

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматичного управління в технічних системах**

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ О.І. Ролік

«__» _____ 2019 р.

**Дипломний проект
на здобуття ступеня бакалавра
з напрямку підготовки 6.050103 «Програмна інженерія»
на тему: «Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомих
об'єктом»**

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ІТ-51

Ступницький Антон Олексійович _____

Керівник:

Професор кафедри АУТС, д.т.н., доцент Корнієнко Б.Я. _____

Рецензент:

Доцент кафедри ОТ, к.т.н., доцент Павлов В.Г. _____

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

Студент (-ка) _____

Київ – 2019 рік

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматики та управління в технічних системах

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Напрямок підготовки – 6.050103 «Програмна інженерія»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ О.І. Ролік

«__» _____ 2019 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проект студенту

Ступницькому Антону Олексійовичу

1. Тема проекту «Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом», керівник проекту Професор кафедри АУТС, д.т.н., доцент Корнієнко Богдан Ярославович, затверджені наказом по університету від «__» _____ 2019 р. № _____

2. Термін подання студентом проекту _____

3. Вихідні дані до проекту

а) технології (у тому числі мови програмування) – STM32, Java, C, Wi-Fi,
б) середовища розробки: Eclipse, в) польотний контролер F405-CTR

4. Зміст пояснювальної записки

1. Вступ 2. Огляд та аналіз вимог до проекту і існуючих рішень 3. Розробка і опис системи та вибір окремих вузлів 4. Розробка програмного забезпечення 6. Висновки.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо)

1. Структурна схема системи 2. Структурна схема основного алгоритму
3. Схема підключення компонентів 4. Діаграма класів.

7. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Отримання завдання	10.04.2019	
2	Планування дипломного проекту	15.04.2019	
3	Аналіз існуючих рішень	20.04.2019	
4	Розробка структури проекту	24.04.2019	
5	Розробка системної частини проекту	01.05.2019	
6	Розробка програмної частини проекту	10.05.2019	
7	Аналіз результатів роботи	19.05.2019	
8	Оформлення проекту	30.05.2019	
9	Захист дипломного проекту	19.06.2019	

Студент

Ступницький А. О.

Керівник проекту

Корнієнко Б.Я.

АНОТАЦІЯ

Ступницький А. О. Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом. КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, 2019.

Ключові слова: програмно-апаратний модуль, польотний контролер, мультироторна система.

Основна частина документу викладена у пояснювальній записці, виконаній на 61 сторінці, та містить 26 рисунків та 2 таблиці. Дипломний проект присвячений проектуванню та розробці програмно-апаратного модулю зв'язку і управління рухомим об'єктом, який надає можливість здійснювати керування системою із використанням різних стабілізуючих алгоритмів.

Програмне забезпечення для контролеру написано на мові C з використанням відкритих бібліотек у середовищі розробки Eclipse. Передача та регулювання сигналів у більшості випадків виконується з використанням ШІМ модуляторів та ПІД регуляторів.

SUMMARY

Stupnytskyi A.O. Software and hardware communication module and control of mobile object. KPI them Igor Sikorsky, Kyiv, 2019.

Keywords: software-hardware module, flight controller, multi-rotor system.

The bulk of the document is outlined in the explanatory note, executed on page 61, and contains 26 figures and 2 tables. The diploma project is devoted to the design and development of software and hardware communication module and control of the moving object, which provides the ability to control the system using various stabilizing algorithms.

The software for the controller is written in C with the use of open libraries in the Eclipse development environment. Transmission and control of signals in most cases is performed using PWM modulators and PID regulato

Номер рядка	Формат	Позначення	Найменування	Кіл. листів	№ екз.	Примітка
1			<u>Документація загальна</u>			
2						
3			Знову розроблена			
4						
5	A4	IT51.270БАК.002 ПЗ	Пояснювальна записка			
6						
7	A3	IT51.270БАК.003 Д1	Структурна схема системи	1		
8						
9	A3	IT51.270БАК.004 Д2	Структурна схема основного циклічного алгоритму	1		
10						
11						
12	A3	IT51.270БАК.005 Д3	Схема з'єднання	1		
13						
14	A3	IT51.270БАК.006 Д4	Діаграма класів	1		
15						
16						
17						
18						
19						
20						
21						
22						
23						
24						
25						

					IT-51.270БАК.002 ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		Ступницький А.О.			Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом	Літ.	Арк.	Акрушіє
Перевір.							5	1
Реценз.						КПІ ім. Ігоря Сікорського ФІОТ гр. IT-51		
Н. Контр.								
Затверд.								

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
на тему: «Програмно-апаратний комплекс
управління системою рухомих об'єктів»

Київ — 2019 рік

ЗМІСТ

ВСТУП	10
1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ВИМОГ ДО ПРОЕКТУ І ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ	11
1.1 Призначення і галузь застосування	11
1.2 Вимоги до проекту	12
1.2.1 Недоліки штатних мультироторних систем	12
1.2.2 Визначення функціональних вимог	13
1.2.3 Визначення нефункціональних вимог	15
1.2.4 Висновки до підрозділу	18
1.3 Огляд існуючих рішень	19
1.3.1 Існуючі мультироторні системи та їх недоліки	19
1.3.2 Аналіз варіантів передачі сигналу до рухомого об'єкту	22
1.3.3 Типи двигунів та особливості їх керування	23
1.3.4 Існуючі модулі управління	26
1.3.5 Огляд необхідних для функціонування датчиків та модулів	33
1.3.6 Висновки до підрозділу	36
2 РОЗРОБКА І ОПИС СИСТЕМИ ТА ВИБІР ОКРЕМИХ УЗЛІВ	37
2.1 Розробка та опис структурних і функціональних схем	37
2.1.1 Розташування компонентів системи та їх структурна схема	37
2.1.2 Логіка роботи системи	39
2.1.3 Логіка обробки сигналів від сенсорів та датчиків	40
2.1.4 Загальний алгоритм обробки та керування	42
2.1.5 Схема алгоритму «Rate mode»	45
2.1.6 Алгоритм «Stabilization mode»	49
2.1.7 Алгоритм «GPS Altitude Holding Mode»	50
2.1.8 Алгоритм «Fail Safe»	52

					IT-51.270БАК.002 ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		Лім.	Арк.	Акрушіє
Розроб.		Ступницький А.О.			Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом		7	62
Перевір.						КПІ ім. Ігоря Сікорського ФІОТ гр. IT-51		
Реценз.								
Н. Контр.								
Затверд.								

2.1.9	Висновки до підрозділу.....	53
2.2	Вибір окремих вузлів та агрегатів.....	54
2.2.1	Польотний контролер F405-CTR [8].....	54
2.2.2	GPS модуль Ublox Neo-M8N [7].....	57
2.2.3	Регулятори обертів двигунів Spedix ES30 [9].....	58
2.2.4	Безколекторні двигуни Racerstar BR2205S 2300KV [10].....	60
2.2.5	Висновки до розділу	61
3	РОЗРОБКА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ	62
3.1	Вибір мови програмування та програмного осередку	62
3.2.1	Клас CopterLogic	63
3.2.2	Клас FlightMode	64
3.2.3	Клас AttitudeControl	64
3.2.4	Клас RateControl.....	64
3.2.5	Висновки до підрозділу.....	65
	ВИСНОВКИ.....	66
	ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	67

ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ ТА СКОРОЧЕНЬ

Програмно-апаратний комплекс — набір технічних та програмних засобів і пристроїв, що працюють над виконанням спільної задачі.

Керувач, пілот — будь-яка людина, що тримає пульт керування системою та здійснює поканальне керування.

Мультироторна система — рухомий літаючий об'єкт, який структурно складається із двох та більше осей прикладання сили від двигуна та керується за допомогою польотного контролера.

Польотний контролер — апаратна плата, на якій розташовані певні сенсори та обчислюючі процесори та регулятори напруги.

Коптер, квадрокоптер — мультироторна система, яка складається із чотирьох осей. У даному проекті мається на увазі Х-образна схема розташування двигунів.

Tx, Rx — Transmit, Receive. Передача та зчитування відповідно.

ESC (Electric Speed Controller) — електронний регулятор швидкості. Необхідний для керування безколекторним типом двигунів.

GPS (Global Positioning System) – супутникова система навігації, яка необхідна для чіткого відстеження положення системи у повітрі.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						9
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Головною метою є розробка програмно-апаратного модулю для управління рухомим об'єктом, який дозволяє здійснювати проміжну обробку вхідних сигналів для їх аналізу та зміни. Після обробки вхідних даних проміжний модуль передає оригінальний або змінений сигнал керування до контролеру рухомого об'єкта або до його рухомих частин. Даний модуль має бути запрограмовано з використанням існуючих протоколів передачі сигналів та даних

Основна концепція таких модулів – це можливість використання у будь якій системі, проте вони мають бути запрограмовані до неї. Він інтегрується між модулем системи, який відповідає за прийняття даних з датчиків чи інтерфейсів, та модулем, який має оброблювати ці дані. Для забезпечення відмовостійкості системи при відсутності конкретних інструкцій до обробки даних чи до вихідного сигналу результатом роботи модуль може передавати на вихід необроблені дані. Такий архітектурно простий крок дозволяє отримати значно більший контроль над будь-якою системою.

Результатом дипломного проекту має стати такий проміжний модуль, що буде встановлено до мультироторної літаючої системи. Інкапсулюючи знання про цю систему, у рамках цього проекту ми будемо вважати що вона працює безвідмовно, Деякі архітектурні, структурні та програмні аспекти даної системи буде розглянуто у відповідних розділах. Метою застосування даного модулю є надання можливості автоматизованого керування літаючим об'єктом та розробка спрощуючих режимів керування. Це дозволить реалізувати політ по маршруту за допомогою технології GPS, а також спростить навчання керуванню системою для новачків.

					<i>IT-51.270БАК.002 ПЗ</i>	Арк.
						10
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ВИМОГ ДО ПРОЕКТУ І ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ

1.1 Призначення і галузь застосування

Призначення даної розробки полягає в тому, щоб модифікувати, захистити, або взагалі змінити алгоритмічну логіку роботи системи під певні власні вимоги до неї. Даний модуль може бути застосований для зміни або доповнення інтерфейсу керування об'єктом або його поведінки. Таким чином алгоритми керування будь-якими радіо/інтернет-керованими об'єктами можуть бути змінені згідно з технічним завданням або вимогами. Наприклад, ми можемо модифікувати штатну логіку обробки радіосигналів та сигналів управління об'єктом, що здатний літати, таким чином, що він буде здатний рухатись по чіткій траєкторії та виконувати нестандартні рухи.

Областю застосування даного модулю можуть бути будь-які компанії, які за нестачі бюджету не мають змоги розробити власні рухомі об'єкти. Вони отримують змогу використовувати вже існуючі рішення проблем, доповнюючи їхній алгоритмічний пакет. Серійні об'єкти, для яких необхідно забезпечити додаткове або автоматизоване керування при відсутності забезпеченого виробником інтерфейсу керування.

Така архітектурна концепція може використовуватись у будь-яких галузях. Проміжний модуль може надавати можливість керування світлом у вашому домі (між вимикачем, який подає керуючий сигнал, та лампою, яка є об'єктом управління, може бути встановлено проміжний модуль, що отримує вхідні дані за додатковим радіоканалом та замикає ланцюг живлення), можливість багатоканального керування деяким рухомим об'єктом, тощо.

Конкретний модуль, що буде розроблюватися у цьому проекті, буде призначений для стабілізації вхідного радіосигналу, його розпізнавання за допомогою регуляторів, та для модифікації польотних можливостей. Така реалізація може бути застосована для повітряної фото та відеозйомки, для моніторингу стану ліній електропередач, рейок, тощо.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

1.2 Вимоги до проекту

Оскільки технічні характеристики зазвичай описуються для всієї системи в цілому, варто відмітити, що застосування проміжного модулю здатне значно впливати на початкові характеристики. Наприклад, змінюючи кут нахилу мультироторної системи в польоті одночасно збільшується швидкість об'єкту та зменшується довготривалість її роботи. Кінцеві характеристики сильно залежать від кінцевих вимог до об'єкту управління.

Функціональні вимоги описують внутрішню роботу системи, її поведінку: калькулювання даних, маніпулювання даними, опрацювання даних, і інші специфічні функції які повинна виконувати система. Для того щоб сформулювати необхідні вимоги до рухомого об'єкту, необхідно розуміти, на що саме здатна система без нашого втручання, та сформулювати її недоліки.

Не функціональні вимоги можна поділити на дві категорії: покращення (надійність, безпека, швидкодія, зручність у використанні) та вдосконалення (масштабування, відновлюваність ...) властивостей системи.

1.2.1 Недоліки штатних мультироторних систем

Розглядаючи існуючі на сьогоднішній день мультироторні системи, практично всі з них мають схожий інтерфейс для керування. Зазвичай це пульт-передатчик радіосигналу. В більшості випадків його інтерфейс керування квадрокоптером складається із чотирьох основних каналів керування:

- керування потужністю роботи усіх двигунів;
- нахил по горизонталі вперед та назад;
- нахил по горизонталі вправо та вліво;
- поворот вздовж осі Z.

Штатний контролер, отримуючи сигнал від радіоприймача, передає його напряму до двигунів. Це проста і надійна логіка, яка має досить мало факторів,

									Арк.
									12
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

що можуть завадити стабільній роботі. Але подібна логіка не може забезпечити стабільне положення у повітрі, а отже керувачу потрібно постійно стабілізувати його. Штатною системою можливо керувати тільки у зоні прямої видимості, це приблизно 50-60 метрів. Цього недостатньо для, наприклад, виконання робіт, зв'язаних із відеозйомкою ландшафту.

1.2.2 Визначення функціональних вимог

Ціль даного проекту полягає у тому, щоб автоматизувати роботу системи та змінити прості алгоритми керування нею на більш складні та просунуті, завдяки чому більш орієнтовані на не підготовленого керувальника. Для того, щоб реалізувати це, в першу чергу нам необхідно створити алгоритм для автономної стабілізації системи у повітрі. Деякі з існуючих забезпечують ідеальну орієнтацію у просторі, що дає можливість надточного керування апаратом, інші ж об'єднують у собі велику кількість стабілізуючих механізмів. У даній мультироторній системі має бути реалізовано наступні алгоритми.

1.2.2.1 Режим «Acro mode»

У даному режимі електронні помічники, що відповідають за стабілізацію дрона, будуть відключені. Пілотування зможуть здійснити лише просунуті пілоти. Його сутність полягає у чіткій фіксації системи у повітрі, згідно з координатами, які передає гіроскоп. Кут нахилу змінюється шляхом відхилення певного з стіків на пульті керування. При цьому, при припиненні впливу на стік, система намагається зберегти своє положення згідно з положенням гіроскопу, а не стабілізується по горизонталі.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		13

1.2.2.2 Режим «Stabilization mode»

Даний режим забезпечує повну стабілізацію системи по всіх осях. Задача алгоритмів керування двигунами полягає у тому, що при припиненні впливу на стіки пульта керування система має повернутися у найбільш стійке положення – горизонтальне. Не дивлячись на це, потужність роботи моторів все одно контролюється пілотом, алгоритми не впливають на висоту польоту.

1.2.2.3 Режим «GPS Attitude Holding Mode»

Режим утримання висоти доповнює стабілізуючі функції попереднього режиму, дозволяючи системі утримувати певну задану висоту. Це регулюється за допомогою модуля-барометру, який постійно відстежує показники висоти та передає їх до оброблюючого пристрою. Знаходячись у стані утримання висоти, пілот може взагалі не впливати на пульт керування – система має бути зафіксована.

1.2.2.4 Режим «GPS handled flight»

GPS-керований пристрій повинен мати змогу польоту по зазделегідь заданим точкам без втручання пілота. Даний режим об'єднує в собі усі стабілізуючі механізми, а також повинен справно працювати в умовах підвищеної вітренності.

1.2.2.5 Режим «Fail Safe»

Режим запобігання помилкам необхідний для відмовостійкості системи в цілому. В деяких умовах використання можуть бути наявні сильні радіоперешкоди, або при недосконалоості силової частини системи можуть виникати магнітні хвилі, що зашкодять роботі окремих обчислюючих модулів.

									Арк.
									14
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

Проблеми працездатності будь-якого з модулів мають оброблюватись блискавично, так як від цього залежить ризик пошкодження будь-якої власності чи здоров'я живих організмів.

1.2.3 Визначення нефункціональних вимог

Будь-який рухомий об'єкт може бути небезпечним. Не залежачи від маси, розміру та способу пересування такі системи можуть загрожувати цілісності майна, здоров'ю людей, екологічній обстановці, тощо. Для того щоб з самого початку забезпечити найбільшу надійність для системи, для неї необхідно сформулювати такі нефункціональні вимоги, які можуть гарантувати правильну поведінку системи у незвичних для неї ситуаціях.

1.2.3.1 Вимоги до системи

Нефункціональні вимоги повинні описувати, якою система має бути. Вони описують властивості і характеристики, які у майбутньому має демонструвати система, а також обмеження, які повинні бути дотримані в окремих випадках. З точки зору нефункціональних характеристик виділяються нижче перераховані вимоги:

- керування системою за допомогою радіотехніки;
- отримання від системи телеметрійних даних про стан системи;
- модульна структура системи для полегшення розробки та ремонту;
- наявність спрощеного режиму керування для не підготовлених пілотів;
- наявність максимально точного та вільного режиму керування для специфічного застосування;
- можливість фіксації та орієнтації системи у просторі за допомогою GPS модулю та барометру;

										Арк.
										15
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

- необхідно забезпечити механізм розпізнання помилкових даних та їх правильної обробки.

1.2.3.2 Вимоги до GPS

GPS можна вважати окремою системою, оскільки це має бути не тільки модуль, що здатний встановлювати з'єднання із супутниками та приймати сигнал GPS, а й окремий контролер, що здатний обробити цей сигнал та передати отримані дані у зрозумілому для загальної системи форматі.

Важливо мати на увазі, що будь який GPS модуль не здатний працювати у закритих просторах, в зв'язку з труднощами з пошуку супутників. А польоти у межах міста можуть викликати значні похибки позиціонування пристрою.

Отже, сформулюємо вимоги до нього:

- модуль має бути спроможним до швидкого пошуку супутників (щонайменш 5 супутників за 10 секунд);
- підтримка технологій GPS, GLONASS та SBUS;
- стійкість до перешкод сигналу;
- точність позиціонування не більше за 5 метрів;
- здатність до роботи від трьох вольтового ланцюга живлення;
- наявність вбудованого компасу;

1.2.3.3 Вимоги до двигунів

Двигуни для мультироторної системи мають бути однаковими між собою. Це важливо для забезпечення стабільно однакової швидкості обертання при подачі напруги на двигуни. Усі із двигунів мають бути здатними до швидкої зміни швидкості обертання для забезпечення точності керування та швидкості стабілізування.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						16
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Існують декілька основних типів електричних двигунів, що підходять для розробки подібної системи. Для безколекторних двигунів необхідне використання так називаємих регуляторів обертів (ESC), які подають силове живлення на мотор та керують швидкістю обертання засобом ШІМ сигналів. Такі регулятори мають у собі власний обчислюючий контролер, який має бути здатним до швидкої частоти зміни швидкості обертання. У деяких моделях регуляторів навіть існує функція гальмування. Тобто двигун буде зупинятися не за інерцією через опір повітря, а електронно. Це може бути причиною занадто високої температури нагріву двигунів. Більш детально з регуляторами ми ознайомимося у розділі, присвяченому вибору окремих вузлів та агрегатів. Загальні властивості, яким повинен відповідати двигун для реалізації систем стабілізування:

- швидкість відгуку більша за швидкість циклу обробки положення системи;
- низька інертність, оскільки її практично неможливо розрахувати у процесі польоту;
- сумарна тяга усіх двигунів має бути у 3-4 рази більша за масу системи. Цей запас необхідний для здатності якнайшвидше відрегулювати порушену рівновагу.

Для колекторного двигуну не потрібен регулятор обертів. Це може зекономити нам загальну вагу системи. Проте колекторні двигуни не видають швидкої та імпульсивної потужності, а також дуже крихкі для застосування у мультироторній системі. Через це колекторні двигуни у даному проекті розглядатися не будуть.

					<i>IT-51.270БАК.002 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

1.2.4 Висновки до підрозділу

У даному розділі було визначено загальні недоліки мультироторних систем. Основна проблема – це стабільність положення у повітрі. На відміну від літаків, що мають чітко змодельований аеродинамічний профіль крила, який забезпечує постійну підтримуючу силу на певній швидкості, мультироторна система не здатна до планування у разі помилки у роботі будь-якого з двигунів або при втраті сигналу керування. Крім цього, спираючись на архітектурні особливості, управління реалізовано таким чином, що не підготовленій людині досить складно керувати пристроєм, що не має спрощуючих режимів стабілізації.

Було визначено функціональні вимоги до системи. Ми описали функціональні особливості, які будуть реалізовані у цьому проекті. Всі вони направлені на створення таких режимів роботи системи, які можуть бути використані у різних умовах відповідно до рівня підготовки керуючої людини. Крім цього, обов'язковою вимогою є створення алгоритму опрацювання збою.

Нефункціональні вимоги були описані як для системи в цілому, так і для її підсистем. Ці вимоги сформовані в більшій ступені не нашими очікуваннями від проекту, а технічними характеристиками, які необхідні для роботи системи, а також для більш комфортної розробки з використанням відомих мені технологій.

					<i>IT-51.270БАК.002 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

1.3 Огляд існуючих рішень

Для найбільш прийняття найбільш доцільних рішень під час розробки проекту необхідно чітко розуміти, які з них вже були розроблені до нас. Це дозволить правильно оцінити їх пріоритетність та оцінити відповідність до наших вимог [2].

Мультироторна система складається як мінімум із рами, двигунів та їх регуляторів, контролюючого модулю та модулю радіозв'язку. Кожен із цих компонентів має безліч існуючих реалізацій. Розробка такої системи з нуля є занадто складною та об'ємною, тому у рамках цієї роботи необхідно проаналізувати та обрати такі компоненти, що дозволять швидко залучити їх до використання без додаткової підготовки.

1.3.1 Існуючі мультироторні системи та їх недоліки

Як було описано раніше, намагаємося створити найбільш стабільну мультироторну систему, беручи за основу вже існуючу рухому частину та модифікуючи її роботу за допомогою зовнішнього керуючого модулю. Для того, щоб обрати літаючу систему, яка нам найбільш підходить, давайте розглянемо існуючі

1.3.1.1 Бікоптер

Бікоптер оснащений двома двигунами, які приводяться в рух за допомогою сервоприводу. Він вважається найдешевшим з Мультикоптер через мінімальну кількість двигунів, відповідно, в цьому полягає його головний плюс. Разом з тим, однак, він найменш стабільний і надійний в порівнянні з іншими мультироторними системами, та важко налаштовується і має невелику підйомну

									Арк.
									19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	IT-51.270БАК.002 ПЗ				

1.3.2 Аналіз варіантів передачі сигналу до рухомого об'єкту

Через свою архітектурну особливість у вигляді великої кількості потужних двигунів мультироторні рухомі об'єкти здатні рухатись на дуже великих швидкостях та змінювати напрям руху настільки швидко, що сторонній споглядач не встигне це усвідомити. Це означає, що система передачі та прийняття сигналу мусить бути досить потужною для того, щоб не втрачати сигнал на великій відстані та гарантувати його безпомилкову передачу та зчитування. За умови, що передача сигналу відбувається бездротового з'єднання пристроїв, єдиний варіант – це радіосигнал [4].

Розглянемо перелік найпопулярніших бездротових технологій, які зараз використовуються у масових масштабах.

Таблиця 3.1 — Опис радіостандартів

№	Стандарт	Частота	Опис
1	802.11 a	2,4 ГГц; 5 ГГц	Wi-Fi [5]
2	802.15.1	2,4 ГГц	Bluetooth [6]
3	802.15.4	2,4 ГГц	ZigBee
4	3GPP TS 45.005	40/20 МГц	GSM, LTE

Із таблиці 3.1 можна побачити, що більшість популярних технологій використовують частоту сигналу 2.4GHz. Дана частота дозволяє передавати дані на значну відстань, але звичних нам технологій недостатньо для роботи на відстані, наприклад, 1 кілометр. Для домашніх мереж наразі часто використовують частоту 5GHz, чим більша частота, тим швидше сигнал розсіюється та втрачає свою силу. Мережі мобільного зв'язку здатні передавати інформацію на значні відстані, проте вони мають бути заліцензовані. Отже, звичних нам технологій для даного проекту недостатньо.

Для вирішення цієї проблеми слід звернути увагу на ведучих виробників радіоапаратури для радіокерованих пристроїв. Кожен із них має власний запатентований стандарт передачі даних, у якому реалізовано багатокроковий захист від перешкод, інтерференції та сигналів на власній частоті. Детальну

									Арк.
									22
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

інформацію про такі протоколи знайти не вдалося. Емпіричним шляхом (а також за даними виробників) встановлено, що зв'язані між собою пари передатчика та приймача від одного виробника можуть забезпечувати надійний сигнал на відстань від 100 метрів до 10-15 кілометрів, а деякі з них пропонують можливість отримання зворотнього сигналу від приймача до передатчика з інформацією про стан об'єкта, що називається телеметрією. Одними з найрозповсюдженіших протоколів відповідних виробників є:

- D8 / D16 (FrSky);
- DSM / DSMX (Spektrum);
- AFHDS 2A (FlySky);
- FASST (Futaba)

1.3.3 Типи двигунів та особливості їх керування

В основу роботи переважної більшості електричних двигунів покладено принцип електромагнітної індукції. Електрична машина складається з нерухомої частини - статора (для асинхронних і синхронних машин змінного струму) або індуктора (для машин постійного струму) і рухомої частини - ротора (для асинхронних і синхронних машин змінного струму) або якоря (для машин постійного струму). У ролі індуктора на малопотужних двигунах постійного струму дуже часто використовуються постійні магніти.

Для цілей використання у моделях радіокерування найчастіше використовують колекторні або безколекторні двигуни. У цій главі ми спробуємо дослідити їх та визначити, який більше підходить для нашої системи.

1.3.3.1 Колекторний електродвигун

Визначальною особливістю колекторних двигунів є наявність щітково-колекторного вузла, який забезпечує обертання ротору. Головною зовнішньою

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

відмінністю колекторного двигуна від бесколлекторного є наявність у нього двох проводів замість трьох. Колекторний двигун складається з рухомої частини - ротор і нерухомою - статор (корпус). Колектор - набір контактів, розташовані на роторі і щітки - ковзаючі контакти, розташовані поза ротора і притиснуті до колектора.

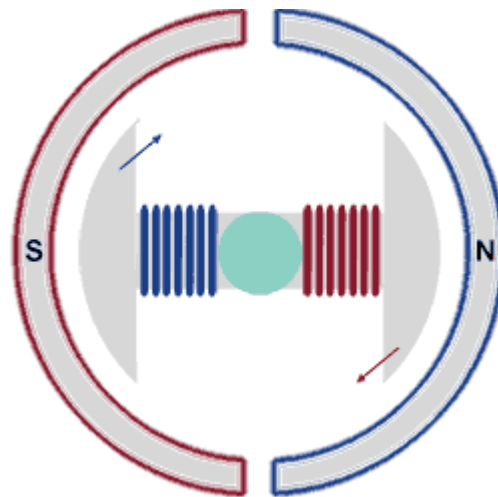


Рисунок 3.3 — Схема колекторного електродвигуна

Колекторні двигуни, використовувані в радіокерованих моделях, працюють від постійного струму. Наприклад, подавши на два дроти двигуна відповідну напругу від звичайної батарейки або акумулятора, ми приводимо вал двигуна в рух.

Давайте виведемо переваги колекторного типу двигунів:

- мала вага;
- малий розмір;
- низька вартість;
- можливість прямого підключення до джерела струму.

Саме тому такий тип двигуна найбільш часто застосовується в бюджетних комплектаціях моделей або в моделях початкового рівня. Якщо говорити про надійність колекторного двигуна, то він сильно поступається бесколлекторним. При всій їх простоті, у них один величезний недолік - обмежений ресурс. Наявність щітково-колекторного вузла на увазі механічну систему рухомих

									Арк.
									24
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

контактів, тобто механічна робота щіточок та колектора може привести до іскріння при перегріванні і швидкий знос при несприятливих умовах експлуатації (волога, бруд, пил, тощо).

1.3.3.2 Безколекторний електродвигун

Висока ефективність (коефіцієнт корисної дії) і зносостійкість досягається завдяки відсутності щітково-колекторного вузла. Безколекторні мотори є більш потужними, ніж колекторні мотори того ж розміру. Головною зовнішньою відмінністю бесколекторного мотора від колекторного є наявність у нього трьох проводів замість двох. У бесколекторного двигуна рухомою частиною є якраз статор (корпус) з постійними магнітами, а нерухомою частиною - ротор з трифазної обмоткою. Перемикання обмоток відбувається за рахунок досить складної електронної схеми - регулятора.

Безколекторний двигун приводиться в обертання трифазним змінним струмом, тому для їх роботи необхідний спеціальний контролер швидкості (регулятор), що перетворює постійний струм від акумулятора в змінний. Як безколекторний двигун, так і регулятор для бесколекторного двигуна має більш складну конструкцію, в силу чого, вартість зростає. Схему безколекторного електродвигуна можна дослідити на рисунку 3.4.

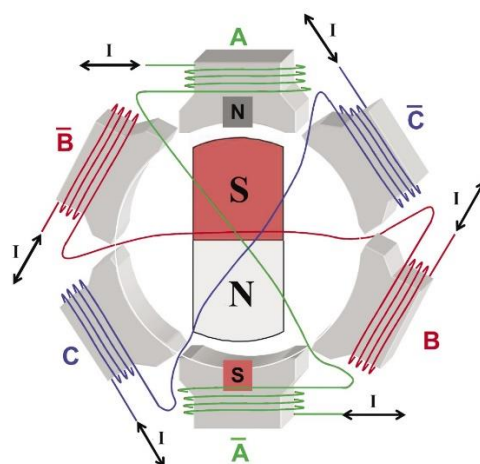


Рисунок 3.4 — Схема безколекторного електродвигуна

						IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
							25
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			

Отже, основними перевагами безколекторного типу двигунів є:

- зносостійкість;
- більша потужність, кращий ККД;

Недоліком можна вважати високу вартість та необхідність використання регуляторів, які також підвищують кінцеву вартість системи.

1.3.4 Існуючі модулі управління

Модуль управління, який виконує операції керування деякими підвладними йому модулями – це досить абстрактна класифікація. В осередку радіолюбителів такий модуль називається польотним контролером. Надалі й будемо називати його так. Польотний контролер – це електронний пристрій, що керує польотом літального апарату. Термін застосовується до безпілотних літальних апаратів, в тому числі і авіамоделей. Стосовно до пілотованих літальних апаратів зазвичай вживається термін автопілот. Найчастіше термін польотний контролер відноситься до керуючих пристроїв мультироторних систем.

До функцій польотних контролерів можна віднести:

- стабілізацію пристрою у повітрі;
- утримання висоти за допомогою барометру або GPS;
- автоматизований політ по заданим точкам (опціонально);
- передача керувальнику телеметрії;
- забезпечення безпеки польоту.

Зазвичай, польотний контролер отримує команди від системи радіоуправління, але може функціонувати і повністю автономно: по заздалегідь заданому плану польоту або в режимі стеження за об'єктом. Причому режим автономного польоту зустрічається як в персональних «селф-коптерах» так і в серйозних апаратах військового призначення.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		26

Надалі у цьому підрозділі ми розглянемо повноцінні польотні контролери від світових виробників. Вони дуже часто використовуються для швидкої побудови мультироторних систем як мінімум з тої причини, що мають у собі вже готову складну запрограмовану логіку управління двигунами. Не секрет, що реалізація системи стабілізації є найбільшою складністю у розробці подібних модулів.

Таблиця 3.2 — Опис радіостандартів

Контролер	Стабілізація	Утримання позиції	Політ по точкам	Телеметрія	Вартість
KapteinKuk	+	-	-	-	30\$
MultiWii	+	+	+	+	50\$
ArduPilot	+	+	+	+	150\$
PixHawk	+	+	+	+	150\$-500\$
DJI Naza	+	+	+	+	250\$-1000\$
XAircraft	+	+	-	-	400\$-600\$
Zero UAV	+	+	+	+	400\$-2500\$

У таблиці 3.2 відмічені найпопулярніші виробники польотних контролерів [1]. Деякі з них зараз вже не актуальні через наявність конкурентів та китайських копій. Що одразу помітно з таблиці – це те, що майже всі виробники пропонують пакет функцій, який є вимогою до нашого проекту. Але більшість із них не мають вбудованої периферії, тобто такі системи як GPS, гіроскоп, барометр, радіоприймач та інші необхідно купити окремо, вони не включені у описану вартість. А саме колонка «вартість» підштовхнула мене до розробки власного модулю.

Розглянемо існуючі контролери для їх порівняння.

1.3.4.1 KapteinKuk

Так історично склалося, що КК були одними із найперших виробників, що запропонували польотний контролер із можливістю стабілізації. Він є максимально простим. Не включає в себе ніякої периферії.



Рисунок 3.5 — Плата контролера KarteinKuk

1.3.4.2 MultiWii

Даний контролер отримав свою популярність через низьку вартість та відкритість коду. Код можна скомпілювати у середовищі Arduino IDE. Останні реалізації MultiWii включають в себе більшість функцій, у тому числі й політ по визначеним точкам. Проект не є комерційним та підтримується ентузіастами. На даний момент вважається застарілим.

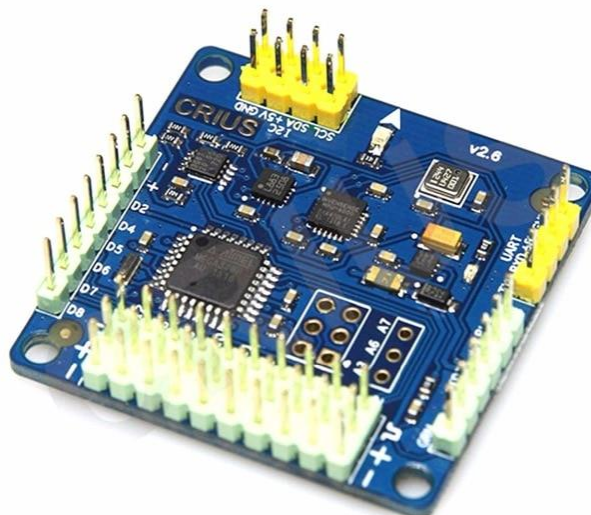


Рисунок 3.6 — Плата контролера MultiWii

1.3.4.3 ArduPilot

ArduPilot – це один із польотних контролерів, що мають відкритий вихідний код. Як і MultiWii, побудовано на базі платформи Arduino. Включає необхідні для польоту функції, у їх числі автоматизований політ, обробка відеосигналу (OSD), утримання геопозиції тощо. Існують також китайські клони (HKPilot 2.5), їх ціна близько 50\$. Плата АРМ має лише базову функціональність, інші модулі (GPS, OSD, модем та ін) можливо придбати окремо. Станом на 2018 рік контролер вважається застарілим.



Рисунок 3.7 — Плата контролера ArduPilot

1.3.4.4 PixHawk

PixHawk є одним із найбільш функціональних польотних контролерів із відкритим кодом. Він був розроблений компанією 3D Robotics для заміни застарілого ArduPilot на базі 8-бітної архітектури процесору. Апаратно та функціонально вони повністю сумісні, але PixHawk побудовано на більш сучасній елементній базі, перш за все 32-бітному мікроконтролері STM32 на основі ядер ARM7.

									Арк.
									29
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					



Рисунок 3.7 — Плата контролера PixHawk

1.3.4.5 DJI Naza

За відгуками користувачів контролери DJI [3] демонструють відмінну стабільність польоту, значно кращу за дешевші моделі. Хоча функціональність контролерів досить таки обмежена, можна її суттєво розширити за допомогою зовнішніх модулів. Наприклад, для можливості бездротового налаштування необхідно придбати модуль Bluetooth (50\$), а для ведення розширених польотних логів необхідно придбати DJI iOSD MARK II (255\$). Для польоту за точками, передачі телеметрії або управління з планшета необхідний 2.4G Bluetooth Datalink iPad Ground Station (300\$). Таким чином головним з недоліків цих контролерів є занадто висока вартість як власне контролера так і додаткових модулів.



Рисунок 3.8 — Плата контролера DJI Naza

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		30

1.3.4.6 XAircraft

XAircraft був одним із перших польотних контролерів, що надають (декілька років назад) зручну програму для налаштування із комп'ютера та GPS-модулю. Однак деякі із користувачів висказали власні нарікання до роботи стабілізації контролера, тому на даний момент моделі цього типу (XAircraft 450 та XAircraft 650) придбавати недоцільно.

Нещодавно вийшла нова версія контролера XAircraft SuperX, у якій начебто були враховані колишні недоліки, проте власників системи поки що занадто мало для отримання статистичної картини. Вартість контролерів XAircraft SuperX становить від 400 до 600 \$ в залежності від комплектації.



Рисунок 3.9 — Плата контролера XAircraft

1.3.4.7 Zero UAV

Польотні контролери Zero UAV виробництва компанії Zero UAV Intelligence Technology, мають закриті прошивки та схему. Базова версія має всі розглянуті польотні режими, включаючи польоти за точками, логування польоту, передачу телеметрії та інші. Дана версія має обмеження за кількістю точок автоматичного польоту та відстані між ними. Контролер є більш функціональний ніж DJI Naza за приблизно тією ж ціною (~ 400 \$). Один з

										Арк.
										31
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

Підводячи підсумок за озученими вище польотними контролерами, можна зробити висновок що на даний момент отримати контролер, що буде відповідати нашим вимогам – це дуже дорого. Вони були створені для комерційного використання та мало придатні для побудови рухомої системи, наприклад, у рамках хоббі.

1.3.5 Огляд необхідних для функціонування датчиків та модулів

Будь-який польотний контролер має приймати сигнал керування, опрацьовувати цей сигнал згідно до показників різних датчиків та у кінці робочого циклу подати відповідні сигнали до двигунів. Для того, щоб контролер мав інформацію про власне положення у просторі, необхідна наявність певної периферії, яка надає йому ці дані. Згідно з нашими вимогами, для повноцінної роботи контролеру нам необхідні наступні модулі:

- GPS модуль для відстеження територіального положення;
- гіроскоп та акселерометр необхідні для розрахунку кута нахилу та руху системи;
- барометр для відстеження висоти польоту.

У цьому підрозділі ми розглянемо дану периферію більш детально.

1.3.5.1 GPS модуль

GPS використовується як для можливості утримання власної позиції, автоматизованого польоту по визначеним точкам, так і для функції повернення додому. Зазвичай ті GPS модулі, що були створені спеціально для мультироторних систем, вже мають вбудований компас для більш точної орієнтації пристрою. Приклад такого модулю зображено на малюнку 3.11.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		33

Варто відмітити, що не дивлячись на автономність даного модулю, він все одно час від часу потребує налаштування. Це залежить від зміни магнітного поля, в якому знаходиться компас.

Компас і GPS разом додають такі функції, як утримання курсу, утримання позиції, повернення на точку старту і виконання маршрутних завдань (автономний політ). До встановлення компаса варто підійти уважно, так як на його свідчення сильно впливають розташовані поруч металеві об'єкти чи силові дроти, через що «мізки» не зможуть визначити правильний напрям руху.



Рисунок 3.11 — GPS модуль, адаптований до швидкого підключення

1.3.5.2 Гіроскоп та акселерометр

Гіроскоп – це пристрій, що здатний до реагування на зміну кутів орієнтації об'єкта, на якому він встановлений, у інерціальній системі відліку. Гіроскопи можна розділити на два різновиди – трьох осьова та шести осьова система. Варто відмітити, що шести осьова система так називається з тої причини, що вона об'єднує в собі два пристрої – власне гіроскоп і акселерометр, які по різному оброблюють інформацію з трьох координат. Гіроскоп дозволяє утримувати коптер під певним кутом і стоїть у всіх контролерах. Акселерометр допомагає визначити положення коптера щодо землі і вирівнює його паралельно горизонту

3-осьові гіроскопи стабілізують тангаж та крен, тобто нахил вперед-назад і вправо-вліво. Завдяки цьому відкалібрований коптер відмінно злітає і зависає в

									Арк.
									34
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

повітрі, поки користувач не задасть напрямок руху в певну сторону. Як тільки стік керування вирівнюється, коптер знову прийме горизонтальне положення і зависне.

6-осьова система має датчики тангажу, крену і рискання, а також акселерометр, що дозволяє обчислити необхідне прискорення в різних напрямках. Іншими словами, дрон зможе компенсувати пориви сильного вітру і практично миттєво приймати стійке положення. Крім того, 6-осьової гіроскоп самостійно виявляє некоректне положення коптера в повітрі і сигналізує, якщо коптер падає. Завдяки цьому пілот може вирівняти стіки, збільшити швидкість руху і зупинити падіння. Подібна опція врятувала безліч дорогих пристроїв від пошкоджень.

1.3.5.3 Барометр

Найбільш часто моделі квадрокоптера (гексакоптеров, октокоптеров, в загальному - мультироторних систем) оснащені барометричними датчиками (або барометрами). Це датчик, який відповідає за відстеження висоти польоту. Принцип його роботи простий: зі збільшенням висоти, атмосферний тиск падає, а значить, польотний контролер реагує відповідним чином і подає необхідні сигнали на двигуни, регулюючи газ.

Барометр не можна вважати надійним пристроєм, оскільки на малих висотах зміна тиску майже не помітна. Крім цього, погодні умови мають величезний вплив на якість його показників. Барометр дає можливість утримувати апарат на певній висоті. На показання цього датчика дуже сильно впливають потоки повітря від пропелерів, тому варто ховати його під шматок поролону або губки.

					<i>IT-51.270БАК.002 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

1.3.6 Висновки до підрозділу

У даному розділі ми розглянули основні концепції мультироторних систем, а саме – визначили недоліки та переваги двох-осьових, трьох-осьових та чотирьох-осьових мультироторних систем. Зважуючи всі за та проти, було вирішено, що чотирьох-осьова компоновка системи (іншими словами - квадрокоптер) є найбільш оптимальним рішенням, оскільки при такій постанові двигунів система забезпечує оптимальний рівень стабілізації, не витрачаючи при цьому велику кількість електроенергії на недоцільно більшу кількість двигунів.

Було розглянуто основні популярні стандарти передачі даних за допомогою радіосигналу. Сигнал з частотою 2.4 ГГц може забезпечити надійно високий рівень сигналу на велику відстань, але загальноприйняті протоколи не здатні працювати на відстані більшу за 100 метрів. Цього недостатньо у рамках нашого проекту. Ми роздивилися характеристики пар передавач-приймач від світових брендів-виробників радіообладнання для віддаленого керування. На сьогоднішній день більшість із них пропонують власні протоколи передачі даних на базі 2.4 ГГц сигналу, а також гарантують його високу захищеність від перешкод та інтерференції, проте ми не маємо ніякої більш детальної інформації про них.

Ми оцінили переваги та недоліки двох типів електродвигунів, поширених у використанні для мультироторних систем. Як ми знаємо, через свої конструктивні особливості мультироторні системи схильні до дестабілізації. При розробці така система часто буде падати. Не дивлячись на те, що колекторні двигуни мають менші розміри та собівартість, я прийняв рішення використовувати безколекторний тип двигунів через їх підвищену надійність.

В кінці розділу ми дослідили сучасний ринок на предмет польотних контролерів, які приблизно відповідають вимогам до даного проекту. Більшість із виробників пропонують привабливий набір функцій, проте їх контролери коштують дуже дорого. Крім цього, не завжди вони мають у собі необхідний набір периферії – її також необхідно придбати окремо.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						36
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2 РОЗРОБКА І ОПИС СИСТЕМИ ТА ВИБІР ОКРЕМИХ УЗЛІВ

2.1 Розробка та опис структурних і функціональних схем

Для мультикоптерних систем існують певні загальні схеми розположення компонентів системи. Це можна пояснити тим, що деякі вимоги до системи можуть бути виконані тільки за умови правильного розташування компонентів. Наприклад, забезпечити надійний прийом сигналу керування можна тільки розташувавши приймаючі антени під таким кутом, щоб прийому-передачі сигналу не заважали будь-які екрануючі елементи – це можуть бути металеві деталі або карбонові, які часто використовуються для полегшення загальної ваги.

2.1.1 Розташування компонентів системи та їх структурна схема

У кресленнику 1 детально відображено структурну схему мультироторної системи із чотирма двигунами. Як видно із схеми, польотний контролер відповідає за всі сигнальні з'єднання компонентів (тобто, окрім силової лінії живлення).

Для спрощення організації живлення силові з'єднання регуляторів обертів ESC виведені до окремої плати розділення живлення. Таке архітектурне рішення дозволяє зняти силове та індукційне навантаження з польотного контролеру, оскільки це є причиною сильних перешкод сигналу. У такій схемі живлення польотного контролеру не залежить від живлення двигунів, тобто немає потреби забезпечувати надмірно сильне живлення для контролеру – у більшості випадків йому вистачає 5 вольт напруги з силою струму біля 1 амперу. Двигуни ж в свою чергу у моїй конфігурації забезпечені напругою 16 вольт з силою струму до 120 ампер.

Гіроскоп та компас – це найбільш чутливі до перешкод модулі. Через це модуль GPS разом із компасом найчастіше виноситься вгору на 10-20

									Арк.
									37
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

IT-51.270БАК.002 ПЗ



Рисунок 4.2 — Розташування всіх сенсорів у вежі

2.1.2 Логіка роботи системи

Орієнтація мультироторної системи у повітрі визначається кутами тангажу, крену та рискання (з англійської - pitch, roll, yaw) [11]. Керування системою досягається зміною трьох цих кутів. Наприклад, для того, щоб рухатись вперед, квадрокоптер має бути нахиений вперед. Газ квадрокоптера – це середнє арифметичне між швидкістю обертання кожного із моторів. Отже, загальна тяга моторів залежить від показнику газу – чим він більший, тим більша підіймаюча сила буде діяти на систему. Газ висіння – такий рівень газу, при якому система здатна зберігати висоту не знижуючись та не набираючи її. Для здійснення керування потрібно впливати на газ, тангаж та рискання. Вони називаються каналами управління. Для здійснення повноцінного керування мультироторною системою необхідно мати пульт керування, який підтримує одночасну роботи мінімум для 4 каналів.

До речі, гвинти мають обертатися у кожен у своєму напрямку. Якщо всі двигуни будуть обертатися за годинниковою стрілкою, то через дію обертального моменту система рухалась би у зворотньому напрямку. Тому мотори обертаються попарно, компенсуючи обертальний момент один одного. Але ж таки, обертальний момент дозволяє повернути квадрокоптер на деякий кут,

									Арк.
									39
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

цей рух називається ризканням. Для реалізації такого повороту одна з пар моторів починає рухатись повільніше, ніж інша.

Таким чином, керування коптером здійснюється тільки за допомогою зміни швидкості обертання деяких з двигунів. Тому для працездатності такої схеми необхідне точне відстеження положення коптеру сотні разів за секунду, та відправлення коректно обрахованих команд до кожного двигуна, незалежно від режиму польоту на даний момент. Як працює система відстеження положення ми роздивимося у наступному розділі.

2.1.3 Логіка обробки сигналів від сенсорів та датчиків

Задача польотного контролера полягає в тому, щоб сотні разів на секунду опрацювати певний цикл управління, тобто:

- моніторинг показів сенсорів,
- моніторинг каналів управління,
- обробка інформації та видача керуючих сигналів двигунам, щоб виконати команди пілота.

2.1.3.1 Розбір роботи регулятора мотору

Двигуни на мультироторних системах є досить потужними. Вони споживають значну кількість струму за короткий проміжок часу. Через це для них зазвичай проводиться окрема потужна силова лінія живлення. А власне потужністю двигунів керує спеціальний апаратний драйвер, або регулятор швидкості – ESC. Вони отримують живлення від силової лінії та керуючий сигнал від польотного контролера, а на виході мають три проводи, відповідних за фази роботи електродвигуна. Кожний мотор має власний регулятор. Загальний принцип роботи можна побачити на рисунку 4.3.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						40
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Найпоширеніші регулятори керуються засобом широтно-імпульсної модуляції, або PWM, отримуючи сигнал прямокутної форми у діапазоні від 0 до 3 або 5 вольт, в залежності від реалізації регулятора. Посилаючи команду обертатися з найменшою швидкістю, контролер синтезує імпульси довжиною 1 мс, які розділені логічним нулем довжиною 10-20 мс. Тривалість імпульсу в 2 мс означає команду обертатися з найбільшою швидкістю. Довжина нульового імпульсу фактично не впливає на результат роботи двигуна. Проте діапазон регулювання 1-2 мс використовується не завжди. Є безліч впливаючих факторів, які можуть змістити діапазон у межі 1,2 - 1,8, наприклад.

Для коректної роботи регулятора і правильної взаємодії із двигуном він має бути відкаліброваним. Процес калібрації означає, що діапазон регулятора синхронізується із діапазоном контролера. Дана процедура є обов'язковою для будь якого регулятора, причому власний контролер регулятора завжди має таку функцію. Калібрація складається із декількох кроків:

- відключення лінії живлення;
- зняття гвинтів з двигунів;
- подання до регулятора сигналу максимальної потужності двигуна;
- підключення лінії живлення (мотор повинен бути нерухомий);
- виконання процесу калібрації. Після завершення ми почуємо відповідний звуковий сигнал;
- подання сигналу мінімальної потужності двигуна;
- черговий процес калібрації із завершуючим звуковим сигналом;
- відключення лінії живлення.

Після цієї послідовності дій межі інтервалу сигналу будуть записані до регулятора. Варто відмітити, що при спробі запуску системи без попередньої калібрації кожного з регуляторів, наслідки можуть бути непередбаченими та несподіваними – від відсутності реакції двигунів на сигнал до раптово максимальної потужності при отриманні мінімальних значень сигналу.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						41
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

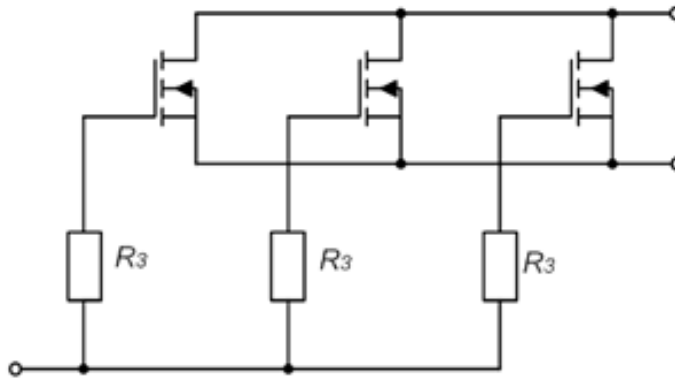


Рисунок 4.2 — Спрощена структурна схема регулятора обертів

2.1.4 Загальний алгоритм обробки та керування

Нам потрібно визначити, в якому положенні знаходиться квадрокоптер. Потім ми можемо використовувати це разом з командами пілота для зміни швидкості двигуна. Для визначення орієнтації використовуються два датчика: акселерометр і гіроскоп. Акселерометри вимірюють прискорення в кожному напрямку (сила тяжіння - це прискорює сила, яка дає нам напрямок до землі), а гіроскопи вимірюють кутову швидкість (наприклад, швидкість обертання навколо кожної осі); проте акселерометри дуже чутливі до вібрацій і не особливо швидкі, в той час як гіроскопи швидкі і стійкі до вібрації, але мають тенденцію до дрейфа (наприклад, показують постійне обертання на 1-2 градуси в секунду в нерухомому стані). Отже, ми використовуємо алгоритм злиття сенсорів, щоб об'єднати два і отримати найкраще з обох датчиків - область застосування такого алгоритму виходить за рамки даної роботи, зазвичай використовується фільтр Калмана, або пряма косинусна матриця (DCM). У нашому проекті буде використовуватися фільтр Калмана.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						42
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2.1.4.1 Фільтр Калмана

У теорії статистики і управління фільтрація Калмана, також відома як лінійна квадратична оцінка (LQE), являє собою алгоритм, який використовує серію вимірювань, які спостерігаються в часі, що містять статистичний шум і інші неточності, і виробляє оцінки невідомих змінних, які мають тенденцію бути більш точніше, ніж ті, які засновані тільки на одному вимірі, шляхом оцінки спільного розподілу ймовірностей по змінним для кожного таймфрейма. Фільтр названий на честь Рудольфа Е. Кальмана, одного з основних розробників його теорії.

Фільтр Калмана використовує динамічну модель системи (наприклад, фізичні закони руху), відомі керуючі входи в цю систему і множинні послідовні вимірювання (наприклад, від датчиків) для формування оцінки зміни величин системи (її стану), яка краще ніж оцінка, отримана з використанням тільки одного виміру. Таким чином, це звичайний алгоритм об'єднання датчиків і даних.

Дані датчика шуму, апроксимації в рівняннях, які описують еволюцію системи і зовнішні чинники, не враховують всі обмеження місця, на те, наскільки добре можна визначити стан системи. Фільтр Калмана ефективно справляється з невизначеністю через галасливі дані датчика і в деякій мірі також з випадковими зовнішніми факторами. Фільтр Калмана проводить оцінку стану системи у вигляді середнього значення прогнозованого стану системи і нового виміру з використанням зваженого середнього. Сутність зваження полягає в тому, що значенням з кращою (тобто меншою) оціночною невизначеністю більше довіряють. Ваги розраховуються на основі коваріації, оціночної невизначеності прогнозу стану системи. Результатом середньозваженого значення є нова оцінка стану, яка лежить між прогнозованим і виміряним станом і має кращу оціночну невизначеність, ніж будь-яка з них окремо. Цей процес повторюється на кожному часовому кроці, і нова оцінка і її коваріація визначають прогноз, який використовується в наступній ітерації. Це означає, що

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						43
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

фільтр Калмана працює рекурсивно і для розрахунку нового стану потрібно тільки останнім «краще припущення», а не вся історія стану системи.



Рисунок 4.3 — Алгоритм роботи фільтру Калмана

2.1.4.2 Основний цикл обробки

У кресленику 2 зображено функціональна схема робочого циклу польотного контролера. Цикл складається із 5 послідовних етапів:

- уточнення вхідних даних за алгоритмом Калмана;
- обчислення польотного режиму;
- обчислення позиції;
- алгоритм обчислення висоти;
- алгоритм керування моторами.

Перший етап є необхідним через те, що дані, отримані від сенсорів, можуть бути не достовірними. Будь яка похибка може призвести до неправильного вирішення проблеми локації та навігації.

Другий етап працює із даними, що були отримані після обробки фільтром Калмана. Ціллю даного проекту є розробка декількох польотних режимів, логіка та алгоритми яких будуть суттєво відрзнятися один від одного. Даний алгоритм повинен проаналізувати показники сенсорів та вхідного сигналу та сформувати первинні змінні, з яких пізніше буде сформовано сигнал на двигуни.

У третій етап делегується змінні після обробки алгоритмом режиму. Даний режим спрацьовує у тому випадку, коли обчислення позиції дійсно потребується польотним режимом. Наприклад, при ввімкненні утримання позиції по GPS.

Четвертий етап, так само як і минулий, залежить від польотного режиму, і може бути опрацьований як для визначення висоти за GPS модулем, так і по барометру. Даний обчислюючий модуль, як і модуль обчислення позиції, було інкапсульовано від алгоритму обчислення режиму польоту через те, що з логічної точки зору в них відбуваються зовсім інші розрахунки.

Алгоритм керування моторами отримує кінцеві інструкції керування, що були сформовані логікою основного алгоритму режиму та скореговані алгоритмами обрахування позиції та висоти. На цьому етапі сигнал переводиться у вихідний PWM (ШИМ) сигнал, що передається вже до регуляторів обертів.

2.1.5 Схема алгоритму «Rate mode»

Іноді кажуть, що даний режим – це повна відсутність стабілізації. Це не так. Не дивлячись на неможливість автоматичного вирівнювання системи у повітрі, стабілізація тут все ж таки наявна. Під стабілізацією розуміється підтримка системи у сталому куті нахилу при відсутності впливу керування. Безпосередньо під впливом керування система змінює кут нахилу, що призводить до її руху. Це означає, що без керування система у даному режимі не є стабільною та потребує максимального зосередження пілота.

Цей і всі наступні алгоритми потребують постійного циклу запиту положення гіроскопу, акселерометру та стану сигналів керуючих каналів. Цикл схематично зображений на рисунку 4.4.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						45
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

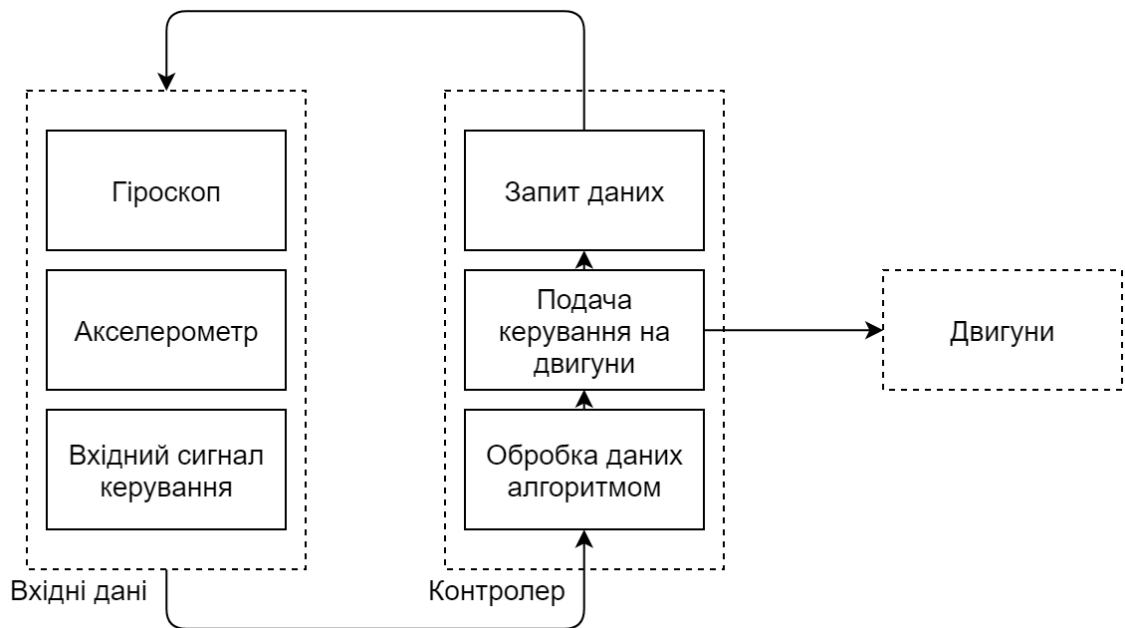


Рисунок 4.4 — Схема циклу запити-обробки сигналу

Наша мета полягає в тому, щоб кожна з ручок пілота диктувала швидкість обертання, а квадрокоптер намагався досягти цієї швидкості обертання. Так що, якщо пілот говорить обернутися на 50 градусів в секунду по вісі pitch, і ми в цей час не обертаємося, то нам потрібно прискорити задні двигуни і уповільнити передні. Питання в тому, наскільки ми їх прискорюємо / уповільнюємо? Щоб вирішити це, потрібно розуміти пропорційно інтегральні диференціальні (PID) контролери, які ми збираємося широко використовувати.

ПІД (пропорційно-інтегрально-диференціальний) регулятор - алгоритм, який на основі відхилення від величини, в якій необхідно стабілізуватися, видає поправку на відповідні мотори. Якщо вважати відхилення від необхідної величини в момент часу t рівним $e(t)$, то формула висловлює необхідну поправку. K_P , K_I і K_D - пропорційний, інтегральний і диференціальний коефіцієнти відповідно.

$$u(t) = P + I + D = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{d}{dt} e(t)$$

У разі ПД (пропорційно-диференціального) регулятора компонента І обнуляється, і формула набуває наступного вигляду:

$$u(t) = P + D = K_P e(t) + K_D \frac{d}{dt} e(t)$$

Щоб квадрокоптер не втрачав висоту, сума тяг всіх осей повинна зберігатися при довільному нахилі. Розглянемо ситуацію з однією віссю. Якщо позначити в момент часу t сумарну потужність моторів на осі за $M(t)$, а за $P_1(t)$ і $P_2(t)$ позначити потужності, які необхідно видати на два мотора осі відповідно, розрахункова формула виглядає так:

$$P_1(t) = \sqrt{\frac{M^2(t) + u(t)}{2}}$$

$$P_2(t) = \sqrt{\frac{M^2(t) - u(t)}{2}}$$

Давайте припустимо, що наш квадрокоптер не обертається на осі pitch в даний момент, дійсний кут - 0, і давайте далі припустимо, що пілот хоче, щоб система оберталася зі швидкістю 15 градусів в секунду, тому очікуваний кут - 15. Тепер ми можемо сказати, що різниця між очікуванням та реальністю є такою:

$$error = desired - actual = 15 - 0 = 15$$

Тепер, з огляду на нашу помилку, використовуючи пропорціональну складову регулятора, ми множимо її на константу, K_p , щоб отримати число, яке ми будемо використовувати для уповільнення або прискорення двигунів. Отже, ми можемо сказати, що швидкість обертання двигунів змінюється наступним чином:

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						47
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$frontMotors = throttle - error * Kp$$

$$rearMotors = throttle + error * Kp$$

У міру прискорення двигунів квадроцикл почне обертатися, і помилка зменшиться, що приведе до зменшення різниці між швидкостями задніх та передніх двигунів. В ідеальних умовах така дія призведе до кутового прискорення системи, а за відсутності помилки вона буде утримувати положення. Це все, що нам потрібно для реалізації у даному режимі. Головне питання – якою має бути константа Kp ? Це – константи, які іноді називаються PID-налаштуванням. Від них залежить швидкість, з якою система буде намагатися зменшити похибку. У даному випадку величина константи прямо пропорційна до швидкості гасіння похибки. У наступних алгоритмах вже буде присутня більш складна логіка. Блок схема на рисунку 4.5 ілюструє послідовність роботи алгоритму.

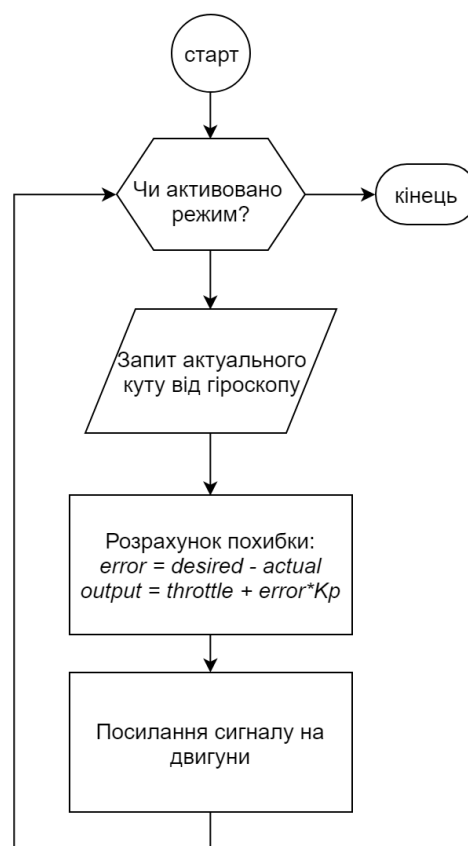


Рисунок 4.5 — Блок схема алгоритму «Rate mode»

2.1.6 Алгоритм «Stabilization mode»

Режим стабілізації працює аналогічно режиму Rate mode, за винятком того, що тепер стіки керування визначають кут, який повинен утримувати квад, а не швидкість обертання. Таким чином, ми можемо сказати, що якщо палиці пілота відцентровані, а система в даний час нахилена на 20 градусів, то:

$$error = desiredAngle - actualAngle = 0 - 20 = -20$$

Тепер ми збираємося помножити помилку на K_p так, щоб на виході була кутова швидкість, яку потрібно досягти. Припустимо, що константа K_p для контролера встановлена на 4,5. Таким чином, якщо у нас є помилка -20, то вихідний сигнал з $pid -20 * 4.5 = -90$ (негативне число вказує напрямком). Це означає, що квадрокоптер повинен намагатися досягти швидкості -90 градусів в секунду, щоб повернути його на рівень – тоді ми просто подамо це в алгоритм обробки Rate mode. Коли система починає вирівнюватися, помилка буде зменшуватися, вихідна цільова швидкість буде зменшуватися, і тому квадрокоптер спочатку швидко повернеться до певного рівня, а потім сповільниться при наближенні до очікуваного кута.

У даному режимі наша система повинна бути в змозі зависати, хоча вона й може коливатися. Знову ж таки, якщо система реагує занадто різко або плаває – це привід до налаштування PID (зокрема, на K_p) для кожної з осей.

Зверніть увагу, що поворот по осі yaw поводить не так, як очікувалося. Поворот відповідає положенню стіка керування – тому, коли ваш стік осі yaw повертається вліво на 45 градусів, коптер повертається на 45 градусів, коли ви повертаєте свою палицю в центр, квад повертає своє положення. Ми могли би вимкнути алгоритм стабілізації для даної осі і залишити лише Rate mode – проте поки це буде працювати, при дії на систему зовнішніх сил, наприклад, вітру, він може дрейфувати у повітрі, не повертаючись у правильне положення. Отже, коли пілот використовує стік осі yaw, ми маємо опрацювати його алгоритмом

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						49
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Rate Mode, та вже після впливу керувача увімкнути режим стабілізації, який буде відстежувати положення.

Використовуючи даний режим, система отримує можливість автономної стабілізації. Вона здатна підтримувати своє положення у просторі, постійно розраховуючи у циклі актуальну помилку та негайно корегуючи її. Структура каскадних ПІД регуляторів зображена на рисунку 4.6.

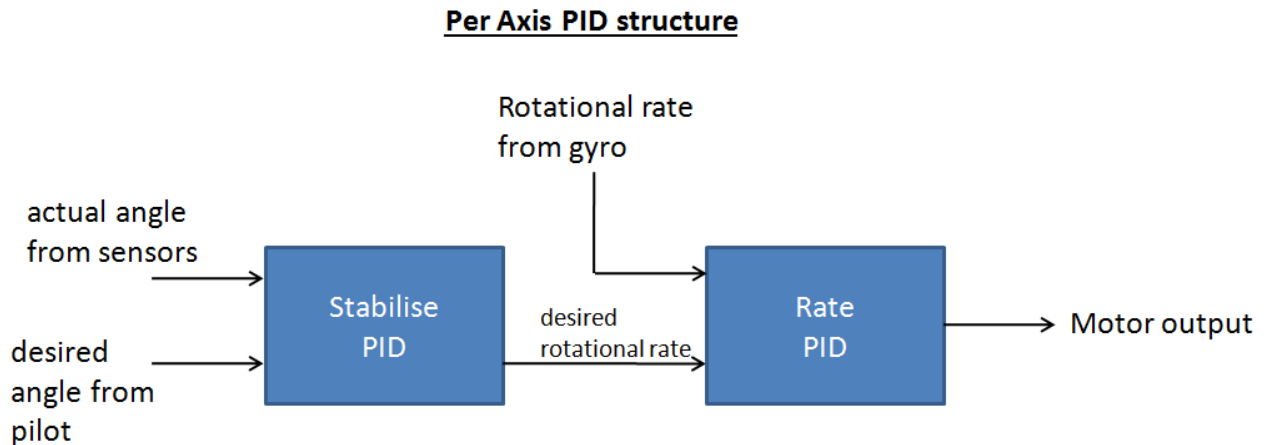


Рисунок 4.6 — Каскадна структура ПІД регуляторів режиму Stabilization

2.1.7 Алгоритм «GPS Altitude Holding Mode»

Алгоритм утримання висоти за GPS є логічним доповненням стабілізуючого алгоритму. Як було розглянуто у кресленнику 2, ми маємо два етапи, що відповідають за коррекцію положення та висоти системи. Вони йдуть послідовно після відпрацювання алгоритму режиму. Для режиму утримання висоти, а також польоту за GPS точками (він не буде детально досліджуватися через складність реалізації), алгоритмом режиму є режим стабілізації, який ми розробили у минулому підрозділі.

Основна задача алгоритму, що корегує висоту – скоригувати швидкість обертання двигунів таким чином, щоб система прагнула опинитися в чітко визначеній точці (або висоті). Це не тривіальна задача, оскільки похибки існуючих GPS модулів можуть сягати 10-15 метрів. При наявності у системі

барометру, показники якого можуть давати похибку у декілька метрів, проте які дуже залежать від погодних умов, його показники можна комбінувати із показниками GPS модулю й використовувати їх у парі.

Алгоритм роботи дуже схожий на Rate mode, оскільки нам необхідно розраховувати величину помилки та використовувати пропорційну константу для коригування. Варто відмітити, що швидкість обертання додається однаково для всіх звигунів. Це обумовлено тим, що подача різної швидкості на двигуни буде сильно впливати на якість роботи стабілізуючих механізмів. Таким чином:

$$error = desiredHeight - actualHeight = 50 - 20 = 30$$

$$integral += error$$

$$derivative = (error - prevError)$$

$$prevError = error$$

$$output = KP * error + KI * integral + KD * derivative$$

$$throttleDelta = throttle + output$$

Отримане значення дельти має бути додано до значення швидкості обертання кожного із двигунів. Як результат, аналогічно із Rate mode, чим більша різниця між очікуваною та реальною швидкістю на момент циклічного обрахунку, тим більша потужність буде видана до двигунів.

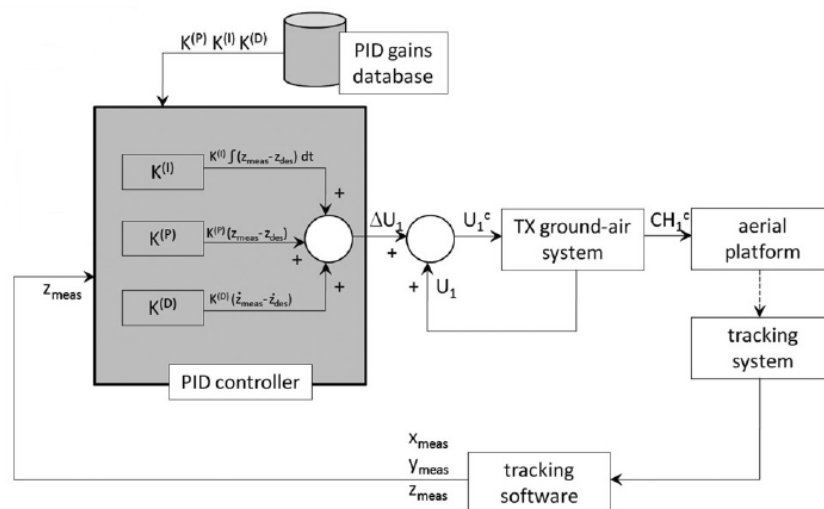


Рисунок 4.7 — Функціональна схема алгоритму утримання висоти

2.1.8 Алгоритм «Fail Safe»

Failsafe - це функція, яка буде керувати вашим квадрокоптером в той момент, коли ви втратите з ним радіозв'язок. Іншими словами, ви залетіли за будинок або перешкоду, зв'язок обірвався, але квадрокоптер не полетить далі, так як у нього спрацює функція Failsafe, і виконає дії, які будуть визначені алгоритмом.

Ця функція спрацює автоматично, але її можна також налаштувати на який-небудь тумблер і включати примусово. Наприклад, якщо у вас є GPS і ви відчуваєте, що втрачаєте управління, краще включити Failsafe, і дрон сам повернеться на те місце, звідки він злетів, головне, щоб не було перешкод на його шляху, або просто відключить двигуни і впаде або буде повільно знижуватися, залежності від налаштувань.

Реалізується цей режим досить просто – більшість із приймачів радіосигналу мають певний сигнал, який повідомляє про проблеми радіозв'язку. Необхідно лиш у безпечних умовах відтворити ситуацію втрати сигналу та відстежити сигнал Fail Safe від приймача до контролера. Записавши його, ми отримаємо змогу відстежити такий сигнал та відреагувати на нього. У моєму випадку буде реалізовано найпростіший з варіантів зберезувального алгоритму – відключення двигунів. Я вважаю даний спосіб найбезпечнішим через те, що у випадку неочікуваного повернення сигналу система може почати непередбачений і неконтрольований рух. Якщо порівнювати із алгоритмом повернення повільного зниження – то показники сигналів, які будуть передані контролеру як останні або «безпечні», можуть виявитися неочікуваними та невірними. Найкращий варіант – якнайшвидше повернути коптер на землю, не даючи їй змогу здійснити будь-який неконтрольований рух.

					<i>IT-51.270БАК.002 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

2.1.9 Висновки до підрозділу

У даному розділі було розглянуто загальну структуру мультироторних систем із чотирма двигунами. Була створена структурна схема нашої системи, у якій відображені всі архітектурні компоненти реально існуючої системи, яка створювалася паралельно із документацією.

Було розтлумачено абстрактну логіку роботи системи в цілому, а саме – було описано чотирьохканальний принцип керування мультироторною системою та порядок напрямку обертання гвинтів.

Ми дослідили способи передачі сигналу від польотного контролера до регуляторів. Найчастіше використовується звичайний ШІМ сигнал, у якому довжина імпульсу характеризує потужність роботи двигуна. Окрім цього розглянули процес налаштування та калібрування регуляторів. Визначили можливі наслідки у випадку, коли система буде запущена без калібрації регуляторів.

Розроблено загальний циклічний алгоритм керування системою. Визначена послідовність роботи певних стабілізуючих алгоритмів. Для нього створена структурна схема, яка міститься у креслениках даної роботи.

Описано основні алгоритми польотної логіки системи, такі як «Rate mode», «Stabilization mode», «GPS Altitude Holding mode» та «Fail Safe» які надалі будуть реалізовані. При наявності чіткої логіки, для них було створено пояснюючі діаграми та схеми, які дозволяють більш чітко зрозуміти задум та призначення цих алгоритмів. Окремо варто виділити алгоритм Fail Safe, який з одного боку дуже простий в реалізації та не потребує деталізованого опису, а з іншого боку грає дуже важливу роль у забезпеченні безпечної поведінки системи у неочікуваних умовах.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						53
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2.2 Вибір окремих вузлів та агрегатів

Вибір апаратних компонентів є важливим етапом у побудові системи з нуля. Компоненти, що були підібрані максимально відповідно до вимог системи, можуть гарантувати її очікувану роботу. Правильний вибір робить можливою будь-яку подальшу реалізацію, підтримку у майбутньому, масштабування системи та можливість її модифікації.

Необхідно із існуючих варіантів підібрати найбільш відповідні до вимог компоненти для програмно-апаратної мультироторної системи. Основними задачами мультироторної системи є можливість польоту за допомогою заделегідь запрограмованих режимів. Для повноцінної роботи алгоритмів система має містити такі основні компоненти:

- модуль обрахунку польотної логіки, або польотний контролер;
- гіроскоп та акселерометр, що працюють у парі;
- GPS модуль;
- барометр для більш чіткого визначення висоти у парі із GPS;
- двигуни та регулятори

2.2.1 Польотний контролер F405-CTR [8]

У якості польотного контролеру було обрано продукцію компанії Mateksys, а саме – модель F405-CTR, що зображено на рисунку 5.1. Рішення у бік даної плати було зроблено із ряду причин:

- головний контролер - STM32F405, що працює на частоті 168MHz;
- вбудований модуль гіроскопу та акселерометру MPU6000;
- вбудований барометр BMP280, що працює за протоколом I2C;
- вбудований OSD – система обробки відеосигналу;
- 5 UART виходів для підключення периферії;
- Вбудований розподільувач живлення () для регуляторів обертів;

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						54
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рисунок 5.1 — Польотний контролер Matek F405-CTR

Засновані на ARM Cortex-M4, мікроконтролери серії STM32 F4 є продовженням провідної лінії STM32 з ще більш високою продуктивністю. Як і серія STM32 F2, ці мікроконтролери виготовляються з використанням технології 90 нм і використовують запатентований APT Accelerator ST Microelectronics для досягнення найкращих результатів тестування на основі мікроконтролерів на основі Cortex-M, досягнення 225 DMIPS / 606 продуктивності CoreMark і робота з flash-пам'яттю на 180 МГц. Інструкції DSP та модуль операцій з плаваючою комою дозволяють використовувати ці контролери в широкому діапазоні проектів. Динамічне споживання енергії зменшує споживання струму при виконанні коду з флеш-пам'яті до 140 мкА / МГц для STM32F401 (максимальна частота до 84 МГц) і 238 мкА / МГц для STM32F42x / 43x, що працює на частоті до 180 МГц. Мікроконтролери серії STM32 F4 є результатом ідеального симбіозу керування МК в реальному часі та характеристик обробки сигналів, типових для сигнальних процесорів, що доповнює лінію контролерів STM32 новим класом пристроїв, сигнальними мікроконтролерами (DSC).

Мікросхема MPU6000 об'єднує в собі 3-осьовий гіроскоп та 3-осьовий акселерометр. Має максимальну частоту дискретизації 8kHz, що значно грає на

руку, оскільки дозволяє мати дуже велику швидкість опитування гіроскопу і, як наслідок, більш плавну стабілізацію. MPU6000 дозволяє використовувати як I2C протокол, так і SPI, що є більш швидким, але менш розповсюдженим. Зараз MPU6000 є найпопулярнішим сенсором, що використовується на всіх найкращих контролерах польоту. Причина полягає в тому, що він має велику толерантність до вібрації.

Вбудований барометр – це приємний бонус, завдяки якому я зможу розробити алгоритм, що буде уточнювати показники GPS модулю. Це позбавляє мене від необхідності купувати та встановлювати зовнішній модуль барометру. Крім цього, він знаходиться у захищеному від ударів та вітру місці. Для додаткового захисту я приклею фільтруючу тканину, яка зменшить вплив вітру на модуль.

Велика кількість UART виходів дозволяє комбінувати необхідну периферію для системи та підключати її напряму до контролеру. У моєму випадку до UART підключено GPS модуль, радіоприймач, відеокамера та барометр.

PDB (Power Distribution Board) перекладається як плата розводки живлення. Як правило, це невелика плата розміром з польотний контролер, на якій є 5 контактних майданчиків (плюс і мінус). Вбудований розподілювач живлення значно спрощує інженерну роботу із платою. Це дозволяє товсті та негнучки дроти живлення винести на край плати, напряму із регуляторів, зробивши їх максимально короткими та акуратними. У нашому випадку периферія, в тому числі і польотний контролер, працюють на 5V, проте акумулятор квадрокоптера, що буде застосовано у схемі - це зазвичай 12-16V. PDB містить у собі додаткові регулятори напруги, які знижують напругу джерела живлення до 5 вольт. Також наявний понижувач до 3 вольт, який ми будемо використовувати для живлення GPS модулю.

У кресленіку 3 зображено дротове з'єднання даного польотного контролеру із модулем GPS та приймачем радіосигналу.

									Арк.
									56
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

2.2.2 GPS модуль Ublox Neo-M8N [7]

GPS модуль Ublox NEO-M8N має більш високу точність (до 0.6 метрів) в порівнянні з попередніми версіями модуля, а так само більш низьке споживання харчування, підтримку супутників ГЛОНАСС. Ідеально підходить для точних і стабільних польотів по карті на літальних засобах. Зображення придбаного модулю можна побачити на рисунку 5.1.

Особливості даного модулю:

- 72-ух канальний приймач u-blox m8 engine;
- швидкий пошук супутників (10 секунд на пошук 6 супутників);
- вбудований компас із частотою оновлення 10 ГГц;
- підтримка GPS+BD+SBAS, або GPS+GLONASS+SBAS;
- холодний старт – 26 секунд;
- чутливість навігації -167 dBm;
- робоча температура від -40° С до 85° С;
- живлення від 1.65V до 3.6V;



Рисунок 5.1 — Польотний контролер Matek F405-CTR

									Арк.
									57
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	IT-51.270БАК.002 ПЗ				

ESR, що набагато більше, ніж у конкурентів. На рисунку 5.2 зображено даний регулятор.



Рисунок 5.2 — Регулятор обертів Spedix ES30

Особливості даного регулятора:

- підтримка протоколів Oneshot125/42 , Multishot , PWM, DSHOT;
- працює на високоефективних контролерах EFM8BB21 MCU;
- вбудована прошивка BLHeli_S;
- струм до 30А (пікове навантаження до 40А на 10 секунд)
- малий розмір: 16 x 30 x 5мм, що значно менше за аналогічні варіанти інших виробників, як видно із рисунку 5.3;
- дуже мала вага: 8.8 грам.



Рисунок 5.3 — Порівняння розмірів популярних регуляторів обертів

									Арк.
									59
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

2.2.4 Безколекторні двигуни Racerstar BR2205S 2300KV [10]

Racerstar BR2205S PRO 2300KV - це третя версія моторів 2205 від компанії Racerstar. Їх особливістю можна вважати додаткові вентиляційні бічні отвори, які допомагають ефективно розсіювати тепло. Відносно до минулих моделей були поліпшені показники потужності і тяги. Дані мотори добре підходять для квадрокоптера розміром від 180мм і вище, під 4 або 5 дюймові пропелери. Хоча при тестуванні на 6 дюймових гвинтах, що не рекомендовано виробником, мотори також показали непоганий рівень ефективності. Мотор зображено на рисунку 5.4.

Особливості даних двигунів:

- 2300 обертів на вольт;
- струм при максимальному навантаженні – 26.5А;
- максимальна тяга двигуна – близько 845 грам;
- загальна потужність – 378W;

Варто відмітити, що дані мотори були підібрані під регулятори обертів Spedix ES30 таким чином, що ситуація, коли двигун споживає більший струм, ніж здатний подати регулятор, була неможливою.



FLYMOD

Рисунок 5.4 — Безколекторний двигун Racerstar BR2205S

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						60
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2.2.5 Висновки до розділу

У даному розділі було обрано ключові вузли та агрегати системи. Наш квадрокоптер, як і будь яка мультироторна система, складається із таких основних технічних компонентів як польотний контролер, гіроскоп та акселерометр, регулятори двигунів у випадку використання безколекторного типу моторів та власне двигуни. Це основний кістяк системи, без нього неможливе будь яке функціонування об'єкту.

У якості польотного контролеру було обрано Matek F405-CTR, що побудований на поколінні швидких обчислюючих контролерів STM32F4. Це дозволяє оброблювати циклічні розрахунки на досить великій швидкості з мінімальними втратами на розрахунках з плаваючою точкою. Крім цього, даний контролер вже містить у собі зв'язану пару гіроскопу та акселерометру, та вбудований барометр. Це дозволило значно зекономити місце та вагу системи.

GPS модуль було обрано такий, що має в собі вбудований магнетометр, або компас. Це дозволить у майбутньому розвиватися у бік автономних GPS польотів, а також мінімізувати дрейф квадрокоптера у режимах повної стабілізації. Модуль підтримує популярні на сьогоднішній день протоколи геолокації, на які існує велика кількість готових рішень.

Регулятори були обрані із бюджетного цінового сегменту. Вони не мають телеметрії для відстеження стану двигуна, проте налаштовані на роботу із сучасним швидкісним протоколом керування швидкістю двигунів. Максимальна робоча напруга була обрана такою, яку двигун ніколи не зможе досягти.

Двигуни також із нижчого цінового сегменту. Не дивлячись на це, вони демонструють значні показники тяги та досить низькі показники споживання струму. Сумарна тяга системи на пропелерах 5045 становить біля 3.2 кг. А вага всієї системи разом із рамою вийшла біля 450 грам.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

3 РОЗРОБКА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

3.1 Вибір мови програмування та програмного осередку

Для розробки системи можливо було використати мови C[12], C++ та Java[11]. У сфері програмування мікроконтролерів лідируючі позиції займають C та C++. Це викликано як історичним розвитком контролерів, так і специфікою мов програмування. Справа у тому, що програмний код для контролерів у більшості випадків є досить складним для читання та підтримки. А саме мова C ще з минулого століття дозволяла якнайбільш систематично та організовано писати код для контролерів.

Мова програмування C - найшвидша у світі високорівнева мова програмування. Для мови C характерні лаконічність, стандартний набір конструкцій управління потоком виконання, структур даних і великий набір операцій. Мову цінують за її ефективність. Вона є найпопулярнішою мовою для створення системного програмного забезпечення. Її також часто використовують для створення прикладних програм. Незважаючи на те, що C не розроблявся для новачків, він активно використовується для навчання програмуванню. Надалі синтаксис мови C став основою для багатьох інших мов [15].

C - переносна, або мобільний, мова. Це означає, що програма, написана на C для однієї обчислювальної системи, може бути перенесена з невеликими змінами (або взагалі без них) на іншу. Якщо модифікації все ж таки необхідні, то часто вони можуть бути зроблені шляхом простої зміни декількох елементів в "головному" файлі, який супроводжує головній програмі.

Окрім цього, на мову C існує велика кількість відкритого програмного забезпечення та бібліотек, які були створені для вирішення саме проблем підключення та цифрової обробки сигналів, з якими мені буде необхідно працювати.

Отже, за мову програмування буде обрано C.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						62
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для розробки програмного забезпечення буде використовуватися програмний осередок Eclipse. Eclipse – це вільний та безкоштовний осередок для створення модульних та косплатформних додатків.

Історично розробку осередку було розпочато компанією ІВМ. Вихідний код був повністю відкритий та доступний для широкої аудиторії після того, як Eclipse було передано незалежному від ІВМ товариству.

У самому початку середовище було розроблено для мови програмування Java, проте на сьогоднішній день існує дуже велика кількість розширень, які дозволяють будь-кому програмувати на будь-якій мові.

3.2 Базові класи програмної частини

На кресленику 4 зображено базові класи програмної частини, разом із їх функціями. Розглянемо їх більш детально, розбираючи їх призначення та функціональність

3.2.1 Клас CopterLogic

Даний клас знаходиться на вершині топологічної гілки програми [13]. Він відповідає за частоту роботи основного циклу програми. Як було розглянуто у минулих розділах, основний цикл складається з п'яти етапів. Дані з гіроскопу отримуються за допомогою сторонньої бібліотеки, тому її класи не розглядаються. Даний клас послідовно запускає алгоритми обробки за поточним режимом польоту, алгоритм контролю висоти та надсилає отримані дані до моторів.

Полям даного класу являються змінні, які описують частоту зовнішнього циклу та внутрішніх, які передаються до дочірніх класів, а також інші загальні конфігураційні значення.

										Арк.
										63
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

3.2.2 Клас FlightMode

Клас FlightMode відповідає за встановлення та оновлення польотного режиму. Кожен із режимів може вміщувати в собі певну кількість стабілізуючих алгоритмів – це екземпляри класу ModeStabilization [14]. Під час кожного повторення основного циклу, система перевіряє стан режиму на даний момент часу. Це обумовлено тим, що режим може бути неочікувано змінений користувачем.

Даний клас проініціалізує усі стабілізуючі алгоритми та буде викликати їх виконання, передаючи актуальні дані з сенсорів. Після чого певні кутові параметри будуть передаватися або до rate контролера, або до контролера висоти.

3.2.3 Клас AttitudeControl

Клас зовнішнє дуже схожий на реалізацію класу стабілізуючого алгоритму. Проте він виконує більш складні статичні розрахунки та має доступ до регулювання показників швидкості обертання двигунів. Отримані на виході кутові параметри передаються до класу RateControl, задачою якого буде розрахунок кутового зміщення за алгоритмами, які було досліджено у розділі 4.5.

3.2.4 Клас RateControl

Алгоритми роботи даного класу були детально досліджені та описані у розділі 4.5, оскільки є досить складними. Даний клас має власну внутрішню частоту циклу, оскільки в деяких випадках для збільшення впливу стабілізації необхідно частіше опитувати сенсори та розраховувати кінцеві значення ПІД регуляторів частіше, ніж може дозволити основний цикл.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						64
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3.2.5 Висновки до підрозділу

У даному розділі було розроблено програмну реалізацію основного циклічного алгоритму польотної логіки. Розподіл функціоналу було виконано рівномірно та не відхиляючись від предметної області класів. Структура класів є максимально простою та зрозумілою, що значно спрощує майбутню підтримку проекту. У результаті розробки основного циклу обробки було створено наступні класи:

- CopterLogic;
- FlightMode;
- ModeStabilization;
- AttitudeControl;
- RateControl;
- MotorsMatrix;
- Channels;
- RCOutput.

Згідно із розробленою частиною було створено діаграму класів, яка знаходиться на кресленику 4.

Як результат ми отримали програмний код, який здатний з певною періодичністю виконувати оброблюючий цикл, який складається із обрахунку стабілізуючих алгоритмів, обрахунку алгоритмів контролю висоти, алгоритмів які безпосередньо розрахують кутові параметри для системи, які надалі будуть додані до відповідних двигунів. Реалізовані алгоритми повністю відповідають тим, що були досліджені у розділі 4.

									Арк.
									65
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	IT-51.270БАК.002 ПЗ				

ВИСНОВКИ

При виконанні даного дипломного проекту було спроектовано і реалізовано програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом. Такий модуль дозволяє розробити гнучку та легку для майбутньої підтримки систему та вирішує проблеми складності управління. Розроблене програмне забезпечення може бути використано на будь-якому польотному контролері, який підтримує компіляцію коду з мови C.

Під час виконання проекту, було описано етапи розробки структури комплексу та його логічної частини, розробки стабілізуючих алгоритмів, та етапи проектування системних структурних компонентів.

Як оптимальне рішення було обрано чотириох осьову мультироторну структуру системи. Розглянуто існуючі варіанти радіозв'язку із системою. У ході роботи було детально досліджено вузли та агрегати системи, а на підставах цього дослідження було створено власну мультироторну систему, яка описується у проекті.

Мультироторна система була реалізована на базі польотного контролеру Matek F405-CTR. За геолокації відповідає сучасний GPS модуль Ublox Neo M8N. У якості регуляторів швидкості обертання до безколекторних двигунів було придбано Spedix ES30. Власне двигуни обрані виробництва компанії RacerStar BR2205S 2300KV.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						66
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Stellman, A. Applied Software Project Management / A. Stellman, J. Greene. — М.: O'Reilly Media, 2008. — 336 с.
2. Petter L. Quantification and Traceability of Requirements / L. Petter. — М.: O'Reilly Media, 2005. — 115 с.
3. Сайт компанії dji [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.dji.com/mavic>
4. Олифер В. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы. / В. Олифер, Н. Олифер. — М.: Питер, 2012. — 944 с.
5. Сайт технології Wi-Fi [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.wi-fi.org/>
6. Сайт технології Bluetooth [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.bluetooth.com>
7. Сайт, де зазначено GPS модуль Ublox M8N [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://arduino.ua/prod1152-gps-modul-ublox-neo-m8n-s-kompassom>
8. Сайт, де зазначено польотний контролер Matek F405-CTR [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://flymod.net/item/matek_f405_ctr
9. Сайт, де зазначено регулятор обертів Spedix [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://flymod.net/item/es30_hv_speed_controller_spedix
10. Сайт, де зазначено безколекторні двигуни RacerStar [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://flymod.net/item/racerstar_br2205s_pro
11. Матеріали офіційного сайту мови програмування Java [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.java.com>.
12. Документація з мови програмування C [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://devdocs.io/c/>.
13. Neuburg M. Programming iOS 12: Dive Deep into Views, View Controllers, and Frameworks / M. Neuburg. — М.: O'Reilly Media, 2018. — 1176 с.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
						67
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- 14.Лапин А. Интерфейсы. Выбор и реализация / А. Лапин. — М.: Техносфера, 2005. — 168 с.
- 15.Alpaydin E. Introduction to Machine Learning / E. Alpaydin. — М.: London: The MIT Press, 2017. — 400 с.

					IT-51.270БАК.002 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		68