

Анотація

Роботу викладено на 91 сторінці, вона містить 4 розділи, 12 джерел в переліку посилань, 8 текстових додатків, та 9 графічних додатків. 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. Було створено загальну блок схему пристрою, на базі якої розроблено схему електричну принципову та обрано необхідну елементну базу. Для принципової схеми було розроблено три друкованих плати та проведено необхідні розрахунки, що підтверджують правильність розробки. Також було виконано розробку комплекту конструкторської документації, необхідну для виготовлення пристрою. По темі дипломного проєкту було опубліковано статтю на міжнародній науково-практичній інтернет-конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти» (8-9 червня 2023 р., випуск 78). Був зібраний прототип, який пройшов випробування. Методику випробувань описано в Акті попередніх випробувань дослідного зразка.

Abstract

The work is laid out on 91 pages, it contains 4 chapters, 12 sources in the list of references, 8 textual appendices, and 9 graphical 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 carried out. 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.

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.

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 були 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 був 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. 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 був 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 він був розроблений, його точність вважалася досить високою. За даними на той час, AN/APN-1 забезпечував точність вимірювання висоти до 20 футів (близько 6 метрів).



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

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.



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, спрощує 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.

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.

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.

2. СХЕМОТЕХНІЧНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРИЛАДУ

В рамках даного дипломного проєкту було 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:

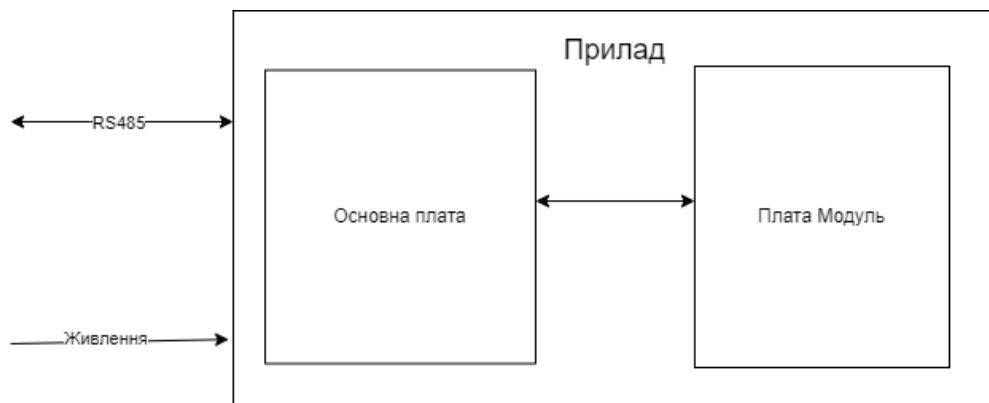


Рисунок 2.1 – Структурна схема

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 було 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.

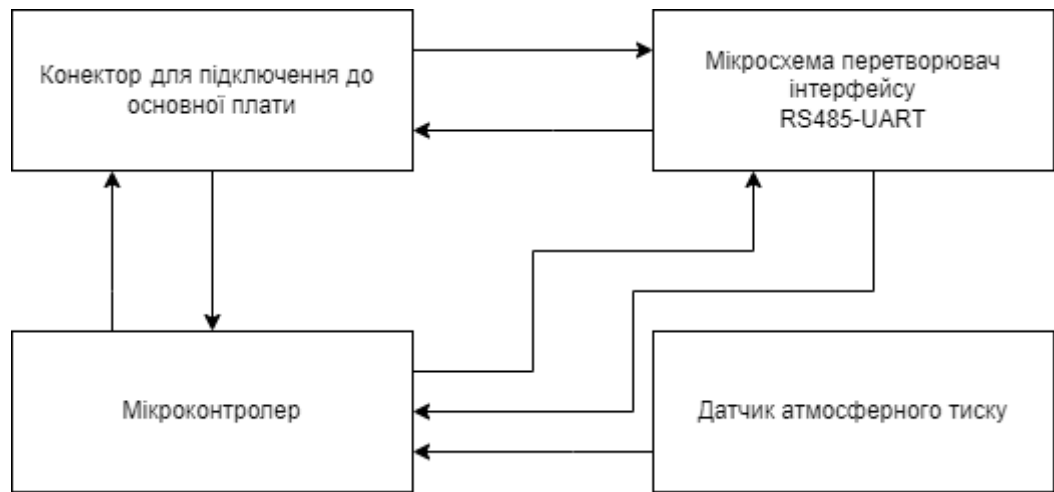


Рисунок 2.1.1 – Структурна схема плати модулю із датчиком тиску

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.

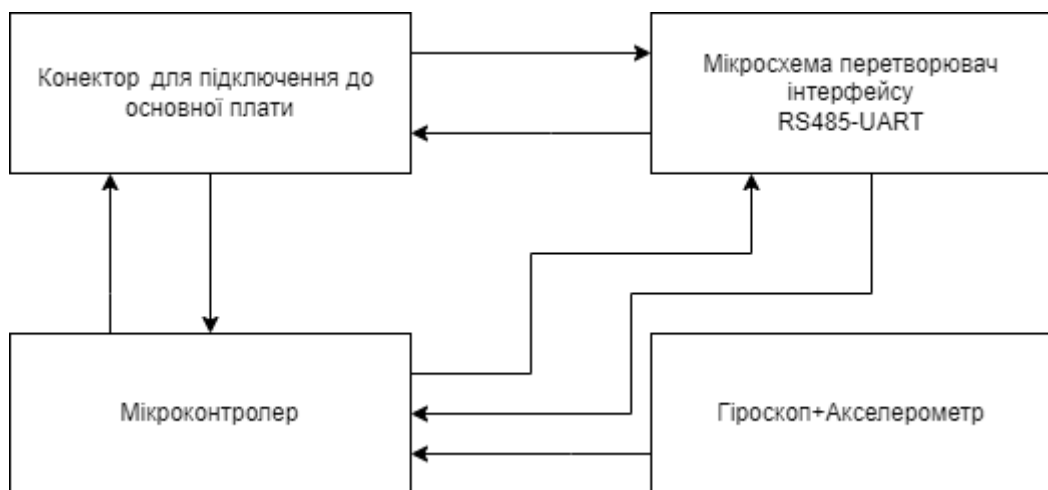


Рисунок 2.1.2 – Структурна схема плати модулю із гіроскопом та акселерометром

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.

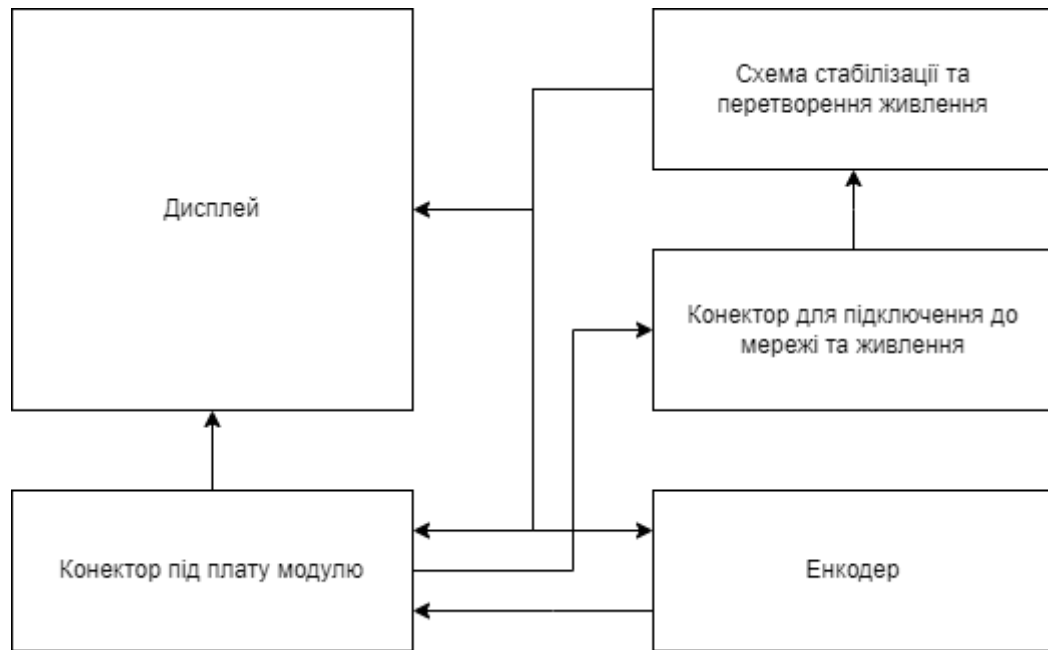


Рисунок 2.2.3 – Структурна схема основної плати приладу

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'єзорезистивного 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

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 був 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. Частина 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 було 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.

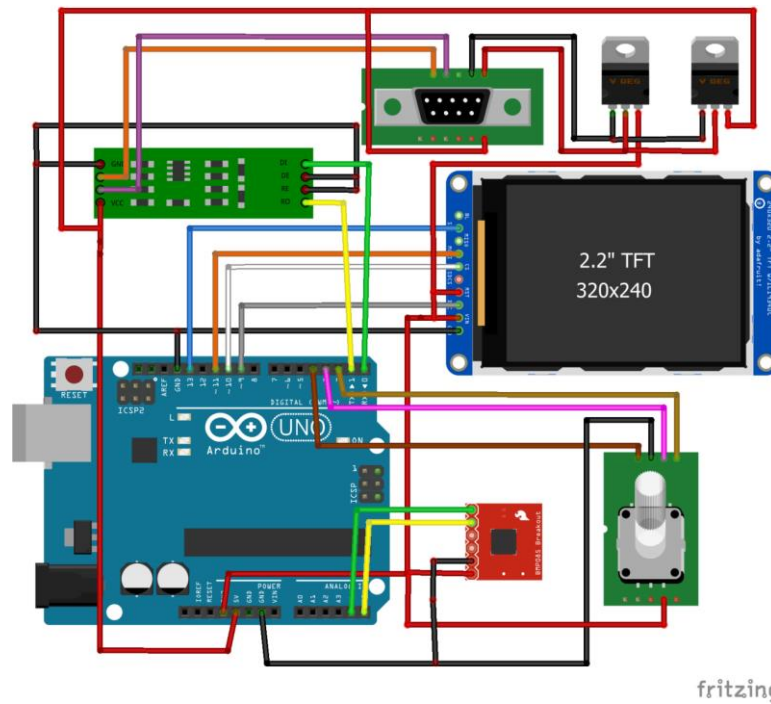


Рисунок 2.3.1 – Макетна схема створена за допомогою ПО Fritzing.

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.

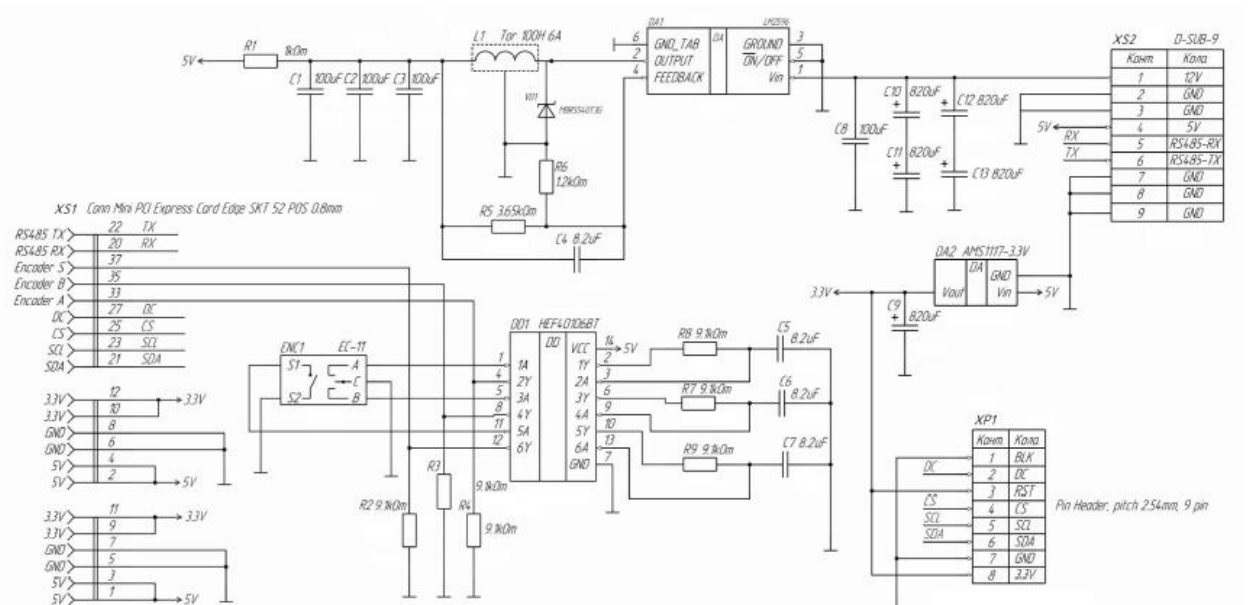


Рисунок 2.3.2 – Схема електрична принципова

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.

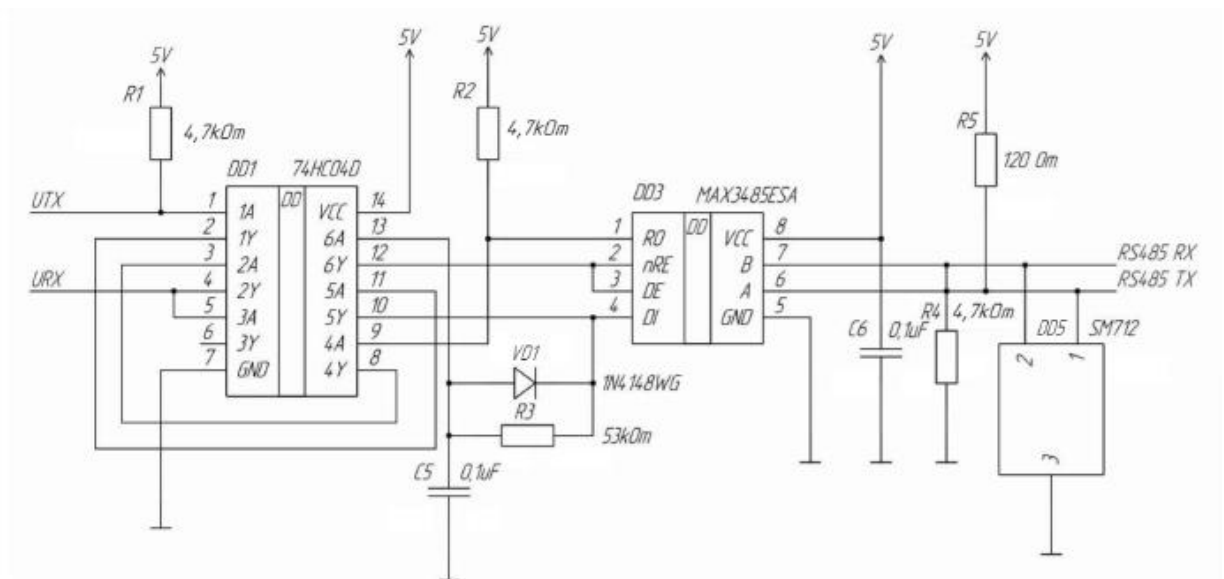


Рисунок 2.3.4 – Схема електрична принципова перетворювача UART-
RS485

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.

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 визначити, 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 був 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 одним 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.

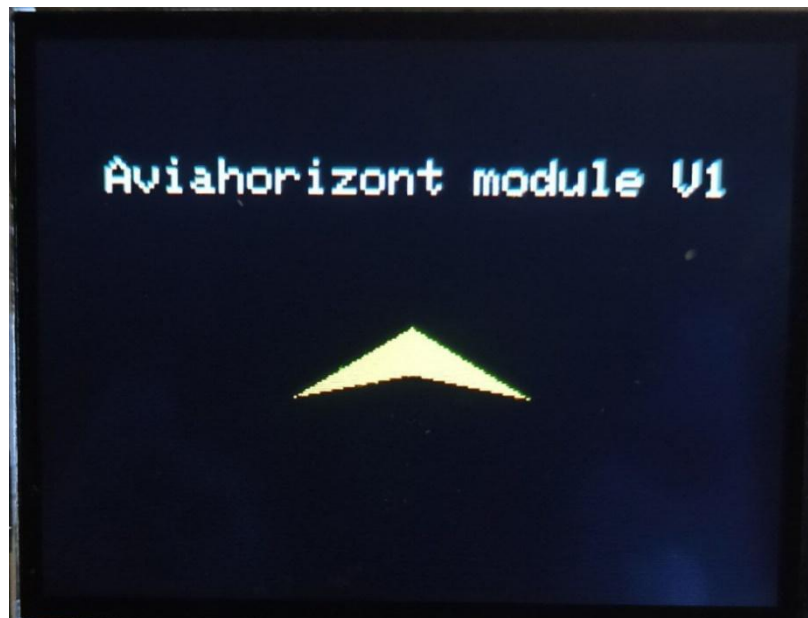


Рисунок 4.1.1 – Вікно ініціалізації приладу

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.

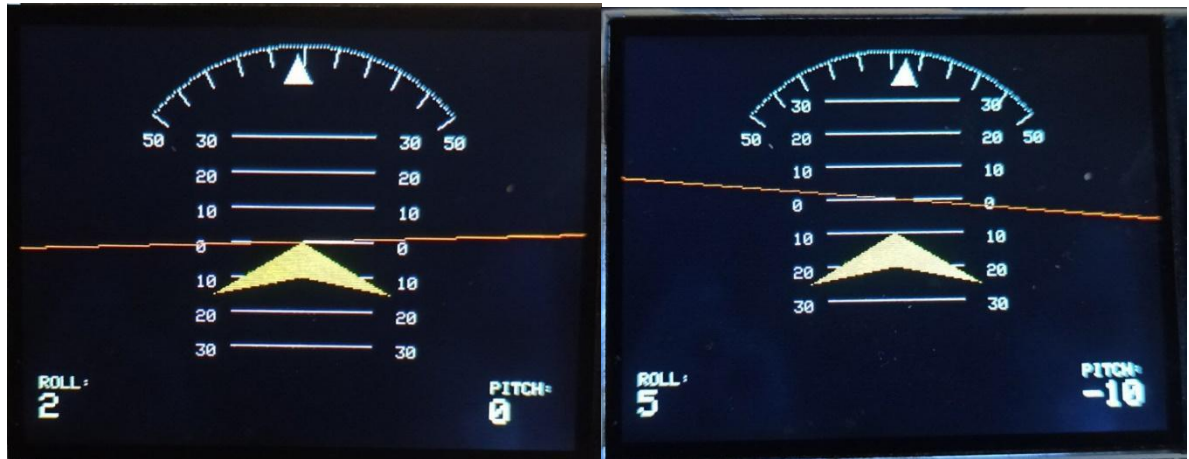


Рисунок 4.1.3 – Основне вікно авіагоризонту

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 було 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 було 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 кординатора тангажу. Функція `calculate_ROLL_indicator()` відповідає за відображення.

```
// 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],ind_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],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!".

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);
```

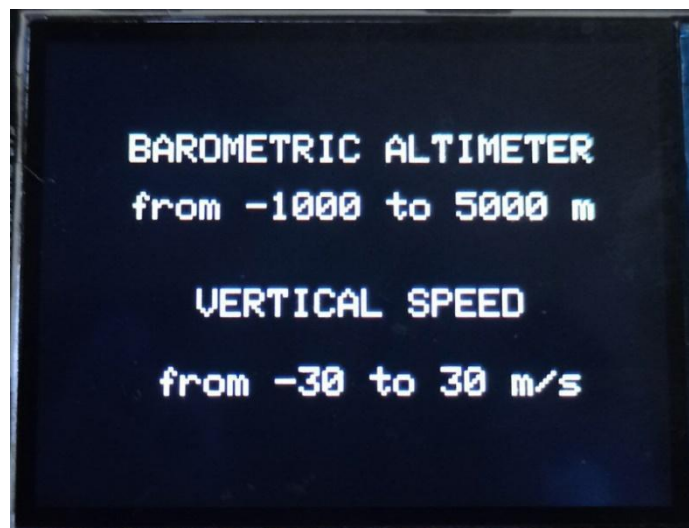


Рисунок 4.2.1 – Вікно завантаження приладу

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 перміщується 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).

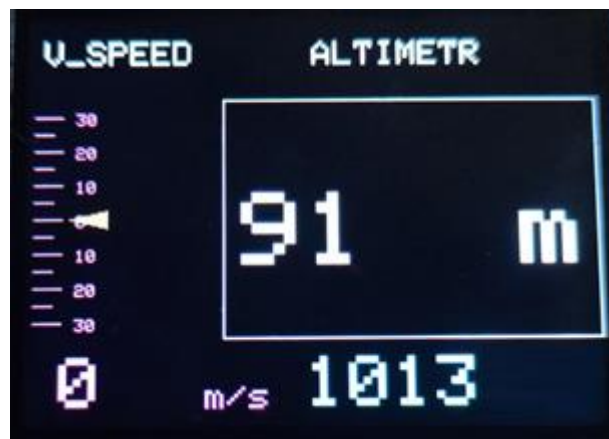


Рисунок 4.2.2 – Основне вікно приладу з модулем висотоміра та індикатора вертикальної швидкості

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 висоті 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]. Реалізація на мові C++ виглядає наступним чином:

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

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

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

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

g - прискорення вільного падіння. Зазвичай приймається приблизно 9.80665 м/с².

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.

Висновки

В даній роботі був розроблений прилад для моніторингу польотної інформації. Цього результату було досягнуто в декілька етапів.

В першому розділі було описано область застосування, покоління, класифікація та значимість розробки.

В другому розділі було описано концепцію приладу, його будову та взаємодію компонентів між собою. Обґрунтовано вибір компонентної бази.

В третьому розділі були описані конструкторські розрахунки та розробка друкованої плати. По завершенню цього етапу було створено ДП та СК основної плати приладу та двох комплектних модулів.

В четвертому розділі було коротко описано принцип використання графічної частини приладу. Описана методика розрахунку даних та їх відображення.

Для апробації дипломного проекту було взято участь у Міжнародній науково-практичній інтернет-конференції «Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти». Тези доповіді за темою розробки були опубліковані на відкритому інтернет ресурсі[11]. Правильність схемотехнічних та програмних рішень перевірено на діючому макеті.

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