


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

Факультет електроніки  
(повна назва інституту/факультету)

Кафедра конструювання електронно-обчислювальної апаратури  
(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

 О. М. Лисенко  
(підпис) (прізвище, ініціали)

«20» червня 2023р.

**Дипломний проєкт**

**на здобуття ступеня бакалавра**

зі спеціальності 172 «Телекомунікації та радіотехніка»  
(код та назва напряму підготовки або спеціальності)


на тему: Прилад для моніторингу польотної інформації.

Виконав : студент 4 курсу, групи ДК-92

(шифр групи)


Бодак Єгор Євгенович

(прізвище, ім'я, по батькові)

  
(підпис)

Керівник: ст. викладач, к.т.н., Іваннік Г.В.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

  
(підпис)

Консультант

(назва розділу) \_\_\_\_\_ (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали)

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Рецензент

\_\_\_\_\_  
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали)

\_\_\_\_\_  
(підпис)

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

Студент 

(підпис)

Київ – 2023 року

**Національний технічний університет України  
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Факультет (інститут) електроніки  
( повна назва )

Кафедра конструювання електронно-обчислювальної апаратури  
( повна назва )

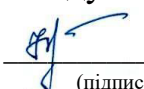
Рівень вищої освіти: перший (бакалаврський)

Освітня програма: Інформаційно-обчислювальні засоби радіоелектронних систем  
( назва )

Спеціальність: 172 «Телекомунікації та радіотехніка»  
(шифр і назва)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

 О. М. Лисенко  
(підпис) (ініціали, прізвище)

«07» лютого 2023р.

**З А В Д А Н Н Я  
на дипломний проєкт студенту**

Бодаку Єгору Євгеновичу  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту: Прилад для моніторингу польотної інформації

керівник проєкту: Іваннік Геннадій Васильович  
( прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від “30” травня 2023 року №2063-с

2. Строк подання студентом проєкту 06 червня 2023 р.

3. Вихідні дані до проєкту. Прилад для моніторингу польотної інформації повинен відповідати наступним вимогам:

виконувати функції авіагоризонту літака: визначати кути крену, тангажу та рискання;

визначати висоту польоту та вертикальну швидкість літака.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити).

- аналіз технічного завдання;
- огляд існуючих аналогів, патентний пошук;
- розробка структурної схеми приладу;
- вибір елементної бази з відповідними обґрунтуваннями;
- розробка схеми електричної принципової;
- проєктування друкованого вузла, розміщення компонентів на друкованій платі

приладу;

- проєктування друкованої плати у САПР Altium Designer;
- конструкторсько-технологічні розрахунки друкованої плати;
- електричний розрахунок друкованої плати пристрою;
- розрахунок віброміцності та надійності друкованої плати пристрою,  
розрахунок

теплого режиму для певних компонентів;

- проєктування програмного забезпечення;
- апробація прийнятих технічних рішень.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень):

- схема електрична принципова та перелік елементів (формату А0 – А4)
- креслення друкованої плати (формату А0 – А4)
- складальне креслення та специфікацію (формату А0 – А4)

6. Консультанти розділів проекту (роботи)


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

7. Дата видачі завдання: 07.02.2023р.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту (роботи)	Строк виконання етапів проєкту ( роботи )	Примітка
1	Аналіз технічного завдання та огляд аналогів	17.04.23-08.05.23	Вик.
2	Схемотехнічне проєктування	09.05.23-15.05.21	Вик.
3	Розробка креслень схеми електричної принципової	16.05.23-20.05.23	Вик.
4	Конструкторсько-технологічні розрахунки, електричний розрахунок ДП, розрахунок вібростійкості та надійності друкованої плати приладу, розрахунок теплового режиму для певних компонентів	21.05.23-23.05.23	Вик.
5	Проектування ДП у Altium Designer	24.05.23-28.05.23	Вик.
6	Виконання креслень ДП та складального креслення друкованого вузла	29.05.23-31.05.23	Вик.
7	Розробка програмного забезпечення, виготовлення макетного зразка	16.05.23- 31.05.23	Вик.
8	Оформлення пояснювальної записки	01.06.23-04.06.23	Вик.

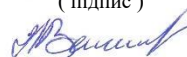
Студент

  
( підпис )

Бодак Є.Є

(прізвище та ініціали)

Керівник проєкту

  
( підпис )

Іваннік Г.В.

(прізвище та ініціали)

## **Анотація**

Роботу викладено на 62 сторінках, вона містить 4 розділи, 12 джерел в переліку посилань, 5 текстових додатків, 9 графічних додатків та 6 текстових до них. Основною метою даного дипломного проєкту є розробка приладу для моніторингу польотної інформації з можливістю зміни функціональності в режимі реального часу. У дипломному проєкті виконано патентний пошук та аналіз наявних рішень. Створено загальну блок схему пристрою, на базі якої розроблено схему електричну принципову та обрано необхідну елементну базу. Для принципової схеми розроблено три друкованих плати та проведено необхідні розрахунки, що підтверджують правильність розробки. Також виконано розробку комплексу конструкторської документації, необхідну для виготовлення пристрою. По темі дипломного проєкту опубліковано статтю на міжнародній науково-практичній інтернет-конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти» (8-9 червня 2023 р., випуск 78). Зібрано прототип, який пройшов випробування. Методику випробувань описано в Акті попередніх випробувань дослідного зразка.

## **Abstract**

The work is laid out on 62 pages, it contains 4 chapters, 12 sources in the list of references, 5 text appendices, 9 graphic appendices and 6 text appendices. The main goal of this diploma project is the development of a device for monitoring flight information with the possibility of changing functionality in real time. In the diploma project, a patent search and analysis of existing solutions was performed. A general block diagram of the device was created, on the basis of which an electrical principle diagram was developed and the necessary element base was selected. For the schematic diagram, three printed circuit boards were developed and the necessary calculations were carried out, confirming the correctness of the development. The development of a set of design documentation, necessary for the manufacture of the device, was also completed. On the topic of the diploma project, an article was published at the international scientific and practical Internet conference "Information society: technological, economic and technical aspects" (June 8-9, 2023, issue 78). A prototype was assembled and tested. The test methodology is described in the Act of preliminary tests of the experimental sample.


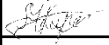
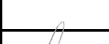

**Пояснювальна записка  
до дипломного проєкту**

на тему: **Прилад для моніторингу польотної інформації**

Київ -2023 року

## ЗМІСТ

Перелік скорочень, умовних позначень, термінів.....	3
ВСТУП.....	4
1. АНАЛІЗ ТЕХНІЧНОГО ЗАВДАННЯ ТА ОГЛЯД АНАЛОГІВ.....	5
1.1    Авіоніка першого покоління.....	5
1.2    Авіоніка другого покоління.....	9
1.3    Авіоніка третього покоління.....	12
1.4    Патентний пошук.....	16
1.5    Вимоги до приладу.....	17
2. СХЕМОТЕХНІЧНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРИЛАДУ.....	19
2.1. Розробка структурної схеми та алгоритму функціонування приладу.....	20
2.2. Електронно компонентна база.....	22
2.3. Розробка схеми електричної принципової.....	24
Висновки до розділу 2.....	24
3. КОНСТРУКТОРСЬКО-ТЕХНОЛОГІЧНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРИЛАДУ.....	29
3.1. Виконання конструкторсько-технологічного розрахунку елементів друкованого монтажу.....	29
3.2. Вибір типу та матеріалу друкованої плати (ДП).....	41
3.3. Розміщення конструкторських елементів в монтажному просторі плати.....	42
3.4. Проєктування друкованих плат у середовищі САПР Altium Designer.....	44
Висновки до розділу 3.....	44

					ДК92.402252.001 ПЗ								
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Прилад для моніторингу польотної інформації Пояснювальна записка					Лит.	Лист	Листов	
Разраб.		Бодак Е.Е.								0		1	62
Провер.		Кірієнко М.О.								КПІ ім. Ігоря Сікорського ФЕЛ ДК-92			
Н. Контр.		Лисенко О.І.											
Утв.		Іваннік Г.В.											



4. ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ.....	46
4.1. Розробка графічного інтерфейсу для авіагоризонту.....	48
4.2. Розробка графічного інтерфейсу для висотоміра та індикатора вертикальної швидкості.....	56
Висновки до розділу 4.....	56
Висновки.....	60
Список використаних джерел.....	61
Додатки.....	63
Додаток А Технічне завдання на проєктування.....	63
Додаток Б Лістинг програми Air_horizon_module.ino.....	70
Додаток В Лістинг програми Altimeter_Vertical_Speed.ino.....	78
Додаток Г Участь у Міжнародній науково-практичній інтернет- конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти» (8-9 червня 2023 р., випуск 78).....	84
Додаток Г АКТ попередніх випробувань дослідного зразка.....	87

## Перелік скорочень, умовних позначень, термінів

ПО – програмне забезпечення

ДП – друкована плата

СК – складальне креслення

МО – монтажний отвір

КН – коефіцієнт навантаження

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						3
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## ВСТУП

Розробка, виробництво та експлуатація літаків нерозривно пов'язано з електронікою. Практично кожна система літака контролюється та керується за допомогою електронних приладів. Від слів «електроніка» та «авіація» з'явився новий термін в технічній галузі – авіоніка. Тобто, авіоніка – це сукупна назва всіх електронних систем літака. На базовому рівні це системи комунікації, навігації, відображення даних польоту та керування. Саме в області авіоніки обрано тему дипломного проєкту «Прилад для моніторингу польотної інформації».

Мета роботи: розробити авіаційний прилад з використанням новітніх тенденцій дизайну авіаційної апаратури, зокрема принципів побудови модульної авіоніки, відповідної елементної бази та методів виготовлення.

Актуальність теми. У світі постійно зростає кількість пасажирів, які обирають повітряний транспорт, тому безпека авіації є однією з ключових проблем, які потребують вирішення. Забезпечення безпеки авіації залежить від багатьох факторів, одним із них є надійність авіаційного електронного обладнання. Останній параметр забезпечується шляхом використання нових принципів розробки апаратури, сучасної елементної бази та технологій. Тому обрана тема дипломного проєкту є важливою та актуальною.

Практичне значення: розроблений прилад може бути прототипом для створення серійних зразків для використання в нових та оновлених повітряних кораблях, що забезпечить їхню більшу безпеку та надійність.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						4
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## 1. АНАЛІЗ ТЕХНІЧНОГО ЗАВДАННЯ ТА ОГЛЯД АНАЛОГІВ

Розвиток авіаційного обладнання відбувається одночасно з розвитком електроніки, мікроелектронної техніки, телекомунікаційних технологій тощо. Перелік базових функцій обладнання по контролю параметрів польоту літака, керуванню польотом та усіма системами повітряного корабля практично не змінюється з часом, але він постійно доповнюється новими функціями завдяки переходу на більш сучасну елементну базу, технології та використанню нових функціональних можливостей електронних компонентів та систем. Можна відзначити кілька поколінь у розвитку обладнання літаків. Розглянемо більш детально авіоніку та характеристики приладів.

### 1.1 Авіоніка першого покоління

У першому поколінні авіоніки (1940-1970-ті роки) використовувались дискретні напівпровідникові прилади та логічні елементи, такі як:

- Транзистори: біполярні, MOSFET, JFET.
- Діоди: кремнієві, германієві, Шоткі, світлодіоди.
- Тиристори та транзисторні ключі.
- Інтегральні мікросхеми на низькому рівні інтеграції, які містили невелику кількість транзисторів та дискретних елементів логіки.

Такі елементи застосовувались для створення електронних пристроїв, таких як підсилювачі, засоби збору даних та контролери. Ці прилади використовувалися для контролю та керування різними системами авіаційного обладнання, таких як двигуни, системи безпеки, навігаційні та комунікаційні системи.

Частина навігаційних приладів є механічними або електромеханічними, мали пройти досить довгий етап сертифікації та калібрування. На рис.1.1 наведено прилад АГК-47Б (КБ “Авіагоризонт”, СРСР), що випускався у 1970-ті роки. Це прилад, що використовувався для відображення поворотів літака на візуальному індикаторі на панелі приладів. Діапазони вимірювання, кут нахилу від -180 до +180 градусів і кут тангажа від -90 до +90 градусів.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		5

Він мав просту схему на основі різницевого підсилювача та використовував транзистори, діоди та інші дискретні напівпровідникові прилади. Продукція КБ “Авіагоризонт” вироблялась у Радянському Союзі та постачалась для внутрішнього ринку, а також експорту до інших країн.



Рисунок 1.1 – Прилад першого покоління АГК-47Б  
(виробник КБ «Авіагоризонт», СРСР)

Один з прикладів висотоміра першого покоління радянського виробництва – ВИС-2 показано рис.1.2. Це електромеханічний прилад, що вимірював висоту об’єкта над рівнем моря. Він працював на основі вимірювання атмосферного тиску, який залежав від висоти об’єкта. Прилад мав круглий вигляд та складався з верхньої та нижньої частин, між якими розташовувалась шкала висоти.

Прилад мав робочу температуру від мінус 60 до плюс 50 градусів Цельсія. Він вимірював висоти в діапазоні від 0 до 10 000 метрів з точністю до 50 метрів.



Рисунок 1.2 – Висотомір першого покоління ВИС-2  
(підприємство «Польот» , м. Омськ, СРСР)

Іншим прикладом є радіовисотомір AN/APN-1 (рис.1.4), який розроблений в США в 1940-х роках Sperry Corporation, яка згодом стала частиною конгломерату спорудників «Sperry Rand Corporation» (США). Цей прилад вимірював висоту на основі відбивання радіохвиль від землі і мав досить високу точність для свого часу. Точність вимірювання висоти радіовисотоміром AN/APN-1 залежала від умов експлуатації та конкретної моделі, але в середині 1940-х років, коли його розробили, точність вважалася досить високою. За даними на той час, AN/APN-1 забезпечував точність вимірювання висоти до 20 футів (близько 6 метрів).

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		7



Рисунок 1.4 – Радіовисотомір APN-1 (Sperry Corporation, США)

Прилади першого покоління мають наступні недоліки та особливості застосування:

- Час експлуатації механічних деталей суттєво менший ніж техніка з використання електронних компонентів. Наприклад, строк експлуатації електромеханічних приладів може становити від 5000 до 10000 годин, тоді як у випадку електронної авіоніки цей строк може сягати більше 100000 годин.
- Обладнання не має мобільності і досить громіздке.
- Обладнання має велику вагу, яку потрібно компенсувати у хвостовій частині літака.
- Значна кількість окремих приладів, які безпосередньо з'єднувались між собою провідниками від блока до блоку, через це – велика кількість дротових з'єднань,

## 1.2 Авіоніка другого покоління

Починаючи з 1990х років технології в сфері електроніки мали високий ріст. У зв'язку з цим, почався другий етап розвитку авіаційного обладнання, а саме: перехід від механічних та електромеханічних приладів до повністю електронних з цифровою обробкою інформації. Окремі системи літака другого покоління будуються по блочному принципу та взаємодіють через спільний канал інформаційного обміну. Завдяки цьому зменшилась кількість дротових з'єднань, збільшилась завадостійкість, збільшилась швидкодія пристроїв. Цифрові сенсори та модулі почали інтегрувати в материнські плати і в купі з мікроконтролером або мікропроцесором отримували прилад розрахунку параметрів. Використовувати дисплеї в авіаційному обладнанні почали лише із 2000х років, до цього, дані виводились на сегментні індикатори. На рис.1.5 показано цифровий прилад Omnia Oil P-T-CT (виробник FLYBOX, Італія) для контролю тиску масла в двигунах італійської компанії Omnia Instruments. Цей прилад має досить компактні розміри та виконаний у водонепроникному корпусі. Він складається з трьох основних елементів: електронної плати з обчислювачем, датчика тиску та датчика температури. Omnia Oil P-T-CT FLYBOX працює в діапазоні від -40 до +125 градусів Цельсія, що дозволяє використовувати його в різних кліматичних умовах, вимірює тиск масла в діапазоні від 0 до 1000 кілопаскалів (кПа) або від 0 до 10 бар, з похибкою в межах  $\pm 0.5\%$  до  $\pm 2\%$  від повного масштабу вимірювання.

Прилад забезпечує точний і надійний контроль тиску масла в двигуні та має розширені функціональні можливості. Він може відображати дані у форматі бар або псі, що дозволяє користувачу вибрати зручний формат відображення. Крім того, прилад має функцію автоматичного вимикання, що забезпечує економію енергії та продовжує термін його роботи. Omnia Oil P-T-CT FLYBOX також має функцію сповіщення про низький тиск масла або перевищення температури. При цьому прилад автоматично відображає на

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9



екрані попередження та видає звуковий сигнал, що допомагає пілоту оперативно реагувати на проблему та запобігти небезпеці.



Рисунок 1.5 – Цифровий прилад Omnia Oil P-T-CT FLYBOX для контролю тиску масла в двигуні (виробник FLYBOX, Італія)

Авіагоризонт RCA2610 (виробник Harris Technologies, США) (рис.1.6) – це інерційна навігаційна система (ІНС), яка складається з ряду сенсорів та інтегрованої електроніки. Точність вимірювання фізичних величин авіагоризонтом RCA2610 залежить від декількох факторів, таких як динамічні умови польоту (турбулентність, підйоми, зниження), точність самого приладу та його калібрування. Точність авіагоризонта RCA2610 в сертифікованому літаку повинна відповідати стандартам точності, встановленим ICAO. ICAO розшифровується як Міжнародна організація цивільної авіації (International Civil Aviation Organization). ICAO є спеціалізованою агенцією Організації Об'єднаних Націй, відповідальною за розвиток стандартів та рекомендацій для безпеки та ефективності міжнародної цивільної авіації. ICAO вимагають, щоб похибка не перевищувала 3 градусів кута нахилу та 5 градусів кута крену. Зазначимо, що точність вимірювання залежить від конкретних умов польоту та інших факторів, але не повинна перевищувати вказаних меж.

Принцип роботи авіагоризонту полягає у використанні гіроскопів та акселерометрів для вимірювання зміщення та прискорення літака в просторі. Електроніка системи обробляє ці дані та виводить результати на індикатори в кабіні пілота.



Рисунок 1.6 – Цифровий авіагоризонт RCA2610  
(виробник Harris Technologies, США)

Переваги авіоніки другого покоління:

- Блочний принцип побудови окремих систем літака, що підвищує ремонтоздатність.
- Взаємодія різних систем авіоніки через спільний інформаційний канал, що підвищує швидкодію та завадостійкість обладнання.
- Поліпшена автоматизація, завдяки автоматичним системам управління польотами та автоматизованим інформаційним системам, зменшується навантаження на пілота, також це забезпечує більш точне та ефективне керування літаком.
- Розширені функціональні можливості окремих приладів, електронних блоків в порівнянні з приладами 1 покоління.
- Зменшені вагові та габаритні параметри обладнання.
- Зменшена загальна кількість дротових з'єднань.

Проте, наявні й мінуси авіоніки другого покоління, зокрема:

- Висока вартість розробки та встановлення авіоніки.
- Висока складність систем.
- Окремий блок (при блочній організації авіоніки) – це по суті окремий обчислювальний пристрій, який має свою операційну систему та відповідне програмне забезпечення, що ускладнює процес узгодження роботи всіх систем.

Збільшення кількості бортових систем сучасного літака та їх функціональних властивостей, з одного боку, та зростання обчислювальних можливостей мікропроцесорних пристроїв, з другого боку, створило умови для перегляду принципів побудови авіоніки.

### 1.3 Авіоніка третього покоління

Авіоніка третього покоління включає модульну систему, що базується на використанні програмованих логічних контролерів (ПЛК) та мікроконтролерів. Вона складається з окремих модулів, які можуть бути взаємозамінні та легко оновлюватись в разі необхідності. Це забезпечує більшу гнучкість та надійність системи.

Структурна схема модульної авіоніки літака третього покоління може включати наступні компоненти:

- Центральний блок управління (Central Control Unit, CCU): Це центральний модуль, який керує всією системою авіоніки. Він відповідає за обробку та передачу даних між різними модулями та системами.
- Модулі комунікацій (Communication Modules): Ці модулі відповідають за обмін даними з зовнішніми джерелами, такими як навігаційні системи, зв'язок з землею, системи зв'язку між літаками тощо.

- Модулі керування (Control Modules): Ці модулі забезпечують керування різними системами літака, такими як система керування політними параметрами, система керування двигунами, система стабілізації та інші.
- Модулі вимірювання та датчики (Measurement Modules and Sensors): Ці модулі відповідають за вимірювання різних параметрів, таких як тиск, температура, швидкість, висота тощо. Вони отримують дані з датчиків та передають їх до центрального блоку управління.

Основна відмінність модульної авіоніки третього покоління від попередніх полягає у гнучкості та надійності системи. Кожен модуль в модульній авіоніці виконує конкретні функції і може бути замінений або оновлений незалежно від інших модулів. Це дозволяє швидко внести зміни або вдосконалення у систему без необхідності повного перепрограмування або заміни всієї авіоніки. Наприклад, якщо один модуль виявить несправність, система може автоматично переключитися на резервний модуль, що забезпечує неперервну роботу і високу надійність.

Також, модульна авіоніка третього покоління зазвичай підтримує більшу інтеграцію і взаємодію між різними системами та модулями. Це дозволяє забезпечити більшу ефективність і оптимізацію роботи системи в цілому.

Утім, відмінність третього покоління модульної авіоніки від попередніх поколінь може бути більш ширшою і складатися з додаткових технологічних аспектів та функціональних особливостей, що можуть розглядатися у конкретних системах або документах, розроблених для відповідних літаків. Докладна структурна схема модульної авіоніки може бути представлена в документації, розробленій виробником конкретного літака або системи авіоніки.

MGL Avionics Vega є модульним приладом авіоніки, виробленим компанією MGL Avionics з Південної Африки. Він призначений для кріплення на панель літака розміром 80 мм. MGL Avionics Vega складається з

декількох модулів, включаючи швидкісомір, висотомір, авіагоризонт, термометр та барометр.

Швидкісомір вимірює швидкість руху літака і має точність 1 вузол. Висотомір вимірює висоту польоту і має точність 10 футів. Авіагоризонт відображає штучну горизонталь та має точність +/- 1 градус. Барометр вимірює атмосферний тиск і має точність +/- 2 гектопаскаля.

Термометр відображає температуру і має точність до 1 градуса Цельсія. Відмінність вимірювання температури може бути корисною для вимірювання температури в салоні літака, за бортом або температури масла, в залежності від того, які додаткові модулі підключені.

Однією з переваг модульної структури MGL Avionics Vega є можливість підключення різних модулів для отримання необхідної функціональності. Наприклад, можна додати модуль з GPS для навігації або модуль зі зв'язком для комунікації. Це дозволяє кожному пілоту налаштувати авіоніку відповідно до своїх потреб.

Крім того, модульна структура дозволяє замінювати окремі модулі у разі поломки або для вдосконалення системи. Наприклад, якщо модуль швидкісоміра вийде з ладу, можна легко встановити новий модуль без заміни всієї авіоніки. Це зменшує час, витрачений на ремонт та підвищує доступність літака.

Також слід зазначити, що MGL Avionics Vega має зручний та простий інтерфейс, що дозволяє легко налаштувати прилад для конкретних потреб користувача. Модульна структура також забезпечує гнучкість та легкість установки та розширення функціональності приладу.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						14
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

# MGL AVIONICS

STRATOMASTER VEGA SERIES COLOR  
DISPLAY INSTRUMENTS



Рисунок 1.7 – Приклад модульної авіоніки, лінійка приладів MGL Avionics Vega (виробник MGL Avionics, Південна Африка)

Ця авіоніка має ряд особливостей та переваг, зокрема:

- Зменшення кількості проводів та з'єднань між модулями, що дозволяє знизити вагу та складність монтажу систем.
- В залежності від комплектації, тобто різновиду елементної бази, система дозволяє отримувати більш точну та швидку інформацію за рахунок більш сучасної елементної бази.
- Більш широкі функціональні можливості, що включають ефективну систему контролю відстані до інших літаків, системи допомоги в рішенні про посадку.
- Зменшення габаритних розмірів окремих пристроїв.

Головним недоліком цього покоління є надскладна розробка та собівартість.

## 1.4 Патентний пошук

Розробка модульної авіоніки є важливою задачею в авіаційній індустрії. З метою виконання цієї задачі, використання патентів стає корисним інструментом.

Основні особливості використання патентів для розробки модульної авіоніки полягають в тому, що вони можуть допомогти в ідентифікації нових рішень та підходів у розробці модульної авіоніки. Зокрема, патентний пошук може допомогти в знаходженні нових технологій, які можуть бути використані в розробці модульної авіоніки, а також виявленні тих патентів, які можуть бути застосовані у практиці для підвищення ефективності та надійності авіоніки.

Патент UA142620U описує модульну авіоніку, яка складається з кількох модулів, кожен з яких містить відповідні системи авіоніки. Така модульна авіоніка дозволяє зменшити вагу та об'єм авіоніки, спростує монтаж та знижує витрати на її обслуговування.

Патент US9137038B1 описує систему модульної авіоніки з підтримкою різних стандартів та протоколів комунікації між модулями. Така система забезпечує широку сумісність та зручність використання з іншими системами авіоніки, що може бути корисним для розробки вашої модульної авіоніки.

Патент US8683105B1 описує методи та системи модульної авіоніки з можливістю динамічного конфігурування. Така система дозволяє змінювати конфігурацію авіоніки в залежності від потреб користувача, що може бути корисним для розробки універсальної та зручної в експлуатації модульної авіоніки.

Патент CN102421667B описує систему модульної авіоніки з підтримкою відмовостійкої структури. Така система дозволяє забезпечити високу надійність та безпеку роботи авіоніки, що може бути особливо важливим для авіаційних систем.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						16
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## 1.5 Вимоги до приладу

На основі огляду та аналізу сучасного стану авіоніки сформулюємо вимоги до приладу, який розробляється у дипломному проєкті.

Вимоги до приладу, що розробляється у дипломному проєкті:

Надійність:

- Використання надійних елементів та компонентів.
- Дублювання функцій для забезпечення неперервної роботи приладу.
- Час напрацювання на відмову не менше 5 років.

Сумісність:

- Можливість обміну даними за відповідними стандартами та протоколами.

Обслуговуваність:

- Легкість у обслуговуванні та ремонті приладу.

Функціональні можливості:

- Відображення інформації для пілотів, включаючи навігаційну та статусну інформацію.
- Налаштування параметрів приладу.

Задачі, що потрібно вирішити в процесі проєктування розроблюваного приладу:

- Розробка структурної схем авіаційного приладу;
- Вибір та обґрунтування елементної бази;
- Розробка схеми електричної принципової приладу;
- Розробка алгоритму роботи та програмного забезпечення;
- Проєктування друкованого вузла у САПР Altium Designer;
- Конструкторсько-технологічні, електричні розрахунки друкованої плати; розрахунок віброміцності та надійності друкованої плати пристрою, розрахунок теплового режиму для певних компонентів.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						17
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		



На базі зробленого огляду та аналізу сучасного стану авіоніки, завдання на дипломне проєктування розроблено технічне завдання на проєктування приладу для моніторингу польотної інформації, яке наведено у Додатку А.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						18
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## 2. СХЕМОТЕХНІЧНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРИЛАДУ

В рамках даного дипломного проєкту проведено розробку трьох друкованих плат для створення пристрою, що працює на основі модульної архітектури. Виокремлено дві плати-модулі, які мають свої функціональні особливості, та третю плату, що виступає основною для відображення інформації та забезпечення роботи пристрою в цілому. З огляду на структурну схему рис. 2.1, маємо постійні складові та ті, що можуть змінюватись.

Постійна складова електронних компонентів знаходить на основній платі: дисплей, енкодер, схема перетворення вхідного живлення. Змінна складова знаходиться на окремій друкованій платі, до неї входять: мікроконтролер, мікросхеми, перетворювачі інтерфейсів, вимірювальні датчики. Виходячи з цього, створення приладу базується за наступною блок схемою:

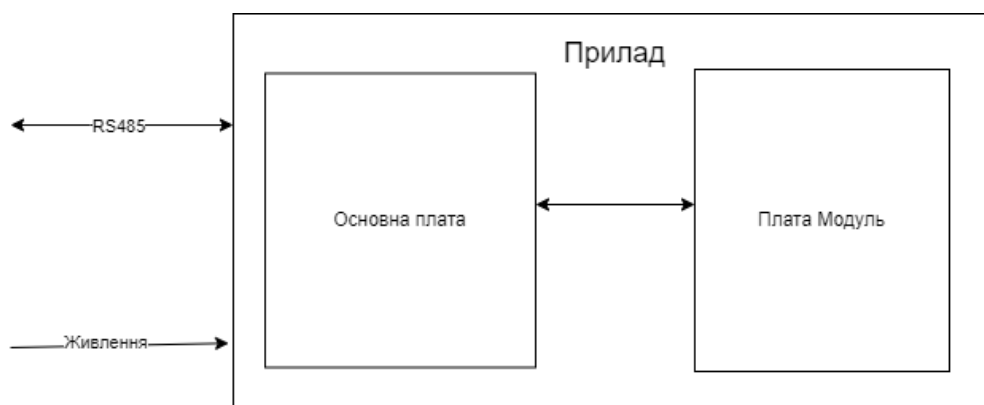


Рисунок 2.1 – Структурна схема

## 2.1. Розробка структурної схеми та алгоритму функціонування приладу

Перша друкована плата-модуль розроблена для реалізації функціонала, який дозволяє здійснювати операції обробки та обрахунку даних із датчика тиску за допомогою мікроконтролера (рис.2.1.1). Ця плата розроблена з урахуванням потреб та вимог функціонування пристрою, що містить дисплей, енкодер, роз'єм для живлення та можливість підключення до загальної шини даних у літаку.

Важливим функціональним елементом плати є конектор Mini PCI Express, який забезпечує зручну та надійну взаємодію з основною платою. Цей конектор має на своєму виході лінії зв'язку, які дозволяють передавати дані між платами та забезпечують швидку та стабільну комунікацію. Друкована плата також містить виведення ліній зв'язку із дисплеєм, що дозволяє відображати інформацію на дисплеї. На друкованій платі присутні виводи для підключення енкодера, що розміщується на основній платі, який використовується для керування різними параметрами пристрою. Для забезпечення необхідного живлення плата має контакти, які дозволяють під'єднатися до джерела живлення (5 В та 3.3 В).

На друкованій платі присутні піни, які дозволяють під'єднати пристрій до комунікаційної мережі. Це дозволяє здійснювати обмін даними з іншими пристроями чи системами, що розширює можливості та функціонал пристрою.

У результаті розробки структурної схеми даної друкованої плати досягнуто успішного забезпечення взаємодії з основною платою, а також забезпечено високу функціональність та гнучкість пристрою. Ця плата є важливим компонентом системи та забезпечує зручну та надійну роботу пристрою, задовольняючи потреби користувача.

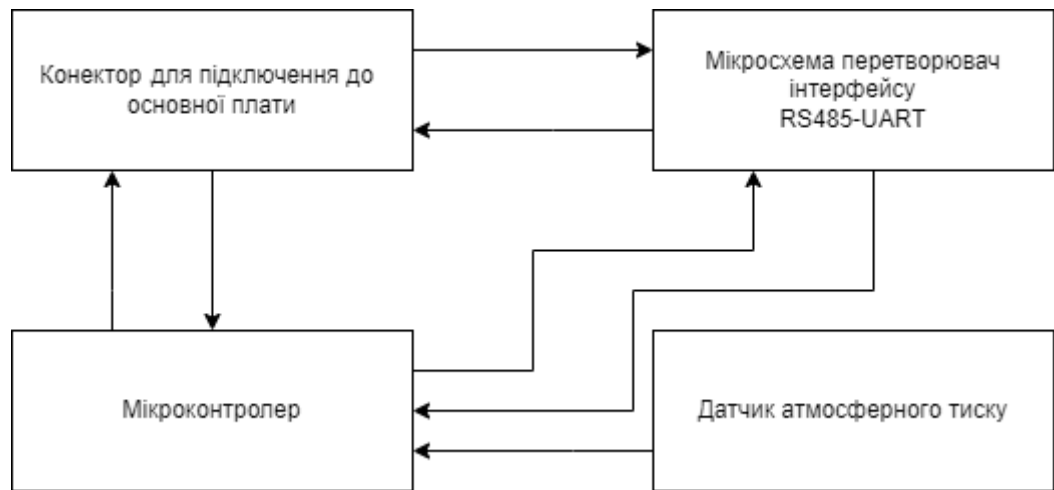


Рисунок 2.1.1 – Структурна схема плати модулю із датчиком тиску

Друга друкована плата-модуль також має свої функціональні можливості, спрямовані на виконання тих самих операцій, але з іншим датчиком (рис. 2.1.2). Цей модуль розроблений як другий базовий для демонстрації різновиду функціонала. Модулі можна змінювати не відключаючи прилад від живлення, без потреби заміни програмного забезпечення, та додаткових дій крім заміни плати на іншу. Це зручна функція для швидкого монтажу та ремонтних робіт у разі виходу із ладу компонентів на платі модулю.

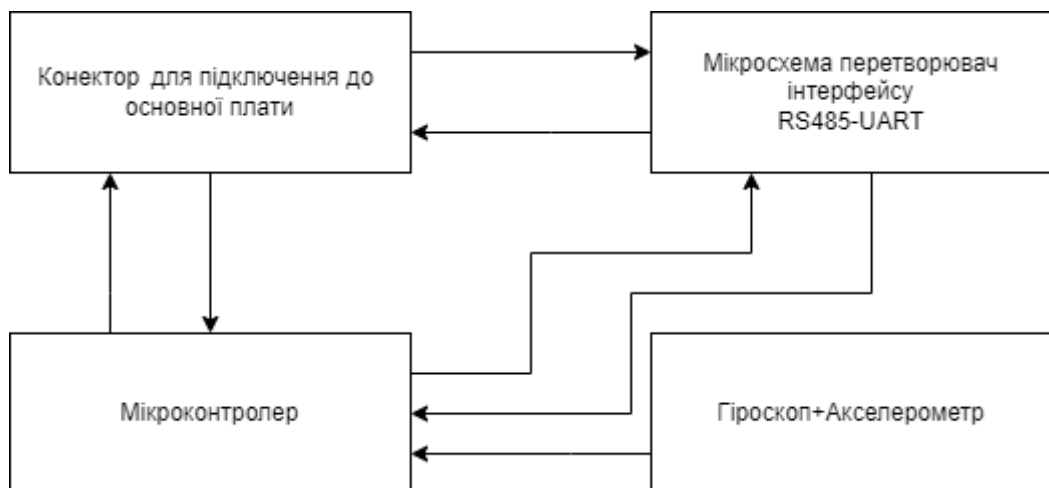


Рисунок 2.1.2 – Структурна схема плати модулю із гіроскопом та акселерометром

Основна друкована плата призначена для відображення інформації та забезпечення роботи пристрою в цілому. Вона має просту структуру, що дозволяє забезпечити роботу усіх підключених модулів. Крім того, ця плата володіє розширеними можливостями для взаємодії з користувачем та іншими зовнішніми пристроями.



Рисунок 2.2.3 – Структурна схема основної плати приладу

## 2.2. Електронно компонентна база

Мікросхема перетворювача напруги LM2596, яка розміщена на основній платі, отримує постійну напругу 12 вольтів від джерела живлення у літаку та забезпечує перетворення цієї напруги на дві незалежні лінії з живлення: 5 вольтів та 3.3 В.

Дисплей 2.2 TFT SPI 240x320:

- Підключення дисплея відбувається по інтерфейс SPI (Serial Peripheral Interface) у режимі передачі даних. Інтерфейс SPI дозволяє швидко передавати дані між мікроконтролером та дисплеєм. Роширення екрану 320 на 240 пікселів достатньо, для відображення інформації. Тип дисплея TFT(Thin-Film Transistor), він складаються з кристалів рідкого

кристала, які розташовані між двома пластинами скла або пластику. Кожен піксель на екрані TFT дисплею складається з трьох основних пікселів, які відповідають за червоний, зелений і синій кольори (RGB). Змінюючи інтенсивність і комбінацію цих трьох основних кольорів, дисплей може відображати широкий спектр кольорів і створювати деталізовані зображення.

#### Датчика тиску HSCMAND015PA2A3:

- HSCMAND015PA2A3 є датчиком тиску, що випускається компанією Honeywell. Він належить до сімейства датчиків HSC (High Accuracy Silicon Ceramic) і призначений для вимірювання абсолютного тиску. Має номінальний діапазон вимірювання від 0 до 15 psi. Використовує технологію, яка поєднує кремній та кераміку, що дозволяє досягти високої точності та довготривалої стабільності вимірювань. Датчик працює з допомогою п'єзореzystивного елемента, який змінює свій опір в залежності від прикладеного тиску. Цей змінний опір перетворюється на вихідний сигнал, який може бути зчитаний мікроконтролером або іншими електронними пристроями. HSCMAND015PA2A3 має компактний розмір та низьке споживання енергії, що робить його популярним в різних промислових застосуваннях, включаючи автомобільну промисловість, медицину, промислові процеси та багато інших галузей. Датчик може працювати в широкому діапазоні температур та має високу стійкість до вологості. Інтерфейс зчитування вимірювань з датчика може бути аналоговим або цифровим, залежно від конкретної моделі та налаштувань. Деякі моделі датчика HSCMAND015PA2A3 мають цифровий вихідний сигнал, такий як I2C або SPI, що спрощує інтеграцію з мікроконтролерами та іншими цифровими системами.

#### Гіроскоп MPU-9250:

- MPU-9250 є одним з популярних гіроскопів, який випускає компанія InvenSense (тепер під керівництвом TDK). Він є комбінованим 9-вісним

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		23

сенсорним модулем, що поєднує в собі гіроскоп, акселерометр та магнетометр. Цей модуль має високу точність та широкі можливості вимірювання орієнтації і руху. Гіроскоп в модулі MPU-9250 використовує технологію MEMS (Microelectromechanical Systems), яка включає мікромеханічні структури на чіпі.

Контактний енкодер ЕС-11, мікросхема тригера Шміта HEF40106BT:

- Для усунення дребіжання та створення стабільного зчитування сигналу енкодера, використовується мікросхема тригера Шміта. Ця мікросхема дозволяє забезпечити точність та стабільність зчитування сигналів від енкодера, що важливо для коректної роботи пристрою. Енкодер має три контакти, два для вимірювання зміни позиції та один для обробки натискання (кнопка).

Перетворювач інтерфейсу RS-485 - UART TTL:

- Для забезпечення обміну даними з іншими пристроями, до мікроконтролера підключений перетворювач інтерфейсу RS-485 в UART TTL. Цей перетворювач дозволяє передавати та отримувати дані за допомогою мікросхеми MAX3485ESA, що відноситься до типу трансиверів RS-485/RS-422.

Мікроконтролер ATmega328:

- ATmega328 має 8-бітну архітектуру і вбудований процесор, що працює на частоті до 20 МГц. Він має 32 кБ внутрішньої флеш-пам'яті для програмного коду, що може бути перепрограмована. Крім того, він має 2 кБ оперативної пам'яті (SRAM) для зберігання змінних під час виконання програми і 1 кБ EEPROM для зберігання постійних даних.

### 2.3. Розробка схеми електричної принципової

Для початку зібраний макетний варіант приладу, де всі компоненти з'єднано одночасно, але для зміни функціоналу, необхідно змінювати датчик та ПО мікроконтролера.

Тому схема основної плати включає основні елементи які не потрібно змінювати. Частини схеми взяті із готових рішень на основі яких збирався прототип. Тестування схеми проводилося на реальних зразках без моделювання. На рис. 2.3.1 показана макетна схема, яка стала підґрунтям для розробки електронної схеми.

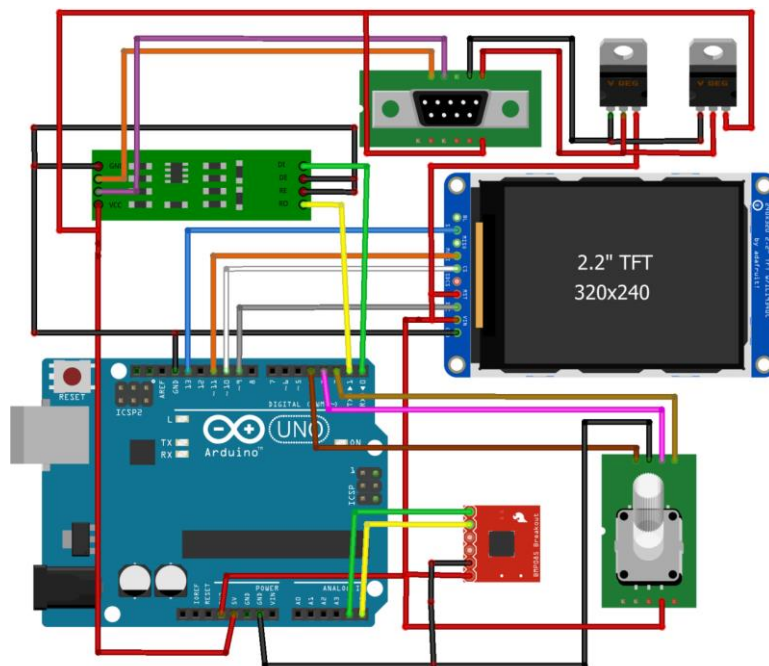
Недоліком схеми є ненадійні елементи стабілізації живлення. На макетній схемі наведений регулятор напруги LM7805 в процесі розробки її замінено LM2596. LM2596 є інтегральним стабілізатором напруги, що виробляється компанією Texas Instruments. Він використовується для зниження вхідної напруги до стабільної вихідної напруги з заданою величиною.

Основна функція стабілізатора LM2596 - це забезпечення стабільної напруги живлення для електронних компонентів. Це досягається шляхом перетворення високої вхідної напруги на стабільну низьку вихідну напругу з високою ефективністю.

LM2596 може працювати з широким діапазоном вхідних напруг, зазвичай від 4.5 В до 40 В. Один з головних переваг LM2596 - це його висока ефективність. Він використовує технологію перетворення напруги "крок-вниз" (step-down), що дозволяє досягти високої ефективності. Втрати енергії при перетворенні напруги знижуються, що допомагає зменшити нагрівання елементу та споживання.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						25
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		





fritzing

Рисунок 2.3.1 – Макетна схема створена за допомогою ПО Fritzing.

На рис.2.3.1 можна розглядити кілька основних вузлів. Зокрема, вона включає схему енкадера, де застосовується тригер Шміта для ефективного усунення дрібизання. Усі контакти цієї схеми виведені на роз'єм Mini PCI Express (XP1), до якого під'єднується наступна модульна плата. Крім того, на схемі присутній роз'єм XP2, який призначений для з'єднання з дисплеєм і безпосередньо підключається до плати модуля.

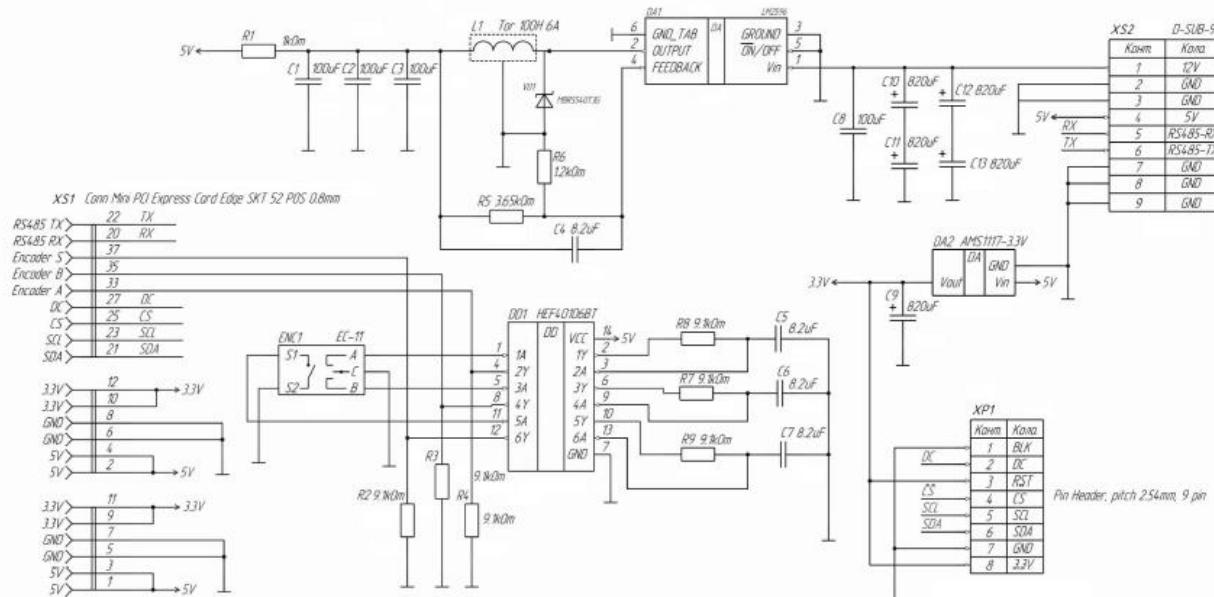


Рисунок 2.3.2 – Схема електрична принципова

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ДК92.402252.001 ПЗ

Лист

26

Для живлення цієї схеми необхідне зовнішнє живлення від лінії літака з параметрами 12 В та 1.5 А. Живлення здійснюється за допомогою роз'єму XS1, а потім через схему перетворення та стабілізації напруги. Таке живлення необхідне для належного функціонування схеми та її компонентів.

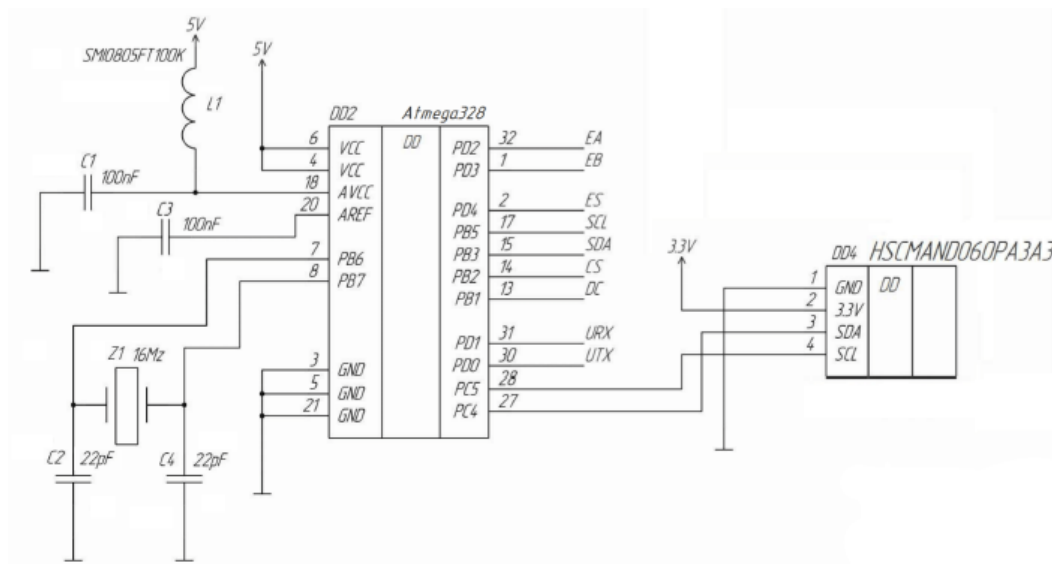


Рисунок 2.3.3 – Схема електрична принципова мікроконтролера

На платі модулю розміщується мікроконтролер із кварцовим резонатором для тактування та іншими допоміжними елементами. На рис. 2.3.3 наведена схема підключення виводів інших вузлів схеми, включаючи датчик тиску.

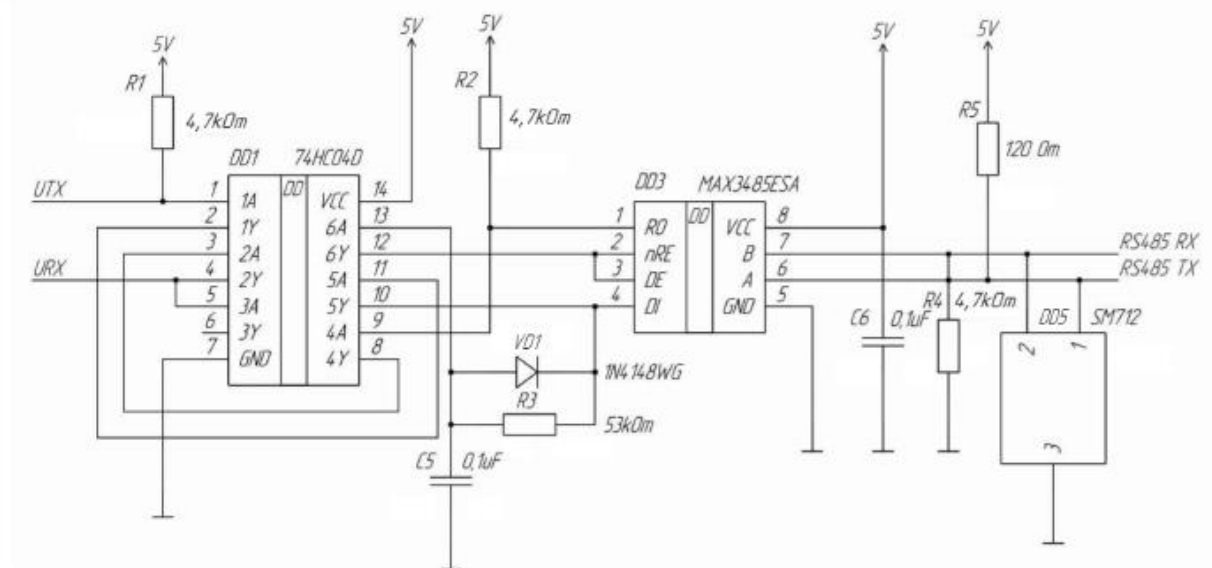


Рисунок 2.3.4 – Схема електрична принципова перетворювача UART-RS485

На рис. 2.3.4 наведена схема на основі MAX3485ESA. Це одноканальний трансивер, що працює з одномодовим або полумодовим підключенням. Мікросхема може працювати з напругою живлення від +3.3 В до +5 В, що робить її сумісною з мікроконтролером та логічними схемами.

Основна функція MAX3485ESA полягає в перетворенні логічних рівнів даних сигналу RS-485 у UART та навпаки. Вона забезпечує балансовану передачу даних з високою швидкістю передачі до 250 кбіт/с.

### Висновки до розділу 2

У розділі "Схемотехнічне проектування приладу", проведено розробку електронних схем для трьох друкованих плат. На даному етапі все відповідає вимогам функціональності. Отримані результати свідчать про успішну реалізацію схемотехнічного проекту та його відповідність поставленим завданням і вимогам.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						28
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

### 3. КОНСТРУКТОРСЬКО-ТЕХНОЛОГІЧНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРИЛАДУ

#### 3.1. Виконання конструкторсько-технологічного розрахунку елементів друкованого монтажу

Мінімальна ширина друкованого провідника по постійному струму для кола живлення та землі визначаються виразом 3.1.1:

$$b_{minI} = \frac{I_{max}}{j_{доп} * t_{пров}} \quad (3.1.1)$$

де  $I_{max}$  – максимально можливий струм у колі.

$j_{доп}$  – допустима щільність струму для ДП, який виготовлено комбінованим позитивним методом,  $j_{доп} = 48 \text{ A/мм}^2$  [10].

$t_{пров}$  – товщина друкованого провідника, яка визначається виразом (3.1.2), мм

Друкований провідник виготовлюється комбінованим позитивним методом.  
Згідно методу виготовлення:

$$t_{пров} = h_{\phi} + h_{ГМ} + h_{ХМ} \quad (3.1.2)$$

де  $h_{\phi}$  – товщина фольги,  $h_{\phi}=0,035 \text{ мм}$   $h_{ГМ}$  – товщина шара гальванічно осадженої міді,  $h_{ГМ} = 0,055 \text{ мм}$   $h_{ХМ}$  – товщина шара хімічно осадженої міді,  $h_{ХМ} = 0,0065 \text{ мм}$

$$t_{пров} = 0,035 + 0,055 + 0,0065 = 0,097$$

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						29
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Параметр  $I_{max}$  у виразі (3.1.1) визначається як сума струмів, які споживають всі активні елементи схеми. Значення струмів, які споживають активні елементи схеми, не перевищують 102 мА згідно (таблиці 3.1).

Таблиця 3.1.1

Споживання струму активних компонентів схеми приладу із модулем авіагоризонту

Компоненти	Струм (мА)
TFT Display 320 на 240 (SPI)	50
LM2596	10
AMS1117-3.3V	5
HEF40106BT	5
MBRS540T3G	1
1N4148WG	1
SM712	5
74HC04D	5
Atmega328	5
MAX3485ESA	5
MPU-9250	10
<b>Сума</b>	<b>102</b>

Тоді мінімальна ширина друкованого провідника на постійному струмі для ланцюгів живлення і землі визначається наступним чином:

$$b_{minI} = \frac{I_{max}}{j_{доп} * t_{пров}} = \frac{102 * 10^{-3}}{48 * 0,097} = 0,022 \text{ (мм)}$$

Отримавши значення ширини провідника 0,022 мм, виявляється, що воно відповідає п'ятому класу точності. Проте, незважаючи на це, обрано третій клас точності зі значенням 0,25 мм. Таке рішення прийнято з огляду на зручність технологічного процесу виготовлення плати. Використання

провідника з шириною 0,25 мм спрощує технологічний процес і призводить до зменшення складності виробництва та загальної вартості.

Таблиця 3.1.2

Граничні значення основних параметрів посадкових місць

Параметер	Позначення	Клас точності			
		2	3	4	5
Ширина друкованого провідника, мм	$b_{прг}$	0,45	0,25	0,15	0,10
Відстань між елементами друкованого монтажу, мм	$lг$	0,45	0,25	0,15	0,10
Гарантований поясок, мм	$b_{по}$	0,20	0,10	0,05	0,03
Відношення номінального діаметру найменшого з металізованих отворів до товщини друкованої плати, мм	$K_{дт}$	0,40	0,33	0,25	0,20

Мінімальна ширина провідника з урахуванням допустимого падіння напруги на ньому, визначається наступним виразом (3.1.3):

$$b_{\min U} = \frac{\rho * I_{\max} * L_{\text{пров}}}{U_{\text{доп}} * t_{\text{пров}}} \quad (3.1.3)$$

де  $\rho$  – питомий опір провідника, виготовленого комбінованим позитивним методом,  $\rho = 0,0175$  м;

$L_{\text{пров}}$  – довжина найдовшого друкованого провідника на ДП,

$L_{\text{пров}} = 63$  мм (за рис.3.1.2);

$U_{\text{доп}}$  – допустиме падіння напруги на друкованому провіднику,

$$U_{\text{доп}} = 5\% * E \quad (3.1.4)$$

$$U_{\text{доп}} = 0,05 * 5V = 0.25 V$$

$$L_{\text{пров}} = 0,063 \text{ м}$$

$$b_{\min} = \frac{\rho * I_{\max} * L_{\text{пров}}}{U_{\text{доп}} * t_{\text{пров}}} = \frac{0,0175 * 102 * 10^{-3} * 0,063}{0,25 * 0,097} = 4,63732 * 10^{-3} \text{ (мм)}$$

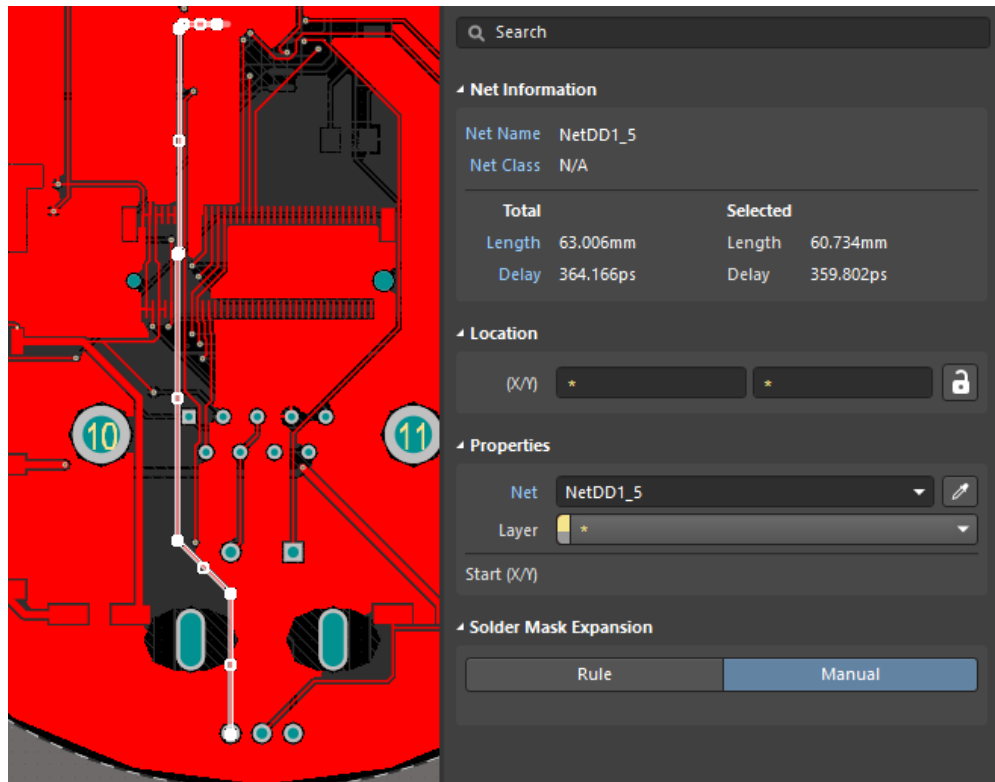


Рисунок 3.1.2 - Altium Design панель налаштування провідників

Визначимо номінальний діаметр монтажного отвору за наступною формулою:

$$d \geq d_{BE} + \Delta d_{MO} + r \quad (3.1.5)$$

де:  $d_{BE}$  - діаметр виводу елемента, для якого визначається діаметр монтажного отвору

$\Delta d_{MO}$  - нижнє граничне відхилення від номінального діаметру МО,

$$\Delta d_{MO} = 0.1 \text{ мм}$$

$r$  - різниця між мінімальним діаметром МО та максимальним діаметром виводу елемента,  $r = 0,1 \dots 0,2$ . В цьому випадку виходить якісне заповнення МО при пайці та оптимальна вага самої пайки.

$$d \geq d_{BE} + \Delta d_{MO} + r = 0,5 + 0,1 + 0,2 = 0,8 \text{ (мм)}$$

Визначемо діаметр контактної майданчику.

$$D_{min} = D_{min} + 1,5h_{\phi} + 0,03 \quad (3.1.6)$$

де:  $D_{min}$  - мінімальний ефективний діаметр КМ, мм

$h_{\phi}$  - товщина фольги,  $h_{\phi} = 0,035$ . Коефіцієнт  $1,5h_{\phi}$  враховує підтравлювання фольги друкованого провідника в ширину.

0.03 – контактний майданчик виготовляють комбінованим позитивним методом.

$$D_{min} = 2(b_{\text{ПО}} + \frac{d_{max}}{2} + \delta_o + \delta_{\text{КМ}}) \quad (3.1.7)$$

де:  $d_{max}$  - максимальний діаметр просвердленого отвору в ДП, мм

$b_{\text{ПО}}$  - ширина пояса КМ,  $b_{\text{ПО}} = 0,1\text{мм}$  (рис.3.1.1)

$\delta_o$  - похибка розташування центру отвору відносно вузла КС,

$\delta_o = 0,07$  (табл. 3.1.3)

$\delta_{\text{КМ}}$  - похибка розташування центру КМ відносно вузлу КС,

$\delta_{\text{КМ}} = 0,05\text{ мм}$  (табл. 3.1.3)

Таблиця 3.1.3

Допустимі похибки виконання елементів ДМ

Похибка	Обозначення	Максимальне значення, мм
Зміщення провідників відносно ліній КС	$\delta_{\text{сп}}$	0,05
Розташування отворів (всіх) відносно вузлу КС	$\delta_o$	0,07
Розташування КМ відносно вузлу КС	$\delta_{\text{КМ}}$	0.015(0.05)
Фотокопії та фотошаблону	$\delta_{\text{фф}}$	0,06
Розташування КМ відносно вузлу КС на фотошаблоні	$\delta_{\text{фш}}$	0,05

Максимальний діаметр просвердленого отвору ДП:

$$d_{max} = d + \Delta d + (0,1 \dots 0,15) \quad (3.1.8)$$

де:  $d$  - номінальний діаметр МО, мм

$\Delta d$  – допуск на діаметр отвору,  $\Delta d = 0,05\text{ мм}$



$$D_{min} = 2 \left( b_{по} + \frac{d_{max}}{2} + \delta_o + \delta_{KM} \right) = 2 \left( 0,1 + \frac{0,95}{2} + 0,07 + 0,05 \right) = 1,4 \text{ (мм)}$$

$$D_{max} = D_{min} + 1,5h_{\phi} + 0,03 = 1,4 + 1,5 * 0,035 = 1,48 \text{ (мм)}$$

Максимальний діаметр КМ:  $D_{max} = D_{min} + 0,02$

$$D_{max} = 1,48 + 0,02 = 1,5 \text{ (мм)}$$

Визначимо мінімальну ширину провідника:

$$b_{min} = b_{пр} + 1,5h_{\phi} + 0,03 \quad (3.1.9)$$

де:  $b_{пр}$  - мінімальна ширина провідника, візьмемо із рис.3.1.1 класів точності.

Третій клас точності ДМ  $b_{пр} = 0,25$  мм

$$b_{min} = b_{пр} + 1,5h_{\phi} + 0,03 = 0,25 + 1,5 * 0,035 + 0,3 = 0,33 \text{ (мм)}$$

Максимальна ширина провідника:

$$b_{max} = b_{min} + 0,02$$

$$b_{max} = 0,33 + 0,02 = 0,35 \text{ (мм)}$$

Визначимо мінімальну відстань між провідниками та контактним майданчиком.

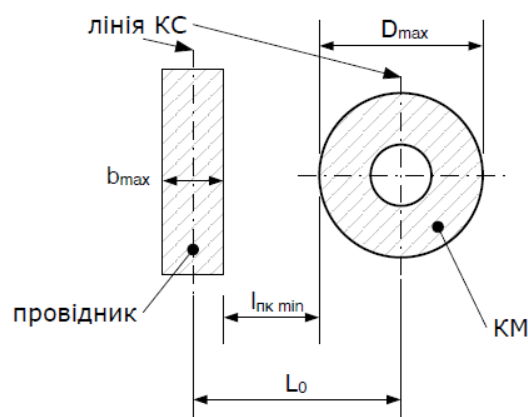


Рисунок 3.1.4 – Позначення змінних, розмірів та відстаней для провідників

$$l_{ПКМ min} = L_0 - \left( \frac{D_{max}}{2} + \delta_{KM} + \frac{b_{max}}{2} + \delta_{СП} \right) \quad (3.1.10)$$

Де:  $L_0$  – відстань між центрами отвору та друкованого провідника, що є кратним кроку КС:  $L_0 = 1,25$  мм

$D_{max}$  – максимальний діаметр КМ

$b_{max}$  – максимальна ширина провідника

$\delta_{KM}$  – похибка розташування центру КМ відносно вузлу КС,  $\delta_{KM} = 0,05$  мм

$\delta_{СП}$  – похибка, що враховує зміщення провідника,  $\delta_{СП} = 0,05$  мм

$$l_{ПКМ min} = L_0 - \left( \frac{D_{max}}{2} + \delta_{KM} + \frac{b_{max}}{2} + \delta_{СП} \right) = 1,25 - \left( \frac{1,5}{2} + 0,05 + \frac{0,35}{2} + 0,05 \right) = 0,225 \text{ (мм)}$$

Визначимо мінімальну відстань між двома сусідніми провідниками

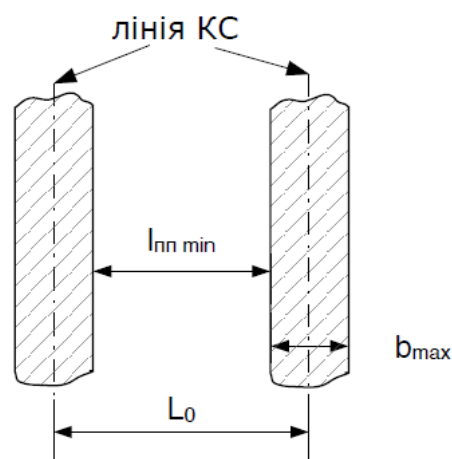


Рисунок 3.1.5 – Позначення змінних, розмірів та відстаней для провідників

$$l_{пп min} = L_0 - (b_{max} + 2\delta_{СП}) \quad (3.1.11)$$

$$l_{пп min} = L_0 - (b_{max} + 2\delta_{СП}) = 1,25 - (0,35 + 2 * 0,05) = 0,8 \text{ (мм)}$$

Визначимо падіння напруги на самому довгому друкованому провіднику

$$U_{пад} = \frac{p * I_{max} * l_{пр}}{b_{пр} * t_{пр}} \quad (3.1.12)$$

де:  $p$  - питомий об'ємний опір для комбінованого позитивного методу виготовлення ДП,  $p = 0,0175 \text{ Ом} * \text{мм}^2 / \text{м}$

$l_{\text{пр}}$  - максимальна довжин друкованого провідника, м

$t_{\text{пр}}$  - товщина провідника, мм

$I_{\text{max}}$  - струм в провіднику, А

$$U_{\text{пад}} = \frac{p * I_{\text{max}} * l_{\text{пр}}}{b_{\text{пр}} * t_{\text{пр}}} = \frac{0,0175 * 102 * 10^{-3} * 0,063}{0,35 * 0,097} = 3,312 \text{ (мВ)}$$

Розраховане значення падіння напруги не перевищує 5% від напруги живлення.

Визначимо потужність втрат двосторонньої друкованої плати. Потужність втрат визначається за формулою 3.1.13.

$$P_{\text{пот}} = 2\pi f * C * E_n^2 * tg\sigma \quad (3.1.13)$$

де:  $f = 1$ , тому що розрахунок ведеться на постійному струмі

$tg\sigma$  – тангенс кута діелектричних втрат для матеріалу друкованої плати,  $tg\sigma = 0,002$  для матеріалу FR4.

$C$  – ємність друкованої плати

$$C = \frac{0,009 * \varepsilon * S_m}{h} \quad (3.1.14)$$

де:  $\varepsilon$  – діелектрична проникність,  $\varepsilon = 4,5$  для FR4.

$S_m$  – площа металізації  $\text{мм}^2$

$h$  – товщина друкованої плати, мм

$$C = \frac{0,009 * \varepsilon * S_m}{h} = \frac{0,009 * 4,5 * 600}{1,5} = 16,2 \text{ (нФ)}$$

$$P_{\text{пот}} = 2\pi f * C * E_n^2 * tg\sigma = 2 * 3,14 * 1 * 16,2 * 10^{-6} * 0,002 = 34,39 \text{ (мкВт)}$$

Визначимо ємність між двома сусідніми провідниками, що розташовані на одній стороні друкованої плати та мають однакову ширину:

$$C = 0,12 * \varepsilon * l_{\text{пр}} \left[ \lg \frac{2S}{b_{\text{пр}} + t_{\text{пр}}} \right]^{-1} \quad (3.1.15)$$

де:  $S$  – відстань між двома паралельними провідниками, мм

$l_{\text{пр}}$  - товщина друкованого провідника, мм

$t_{\text{пр}}$  - товщина друкованого провідника, мм

$l_{\text{пр}}$  - довжина взаємного перекриття двох провідників, мм

$$C = 0,12 * \varepsilon * l_{\text{пр}} \left[ \lg \frac{2S}{b_{\text{пр}} + t_{\text{пр}}} \right]^{-1} = 0,12 * 4,5 * 20 * \left[ \lg \frac{2*0,8}{0,35+0,096} \right]^{-1} = 17,45 \text{ (пФ)}$$

Взаємна індуктивність двох паралельних друкованих провідників однакової довжини визначається за формулою (3.1.16):

$$M = 0,02 \left( l_{\text{пр}} \lg \frac{\sqrt{l_{\text{пр}}^2 + L_0^2} + l_{\text{пр}}}{L_0} - \sqrt{l_{\text{пр}}^2 + L_0^2} + L_0 \right) \quad (3.1.16)$$

де:  $l_{\text{пр}}$  – довжина перекриття паралельних провідників, см

$L_0$  – відстань між вісьовими лініями двох паралельних провідників, см

$$\begin{aligned} M &= 0,02 \left( l_{\text{пр}} \lg \frac{\sqrt{l_{\text{пр}}^2 + L_0^2} + l_{\text{пр}}}{L_0} - \sqrt{l_{\text{пр}}^2 + L_0^2} + L_0 \right) \\ &= 0,02 \left( 2 \lg \frac{\sqrt{4 + 0,0156} + 2}{0,125} - \sqrt{2^2 + 0,0156} + 0,125 \right) = 0,02277 \text{ (нГн)} \end{aligned}$$

Отримані значення паразитної ємності та взаємної індуктивності дозволяють стверджувати, що на працездатність схеми вони не впливають

Надійність друкованого вузла визначається надійністю всіх елементів, що встановлюються на ДП, самою ДП та пайкою елементів. Відмова одного або декількох елементів призводить до відмови всього приладу, а елементи фактично є невідновлюваними. Тому найточнішою кількісною мірою надійності кожного конструктивного елемента є час напрацювання до відмови. Для повної характеристики надійності необхідна густина розподілу часу безвідмовної роботи даного типу конструктивного елемента  $f(t)$  та інтенсивність відмов  $\lambda(t)$ . З цими залежностями можна визначити імовірність відмови та середній час безвідмовної роботи. Інтенсивність відмов електрорадіоелементів є експериментальною величиною і залежить від таких

факторів, як температура навколишнього середовища, теплові удари, вологість, режим роботи і т.д.

Для розрахунку інтенсивності відмов елемента будемо використовувати базову інтенсивність відмов  $\lambda_0$  при нормальних умовах. Ця величина є експериментальною і наведена в довідниках для різних елементів. Також потрібно враховувати режим роботи елементів, температурний режим та зовнішні впливи. Для цього використовуватимемо коефіцієнт навантаження (КН) для врахування режиму роботи елемента, поправочний коефіцієнт температурного режиму  $\alpha_t$  для врахування температурного режиму та поправочний коефіцієнт  $\alpha_e$  для врахування зовнішніх впливів. Останні два є довідниковими значеннями, тому будемо використовувати значення для  $\alpha_t$  і  $\alpha_e$  з джерела [4]. Оскільки коефіцієнт навантаження є недовідниковим значенням, розрахуємо його для кожного типу конструктивного елемента. Він визначається як відношення навантаження в робочому режимі до навантаження номінального.

Для резисторів коефіцієнт навантаження КН визначається за потужністю, що розсіюється на резисторі. Найбільша потужність виділяється на резисторі з найменшим номінальним опором (120 Ом), оскільки струм, що протікає через резистор, обернено пропорційний його опору (чим більший опір, тим менший струм). Таким чином, розглянемо резистор з найменшим опором в приладі як найгірший випадок. Для інших, більших опорів коефіцієнт навантаження буде меншим. Використовуючи коефіцієнт навантаження в найгіршому випадку для всіх резисторів, отримаємо гірші показники, що краще для конструкторського розрахунку, оскільки забезпечить певний запас по надійності.

Отже:

$$K_{HR} = \frac{U^2}{R * P_{ном}} = \frac{5^2}{120 * 0,25} = 0,83$$

де: R – 120 Ом (найменший опір в приладі).

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						38
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

$P_{\text{ном}} = 0.5$  – номінальна потужність

$U = 5 \text{ В}$  напруга живлення.

Для конденсаторів коефіцієнт навантаження визначається по напрузі.  
Розраховуємо для найгіршого випадку для конденсаторів:

$$K_{\text{НС}} = \frac{U_{\text{роб}}}{U_{\text{ном}}} = \frac{5}{12} = 0,416667$$

Для діодів, в нашому випадку розраховуватимемо  $K_{\text{н}}$  для діодів за струмом, оскільки струми, за яких працюють ці елементи, значно ближчі до максимальних значень (102 до 3А), ніж у випадку напруги, тому візьмемо гірший випадок:

$$K_{\text{HD}} = \frac{I_{\text{роб}}}{I_{\text{ном}}} = \frac{102}{3000} = 0,04$$

Для кварцових резонаторів візьмемо  $K_{\text{н}}$  рівний 0,8, оскільки даний елемент є критично важливим для функціонування мікроконтролера, тому необхідний певний запас по надійності.

Мікросхемам візьмемо  $K_{\text{н}}$  рівний 1, оскільки мікросхеми взяті такими, щоб забезпечувати повне функціонування схеми, припускаючи що всі мікросхеми працюють у відповідних режимах при струмах та напругах, що забезпечують стабільне функціонування їх протягом довгого часу як гарантує datasheet на кожен з мікросхем.

Дисплей: візьмемо  $K_{\text{н}}$  рівний 0,8, щоб забезпечити запас по надійності для даного елемента, оскільки він є пристроєм індикації.

Решта елементів: для усіх інших елементів візьмемо  $K_{\text{н}} = 1$ .  
Інтенсивність відмов друкованої плати визначатимемо як інтенсивність відмов металізованих отворів.

Дані для розрахунку часу напрацювання до першої відмови занесені до табл.3.1.2. Кліматичне виконання приладу, що диктує максимальну температуру роботи в  $+40^{\circ}\text{C}$ , спираючись на цю інформацію обираємо  $\alpha_t$ .

Даний друкований вузол відноситься до рухомої електрорадіоапаратури, тому візьмемо  $\alpha_e = 15$ .

$\alpha_e$  – поправочний коефіцієнт на вплив зовнішніх впливів (для переносної апаратури  $\alpha_e = 15$ ),

$\alpha_t$  – поправочний температурний коефіцієнт.

Таблиця 3.1.2

Розрахунок відмов

Компонент	N	$\lambda_{0e} * 10^{-6}, \text{год}^{-1}$	$K_H$	$a_t$	$a_e$	$N\lambda_{0e}K_Ha_t a_e * 10^{-6}$
Резистори	14	0,044	0,83	0,2	15	1,53384
Конденсатори	19	0,022	0,416	0,4	15	1,043328
Діоди	3	0,025	0,04	0,9	15	0,0405
Мікросхеми	7	0,025	1	1,2	15	3,15
Дисплей	1	0,88	0,8	1	15	10,56
Кварцовий резонатор	1	0,03	0,8	1	15	0,36
Котушки індуктивності	2	0,042	1	1	15	1,26
Пайка виводу	333	0,000069	1	1	15	0,344655
Контакти роз'ємів	150	0,0015	1	1	15	33,75
Друкована плата (мет. отворів)	100	0,000017	1	1	15	0,0255
Сума інтенсивності відмов вузла						21,69282

Середній час напрацювання до першої відмови:

$$T_{\text{ср}} = \frac{1}{\lambda_p} = \frac{1}{21,69282 * 10^{-6}} = 46098,2 \approx 46000 \text{ год}$$

$$\frac{46000}{360*24} = 5,3 \text{ років}$$

Отримані значення середнього часу напрацювань дозволяють стверджувати, що прилад відповідає вимогам вказаних в технічному завданні.

### 3.2. Вибір типу та матеріалу друкованої плати (ДП)

Правильний вибір матеріалів, технологічних процесів і елементної бази при розробці сучасних друкованих вузлів багато в чому визначає рівень працездатності і надійність електронного пристрою в цілому при раціональних економічних витратах у виробництві. При цьому розглядаються такі аспекти:

- призначення електронної системи: технічні умови на виробі, очікуваний робочий ресурс, елементна база з характеристиками по швидкодії, вихідному опору, рівню робочих сигналів, напрузі живлення і т. д.;
- експлуатаційні вимоги по ремонтпридатності: можливості профілактики та ремонту, наявність запасних друкованих вузлів і блоків;
- навколишні умови при зберіганні та роботі. Технологія виготовлення: сумісність з діючим виробництвом, ступінь і характер механізації і автоматизації при заданому обсязі виробництва;
- базові та допоміжні матеріали: обсяг можливих поставок, вартість, необхідність відбору за спеціальними вимогами.

При виробництві ДП застосовуються вітчизняні та імпортовані матеріали різних виробників. Матеріали, що застосовуються в якості основи для ДП повинні мати: високі електроізоляційні властивості, достатню механічну міцність, бути стійкими до кліматичних впливів. Цим вимогам задовольняють електротехнічні матеріали: склотекстоліт, кераміка, фторопластова плівка, сапфір і ін.. В даний час введено новий параметр - опірність займання. Цьому параметру виділені полімерні композиційні матеріали FR-1 ... FR-5. Найбільш поширеним матеріалом для виробництва ДДП і БДП є FR-4. Стандартний FR-4 представляє собою композитний матеріал на основі скловолокна. Має товщину 1,5 мм і складається з 8 шарів («препрегів») склотекстоліта. Застосування FR-4 дозволяє отримати отвори високої якості,



а це важливо для монтажу елементів в отвори. Відмінною характеристикою даного матеріалу є:

- високе значення адгезії фольги до підкладки діелектрика під впливом високої температури,
- високий об'ємний та поверхневий електричний опір,
- висока температура склування і стабільність геометричних розмірів.

Таким чином, для реалізації ДДП обраний сучасний, з високими параметрами матеріал FR4-2-35-1,5. Даний матеріал є фольгованим склотекстолітом з підвищеною нагрівостійкістю, товщиною 1,5 мм, облицьований з двох сторін мідною електролітичною фольгою товщиною 35 мкм.

### **3.3. Розміщення конструкторських елементів в монтажному просторі плати**

Розміщення компонентів на друкованих платах має важливу роль, від цього залежить подальша розробка корпусу, методи кріплення та реалізація назначеного функціонала.

На зображенні Рис. 3.3.1 показано розташування компонентів на друкованій платі. Це розташування взято як оптимальне з урахуванням вимог до пристрою та його функціоналу. Дисплей розташований над центром плати для зручного розташування енкодера, який знаходиться у центрі вертикалі плати. На задній стороні модуля розташований конектор під плату модуля, який також розташований у центрі. Оскільки розміри плати можуть перевищувати розміри корпусу з циліндричною формою, розумно розмістити плату у центрі, оскільки саме там доступне найширше місце, що відповідає радіусу циліндра. Роз'єм знаходиться нижче конектора плати та знаходиться у вертикальній центральній позиції.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						42
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

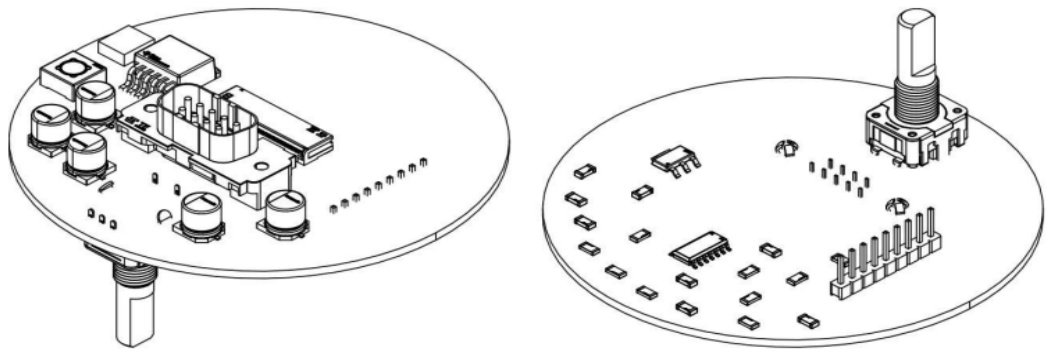


Рисунок 3.3.1 – Розміщення компонентів основної плати

На зображенні Рис. 3.3.2 показано розташування компонентів на друкованій платі модуля. Конектор є частиною плати, виконаний у вигляді нарізаних доріжок на текстоліті із двох боків. Мікроконтролер та мікросхема перетворювач розміщені із різних сторін плати для оптимізації трасування та зменшення розмірів плати.

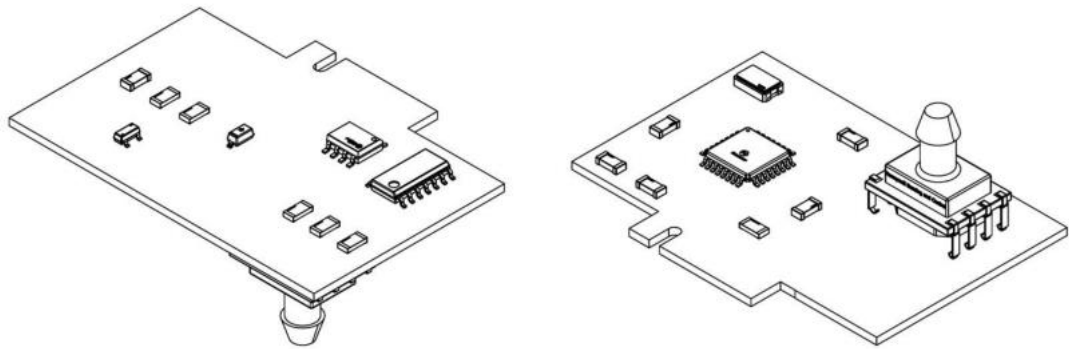


Рисунок 3.3.2 – Розміщення компонентів плати модулю

### 3.4. Проектування друкованих плат у середовищі САПР Altium Designer

Знаючи параметри кожного компонента схеми вийшло відтворити максимально детальну віртуальну модель пристрою. Першим етапом розробки в програмному забезпеченні створення компонентної бази та графічно принципового позначення компонентів.

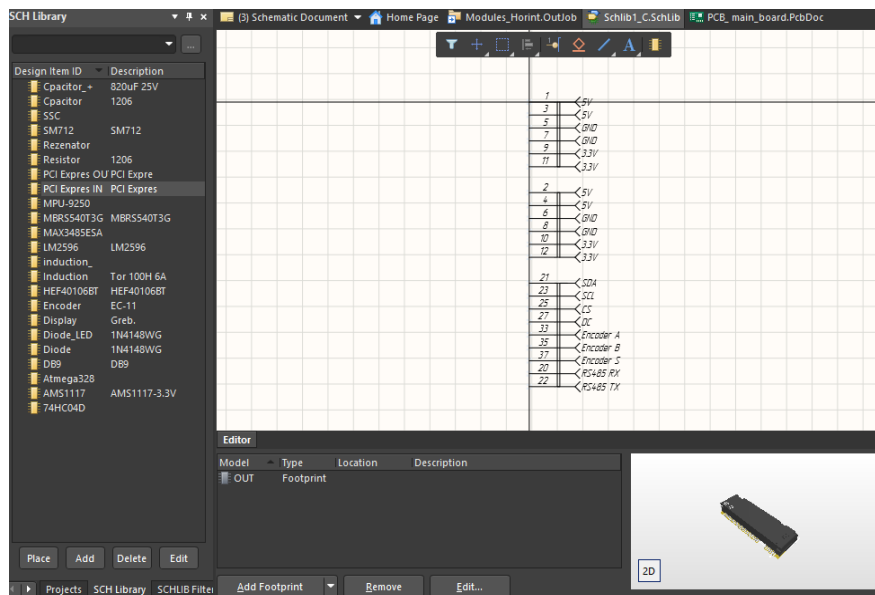


Рисунок 3.4.1 - Altium Design створення бібліотеки компонентів

Далі, на базі компонентної бази я розробив схеми електричні принципові.

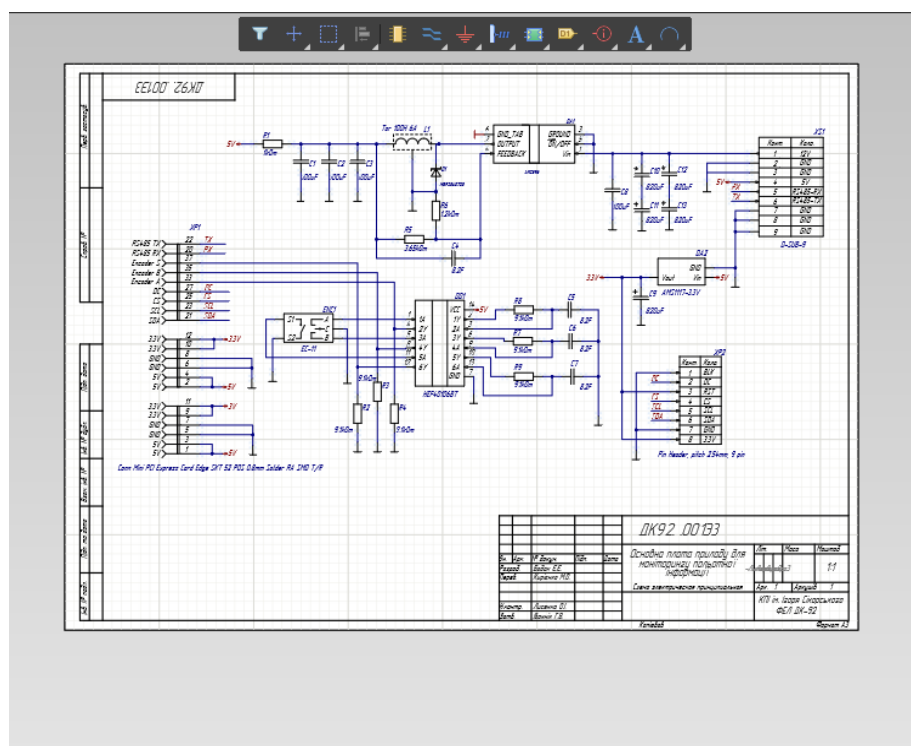


Рисунок 3.4.2 - Altium Design створення схеми електричної принципової

Наступним кроком після створення і перевірки схем є перенесення схеми в зону трасування. Для цього я створюю файл розширення PcbDcs, та імпортую компоненти із в'язками. Далі починається процес трасування, спочатку я розмістив компоненти на свої міста та виконав з'єднання доріжками.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ДК92.402252.001 ПЗ

Лист

44

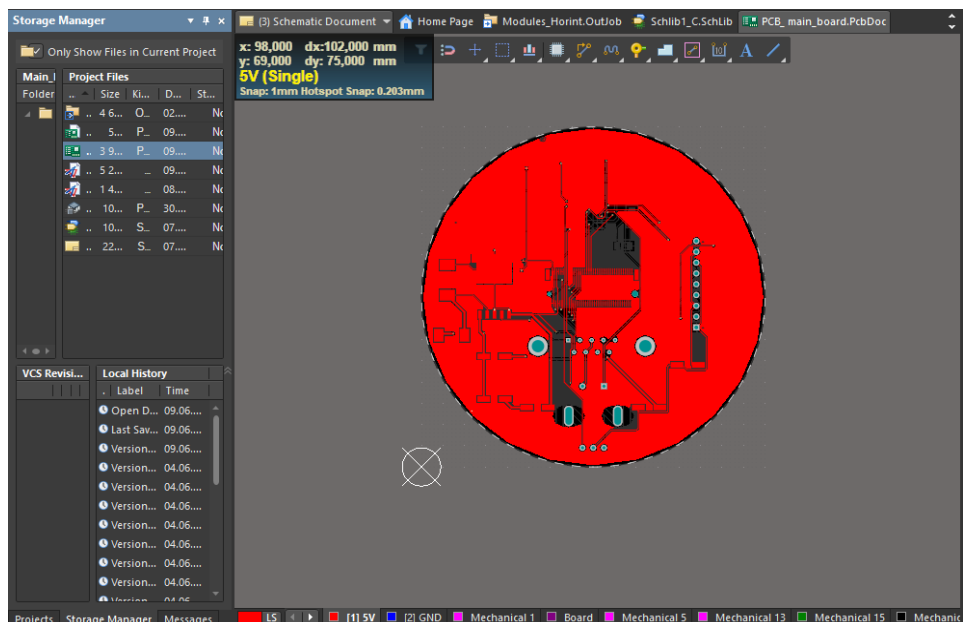


Рисунок 3.4.3 - Altium Design створення друкованої плати

Для контролю правильності розміщення елементів, використовував функцію перегляду ізометричного вигляду плати (функція активується натисканням клавіші «3»).

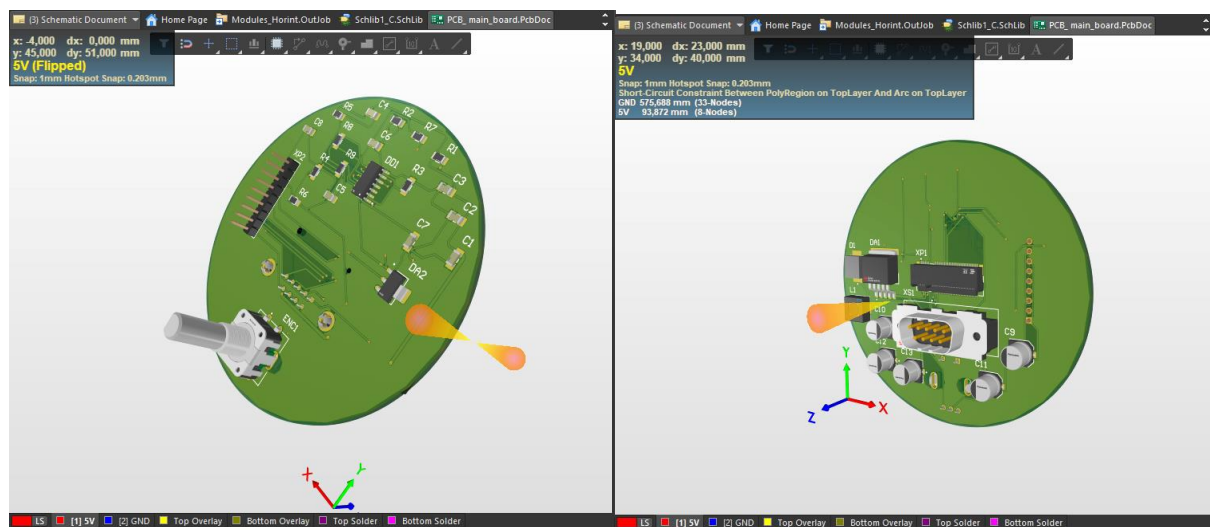


Рисунок 3.4.4 - Altium Design ізометричний вид друкованої плати

### Висновок до розділу 3

У розділі "Конструкторсько-технологічне проектування приладу", проведено розрахунки компонентів та параметрів друкованих плат. На даному етапі все відповідає вимогам функціональності. Отримані результати свідчать про відповідність поставленим завданням і вимогам.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ДК92.402252.001 ПЗ

Лист

45

#### 4. ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Авіагоризонт відображає інформацію про крен та тангаж літака, дозволяючи пілоту зорієнтуватись у просторі та виконувати різноманітні маневри.

Крен вказує на нахил бічно відносно горизонтальної площини. Візуальне відображення крену на авіагоризонті дає можливість визначити, чи літак нахиляється вліво або вправо, та в якій мірі. Це дозволяє зберігати баланс та стабільність під час польоту, а також коригувати курс літака залежно від потреби.

Тангаж вказує на нахил вперед або назад відносно горизонтальної площини. Авіагоризонт допомагає пілоту контролювати тангаж, щоб підтримувати потрібний кут підйому або спуску. Візуальне відображення тангажу допомагає визначати, чи літак рухається вгору або вниз та в якій мірі, що є критичним для збереження безпеки під час польоту.

Графічне представлення авіагоризонту може включати відображення характеристик крену та тангажу у вигляді кутів, індикаторів, стрілок або штрихової шкали.

Вимоги до точності та надійності відображення графіки авіагоризонту включає наступні пункти:

- Точність вимірювання: Графіка авіагоризонту повинна відображати крен та тангаж з високою точністю. Вимоги до точності залежать від конкретних вимог авіоніки та рівня безпеки, але зазвичай вимагаються точність в межах кількох градусів.
- Реакція в реальному часі: Графіка авіагоризонту повинна оновлюватись та реагувати на зміни крену та тангажу в реальному часі. Це дозволяє пілотам отримувати актуальну інформацію та швидко реагувати на зміни у положенні літака.

- Читабельність: Графіка авіагоризонту повинна бути чіткою та легко читабельною для пілотів у різних умовах освітлення та випадку непередбачених ситуацій. Кольори, шрифти та інші візуальні елементи повинні бути взяті таким чином, щоб забезпечити максимальну читабельність та розпізнаваність інформації.

Висотомір вимірює висоту повітряного судна відносно референцного рівня, як правило, відносно рівня моря. Його основна функція полягає в вимірюванні точної висоти повітряного судна і відображенні цієї інформації пілоту. Висотомір також показує зміну висоти повітряного судна з часом, що дозволяє пілотам контролювати підйом або спуск.

Індикатор вертикальної швидкості відображає швидкість зміни висоти повітряного судна. Він надає інформацію про швидкість підйому або спуску літака. Індикатор вертикальної швидкості вимірює та відображає ці дані, що дозволяє пілоту відстежувати та контролювати вертикальні зміни. За допомогою цього приладу пілот може підтримувати стабільну швидкість підйому або спуску, а також виявляти надмірну або недостатню вертикальну швидкість, що може вказувати на потенційно небезпечні ситуації.

Варто згадати, що для написання ПО використовується мова C++, та середовище розробки ArduinoIDE.

ПО модулю починає роботу після підключення до основної плати. Першим відбувається ініціалізація, вимірювальної периферії: датчики, модулі, енкодери, дисплеї.

Далі роботи відбувається в декілька етапів, загально структура та послідовність має наступний вигляд:

- Очищення дисплея.
- Отримання даних із датчиків.
- Перерахунок даних та прийняття рішення.
- Оновлення графічних елементів.

Ці етапи відбуваються циклічно, за виключенням переривання яке перевіряє зміни значення енкодера, щоб в реальному часі вносити зміни в

налаштування. У Додаток Б та Додаток В наведений лістинг коду, де є відповідні коментарі для довідки.

#### 4.1. Розробка графічного інтерфейсу для авіагоризонту

При завантаженні, на приладі має відображатися назва модулю, що встановлений в основну плату. Відбувається це у функції `void setup()`. Для дисплею створений клас `tft`, який вміщає функції відмалювання примітивів та тексту.

```
// Початкова сторінка при завантаженні
tft.init(240, 320, SPI_MODE2);
tft.setRotation(3);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(30, 50);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("Aviahorizont module V1");
icon_plane();
delay(5000);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
```

Функції `tft.init` та `tft.setRotation` визначаються один раз при завантаженні коду, вони відповідають за налаштування розширення екрану та орієнтацію координатної сітки. Початкові координати по осям X та Y знаходять у верхньому лівому куті.

Функція `tft.fillScreen` заповнює дисплей один кольором, тобто очищує всі попередньо заповнені позиції. Далі наступними функціями визначається розмір, позиція та колір тексту який необхідно вивести.

Функція визначена у коді для виведення іконки літака (рис.4.1.1) за рахунок примітивів, двох заповнених трикутників. Далі чекаємо 5 секунд, очищуємо екран і переходимо до основної графічної частини.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						48
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

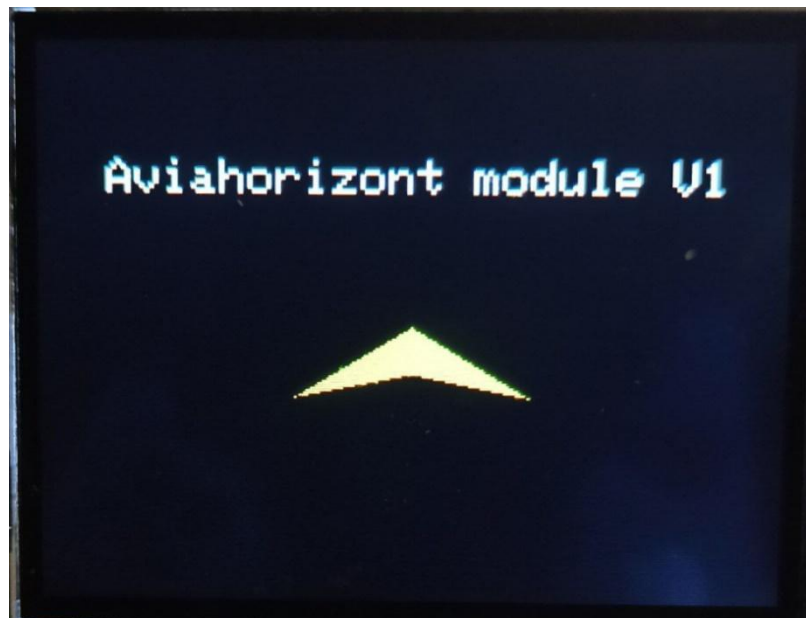


Рисунок 4.1.1 – Вікно ініціалізації приладу

Через деякий час на екрані відображаються основні елементи авіагоризонту:

- Статична іконка літака.
- Шкала крену, що може змінюватись від 0 до 50 в обидва боки.
- Лінія авіагоризонту, яка відображає небо та землю.



Рисунок 4.1.2 – Початкове вікно авіагоризонту

При зміні параметрів крену або тангажу на екрані з'являються наступні елементи:



- Шкала тангажу, яка рухається вертикально разом з лінією авіагоризонту, має градусну міру від 0 до 50 градусів в різних напрямках.
- Вказівник у формі трикутника, який переміщується по дуговій шкалі крену.
- Текстові поля для кута крену та тангажу (ROLL - крен, PITCH - тангаж), які відображають нахил у градусах.

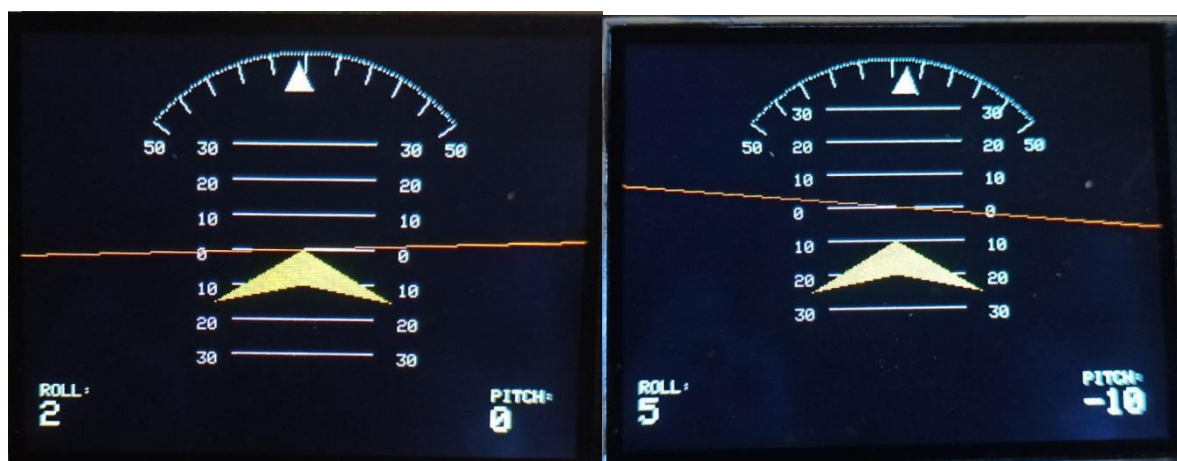


Рисунок 4.1.3 – Основне вікно авіагоризонту

При перевищенні параметру крену (більше 50 градусів), вказівник змінює свій колір на червоний та розміщується у крайньому положенні. Також з'являється повідомлення, яке вказує на необхідність вирівняти крен. Ця функція працює у двох напрямках шкали.



Рисунок 4.2.1 – Відображення повідомлення на основному екрані

Також варто згадати за алгоритм обчислення та відображення на дисплеї графічного елемента, який представляє лінію авіагоризонту.

```
void calculate_ROLL()
{
    tft.drawLine(cord_date[0],cord_date[1],cord_date[2],cord_date[3],
    ST77XX_BLACK);

    tft.drawLine(cord_date[4],cord_date[5],cord_date[6],cord_date[7],
    ST77XX_BLACK);

    float theta_roll_a = 2.0f * 3.1415926f * float(ROLL) / float(360);
    int x_roll_a = (600 * cosf(theta_roll_a)) + 160;
    int y_roll_a = (600 * sinf(theta_roll_a)) + 120 + PITCH * 2;
    float theta_roll_b = 2.0f * 3.1415926f * float(ROLL + 180) /
    float(360);

    int x_roll_b = (600 * cosf(theta_roll_b)) + 160;
    int y_roll_b = (600 * sinf(theta_roll_b)) + 120 + PITCH * 2;
    cord_date[0] = x_roll_a;
    cord_date[1] = y_roll_a;
    cord_date[2] = x_roll_b;
    cord_date[3] = y_roll_b;

    tft.drawLine(cord_date[0],cord_date[1],cord_date[2],cord_date[3],
    ST77XX_ORANGE);
}
```

Функція `calculate_ROLL()` викликається для обчислення та відображення руху по осі `ROLL` на дисплеї. Початковим кроком є видалення старого графічного елемента з дисплею, що відповідає попередньому положенню `ROLL`. Це здійснюється за допомогою функції `tft.drawLine()`, яка малює лінію між координатами `(cord_date[0],cord_date[1])` та `(cord_date[2],cord_date[3])`, з використанням кольору `ST77XX_BLACK` (чорний).

Далі обчислюються нові координати для графічного елемента `ROLL`. Значення `ROLL` використовується для визначення кута обертання. Формула  $\text{theta\_roll\_a} = 2.0f * 3.1415926f * \text{float(ROLL)} / \text{float(360)}$  визначає кут у радіанах для першої лінії. Функція `cosf()` обчислює косинус кута, а `sinf()` -

синус кута. Значення 600 використовується для масштабування розміру графічного елемента, так щоб лінія виходила за межі екрану і не видно кінців. Шляхом додавання відповідних значень `x_roll_a`, `y_roll_a` обчислюються нові координати точки.

Аналогічно обчислюються нові координати для другої точки, використовуючи значення `ROLL + 180` для симетричного відображення лінії.

Оновлені координати зберігаються в масиві `cord_date`, щоб їх можна використовувати при очищенні попередніх пікселів.

Нарешті, новий графічний елемент `ROLL` малюється на дисплеї. Функція `tft.drawLine()` використовує оновлені координати (`cord_date[0]`,`cord_date[1]`) та (`cord_date[2]`,`cord_date[3]`), з використанням кольору `ST77XX_ORANGE` (помаранчевий).

Також оглянувши закінчення функції для обрахунку точок `int y_roll_a = (600 * sinf(theta_roll_a)) + 120 + PITCH * 2`; бачимо параметр крену (`PITCH`). Він також включається в розрахунок, щоб крім обертання лінії авіагоризонту навколо центру, можна було переміщати її по вертикалі разом із поділками `PITCH`.

Також варто розглянути код призначений для відображення координатора тангажу. Функція `calculate_ROLL_indicator()` відповідає за відображення.

```
// Відображення координатора Тангаж
```

```
void calculate_ROLL_indicator()
{
    tft.setTextSize(1);
    tft.setCursor(70, 60);
    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextWrap(true);
    tft.print("50");
    tft.setCursor(240, 60);
```

```

tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("50");

for(int i = 220; i < 320; i++)
{
    float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
    int x_a = (110 * cosf(theta_a)) + 160;
    int y_a = (110 * sinf(theta_a)) + 120;

    float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
    int x_b = (110 * cosf(theta_b)) + 160;
    int y_b = (110 * sinf(theta_b)) + 120;

    tft.drawLine(x_a, y_a, x_b, y_b, ST77XX_WHITE);
}

for(int i = 220; i <= 320; i += 10)
{
    float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
    int x_a = (110 * cosf(theta_a)) + 160;
    int y_a = (110 * sinf(theta_a)) + 120;

    float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
    int x_b = (100 * cosf(theta_b)) + 160;
    int y_b = (100 * sinf(theta_b)) + 120;

    tft.drawLine(x_a, y_a, x_b, y_b, ST77XX_WHITE);
}

if(ROLL >= -50 && ROLL <= 50)
{

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],ind_date[4],ind_date[5], ST77XX_BLACK);

    float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(265 + ROLL) /
float(360);

```

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						53
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

```

int x_a = (90 * cosf(theta_a)) + 160;
int y_a = (90 * sinf(theta_a)) + 120;

float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(270 + ROLL) /
float(360);

int x_b = (105 * cosf(theta_b)) + 160;
int y_b = (105 * sinf(theta_b)) + 120;

float theta_c = 2.0f * 3.1415926f * float(275 + ROLL) /
float(360);

int x_c = (90 * cosf(theta_c)) + 160;
int y_c = (90 * sinf(theta_c)) + 120;

ind_date[0] = x_a;
ind_date[1] = y_a;
ind_date[2] = x_b;
ind_date[3] = y_b;
ind_date[4] = x_c;
ind_date[5] = y_c;

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],ind_date[4],ind_date[5], ST77XX_WHITE);

    tft.fillRect(65, 210, 190, 230, ST77XX_BLACK);

}

else

{

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],ind_date[4],ind_date[5], ST77XX_RED);

    tft.fillRect(65, 210, 190, 230, ST77XX_RED);

    tft.setTextSize(2);

    tft.setCursor(75, 220);

    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);

    tft.setTextWrap(true);

    tft.print("LEVEL THE ROLL!");

```

}

}

Спочатку відбувається налаштування текстових параметрів для виводу значень на дисплей, таких як розмір шрифту, положення тексту та колір тексту. Далі виведення значень "50" на дисплей у відповідних координатах (70, 60) та (240, 60).

Побудова кіл для відображення кординатора тангажу. Цикл від 220 до 320 розраховує координати точок на колі та використовує їх для малювання ліній.

Побудова відміток на кординаторі тангажу. Цикл від 220 до 320 з кроком 10 обчислює координати точок на внутрішньому колі та зовнішньому колі для відміток.

Умовна конструкція перевіряє значення змінної ROLL (кут нахилу) і відповідно відображає кординатор тангажу.

Якщо значення ROLL знаходиться в діапазоні від -50 до 50, то відображається білий трикутник, що позначає кут нахилу (переміщується по дугі). Координати трикутника зберігаються в масиві ind\_date. Додатково, відображається чорний прямокутник зверху, щоб очистити попередні значення.

Якщо значення ROLL не знаходиться в діапазоні від -50 до 50, то відображається червоний трикутник (у крайньому положенні шкали), що позначає некоректне значення кута нахилу. Також відображається червоний прямокутник з надписом "LEVEL THE ROLL!".

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						55
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## 4.2. Розробка графічного інтерфейсу для висотоміра та індикатора вертикальної швидкості

При завантаженні приладу, на екрані відображається інформація про модуль, що встановлений в основну плату та параметри які він вимірює.

```
// Початкова сторінка при завантаженні
tft.init(240, 320, SPI_MODE2);
tft.setRotation(3);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(45, 50);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("BAROMETRIC ALTIMETER");
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(45, 80);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("from -1000 to 5000 m");
tft.setCursor(80, 130);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("VERTICAL SPEED");
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(60, 170);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("from -30 to 30 m/s");
delay(5000);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
```

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						56
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

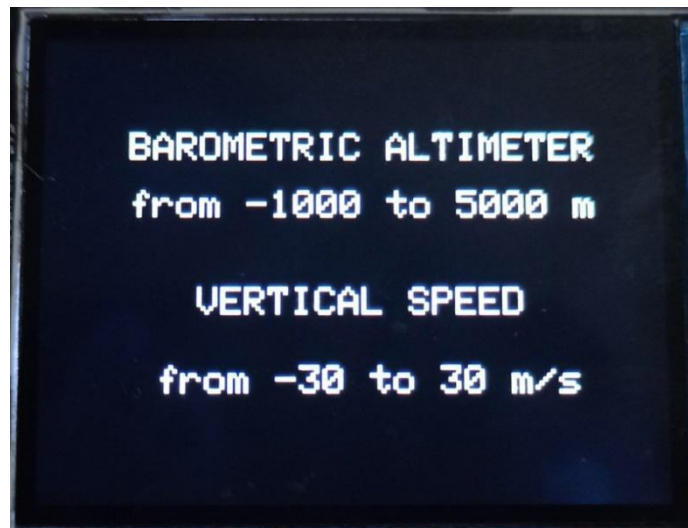


Рисунок 4.2.1 – Вікно завантаження приладу

Через певний час на приладі відображаються наступні параметри:

- Написи вказівники, які розділяють екран на дві частини приладу.
- Шкала вертикальної швидкості в межах від 0 до 30 метрів на секунду в різні сторони.
- Індикатор у вигляді жовтого трикутника, що переміщується по шкалі.
- Цифрове поле для відображення вертикальної швидкості у метрах на секунду.
- Поле відделене рамкою, відображає висоту у метрах.
- Поле тиску над рівнем моря, що вимірюється у гектопаскалях 1013(hPa).

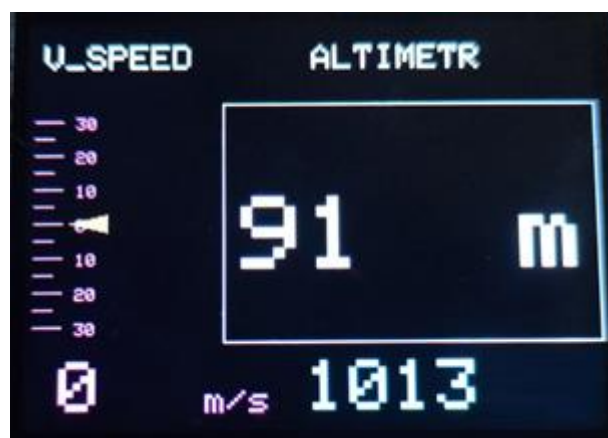


Рисунок 4.2.2 – Основне вікно приладу з модулем висотоміра та індикатора вертикальної швидкості



Поле тиску над рівнем моря (1013 PSI) можна змінювати за допомогою енкодера, початкове значення при завантаженні приладу завжди дорівнює 1013 гПа. При зміні цього параметру змінюється і висота, значення враховується у формулі розрахунку.



Рисунок 4.2.3 – Відображення зміни висоти при виставленні різного тиску

Розрахунок барометричної висоти має багато варіантів із різної літератури. Найбільш точною формулою для розрахунку висоти без врахування зміни температури є Барометрична формула, після виведення величини відстані  $H$  [10].

$$H = \left( \frac{T_0}{L} \right) * \left( 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{R*L}{g}} \right) \quad (4.3.1)$$

де:  $T_0$  - температура на рівні моря (у Кельвінах). Зазвичай приймається приблизно 288.15 К.

$L_0$  - температурний градієнт атмосфери. Це зміна температури з висотою. Зазвичай приймається приблизно 0.0065 К/м.

$R$  - газова стала. Зазвичай приймається приблизно 8.314 J/(mol·K)

$g$  - прискорення вільного падіння. Зазвичай приймається приблизно 9.80665 м/с<sup>2</sup>.

$P$  – вимірюваний тиск hPa.

$P_0$  – тиск над рівнем моря. Зазвичай приймається приблизно 1013 hPa.

Інші елементи графіки відображають за рахунок вище описаних функцій (примітивів та тексту), повний лістинг коду наведений у Додаток В.

#### **Висновок до розділу 4**

У розділі "Програмне забезпечення", проведено розробку ПО для двох модулів на основі мікроконтролера Atmega328. Розроблена графіка має зручний на інтуїтивно зрозумілий інтерфейс, що відповідає вимогам до приладу.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						59
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## Висновки

У даному дипломному проєкті розроблено прилад для моніторингу польотної інформації шляхом пройдених етапів.

Описано область застосування, покоління, класифікацію та значимість розробки. Варто відмітити, що Авіабудівна промисловість України має повний цикл виробництва літаків різноманітних класів: від легких літальних апаратів, до великих пасажирських та транспортних суден. Практично на всіх ЛА використовувалась авіоніка російського виробництва або імпортне обладнання. Наразі відбувається процес повного заміщення російських компонентів, приладів та систем на обладнання інших виробників. Тому існує проблема та важлива задача розвитку вітчизняного проєктування та виробництва авіоніки з використанням сучасних технологій.

Розроблена концепція приладу, його будова та взаємодія компонентів. Обґрунтовано вибір компонентної бази. Проведені конструкторські розрахунки та розробка друкованої плати, що призвело до створення основної плати приладу та двох комплектних модулів. Описано принцип використання графічної частини приладу і методика розрахунку даних та їх відображення. Використано навички проєктування в САПР Altium Designer та робота із КПУ-3(Контрольно-перевірочна установка).

Дипломний проєкт апробовано на Міжнародній науково-практичній інтернет-конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти», де опубліковані тези доповіді [11]. Правильність схемотехнічних та програмних рішень перевірено на діючому макеті.

Подальший розвиток проєкту передбачає розширення змінних модулів для реалізації нових функцій, розробку схемотехнічного рішення для одночасного підключення декількох модулів та вибіркове відображення потрібної інформації на графічному дисплеї.

					ДК92.402252.001 ПЗ	Лист
						60
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## Список використаних джерел

1. Приборы авиационные / Под ред. Л. И. Григорьева. – Москва: Высшая школа, 1978. - 256 с.
2. Иванов В.С. Энциклопедия авиационных приборов. — Москва: Транспорт, 1998. - 509 с.
3. Черненко З., Кравець М., Лук'яненко О. "Аналіз та порівняльна характеристика модульної авіоніки". Вісник Національного авіаційного університету, 2018. URL: <https://visnyk-nauk.nau.edu.ua/ua/archive.html?number=3&article=478>  
(дата звернення: 10.05.2023).
4. Бухтійаров Б., Шафалей Д. "Порівняльний аналіз модульної та інтегрованої авіоніки". Збірник наукових праць КНТУ, 2019. URL: <http://elartu.tntu.edu.ua/handle/lib/28455>  
(дата звернення: 10.05.2023).
5. "GLANCE EFIS-207". Sapphire Avionics. URL: <https://www.sapphireavionics.com.au/glance-efis-207.html>  
(дата звернення: 10.05.2023).
6. "Модульна авіоніка". Патент UA142620U. URL: [https://patents.google.com/patent/UA142620U/uk?q=\(%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B0+%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%BE%D0%BD%D1%96%D0%BA%D0%B0\)&oq=%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B0+%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%BE%D0%BD%D1%96%D0%BA%D0%B0](https://patents.google.com/patent/UA142620U/uk?q=(%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B0+%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%BE%D0%BD%D1%96%D0%BA%D0%B0)&oq=%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B0+%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%BE%D0%BD%D1%96%D0%BA%D0%B0)  
(дата звернення: 10.05.2023).
7. "Modular avionics system and method". Патент US9137038B1. URL: [https://patents.google.com/patent/US9137038B1/en?q=\(modular+avionics\)&oq=modular+avionics](https://patents.google.com/patent/US9137038B1/en?q=(modular+avionics)&oq=modular+avionics)  
(дата звернення: 10.05.2023).

8. "Modular avionics system". Патент US8683105B1. URL:  
[https://patents.google.com/patent/US8683105B1/en?q=\(modular+avionics\)&oq=modular+avionics](https://patents.google.com/patent/US8683105B1/en?q=(modular+avionics)&oq=modular+avionics)  
 (дата звернення: 10.05.2023).
9. "Modular avionics device and method for updating software". Патент CN102421667B. URL:  
[https://patents.google.com/patent/CN102421667B/en?q=\(modular+avionics\)&oq=modular+avionicsRTCA/DO-178B/C](https://patents.google.com/patent/CN102421667B/en?q=(modular+avionics)&oq=modular+avionicsRTCA/DO-178B/C)  
 (дата звернення: 15.05.2023).
10. Савельев Л. Я. Овчинников В. Л. Конструирование ЭВМ и систем: Учебник для техн. вузов по спец. «Электрон. выч. маш.» — М.: Высш.шк., 1984. — 248 с.
11. Матеріал з Вікіпедії — вільної енциклопедії. URL:  
[https://uk.wikipedia.org/wiki/Барометрична\\_формула](https://uk.wikipedia.org/wiki/Барометрична_формула)  
 (дата звернення: 05.06.2023).
12. Наукова робота Міжнародній науковій конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти становлення» (випуск 78, 8-9 червня 2023 р.). URL:  
<http://www.konferenciaonline.org.ua/ua/article/id-1165/>  
 (дата звернення: 05.06.2023).

## Технічне завдання на проєктування

### 1. Основа для виконання роботи

Підставою для розробки є завдання на дипломний проєкт, згідно з наказу № 2063-с від 30.05.2023 року.

### 2. Найменування та область використання

Прилад для моніторингу польотної інформації.

### 3. Мета та призначення розробки

Метою даної роботи є розробка приладу для моніторингу польотної інформації з використанням сучасної елементної бази та методів виготовлення.

### 4. Джерело розробки

Наказ на проєктування № 2063-с від 30.05.2023 року.

### 5. Технічні вимоги

#### 5.1. Склад виробу й вимоги до пристрою, що розробляється.

Має модульну структуру, де є основна плата та модулі, кожен з яких відповідає за виконання певних функцій приладу.

Модуль 1 вимірює параметр просторового положення літака і виступає у ролі авіагоризонту.

Модуль 2 вимірює атмосферний тиск, проводить розрахунок та визначає два параметри: висоту, вертикальну швидкість.

## **5.2. Технічні характеристики**

### **5.2.1 Функціональні вимоги**

Відображення параметрів навігації:

- Висота над рівнем моря: Відображається в метрах і вказує висоту літака над рівнем моря. Похибка вимірювань становить до 5 метрів.
- Вертикальна швидкість: Відображається в метрах на секунду і показує швидкість зміни висоти літака. Похибка вимірювань становить до 1 метра на секунду.
- Положення: Кути крену, тангажа та рискання. Ці параметри відображають орієнтацію літака в трьох основних вимірах. Положення Крен вимірюється в градусах і вказує на нахил літака в горизонтальній площині. Положення Тангаж також вимірюється в градусах і вказує на кут підняття або спуску літака. Положення Рискання вимірюється в градусах і вказує на обертання літака навколо вертикальної осі. Кут крену: діапазон від 180 до -180 похибка до 2 градусів кута нахилу  
Кут тангажа: діапазон від 180 до -180 похибка до 2 градусів кута нахилу. Кут рискання: діапазон від 180 до -180 похибка до 2 градусів кута нахилу.

### **5.2.2. Характеристики електроживлення**

Прилад повинен мати дві розділені лінії живлення:

- Постійна напруга в діапазоні 4.5 – 5.2 Вольт. Постійний струм від 1 до 1.5 Ампера
- Постійна напруга в діапазоні 3 – 3.5 Вольт. Постійний струм від 1 до 1.5 Ампера
- Постійна напруга в діапазоні 7 - 14 Вольт. Постійний струм від 1 до 1.5 Ампера

### **5.2.3. Розміри та вага приладу**

Розміри приладу: не перевищують 100 мм \* 100 мм \* 100 мм.

Вага приладу: не перевищує 500 г

### **5.3. Вимоги до технологічності.**

Легкість монтажу: всі компоненти повинні бути легко монтовані в корпусі без необхідності використовувати складні інструменти або спеціальне обладнання.

Легкість демонтажу: всі компоненти повинні бути легко демонтовані з корпусу при необхідності ремонту або заміни.

Доступність компонентів: компоненти, що вимагають ремонту або заміни, повинні бути легко доступні для зняття і заміни без необхідності розбирання всього приладу.

Надійність з'єднань: всі з'єднання між компонентами повинні бути надійні і забезпечувати стабільний електричний контакт.

Забезпечення захисту: корпус повинен бути достатньо міцним, щоб захистити компоненти приладу від ударів та інших механічних пошкоджень.

### **5.4. Вимоги до рівня уніфікації й стандартизації.**

Компоненти повинні бути стандартизованими, уніфікованими та забезпечувати сумісність та інтероперабельність.

Компоненти повинні бути стійкими до впливу зовнішніх чинників, таких як температура, вологість, вібрації та інші.

Всі елементи повинні бути простими у монтажі та демонтажі, щоб забезпечити можливість легкої заміни компонентів.



Усі компоненти повинні бути легко доступними для технічного обслуговування та ремонту.

Прилад повинен мати зручний та інтуїтивно зрозумілий користувацький інтерфейс, щоб забезпечити зручне та ефективне використання.

Документація на прилад та його компоненти повинна бути повна, точна та доступна, щоб забезпечити можливість легкої установки, налаштування та обслуговування приладу.

#### **5.5. Вимоги безпеки обслуговування.**

Компоненти, що мають підвищену температуру, повинні бути відокремлені від інших компонентів та мати необхідну ізоляцію, щоб уникнути теплового перевантаження.

Розташування компонентів та їх кріплення повинні відповідати вимогам міцності та стійкості при транспортуванні та використанні.

Компоненти повинні бути розташовані таким чином, щоб запобігти потенційним коротким замиканням та перегріву.

Мінімізація ризику пошкодження компонентів при підключенні/відключенні кабелів та інших з'єднань.

Надання інструкцій з безпеки обслуговування, які містять необхідну інформацію про безпечність та правильний спосіб обслуговування та ремонту.

#### **5.6. Вимоги до складових частин виробу, сировини, вихідних й експлуатаційних матеріалів.**

Для виготовлення приладу використовувати комплектуючі компоненти та матеріали імпортного виробництва.

## **5.7. Умови експлуатації.**

Тиск:

- Максимальний тиск для електронної апаратури та компонентів - 15 psi (103.4 kPa)  $\pm$  10% ;
- Мінімальний тиск для електронної апаратури та компонентів - 7 psi (48.3 kPa)  $\pm$  10%;
- Максимальний тиск для механічних компонентів - 500 psi (3447 kPa)  $\pm$  5%;
- Мінімальний тиск для механічних компонентів - 10 psi (68.9 kPa)  $\pm$  5%.

Температура:

- Максимальна температура експлуатації - 45 °C;
- Мінімальна температура експлуатації - -20° C;
- Максимальна температура зберігання - 30° C;
- Мінімальна температура зберігання - -10° C.

Інші параметри:

- Максимальний рівень вологості - 75% ;

## **5.8. Вимоги до транспортування і зберігання.**

Транспортування:

- Виріб повинен бути захищений від ударів та зовнішніх пошкоджень;

Зберігання:

- Виріб повинен бути зберігатися у спеціально обладнаних приміщеннях з контрольованою температурою та вологістю;

Термін зберігання:

- Максимальний термін зберігання - 5 років;
- Після закінчення терміну зберігання, виріб повинен бути перевірений на наявність пошкоджень та відповідність технічним характеристикам.

## **6. Результати роботи**

**6.1.** Результати даної роботи можуть бути використані як вихідна документація для створення серійного навігаційного приладу.

**6.2.** Дана робота (звітна документація) після виконання надається на кафедру КЕОА для подальшого захисту й зберігання як навчальної документації.

## **7. Робота повинна містити в собі документи**

- Пояснювальну записку (формату А4, до 70 аркушів).
- Схему електричну принципову та перелік елементів на основну плату, модуль 1, модуль 2 (формату А0 – А4).
- Складальне креслення та специфікацію елементів на основну плату, модуль 1, модуль 2 (формату А0 – А4).
- Креслення друкованої плати модуля 1, модуля 2, основної плати (формату А0 – А4).
- Документ, що засвічує пройдені випробування приладу (формату А4)

## **8. Порядок розгляду і приймання роботи**

Порядок розгляду й приймання роботи на загальних умовах, прийнятих на кафедрі КЕОА. Рецензування й прийняття комісією на загальних умовах.

## **9. Економічні показники**

В умовах даного проекту не розглядаються.

## 10. Етапи розробки

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту
1	Аналіз технічного завдання та огляд аналогів	17.04.23-08.05.23
2	Схемотехнічне проєктування	09.05.23-15.05.21
3	Розробка креслень схеми електричної принципової	16.05.23-20.05.23
4	Конструкторсько-технологічні розрахунки	21.05.23-23.05.23
5	Проєктування ДП у Altium Designer	24.05.23-28.05.23
6	Виконання креслень ДП та складального креслення друкованого вузла	29.05.23-31.05.23
7	Розробка програмного забезпечення, виготовлення макетного зразка	16.05.23- 31.05.23
8	Оформлення пояснювальної записки	01.06.23-04.06.23

## Додаток Б

### Лістинг програми

#### **Air\_horizon\_module.ino**

```
/*
 * Програмне забезпечення №1
 * Це програмне забезпечення розроблено для дипломного проекту
 * "Прилад для моніторингу польотної інформації"
 * Код розроблено для мікроконтролера Atmega238P
 * Дисплей для відображення графіки розширенням 320x240 на
 мікросхемі ST7789
 * Гіроскоп на мікросхемі MPU6050
 */

#include <Adafruit_GFX.h>      // Бібліотека для відображення
графіки
#include <Adafruit_ST7789.h>    // Бібліотека для роботи із дисплеєм
#include <SPI.h>                // Бібліотека для роботи інтерфейсу
SPI
#include "I2Cdev.h"            // Бібліотека для роботи інтерфейсу
I2C

// Налаштування та ініціалізація

#include "MPU6050_6Axis_MotionApps20.h"

#if I2CDEV_IMPLEMENTATION == I2CDEV_ARDUINO_WIRE
    #include "Wire.h"
#endif

#define TFT_CS    10
#define TFT_DC    9
#define TFT_RST   8
#define OUTPUT_READABLE_YAWPITCHROLL
```

```

MPU6050 mpu;

Adafruit_ST7789 tft = Adafruit_ST7789(TFT_CS, TFT_DC, TFT_RST);


int ROLL = 0;
int PITCH = 0;
int prev_ROLL = 0;
int prev_PITCH = 0;
int prev2_PITCH = 0;


int cord_date[8] = {0,0,0,0,0,0,0,0};
int ind_date[6] = {0,0,0,0,0,0};


#define INTERRUPT_PIN 2
#define LED_PIN 13
bool blinkState = false;


bool dmpReady = false;
uint8_t mpuIntStatus;
uint8_t devStatus;
uint16_t packetSize;
uint16_t fifoCount;
uint8_t fifoBuffer[64];


Quaternion q;
VectorInt16 aa;
VectorInt16 aaReal;
VectorInt16 aaWorld;
VectorFloat gravity;
float euler[3];
float ypr[3];


uint8_t teapotPacket[14] = { '$',

```

```
        0x02,  
        0,0,  
        0,0,  
        0,0,  
        0,0,  
        0x00,  
        0x00,  
        '\r',  
        '\n' };
```

```
volatile bool mpuInterrupt = false;
```

```
void dmpDataReady() {  
    mpuInterrupt = true;  
}
```

```
void setup()  
{  
    #if I2CDEV_IMPLEMENTATION == I2CDEV_ARDUINO_WIRE  
        Wire.begin();  
        Wire.setClock(400000);  
    #elif I2CDEV_IMPLEMENTATION == I2CDEV_BUILTIN_FASTWIRE  
        Fastwire::setup(400, true);  
    #endif  
  
    Serial.begin(115200);  
    while (!Serial);  
    mpu.initialize();  
    pinMode(INTERRUPT_PIN, INPUT);  
    devStatus = mpu.dmpInitialize();  
  
    mpu.setXGyroOffset(220);  
    mpu.setYGyroOffset(76);
```

```

mpu.setZGyroOffset(-85);
mpu.setZAccelOffset(1788);

if (devStatus == 0) {
    mpu.CalibrateAccel(6);
    mpu.CalibrateGyro(6);
    mpu.PrintActiveOffsets();
    mpu.setDMPEnabled(true);
    Serial.print(digitalPinToInterrupt(INTERRUPT_PIN));
    attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(INTERRUPT_PIN),
        dmpDataReady, RISING);
    mpuIntStatus = mpu.getIntStatus();
    dmpReady = true;
    packetSize = mpu.dmpGetFIFOPacketSize();
} else {
    // ERROR!
    // 1 = initial memory load failed
    // 2 = DMP configuration updates failed
    // (if it's going to break, usually the code will be 1)
    Serial.print(F("Initialization failed (code "));
    Serial.print(devStatus);
    Serial.println(F(")"));
}

pinMode(LED_PIN, OUTPUT);

// Початкова сторінка при завантаженні
tft.init(240, 320, SPI_MODE2);
tft.setRotation(3);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(30, 50);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);

```



```

    tft.print("Aviahorizont module V1");
    icon_plane();
    delay(5000);
    tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
    calculate_ROLL();
}

void loop()
{
    // Відображення цифрового поля Тангаж
    Text_ROLL();
    // Відображення цифрового поля Крен
    Text_PITCH();

    // Відображення Авіагоризонту
    calculate_ROLL();
    // Відображення координатора Тангаж
    calculate_ROLL_indicator();
    // Відображення поділок Крен
    calculate_PITCH_indicator();

    // Відображення статичної іконки літака
    icon_plane();

    // Отримання даних із гіроскопа
    if (!dmpReady) return;
    if (mpu.dmpGetCurrentFIFOPacket(fifoBuffer))

    // Оновлення даних із гіроскопа
    mpu.dmpGetQuaternion(&q, fifoBuffer);
    mpu.dmpGetGravity(&gravity, &q);
    mpu.dmpGetYawPitchRoll(ypr, &q, &gravity);

```

```

// Перерахунок даних у кут нахилу
ROLL = -(ypr[0] * 180/M_PI);
PITCH = ypr[2] * 180/M_PI;

}

// Відображення поділок Крен
void calculate_PITCH_indicator()
{
    if (PITCH != prev2_PITCH)
    {
        for(int i = -3; i <= 3; i++)
        {
            tft.drawLine(120, 120 + prev2_PITCH * 2 + i * 20, 200, 120 +
prev2_PITCH * 2 + i * 20, ST77XX_BLACK);

            tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
            tft.setTextSize(1);
            tft.setCursor(100, 120 + prev2_PITCH * 2 + i * 20);
            tft.print(abs(i * 10));

            tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
            tft.setTextSize(1);
            tft.setCursor(215, 120 + prev2_PITCH * 2 + i * 20);
            tft.print(abs(i * 10));
        }

        prev2_PITCH = PITCH;

        for(int i = -3; i <= 3; i++)
        {
            tft.drawLine(120, 120 + PITCH * 2 + i * 20, 200, 120 + PITCH
* 2 + i * 20, ST77XX_WHITE);

```

```

    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextSize(1);
    tft.setCursor(100, 120 + PITCH * 2 + i * 20);
    tft.print(abs(i * 10));

    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextSize(1);
    tft.setCursor(215, 120 + PITCH * 2 + i * 20);
    tft.print(abs(i * 10));
}
}
}

```

// Відображення цифрового поля Тангаж

```

void Text_ROLL()
{
    if (ROLL != prev_ROLL)
    {
        tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
        tft.setTextSize(1);
        tft.setCursor(10, 200);
        tft.print("ROLL: ");
        tft.setTextSize(2);
        tft.setCursor(10, 210);
        tft.print(abs(prev_ROLL));

        prev_ROLL = ROLL;

        tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
        tft.setTextSize(1);
        tft.setCursor(10, 200);
        tft.print("ROLL: ");
        tft.setTextSize(2);
    }
}

```

```

        tft.setCursor(10, 210);
        tft.print(abs(ROLL));
    }
}

// Відображення цифрового поля Крен
void Text_PITCH()
{
    if (PITCH != prev_PITCH)
    {
        tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
        tft.setTextSize(1);
        tft.setCursor(270, 200);
        tft.print("PITCH: ");
        tft.setTextSize(2);
        tft.setCursor(270, 210);
        tft.print(prev_PITCH);

        prev_PITCH = PITCH;

        tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
        tft.setTextSize(1);
        tft.setCursor(270, 200);
        tft.print("PITCH: ");
        tft.setTextSize(2);
        tft.setCursor(270, 210);
        tft.print(PITCH);
    }
}

// Відображення статичної іконки літака
void icon_plane()
{

```

```

    tft.fillTriangle(160, 120, 210, 150, 160, 140, ST77XX_YELLOW);
    tft.fillTriangle(160, 120, 110, 150, 160, 140, ST77XX_YELLOW);
}

// Відображення Авіагоризонту
void calculate_ROLL()
{

    tft.drawLine(cord_date[0],cord_date[1],cord_date[2],cord_date[3],
    ST77XX_BLACK);

    tft.drawLine(cord_date[4],cord_date[5],cord_date[6],cord_date[7],
    ST77XX_BLACK);

    float theta_roll_a = 2.0f * 3.1415926f * float(ROLL) /
    float(360);
    int x_roll_a = (600 * cosf(theta_roll_a)) + 160;
    int y_roll_a = (600 * sinf(theta_roll_a)) + 120 + PITCH * 2;

    float theta_roll_b = 2.0f * 3.1415926f * float(ROLL + 180) /
    float(360);
    int x_roll_b = (600 * cosf(theta_roll_b)) + 160;
    int y_roll_b = (600 * sinf(theta_roll_b)) + 120 + PITCH * 2;

    cord_date[0] = x_roll_a;
    cord_date[1] = y_roll_a;
    cord_date[2] = x_roll_b;
    cord_date[3] = y_roll_b;

    tft.drawLine(cord_date[0],cord_date[1],cord_date[2],cord_date[3],
    ST77XX_ORANGE);
}

// Відображення кординатора Тангаж
void calculate_ROLL_indicator()

```

```

{
    tft.setTextSize(1);
    tft.setCursor(70, 60);
    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextWrap(true);
    tft.print("50");

    tft.setCursor(240, 60);
    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextWrap(true);
    tft.print("50");

    for(int i = 220; i < 320; i++)
    {
        float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
        int x_a = (110 * cosf(theta_a)) + 160;
        int y_a = (110 * sinf(theta_a)) + 120;

        float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
        int x_b = (110 * cosf(theta_b)) + 160;
        int y_b = (110 * sinf(theta_b)) + 120;

        tft.drawLine(x_a, y_a, x_b, y_b, ST77XX_WHITE);
    }

    for(int i = 220; i <= 320; i += 10)
    {
        float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
        int x_a = (110 * cosf(theta_a)) + 160;
        int y_a = (110 * sinf(theta_a)) + 120;

        float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(i) / float(360);
        int x_b = (100 * cosf(theta_b)) + 160;
    }
}

```

```

    int y_b = (100 * sinf(theta_b)) + 120;

    tft.drawLine(x_a, y_a, x_b, y_b, ST77XX_WHITE);
}

if(ROLL >= -50 && ROLL <= 50)
{

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],i
nd_date[4],ind_date[5], ST77XX_BLACK);

    float theta_a = 2.0f * 3.1415926f * float(265 + ROLL) /
float(360);

    int x_a = (90 * cosf(theta_a)) + 160;
    int y_a = (90 * sinf(theta_a)) + 120;

    float theta_b = 2.0f * 3.1415926f * float(270 + ROLL) /
float(360);

    int x_b = (105 * cosf(theta_b)) + 160;
    int y_b = (105 * sinf(theta_b)) + 120;

    float theta_c = 2.0f * 3.1415926f * float(275 + ROLL) /
float(360);

    int x_c = (90 * cosf(theta_c)) + 160;
    int y_c = (90 * sinf(theta_c)) + 120;

    ind_date[0] = x_a;
    ind_date[1] = y_a;
    ind_date[2] = x_b;
    ind_date[3] = y_b;
    ind_date[4] = x_c;
    ind_date[5] = y_c;

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],i
nd_date[4],ind_date[5], ST77XX_WHITE);

```

```
        tft.fillRect(65, 210, 190, 230, ST77XX_BLACK);
    }
    else
    {

tft.fillTriangle(ind_date[0],ind_date[1],ind_date[2],ind_date[3],i
nd_date[4],ind_date[5], ST77XX_RED);
        tft.fillRect(65, 210, 190, 230, ST77XX_RED);
        tft.setTextSize(2);
        tft.setCursor(75, 220);
        tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
        tft.setTextWrap(true);
        tft.print("LEVEL THE ROLL!");
    }
}
```



## Додаток В

### Лістинг програми

#### Altimeter\_Vertical\_Speed.ino

```
/*
 * Програмне забезпечення №2
 * Це програмне забезпечення розроблено для дипломного проекту
 * "Прилад для моніторингу польотної інформації"
 * Код розроблено для мікроконтролера Atmega238P
 * Дисплей для відображення графіки розширенням 320x240 на
 * мікросхемі ST7789
 * Датчик тиску HSCMAND015PA2A3
 */

#include <Adafruit_GFX.h>    // Бібліотека для відображення
                             графіки
#include <Adafruit_ST7789.h> // Бібліотека для роботи із дисплеєм
#include <SPI.h>              // Бібліотека для роботи інтерфейсу
                             SPI
#include <Wire.h>
#include <SSC.h>              // Бібліотека для роботи з датчиком
                             тиску
#include <TimerOne.h>         // Бібліотека для створення
                             переривань

// Налаштування ініціалізація

#define TFT_CS    10
#define TFT_DC     9
#define TFT_RST    8

Adafruit_ST7789 tft = Adafruit_ST7789(TFT_CS, TFT_DC, TFT_RST);
SSC ssc(0x28, 8);

const int encoderPinA = 2;
```

```
const int encoderPinB = 3;
const int buttonPin = 4;

volatile int counter = 1013;
volatile bool buttonPressed = false;

int ALT = 0;
int prev_ALT = 0;

int V_SPEED = 0;
int prev_V_SPEED = 0;

int PSI = 0;
int prev_PSI = 0;

unsigned long prevTime = 0; // Змінна для зберігання попереднього часу
const unsigned long interval = 1000; // Інтервал часу (1 секунда)

void setup()
{
    Serial.begin(115200);

    ssc.setMinRaw(1598);
    ssc.setMaxRaw(14701);
    ssc.setMinPressure(0.0);
    ssc.setMaxPressure(1500);
    ssc.update();

    // Початкова сторінка при завантаженні
    tft.init(240, 320, SPI_MODE2);
    tft.setRotation(3);

    tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);
```

```
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(45, 50);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("BAROMETRIC ALTIMETER");

tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(45, 80);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("from -1000 to 5000 m");

tft.setCursor(80, 130);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("VERTICAL SPEED");

tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(60, 170);
tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
tft.setTextWrap(true);
tft.print("from -30 to 30 m/s");

delay(5000);
tft.fillScreen(ST77XX_BLACK);

pinMode(encoderPinA, INPUT);
pinMode(encoderPinB, INPUT);
pinMode(buttonPin, INPUT_PULLUP);

attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(encoderPinA),
handleEncoder, CHANGE);

attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(buttonPin), handleButton,
FALLING);
```

```
}
```

```
float pressure = 0;
```

```
float T0 = 288.15; // температура на рівні моря (у Кельвінах).  
Зазвичай приймається приблизно 288.15 К.
```

```
float L = 0.0065; // температурний градієнт атмосфери. Це зміна  
температури з висотою. Зазвичай приймається приблизно 0.0065 К/м.
```

```
float R = 8.314; // газова стала. Зазвичай приймається приблизно  
8.314 J/(mol·K).
```

```
float g = 9.80665; // прискорення вільного падіння. Зазвичай  
приймається приблизно 9.80665 м/с2.
```

```
void loop()
```

```
{
```

```
    unsigned long currentTime = millis();
```

```
    // Оновлення даних тиску над рівнем моря задане Енкодером
```

```
    PSI = counter;
```

```
    // Оновлення даних із датчика тиску
```

```
    ssc.update();
```

```
    pressure = ssc.pressure();
```

```
    // Розрахунок барометричної висоти
```

```
    ALT = (T0 / L) * (1 - pow((pressure / PSI), (R*L/g)));
```

```
    // Оновлення даних на диплеї
```

```
    if (currentTime - prevTime >= interval)
```

```
    {
```

```
        ssc.update();
```

```
        pressure = ssc.pressure();
```

```
        V_SPEED = (T0 / L) * (1 - pow((pressure / PSI), (R*L/g))) -  
ALT;
```

```
        prevTime = currentTime;
```

```

    }

    // Виведення даних на дисплей
    ALT_VSPEED_indicator();

}

// Обробник переривань Енкодера
void handleEncoder()
{
    static byte oldState = 0;

    byte newState = (digitalRead(encoderPinB) << 1) |
digitalRead(encoderPinA);

    byte t = oldState << 2 | newState;

    switch (t)
    {
        case 0b0001:
        case 0b0111:
        case 0b1110:
        case 0b1000:
            counter++;
            break;
        case 0b0010:
        case 0b0100:
        case 0b1101:
        case 0b1011:
            counter--;
            break;
    }

    oldState = newState;
}

```

```

// Обробка переривань кнопки Енкодера
void handleButton()
{
    buttonPressed = true;
}

// Відображення поділок індикатора вертикальної швидкості
void ALT_VSPEED_indicator()
{
    tft.setTextSize(2);
    tft.setCursor(160, 15);
    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextWrap(true);
    tft.print("ALTIMETR");

    tft.setTextSize(2);
    tft.setCursor(10, 15);
    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextWrap(true);
    tft.print("V_SPEED");

    tft.drawRect(110, 50, 210, 140, ST77XX_WHITE);

    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextSize(6);
    tft.setCursor(275, 105);
    tft.print("m");

    tft.setTextColor(ST77XX_CYAN);
    tft.setTextSize(2);
    tft.setCursor(265, 215);
    tft.print("PSI");
}

```

```

tft.setTextColor(ST77XX_MAGENTA);
tft.setTextSize(2);
tft.setCursor(100, 215);
tft.print("m/s");

for(int i = -6; i <= 6; i++)
{
    if(i % 2)
    {
        tft.drawLine(5, 120 + i * 10, 15, 120 + i * 10,
ST77XX_MAGENTA);
    }
    else
    {
        tft.drawLine(5, 120 + i * 10, 20, 120 + i * 10,
ST77XX_MAGENTA);
        tft.setTextColor(ST77XX_MAGENTA);
        tft.setTextSize(1);
        tft.setCursor(28, 118 + i * 10);
        tft.print(abs(i * 5));
    }
}

if (ALT != prev_ALT)
{
    tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
    tft.setTextSize(6);
    tft.setCursor(120, 105);
    tft.print(prev_ALT);

    prev_ALT = ALT;

    tft.setTextColor(ST77XX_WHITE);
    tft.setTextSize(6);

```

```

        tft.setCursor(120, 105);
        tft.print(ALT);
    }

    if (V_SPEED != prev_V_SPEED)
    {
        tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
        tft.setTextSize(4);
        tft.setCursor(20, 200);
        tft.print(prev_V_SPEED);

        tft.fillTriangle(25,120 - prev_V_SPEED * 2,45,115 -
prev_V_SPEED * 2,45,125 - prev_V_SPEED * 2, ST77XX_BLACK);

        prev_V_SPEED = V_SPEED;

        tft.fillTriangle(25,120 - V_SPEED * 2,45,115 - V_SPEED *
2,45,125 - V_SPEED * 2, ST77XX_YELLOW);

        tft.setTextColor(ST77XX_MAGENTA);
        tft.setTextSize(4);
        tft.setCursor(20, 200);
        tft.print(V_SPEED);
    }

    if (PSI != prev_PSI)
    {
        tft.setTextColor(ST77XX_BLACK);
        tft.setTextSize(4);
        tft.setCursor(155, 200);
        tft.print(prev_PSI);

        prev_PSI = PSI;
    }

```



```
tft.setTextColor(ST77XX_CYAN);  
tft.setTextSize(4);  
tft.setCursor(155, 200);  
tft.print(PSI);  
}  
  
}
```

## **Додаток Г**

### **Участь у Міжнародній науково-практичній інтернет-конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти» (8-9 червня 2023 р., випуск 78)**

Ви можете переглянути її за наступним посиланням:

URL: <http://www.konferenciaonline.org.ua/ua/article/id-1165/>

**Бодак Єгор Євгенович**

студент кафедри конструювання електронно-обчислювальної апаратури,  
факультет електроніки, Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

**Іваннік Геннадій Васильович**

кандидат технічних наук, старший викладач  
кафедри конструювання електронно-обчислювальної апаратури,  
факультет електроніки, Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

### **Навігаційний прилад для вимірювання параметрів польоту літака**

Авіабудівна промисловість України має повний цикл виробництва літаків різноманітних класів: від легких літальних апаратів (ЛА) до великих пасажирських та транспортних суден. Виключення: виробництво вітчизняного електронного обладнання літаків - авіоніки. Практично на всіх ЛА використовувалась авіоніка російського виробництва або імпордне обладнання. Наразі відбувається процес повного заміщення російських компонентів, приладів та систем на обладнання інших виробників. Наявні програми імпортозаміщення [1, 2, 3] та інші не задовольняють всі потреби авіаційної промисловості. Авіаційне електронне обладнання західного виробництва - якісне та надійне, але широке використання обмежується високою вартістю. Тому існує проблема та важлива задача розвитку вітчизняного проєктування та виробництва авіоніки з використанням сучасних технологій.

Наразі спостерігається світова тенденція персоналізації характеристик літака відповідно до вимог конкретного замовника [4]. Цей процес відбувається через значний ріст конкуренції між авіабудівниками. По суті кожен літак має індивідуальні характеристики. Персоналізація параметрів літака потребує додаткового часу та коштів на проєктування, виробництво, модернізацію обладнання. Тому виникла проблема розробки сучасних електронних приладів та систем літака (авіоніки) таким чином, щоб проєктанти та виробники літальних суден могли задовольнити персональні потреби замовника у найкоротші терміни та

з мінімальними додатковими фінансовими витратами при модернізації наявних ЛА, проєктуванні та виробництві нових.

Вищезазвану проблему можна вирішувати з використанням модульної концепції проєктування авіаційного обладнання. Модульність передбачає розкладання системи на окремі складові частини - модулі. Існують базові модулі, які забезпечують основні характеристики продукту, та змінні модулі, кожен з яких є носієм певної додаткової функції. Такий принцип проєктування забезпечує значну гнучкість конфігурації обладнання для виконання персональних потреб замовника. Виключається необхідність у розробці нового приладу або системи для реалізації нової функції бортового обладнання. Достатньо вибрати потрібну конфігурацію продукту із наявних базового та змінних модулів. Звісно, модулі повинні мати сумісні інтерфейси обміну даними. При цьому скорочуються додаткові фінансові витрати та часу. Принцип модульності можна застосовувати як для проєктування окремих приладів, так і для створення систем ЛА. Перспективні напрямки розвитку бортового обладнання повітряних суден, в тому числі модульної авіоніки, розглянуто у роботі [5].

Отже, мета роботи полягає в розробці вітчизняного навігаційного приладу літака з використанням сучасної концепції модульного проєктування авіоніки. Цей прилад призначений для виконання функцій авіагоризонту, висотоміра та вимірювання вертикальної швидкості. Прилад у своєму складі має базовий модуль та два змінних. До базового модуля приєднується через конектор один зі змінних модулів в залежності від функції, яку потрібно реалізувати в приладі. На платі базового модуля розташовані: графічний кольоровий дисплей (2.2" TFT 320x240 пікселів) для відображення вимірювальної інформації, енкодер, схема стабілізації та перетворення живлення, конектор 1 для зв'язку з комунікаційною мережею ЛА та джерелом живлення, конектор 2, в який вставляється змінний модуль. Конектор 2 на фізичному рівні аналогічний з'єднанню PCI-Express.

На платі першого змінного модуля знаходяться датчик атмосферного тиску фірми Honeywell, конектор підключення до базового модуля, мікроконтролер. Зовнішній тиск повітря передається на датчик воздуховодними трубками. Мікроконтролер отримує дані від датчика тиску, перетворює та обробляє їх з урахуванням одиниць виміру, розраховує висоту, вертикальну швидкість та керує відображенням інформації на графічному дисплеї.

На платі другого змінного модуля розташовані аналогічні компоненти, замість сенсора тиску використовується датчик гіроскопа та акселерометра компанії FDISYSTEMS. Підключення даного модуля до базового реалізує функцію авіагоризонту. При цьому визначаються кути крену, тангажу та ролу. Програмне забезпечення другого модуля - інше. Програма мікроконтролера кожного змінного модуля виконує необхідні обчислення, визначає обсяг даних на екрані дисплея, їх розташування, одиниці виміру вимірювальних параметрів та графічне відображення. Таким чином, завдяки модульності можна легко реалізувати на вибір виконання різних функцій одним приладом. При зміні функціонального модуля не потрібно виконувати додаткові налаштування. Прилад зручно обслуговувати та виконувати ремонтні роботи. При появі несправності потрібно лише замінити відповідний функціональний модуль або плату базового модуля.

Завдяки модульній конструкції приладу, користувачі мають можливість самостійно змінювати склад модулів, додавати нові та оновлювати наявні в залежності від своїх потреб і вимог. Гнучкість і адаптивність приладу забезпечує мінімізацію фінансових витрат та часу на модернізацію ЛА та персоніфікацію характеристик повітряних суден.

Подальший розвиток проєкту передбачає розширення номенклатури змінних модулів для реалізації нових функцій, розробки схемотехнічного рішення для одночасного підключення декількох модулів та вибіркового відображення потрібної інформації на графічному дисплеї.

#### Список літератури:

1. MILITARNYI: Українські “Руслани” отримають авіоніку Esterline. URL: <https://mil.in.ua/uk/ukrayinski-ruslany-otrymayut-avioniku-esterline/> (дата звернення 28.05.2023).
2. MILITARNYI: До кінця року Ан-158 позбудеться російських комплектуючих. URL: <https://mil.in.ua/uk/do-kintsya-roku-an-158-pozbudetsya-rosijskyh-komplektuyuchykh/> (дата звернення 28.05.2023).
3. УКРІНФОРМ: Український авіа завод і Rockwell Collins підписали стратегічну угоду. URL: <https://www.ukrinform.ua/rubric-economy/2322127-ukrainskij-aviazavod-i-rockwell-collins-pidpisali-strategicnu-ugodu.html> (дата звернення 28.05.2023).
4. Jens Buergin, Farouk Belkadi, Christoph Hupays, Ravi Kumar Gupta, Frank Bitte, Gisela Lanza, Alain Bernard. A modular-based approach for Just-In-Time Specification of customer orders in the aircraft manufacturing industry. CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology. Volume 21. May 2018. P. 61-74.  
URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1755581718300038> (accessed 28.05.2023).
5. Д.Г. Васильєв. Аналіз можливих напрямків розвитку комплексів бортового обладнання літальних апаратів Повітряних Сил Збройних Сил України. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. 2012, № 2(11). С.62-67.

**Додаток Г**  
**АКТ попередніх випробувань дослідного зразка**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

\_\_\_\_\_  
**Бодак Єгор Євгенович**

(виконавець дослідно-технологічних робіт)



(підпис)

**АКТ**  
**попередніх випробувань дослідного зразка**

(форма акту за ДСТУ 3974-2000)

У період із «01» червня 2023р. по «02» червня 2023р.

провів попередні випробування \_\_\_\_\_

Приладу для моніторингу польотної інформації, висотоміра та індикатора

вертикальної швидкості

(назва дослідного зразка, індекс)

Випробування проведені \_\_\_\_\_

м. Київ вул. Лобановського 42 КБ «AV-AVIONICS»

(місце проведення випробувань)

за програмами і методиками, які розроблені \_\_\_\_\_

Установка КПУ-3. Керівництво по технічній експлуатації URL:

[https://drive.google.com/file/d/1Ucw3xYeSINIV7uWMWg\\_06Y8eDYmiU7R5/view?usp=sharing](https://drive.google.com/file/d/1Ucw3xYeSINIV7uWMWg_06Y8eDYmiU7R5/view?usp=sharing)

(назва джерел дослідно-технологічних робіт)

1. Мета випробувань Проведення випробувань приладу, порівняння  
вимірювання висоти та вертикальної швидкості із еталонними приладами на  
стенді КПУ-3.

2. Результати випробувань: \_\_\_\_\_

Еталонні прилади були наявні на місці випробувань, завірено, що вони були  
відтаровані та мають достатню точність.

Результати вимірювань показали розбіжність даних для параметру висоти, при зменшенні тиску у резервуарі КПУ-3, висота на еталонному приладі становила 5000 м, на дослідному зразку 4997 м, розбіжність прослідковується починаючи із висоти 4800 м, але є не значною із похибкою від 0,5 до 1 метра (вимірювання №3, табл.1). Підчас вимірювань провадились зміни у програмному забезпеченні приладу, для коректного вимірювання тиску і правильного перерахунку у барометричну висоту.

При вимірюваннях параметру вертикальної швидкості розбіжності не виявлено.

3. Висновки щодо придатності виробів до подання на подальші випробування: Прилад має достатню точність. Відповідно Додатку А - Технічне завдання на проєктування, вказано, похибка вимірювань не має перевищувати 5 метрів, що відповідає дійсності.

Параметр вертикальної швидкості не має розбіжності, що засвідчує його придатність до експлуатації.

### **Додаток**

Перелік обладнання:

- КПУ-3;
- Еталонний прилад Висотомір;
- Еталонний прилад Індикатор вертикальної швидкості;
- Зразок (розроблений прилад);
- Джерело живлення 12 В 1,5А;
- З'єднувальні дроти;
- Воздуховодні трубки.

Методика вимірювання:

Прилади з'єднанні із установкою за допомогою двох трубок та штуцерів, які мають спільний доступ до резервуару із розрідженим повітрям(рис.1). Підчас відкриття крану повітря із трубок починає стікати до резервуару, тобто в трубках знижується тиск(рис.3).

На приладах змінюються дані, при наявності конкретного тиску параметр висоти зупиняється на певній позначці, вертикальна швидкість у такому

випадку буде знаходитися в позначці нуль, так як параметр вимірює зміну висоти у метрах на секунду(рис.2).

Результати випробувань:

На табл.1 при вимірюваннях №1 та №2 видно досить велику розбіжність, пояснюється це не правильно налаштованими параметрами ініціалізації датчика тиску. Для налаштування використовується декілька змінних:

- Мінімальне значення тиску (що може виміряти датчик);
- Максимальне значення тиску (що може виміряти датчик);
- Мінімальне каліброване значення;
- Максимальне каліброване значення;

Мінімальне та максимальне значення тиску вказано в datasheet датчика (від 0 до 15 psi). Мінімальне та максимальне каліброване значення, як зазначено в документації, дорівнює 1638 та 14746. При цих значеннях вимірювання проводились не точно тому в подальшому їх було підібрано експериментальним шляхом, підчас вимірів.

Значенням 1638 та 14746 відповідають результати вимірювань №1.

Значенням 1600 та 14722 відповідають результати вимірювань №2.

Значенням 1598 та 14701 відповідають результати вимірювань №3.

Кінцеві значення, при яких показання вірні: 1598 та 14701, вимірювання №3.

Таблиця 1

Записи підчас випробувань

Вимірювання №1		Вимірювання №2		Вимірювання №3	
Еталон (м)	Зразок (м)	Еталон (м)	Зразок (м)	Еталон (м)	Зразок (м)
0	5	0	0	0	0
1000	1012	1000	1001	1000	1000
2000	2025	2000	2005	2000	2000
3000	3100	3000	3012	3000	3000
4000	4105	4000	4020	4000	4000
5000	5126	5000	5025	5000	4997

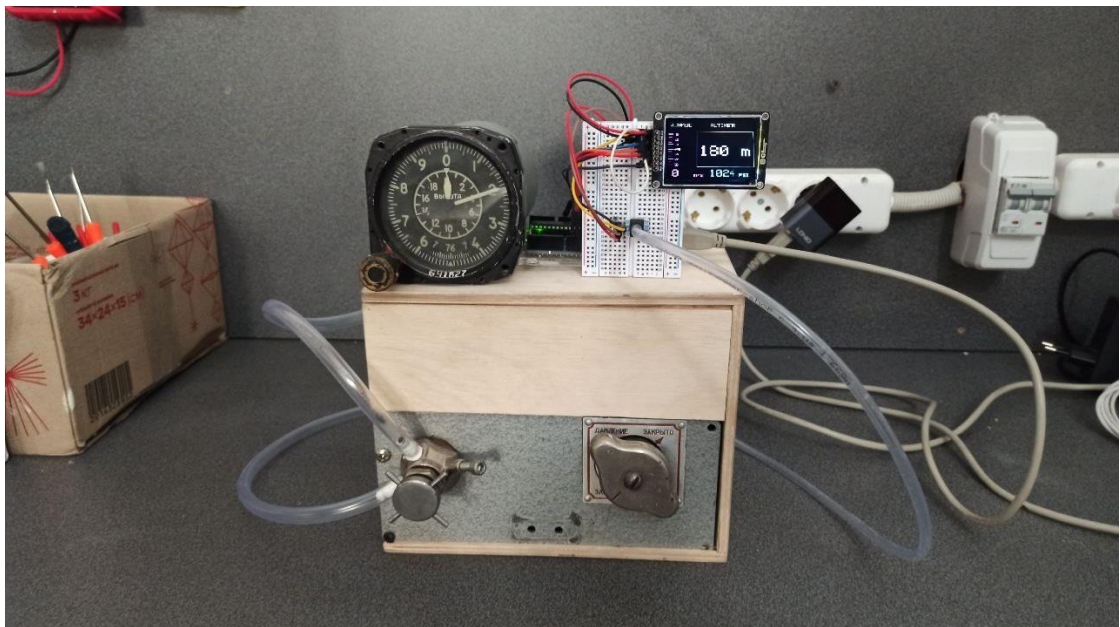


Рисунок 1 - Фото установки для випробувань

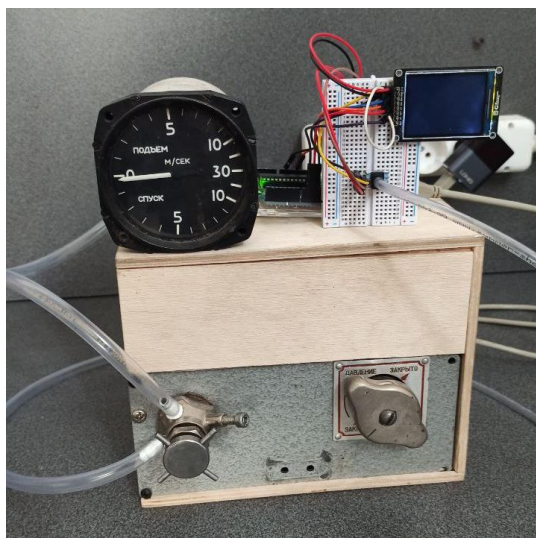


Рисунок 2 - Фото установки для випробувань

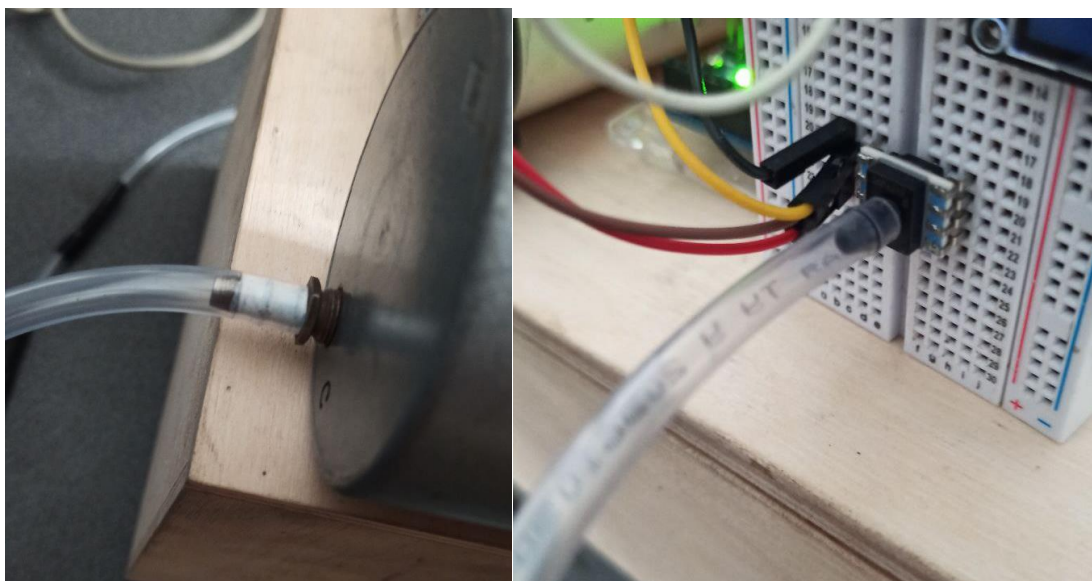


Рисунок 3 - Фото з'єднання з приладами