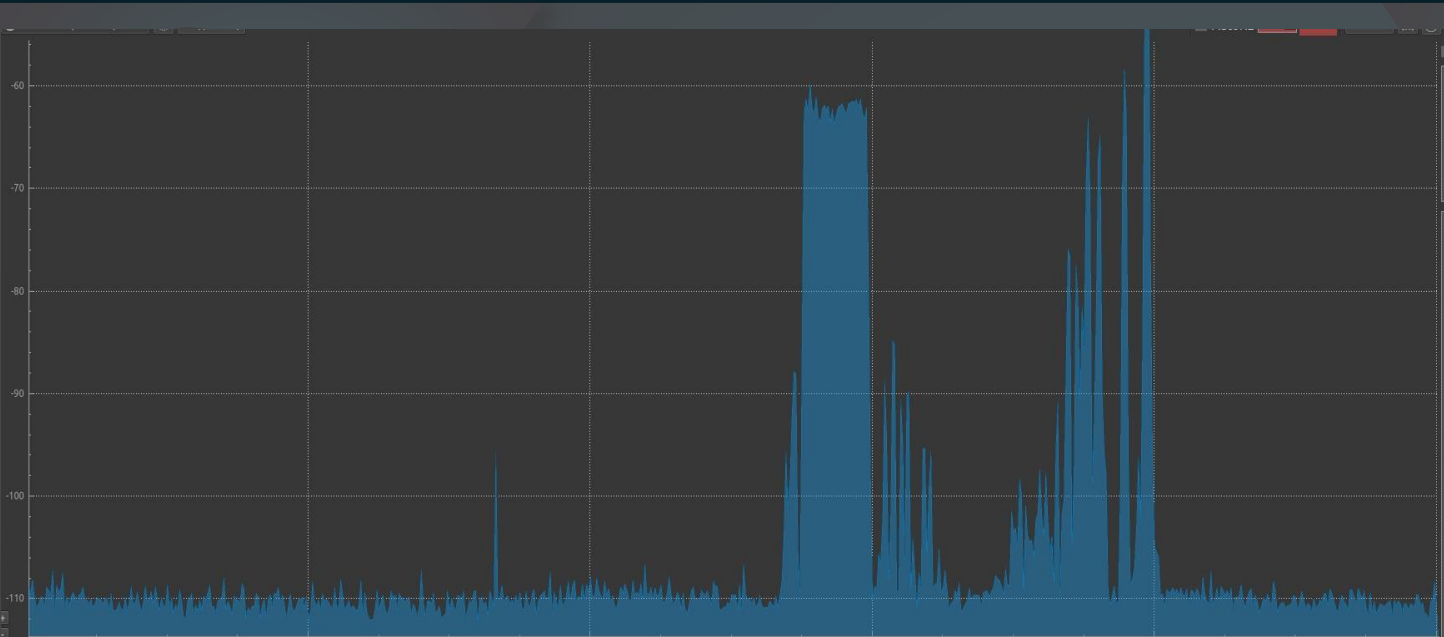
ВИПРОБУВАННЯ



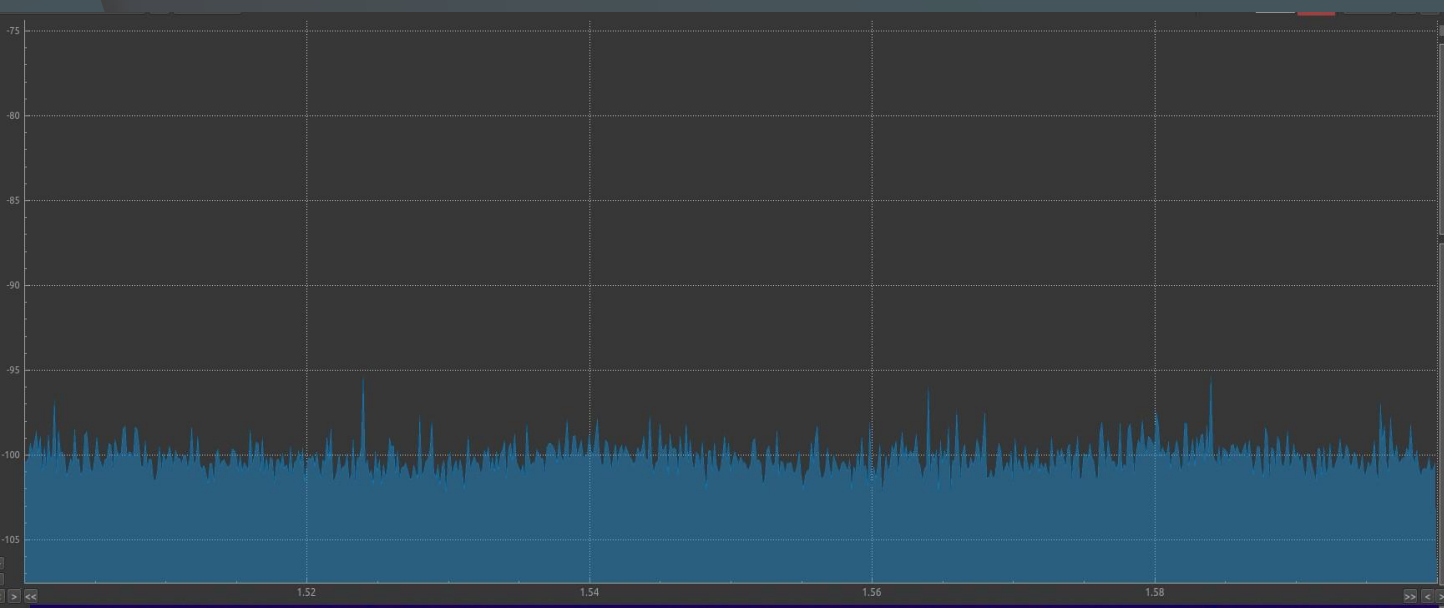
РОБОЧИЙ ПРОЦЕС

04 РЕЗУЛЬТАТИ

Що отримали врешті?



ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ

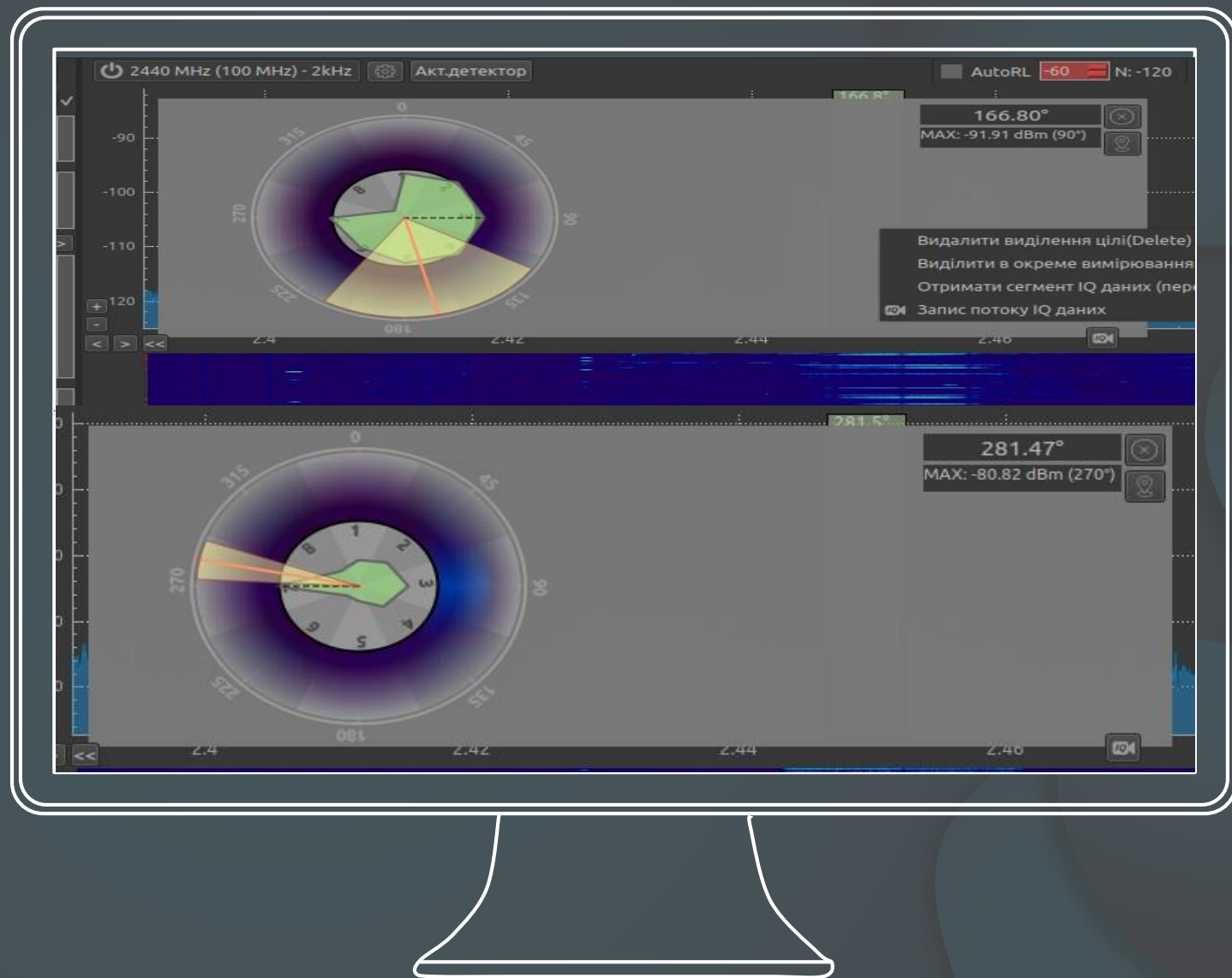


Було досягнуто значного
покращення загального
електромагнітного фону та
значного зменшення впливу
компонентів системи на результат
пеленгації

Попередні результати
(FLYTRONIC GS4)

Розроблена платформа

ІНШИМИ
СЛОВАМИ



ДЯКУЮ ЗА УВАГУ

Чи була якась тема
недостатньо розкрита?

sdernovoi@icloud.com
+380 502 677 262
ТОВ «Трител»