

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д-р технічн. наук, професор

_____ В.Ю. Ларін

« ____ » _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
МАГІСТРА ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ
ПРОГРАМОЮ
«БЕЗПЛОТНІ АВІАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ»

**Тема: Комплекс дистанційного спостереження за об'єктами за
допомогою БПЛА вертикального зльоту-приземлення**

Виконав:

Б.В. Блажей

Керівник: д-р техн. наук, професор

В.Ю. Ларін

Нормоконтролер

Т.Ф.Шмельова

Київ 2021

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра аеронавігаційних систем
Навчальний ступінь «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Безпілотні авіаційні комплекси»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри
д-р техн. наук, професор
_____ В. Ларін

« ____ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

БЛАЖЕЯ БОГДАНА ВАДИМОВИЧА

1. Тема дипломної роботи: **«Комплекс дистанційного спостереження за об'єктами за допомогою БПЛА вертикального зльоту-приземлення»** затверджена наказом ректора від «19» жовтня 2021 №2089/ст.
2. Термін виконання проекту: 05.10.2021-13.12.2021
3. Вихідні дані до проекту: теоретичні дані керівних документів Міжнародної організації цивільної авіації та національних документів України у сфері забезпечення та виконання польотів цивільних повітряних суден, керівництва до налаштування та експлуатації
4. Зміст пояснювальної записки: Дослідження системи керування польотом БПЛА, актуальних систем керування польотом, дослідження застосування БПЛА для моніторингу, дослідження системи VTOL, розробка та тестування комплексу БПЛА.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: 48 рисунків, 14 таблиц

Завдання	Терміни виконання	Відмітка про виконання
Підготовка та написання 1 розділу «Аналіз платформ БПЛА різних типів, компоненти та системи КДС»	20.10.21 – 27.10.21	Виконано
Підготовка та написання 2 розділу «Метод розробки комплексу БПЛА»	28.10.21 – 07.11.21	Виконано
Підготовка та написання 3 розділу «Реалізація системи відеомоніторингу за об'єктами»	08.11.21 – 18.11.21	Виконано
Підготовка та написання 4 розділу «Організація комплексної системи спостереження за стаціонарними об'єктами за допомогою БПЛА VTOL»	19.11.21 – 29.11.21	Виконано
Оформлення пояснювальної записки та ілюстрованого матеріалу	30.12.21 – 06.12.21	Виконано
Попередній захист дипломної роботи	9.12.21 – 13.12.21	Виконано

Календарний план-графік

Дата видачі завдання: «05» жовтня 2021 року

Керівник: д-р техн. наук, професор

_____ В.Ю. Ларін

Завдання прийняв до виконання

_____ Б.В. Блажей

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «**Комплекс дистанційного спостереження за об'єктами за допомогою БПЛА вертикального зльоту-приземлення**»:

Об'єкт дослідження – Процес розробки комплексу БПЛА

Предмет дослідження – БПЛА типу VTOL з корисним навантаженням

Мета роботи – Проект розробки комплексу БПЛА типу VTOL

Метод дослідження – Теоретичні методи, математичне та комп'ютерне моделювання, розрахунки.

Спостереження за об'єктами з повітря за допомогою БПЛА VTOL є ефективним способом контролю, адже у такому разі обсяг виконаної роботи з патрулювання об'єктів та ділянок значно перевищує звичайний.

Огляд планування шляху БПЛА на основі обчислювального інтелекту можна знайти в, який класифікує методи планування шляху БПЛА з аспекту методології, часової області та просторової області відповідно. У звичайному сценарії розвідки та спостереження літаючий апарат, оснащений відеокамерою, спрямованою вниз, з певним кутом видимості, може спостерігати за об'єктами, що представляють інтерес на землі, такими як транспортні засоби, люди, тварини тощо. Ми можемо оцінити якість спостереження з точки зору охоплення та вирішення. У цьому випадку для кращої роздільної здатності спостережуваної області місцевості переважна мала висота маршруту подорожі. Однією з найбільш значущих технічних проблем є повне покриття заданої цільової зони мінімальною кількістю проїзних точок дрона, що вимагає, щоб кожна точка цільової зони була видима принаймні один раз бортовою камерою протягом одного повного кола спостереження. Однак ці два терміни оцінки повинні досягти відповідного компромісу для виконання ідеального обов'язку спостереження.

VTOL, ARDUPILOT СИСТЕМА ЗВ'ЯЗКУ, ПІДВІС, PID, TECS, ПРОЕКТУВАННЯ БПЛА, СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗА ОБ'ЄКТАМИ, MAVLINK, PIXHAWK, MISSION PLANNER

АРКУШ ЗАУВАЖЕНЬ

ЗМІСТ

Список абревіатур	8
Вступ.....	9
Розділ 1. Аналіз платформ БПЛА, компоненти та системи КДС.....	10
1.1. Постановка задачі спостереження за об'єктами.....	10
1.2. Види БПЛА.....	11
1.3. Обґрунтування типу платформи для виконання задач відеомоніторингу.....	16
1.4. Математичне забезпечення польоту БПЛА.....	17
1.4.1 Рівняння польоту та система керування польотом.....	17
1.4.2 Структура NDI - регулювання.....	22
Висновок до розділу 1.....	32
Розділ 2. Методи розробки комплексу БПЛА.....	33
2.1. Критерії, цілі та пріоритети проекту.....	33
2.1.1 Склад групи проектування та розробки	36
2.1.2 Процес проектування.....	37
2.1.3 Системотехнічний підхід.....	39
2.1.4 Концептуальний проект.....	43
2.2. Детальний проект	50
2.3. Огляд проекту, оцінка та відгук.....	53
Висновок до розділу 2	55
Розділ 3. Реалізація системи відеомоніторингу за об'єктами	56
3.1. Програмні компоненти БПЛА	56
3.1.1 Огляд архітектури PX4.....	57
3.2. Програмне забезпечення наземної станції керування.....	64
3.3. Організація каналу зв'язку C2 наземної станції керування – БПЛА...71	
Висновок до розділу 3.....	73
Розділ 4. Організація комплексної системи спостереження за стаціонарними об'єктами за допомогою БПЛА VTOL	74

4.1.	Обґрунтування типу БПЛА, Обґрунтування фюзеляжу літака із доступних рішень.....	74
4.2.	Обґрунтування силової установки, мотори VTOL, тяговий мотор, пропелери, АКБ, сервоприводи.....	75
4.3	Підбір корисного навантаження, підвіс.....	85
4.4	Підбір системи зв'язку	86
4.5	Обґрунтування бортової електроніки.....	88
4.6	Основні етапи з'єднання електроніки.....	94
4.7	Таблиця компонентів та комплектування комплексу БПЛА MFE Fighter VTOL.....	94
4.8	Практичні випробування комплексу.....	96
4.9	Заходи безпеки при роботі з БПЛА.....	98
	Висновок до розділу 4	100
	Загальні висновки	102
	Список використаної літератури	103
	Додаток А	105
	Додаток Б	113

СПИСОК АБРЕВІАТУР

БПЛА - Безпілотний Літальний Апарат
UAV - Unmanned Aerial Vehicle
CG - Center of Gravity
BEC - Battery Eliminator Circuit
ESC - Electronic Speed Controller
PCB - Printed Circuit Board
LiPo - (Lithium Polymer/Літій-Полімерний)
FPV - (First Person View/Вид від першої особи)
OSD - (On Screen Display/На дисплеї)
APM - ArduPilotMega
BEC - Battery Elimination Circuit
Ch - Channel
FBWA - Fly-By-Wire-A
GCS - Ground Control Station
GPS - Ground Positioning System
HUD - Head Up Display
IMU - Inertial Measurement Unit
MP - Mission Planner
PID - Proportional Integral Derivative (controller)
PM - Power module
PWM - Pulse Width Modulation
RC - Radio Commanded
RPM Revolutions Per Minute
RTL - Return To Launch
TECS - Total Energy Control System
UAV - Unmanned Aerial Vehicle
TECS - Total Energy Control System
AWG - American wire gauge
LiDAR - Light Detection and Rangind
ADS-B - Automatic dependent surveillance-broadcast

ВСТУП

Системи візуального спостереження та контролю з кожним роком все більше інтегруються у сучасний ритм життя майже у всіх сферах, контроль безпеки міста, спостереження за автомобільними дорогами та громадськими місцями присутні на даний час майже у кожному куточку сучасного міста. Також системи візуального спостереження користуються попитом на великих підприємствах та їх прилеглих територіях. У цій роботі розглянемо створення повного комплексу БПЛА вертикального зльоту та приземлення VTOL для виконання задач з періодичного моніторингу за об'єктами, як віддалених з польотом на дистанцію, так і близько розташованих у режимі висіння над об'єктом.

Традиційні методи спостереження, як правило, обмежені стаціонарністю камери. Тому камеру зазвичай використовують вручну або закріплюють на штативі чи іншій конструкції. Повітряне спостереження за допомогою гелікоптера дає бажаний результат, але є дуже дорогим.

Безпілотні авіаційні системи є ідеальним рішенням проблем і обмежень, з якими стикаються інші методи спостереження. Спостереження з дронів — це простіший, швидший і дешевший метод збору даних. Відповідно, є і ряд інших ключових переваг. Літаки-дрони можуть входити у вузькі та замкнуті простори, створювати мінімальний шум, а також оснащені камерами нічного бачення та тепловими датчиками. З цієї причини вони забезпечують зображення, які людське око не в змозі виявити.

БПЛА можуть швидко охопити великі та важкодоступні ділянки, зменшуючи кількість персоналу та витрати. Крім того, вони не вимагають багато місця для своїх операторів.

РОЗДІЛ 1. Аналіз платформ БПЛА різних типів, компоненти та системи КДС

1.1 Постановка задачі спостереження за об'єктами

Чим БПЛА може допомогти.

Спостереження — це ретельне спостереження за людиною, групою людей, поведінкою, діяльністю, інфраструктурою, будівлею тощо з метою керування, впливу, керування чи захисту. Існує також кілька різних методів спостереження. Методи включають відстеження GPS, спостереження камерою та розбивку. Крім того, ви можете використовувати аналіз даних, профілювання та біометричне спостереження.

Традиційні методи спостереження, як правило, обмежені стаціонарністю камери. Тому камеру зазвичай використовують вручну або закріплюють на штативі чи іншій конструкції. Повітряне спостереження за допомогою гелікоптера дає бажаний результат, але є дуже дорогим.

Безпілотні авіаційні системи є ідеальним рішенням проблем і обмежень, з якими стикаються інші методи спостереження. Спостереження з дронів — це простіший, швидший і дешевший метод збору даних. Відповідно, є і ряд інших ключових переваг. Літаки-дрони можуть входити у вузькі та замкнуті простори, створювати мінімальний шум, а також оснащені камерами нічного бачення та тепловими датчиками. З цієї причини вони забезпечують зображення, які людське око не в змозі виявити.

БПЛА можуть швидко охопити великі та важкодоступні ділянки, зменшуючи кількість персоналу та витрати. Крім того, вони не вимагають багато місця для своїх операторів.

Широке використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА), також відомих як літальні дрони, нещодавно перейшло з військових до хобі та професійних застосувань. Повне покриття стало необхідною функцією для діяльності, яка включає, але не обмежуючись, прикордонний патруль, пошук і рятування, тривимірну реконструкцію, перевірку порушень, а також

спостереження та безпеку тощо. Загалом, проблема покриття вперше була висунута в середовищі 2D сітки. Ми можемо класифікувати цю проблему на дві основні категорії на основі руху автомобіля. Статичне покриття зосереджується на розгортанні зависаючих БПЛА для розвідки певної місцевості, тоді як динамічне покриття вирішує проблему розвідки та спостереження шляхом переміщення БПЛА.

Огляд планування шляху БПЛА на основі обчислювального інтелекту можна знайти в, який класифікує методи планування шляху БПЛА з аспекту методології, часової області та просторової області відповідно. У звичайному сценарії розвідки та спостереження літаючий апарат, оснащений відеокамерою, спрямованою вниз, з певним кутом видимості, може спостерігати за об'єктами, що представляють інтерес на землі, такими як транспортні засоби, люди, тварини тощо. Ми можемо оцінити якість спостереження з точки зору охоплення та вирішення. У цьому випадку для кращої роздільної здатності спостережуваної області місцевості переважна мала висота маршруту подорожі. Однією з найбільш значущих технічних проблем є повне покриття заданої цільової зони мінімальною кількістю проїзних точок дрона, що вимагає, щоб кожна точка цільової зони була видима принаймні один раз бортовою камерою протягом одного повного кола спостереження. Однак ці два терміни оцінки повинні досягти відповідного компромісу для виконання ідеального обов'язку спостереження.[1],[3],[7]

1.2 Види БПЛА

Безпілотний літальний апарат - це літальний апарат, пілотований дистанційно або виконуючий політ автономно, без допомоги пілота. БЛА оснащуються гарною електронікою, розвідувальною апаратурою, потужним екрануванням від перешкод. Мають зазвичай досить компактні розміри для меншої помітності, але можуть мати великі розміри, можна порівняти з повнорозмірними літаками. Використовуються для розвідки та аерофотозйомки БПЛА

військового призначення зветься «дрон». Відсутність пілота та систем його життєзабезпечення, систем управління та виведення інформації дозволяють реалізувати менші розміри безпілотної для розвідки. маневреність для винищувачів, велике корисне навантаження для бомбардувальників та ударних БПЛА.

Вже зараз пілотовані літаки обходяться набагато дорожче безпілотної як у плані обслуговування, так і у плані виробництва. В той час як звичайний літак вимагає системи захисту та життєзабезпечення пілотів, безпілотний літальний апарат коштує мало. Не на останньому плані також є витрати на навчання та підготовку пілотів, яке займає набагато більше часу, ніж навчання оператора БПЛА.

Більшість типів літальних апаратів (аеростати, дирижаблі, аероплани, гелікоптери) проектувалися як розвідники або коригувальники вогню. З розвитком системи ППО (протиповітряної оборони) розвідка стала однією з найнебезпечніших завдань авіації. Для розвідувальних цілей стали використовувати і супутники, але вони не можуть замінити авіаційну розвідку хоча б тому, що мають велику періодичність спостережень. Над районом спостереження вони залишаються дуже недовго, отже, мають низьку оперативність доставки інформації. Крім того, така інформація є значною за вартістю.

Пошук противника, відстеження шляхів його переміщення, визначення позицій артилерії та ракетні установки могли надійно проводитися тільки з середніх та малих висот. І тут переваги безпілотних літаків були очевидними. Невеликі розміри та мала помітність, відсутність втрат особового складу, мала (на порядок-два дешевше пілотованого) вартість. Так з'явився новий напрямок: безпілотні літальні апарати, призначені для розвідки та спостереження, збільшення дальності радіозв'язку, ведення радіоелектронної боротьби і т.д.

Безпілотник має можливість виконувати маневри з переважанням, що перевищує фізичні можливості людини. Безпілотні літальні апарати витрачають набагато менший обсяг палива завдяки своїй вазі, при цьому, не виключається

можливість використання альтернативних видів палива. Так, наприклад, на думку переважної більшості авіаконструкторів, можливий перехід на криогенне паливо, що використовується космічними літальними апаратами.

Кріогенний означає «народжений холодом», і паливом у цьому випадку служить скраплений газ, який зберігається за дуже низьких температур. Першим газом, який привернув у цьому плані увагу розробників, став водень. Із застосуванням водню пов'язують можливості створення літаків з великими гіперзвуковими швидкостями польоту. Цей газ за своєю теплотворною здатністю втричі перевершує гас і, крім того, при його використанні в атмосферу виділяється вода і дуже невелика кількість оксидів азоту. Тобто для атмосфери він нешкідливий. Також застосовуються меншою мірою пропан і метан.

У той час як пілотований літак необхідно посадити на посадковий майданчик, який розташований на величезній займаній території, безпілотник вільно приземляється на невелику злітно-посадкову смугу не більше 600 метрів, не кажучи вже про безпілотники класу «мікро», які можуть сісти навіть на поріг будинку або підвіконня.

Розроблено різноманітні системи БПЛА, і деякі з них включають на етапі розвитку літак, вертоліт, мультикоптер, мотопарашут і планер, БПЛА з вертикальним зльотом і посадкою, що збирає готові частини і комерціалізований БПЛА. Всі вони специфіковані для певної місії та мають свої нулі і одиниці.

Безпілотники з фіксованим крилом дуже прості, але насичені в проектуванні та виготовленні, тому успішне застосування більших літаків з невеликими модифікаціями та удосконаленнями. Нерухомі крила є основними елементами, що створюють підйомну силу у відповідь на швидкість прискорення вперед. Швидкість і більш крутий кут повітря, що протікає через нерухомі крила, контролюють створену підйомну силу. Для фіксованого крила дрона потрібна більш висока початкова швидкість і відношення тяги до навантаження менше 1 для початку польоту. Якщо порівнювати з нерухомим крилом і Multirotor для однакової кількості корисного навантаження, то дрони з нерухомим крилом є більш комфортні при меншій потребі в потужності та тяговому навантаженні

менше 1. Кермо, елерони та рулі вильоту використовуються для кутів рискання, крену та тангажу для контролю орієнтації літака. Рисунок 1.2 показує силу, прикладену до літака. Дрони з фіксованими крилами не можуть зависати на місці, і вони не можуть підтримувати свою малу швидкість. Згодом, можна побачити, що відношення підйомної сили до препарату означає підйомну силу, створену лічильником крила, до створеного опору.

Безпілотники з фіксованим крилом більш помітні з більшим співвідношенням L/D і з більшим числом Рейнольдса. На жаль, дрони з нерухомим крилом менш помітні для $L/D < 10$ через те, що число Рейнольдса і ефективність зменшується для менших дронів.

Дрони, що махають крилами, в першу чергу надихаються комахами, такими як маленькі колібрі або великі бабки. Легкі та гнучкі крила натхненні пір'ям комах і птахів, які демонструють корисність ваги та гнучкості крил в аеродинаміці. Однак, ці махаючі крила складні через їх складну аеродинаміку. Дрони можуть махати підтримують стабільні польоти у вітряних умовах, на відміну від дронів з нерухомим крилом. Легкі, гнучкі та махові крила забезпечують рух заслінки за допомогою приводного механізму. Інтенсивні дослідження махання крил здійснюється спільноту дронів і біологом через їх виняткову маневреність переваги.

Фіксовані/махаючі крила: інтегрований ефект фіксованого та махового механізму використовується там, де фіксовані крила використовуються для створення підйомної сили, тоді як крила з прапором використовуються для створення руху. Цей тип дронів натхненний бабкою, яка використовує дві пари крил, щоб збільшити підйомну силу, а також тягу. Гібридизація з використанням фіксованого та махового крила підвищує загальну ефективність та аеродинамічну рівновагу.

Мультиротор: лопатка головного гвинта створює сильну тягу, яка використовується як для підйому, так і для руху.

Багатороторні безпілотні літальні апарати здатні здійснювати вертикальний зліт і посадку (VTOL) і можуть зависають у місці на відміну від

літаків [30, 31]. Мультиротори розроблені за номером і розташуванням двигунів і пропелерів на рамі. Їхня здатність зависати, здатність підтримувати швидкість робить їх такими, що ідеально підходять для цілей спостереження та моніторингу. Єдина проблема Multicopter полягає в тому, що вони потребують більшого споживання електроенергії і обмежують їх витривалість. Для цього використовуються рівняння Аботта точний розрахунок вимог до потужності та тяги в багатороторних літаках.

Мультикоптер поділяється на окремі категорії залежно від кількості та розташування двигунів категорія належить до певного типу місії [32], і на основі вимог місії вони класифікуються в різних конфігураціях, таких як монокоптер, трикоптер, квадрокоптер, гексакоптер (X, +конфігурація) Режим, Octacopter (X, + конфігурація).

Горизонтальний зліт і посадка (HTOL) та вертикальний зліт і посадка (VTOL): HTOL може розглядатися як продовження літаків. (VTOL): HTOL мають високу крейсерську швидкість і плавність приземлення. Дрони VTOL є експертами в польоті, посадці та зависанні у вертикальному положенні [33], але вони обмежені круїзом швидкість через уповільнення відступаючих гвинтів. [8],[2],[9]

1.3 Обґрунтування типу платформи для виконання задач відеомоніторингу

Для виконання задач спостереження за об'єктами доцільно використовувати літаковий тип БПЛА, адже він найбільш ефективний та має високий коефіцієнт корисної дії. За рахунок активного використання аеродинамічного ефекту, літаковий тип є ефективнішим за мультироторний або гелікоптерний тип. У той-же час простий літак зі злетом з землі за допомогою розбігу, або з катапульты є застарілим та неефективним, який потребує додаткового устаткування та сприятливих умов. Літак повинен бути оснащеним 3-х осьовим підвісом для найбільш ясної стабілізації зображення, цей тип корисного навантаження передбачає устаткування, яке повинно знаходитись

Таблиця 1.1- Класифікація БПЛА

№	Клас	Вага	Розміри	Робоча висота	Зона дії	Час у повітрі
1	Micro	< 0.2 lb	< 10 см	< 50 ft	0.1-0.5 км	< 1 год
2	Mini	0.2-1 lb	10-30 см	< 100 ft	0.5-1 км	< 1 год
3	Very small	2-5 lb	30-50 см	< 1000 ft	1-5 км	1-3 год
4	Small	5-20 lb	0.5-2 м	1,000-5,000 ft	10-100 км	0.5-2 год
5	Medium	100-1,000 lb	5-10 м	10,000-15,000 ft	500-2,000 км	3-10 год
6	Large	10,000-30,000 lb	20-50 м	20,000-40,000 ft	1,000-5,000 км	10-20 год
7	Tactical/ combat	1,000-20,000 lb	10-30 м	10,000-30,000 ft	500-2,000 км	5-12 год
8	MALE	1,000-10,000 lb	15-40 м	15,000-30,000 ft	20,000-40,000 км	20-40 год
9	HALE	> 5,000 lb	20-50 м	50,000-70,000 ft	20,000-40,000 км	30-50 год

знизу фюзеляжу літака. Тому для використання літакового типу необхідно оснастити літак системою вертикального злету та посадки VTOL, а отже додати

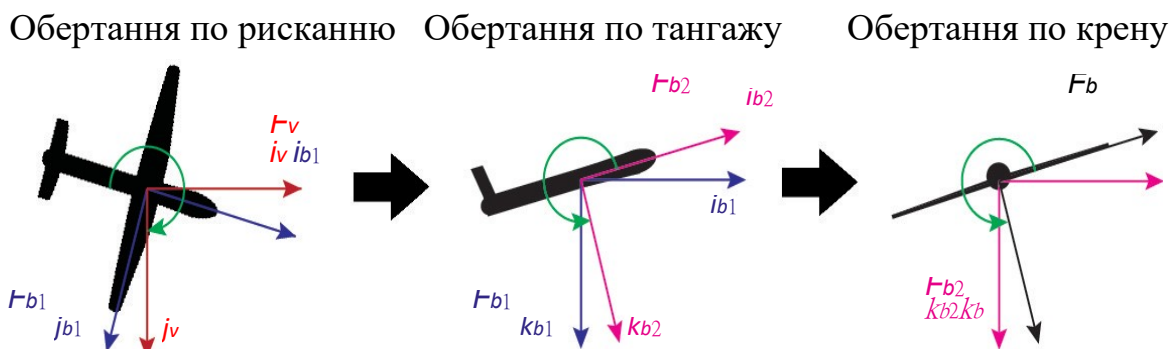
до нього всі переваги мультироторного типу БПЛА такі, як: маневреність, універсальність взлітно-посадкового майданчику, стабільність польоту. На виході отримаємо універсальну та високотехнологічну платформу для виконання завдання.[17]

1.3 Математичне забезпечення польоту БПЛА

1.4.1 Рівняння польоту та система керування польотом

Орієнтацію будь-якої даної площини відносно фюзеляжу літака можна представити за допомогою трьох обертів навколо осей кузова. Множина кутової міри для трьох поворотів називається кутами Ейлера [23]. На рисунку 1.1. показано три послідовних оберти для знаходження кутів Ейлера згідно з умовою ZYX. Поворот по ристанню відбувається від фюзеляжу БПЛА F_v до проміжної рами фюзеляжу F_{b1} на кут ψ щодо осі k_v . Подача, поворот відбувається навколо осі j_{b1} F_{b1} на кут θ . Під кутом ϕ , обертання валу відбувається навколо осі i_{b2} , щоб отримати каркас F_b , які необхідно представити. Кути Ейлера дорівнюють ϕ , θ , ψ .

Рисунок 1.1.-



F_v – Вісь фюзеляжу БПЛА

F_{b1} – Вісь центру фюзеляжу

K_v – Повздовжня вісь фюзеляжу літака

J_{b1} – Вісь літака, (від центру мас на праве крило)

F_{b1} – Повздовжня вісь консолі крила

I_{b2} – Вісь літака (від центру мас до тангажу)

Для виконання будь-якого динамічного моделювання будь-якого літака чи будь-якого БПЛА необхідно отримати головні рівняння корпусу літака. Ці рівняння можна розділити на три групи. Ці рівняння є рівняннями сили тіла, рівняннями моменту та рівняннями кінематики. Другий закон Ньютона використовувався в літературі для отримання рівнянь сил.

$$\vec{F} = M_a \frac{I}{dt} \frac{d\vec{v}_{cg}}{dt} = M_a \left[\frac{\partial \vec{v}_{cg}}{\partial t} + \vec{\omega} \otimes \otimes \vec{v}_{cg} \right] \quad (1.1)$$

де F — сила ; M — момент; I -; V_{cg} -

Складові сили в трьох осях (X, Y, Z) такі: вага літака, лінійні швидкості (u, v, w), кутові швидкості (p, q, r) і кути орієнтації Ейлера (θ_A, ϕ_A)

$$F_A = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_a(\dot{u} + qw - rv) + M_a g \sin(\theta_A) \\ M_a(\dot{v} + ru - pw) - M_a g \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) \\ M_a(\dot{w} + pv - qu) - M_a g \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Для отримання рівнянь моменту використовувався закон збереження моменту, який широко використовується в літературі. У рівнянні 1.3 цей закон надається: $I \dot{\vec{h}} = \frac{\partial}{\partial t} \vec{h} + \frac{I}{\omega} \otimes \vec{h}$ (1.3)

Компоненти моменту в трьох осях (L, M, N) можна задати через елементи інерційної матриці літака ($I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$), кутові швидкості (p, q, r) та кутові прискорення ($\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$)

$$M_A = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}(\dot{p} - rq) \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Кінематичні рівняння використовуються в авіації з використанням порядку перетворення осі 3-2-1 наступним чином:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_A - \dot{\psi}_A \sin(\theta_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) + \dot{\theta}_A \cos(\phi_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A) \cos(\phi_A) - \dot{\theta}_A \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

На рисунку 1.2. складові лінійної та кутової швидкості в літаку наочно представлені у вузлі осі літака. На рисунку 1.2. взаємозв'язок між компонентами швидкості та кутами берегової та бічної лямки наведено в літаку.

Рисунок 1.2. - Компоненти лінійної та кутової швидкості для літака

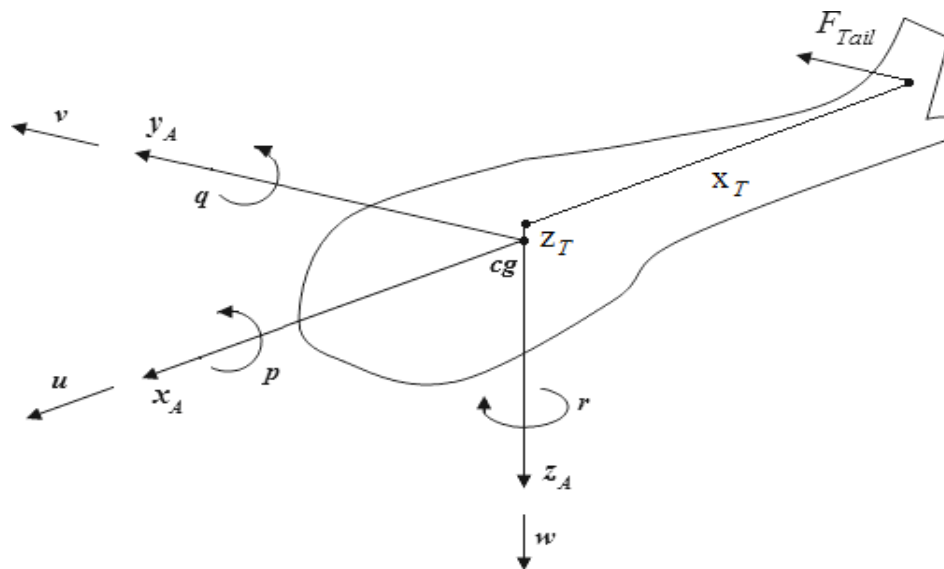
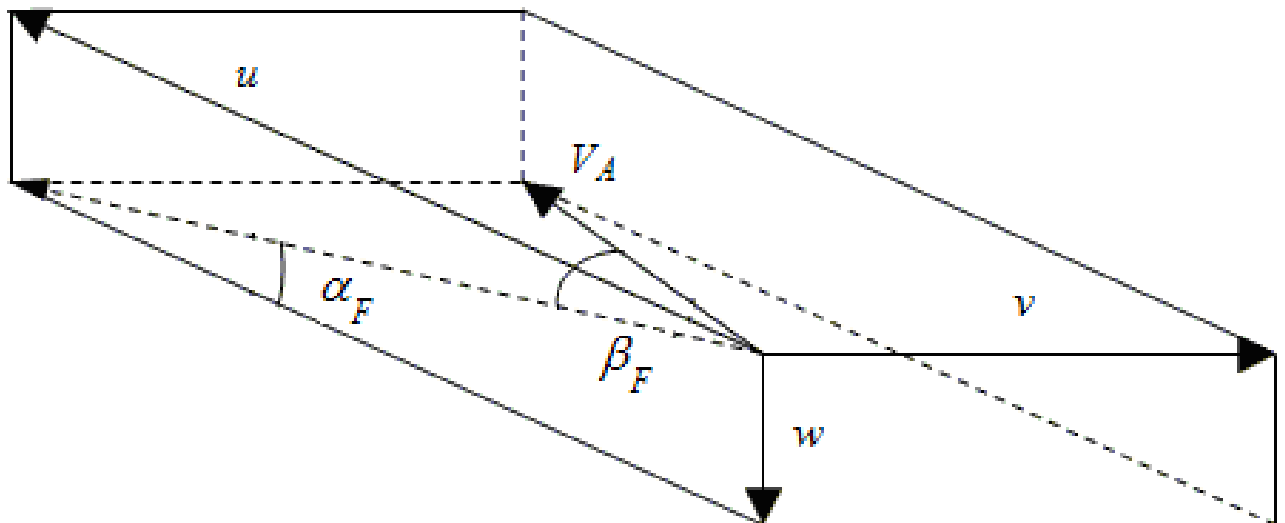


Рисунок 1.3. - Кути атаки та повороту з компонентами швидкості в повітряному транспортному засобі.



Наприкінці лінеаризації було знайдено керуючий вектор, що складається з вектора стану, що складається з 9 змінних стану та 4 керуючих змінних. Матриці A і B отриманої моделі простору станів можна задати таким чином, щоб знайти числові значення, необхідно обрізати нелінійні рівняння в імплематичному вигляді.

Таблиця 1.2. - Змінні стану та керування лінеаризованими моделями

Стан змінної	Кількість	Контрольна змінна	Кількість
x_1	u	u_1	δ_e
x_2	v	u_2	δ_T
x_3	w	u_3	δ_a
x_4	p	u_4	δ_r
x_5	q		
x_6	r		
x_7	ϕ_A		
x_8	θ_A		
x_9	Ψ_A		

У порівнянні з найбільш загальним підходом, згаданим вище, динамічне моделювання літаків широко використовується в літературі. Динаміка поздовжнього руху та динаміка бічного переміщення мають незначний взаємозв'язок між собою в літаках з нерухомим крилом, і ця залежність є незначною. Крім того, переміщення вертикальної осі мало впливає на динаміку літака. Тому поздовжнє та поперечне переміщення можна досліджувати незалежно один від одного. У рівняннях 1.6. і 1.7. представлені поздовжня та бічна моделі простору станів відповідно:

(1.6)

$$\underbrace{\begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & 0 \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_w & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin(\theta_0) & \cos(\theta_0) & 0 & -u_0 \cos(\theta_0) & 0 \end{bmatrix}}_{A_l} \underbrace{\begin{bmatrix} x_1 \\ \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta h \end{bmatrix}}_{x_l} + \underbrace{\begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_l} \underbrace{\begin{bmatrix} u_l \\ \Delta \delta_T \\ \Delta \delta_e \end{bmatrix}}_{u_l}$$

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \dot{x}_{1a} \\ \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0}\cos(\theta_0) & 0 \\ L_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}N_\beta^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}N_r^* & 0 & 0 \\ N_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}}L_\beta^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}}L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}}L_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec(\theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{A_{1a}} \begin{bmatrix} x_{1a} \\ \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \\ \Delta\psi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}}L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}}L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{1a}} \begin{bmatrix} u_{1a} \\ \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{1.7}$$

Матриці рівнянь А і В моделей простору станів, рівняння 1.6 і 1.7 складаються з похідних стійкості. Для досягнення чисельних моделей необхідно знайти ці похідні стійкості. Відношення, необхідні для знаходження цих бажаних похідних стабільності, представлені в таблицях 2 і 2 для поздовжньої та бічної динамічних моделей відповідно. [22],[2],[3]

Таблиця 1.3. Похідні поздовжньої стійкості

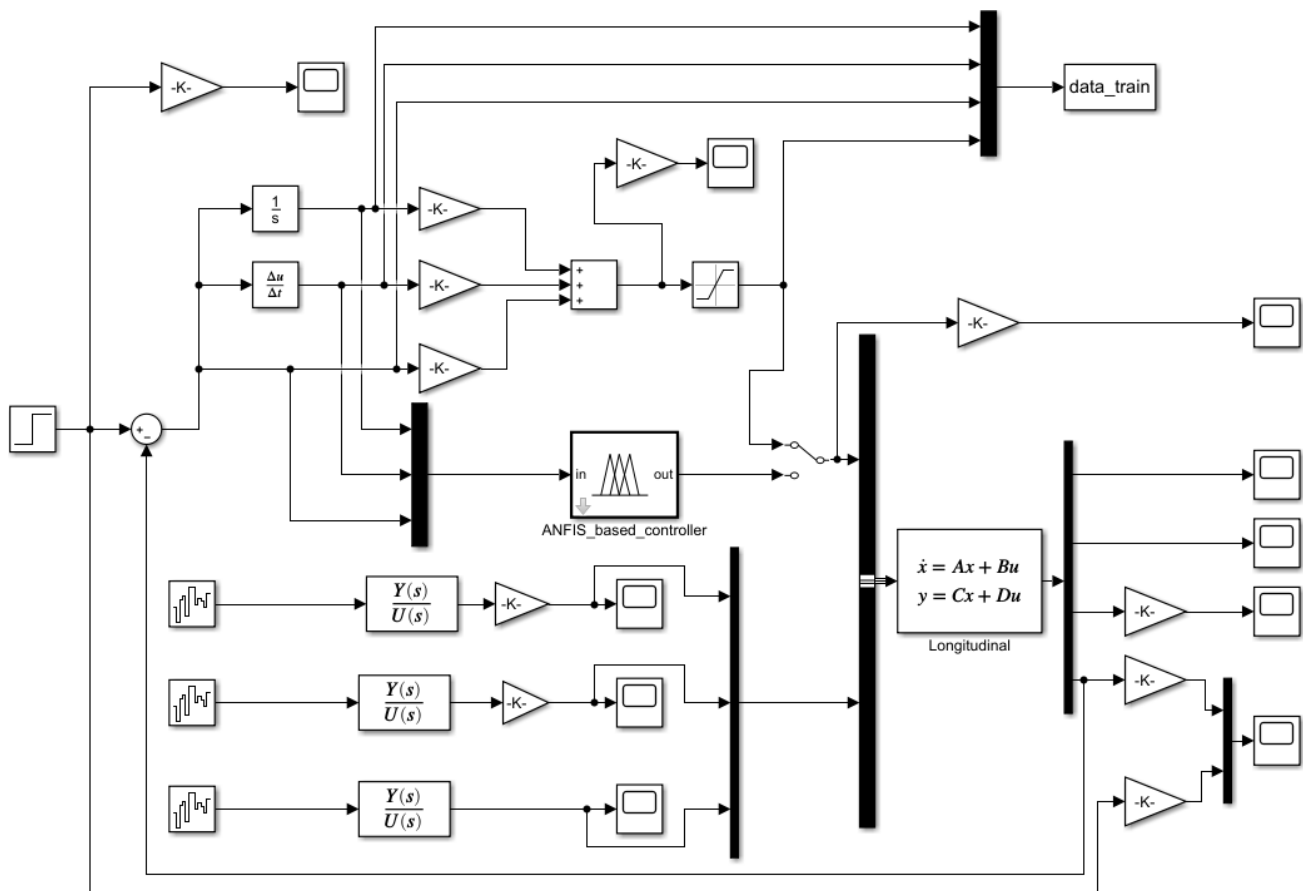
$X_u = \frac{(-C_{D_u} - 2C_{D_0} + C_{T_u})QS}{mu_0}$	$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_w = \frac{(C_{L_\alpha} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$
$M_u = C_{m_u} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_w = C_{m_\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_{\dot{w}} = C_{m_\alpha} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$	$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$
$X_{\delta_e} = 0$	$Z_{\delta_e} = C_{Z_{\delta_e}} \frac{QS}{m}$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$	$X_{\delta_T} = \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \frac{1}{m}$
$Z_{\delta_T} = 0$	$M_{\delta_T} = X_{\delta_T} Z_T$		

(1.8)

Таблиця 1.4. Похідні бічної стабільності

$Y_\beta = \frac{QS}{m} C_{y_\beta}$	$Y_p = \frac{QSb}{2mu_0} C_{y_p}$	$Y_r = \frac{QSb}{2mu_0} C_{y_r}$	$Y_\beta = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{l_\beta}$
$L_p = \frac{QSb^2}{2I_{xx}u_0} C_{l_p}$	$L_r = \frac{QSb^2}{2I_{xx}u_0} C_{l_r}$	$N_\beta = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_\beta}$	$N_p = \frac{QSb^2}{2I_{xx}u_0} C_{n_p}$
$N_{\dot{\beta}} = \frac{QSb^2}{I_{xx}} C_{n_{\dot{\beta}}}$	$N_{\delta_a} = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{n_{\delta_a}}$	$N_{\dot{r}} = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_{\dot{r}}}$	$N_{\delta_r} = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{n_{\delta_r}}$
$N_{\delta_r} = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_{\delta_r}}$			

Рисунок 1.4.- Структурна схема поздовжнього та бічного руху



1.4.2 Структура NDI -регулювання

Контролер NDI

Основним недоліком PID-регулятора є те, що він є призначений для лінеаризованої системи робочих точок. Динаміка літака по суті нелінійна і це вимагатиме різного посилення контролю для різних робочих точок. Як правило, цього можна досягти за допомогою отримання розкладу для різних швидкостей. Два підходи, які останнім часом набули популярності, щоб уникнути планування прибутку NDI (нелінійна динамічна інверсія) і LPV (лінійна Параметр змінюється). У LPV літак моделюється як лінійний Параметр змінної моделі, наприклад, швидкість і кут Атаки може використовуватися як змінна поздовжня того, який літак, параметри змінюються нелінійно. NDI, з іншого боку, покладається на диференціювання нелінійного вихідного рівняння, щоб отримати умови, що містять контрольний вхід. Метод NDI має переваги простої

реалізації та обчислювальної здатності набагато дешевше ніж LPV. У цій роботі ми використовуємо NDI як нелінійний контролер для застосування БПЛА.

Можна представити узагальнену динаміку нелінійної системи як модель першого порядку:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (1.10)$$

де $f(x)$ і $g(x)$ — нелінійна функція x . Підходить керуючий вхід для такого типу системи можна оцінити за інвертуючи рівняння як,

$$u = g^{-1}(x)[\dot{x}_{com} - f(x)] \quad (1.11)$$

де x_{com} — це командне значення стану, яким потрібно керувати.

Змінні стану літака можна розділити, як повільні змінюється або швидко змінюється. Повітряна швидкість, висота, кут нахилу, крен кут, курс і т. д. повільно змінюються, коли швидкість тангажу, крен швидкість, швидкість повороту, вертикальні прискорення тощо мають швидку динаміку. Тому ієрархічний контролер розроблений так, що зовнішній цикл командує бажаними значеннями для внутрішнього циклу на основі похибки в бажаних і поточних значеннях, повільно змінні. Внутрішній цикл наказує бажані прогини контрольної поверхні, на основі похибок змінних мають швидку динаміку. У цій роботі є контролер NDI реалізовано у внутрішньому циклі, тоді як зовнішній цикл залишається таким же як поточна версія PID-контролера. Дросель керується так само, як і в поточній версії PID-регулювання. Структура закону остаточного контролю показана на рисунку 1.4.

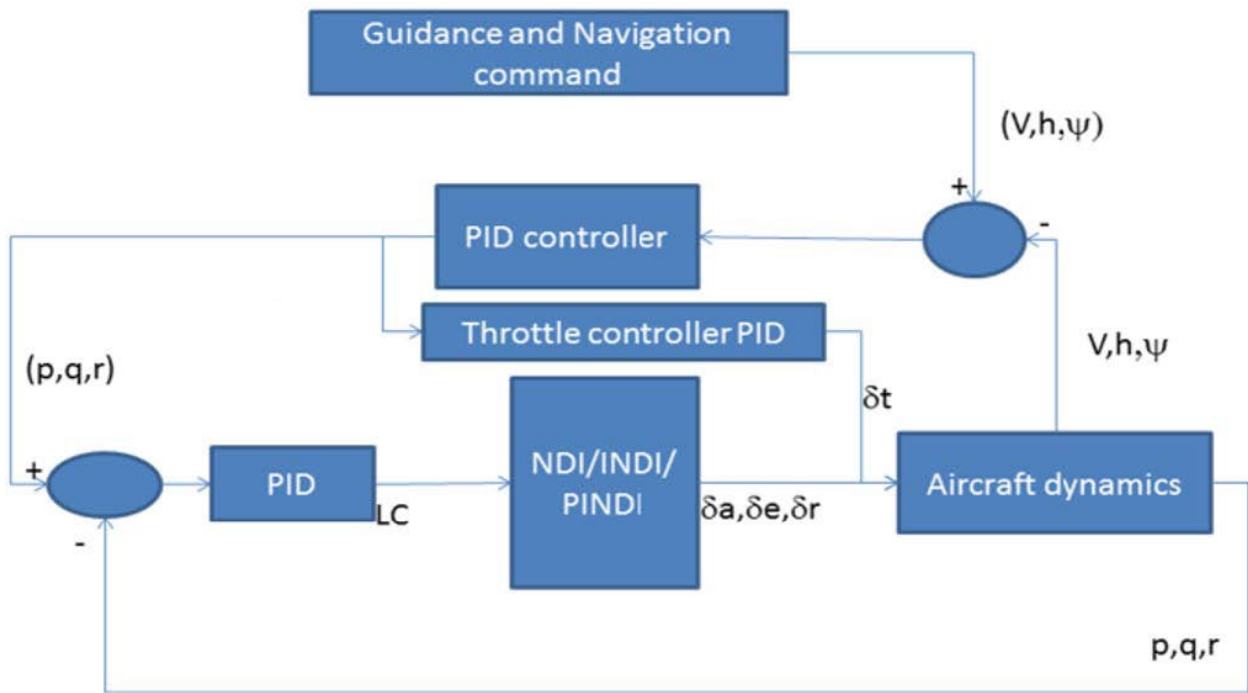


Рисунок 1.5. - Структура внутрішнього контуру NDI та зовнішнього контуру PID
Кутова швидкість БПЛА може бути виражена як

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega = M \quad (1.12)$$

де $\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ - вектор кутової швидкості з p , q і r як крен, і ристання відповідно.

M — сума всіх зовнішніх моменти. Таким чином, можна сформулювати закон контролю для NDI як

$$u = (M_c)_u^{-1}(Jv + \omega \times J\omega - M_a) \quad (1.13)$$

де керуючий вихід u можна записати як

$u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix}$, δ_a є відхилення елеронів, δ_e є відхиленням руля вильоту і δ_r є кермом

відхилення. Похідні моментів від поверхні керування відхилення задаються

$$(M_c)_u = \frac{1}{2}\rho v^2 S \begin{bmatrix} Cl_{\delta_a} & 0 & Cl_{\delta_r} \\ 0 & Cm_{\delta_e} & 0 \\ Cn_{\delta_a} & 0 & Cn_{\delta_r} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} b \\ c \\ b \end{pmatrix} \quad (1.14)$$

Де ρ щільність повітря, v прискорення, S площа крила, b довжина крила, c хорда, Cl_{δ_a} та Cl_{δ_r} коефіцієнти моменту кочення відповідно до елерона та руля напрямку, Cm_{δ_e} — коефіцієнт моменту тангажу через відхилення елеватора, Cn_{δ_r} та Cn_{δ_a} коефіцієнти ристання через відхилення елерона і керма відповідно. Моменти, обумовлені аеродинамічними параметрами літака, можна записати так .[13],[9]

$$M_a = M_{aw} + \frac{1}{2}\rho v^2 S \left[\left(Cm_0 + \frac{x_r}{c} CL \right) \right] \quad (1.15)$$

Контролер положення фіксованого крила

Total Energy Control System (TECS)

Реалізація системи повного контролю енергії (TECS) PX4 дозволяє одночасно контролювати справжню швидкість повітря та висоту літака з фіксованим крилом. Код реалізований у вигляді бібліотеки, яка використовується в модулі керування положенням крила.

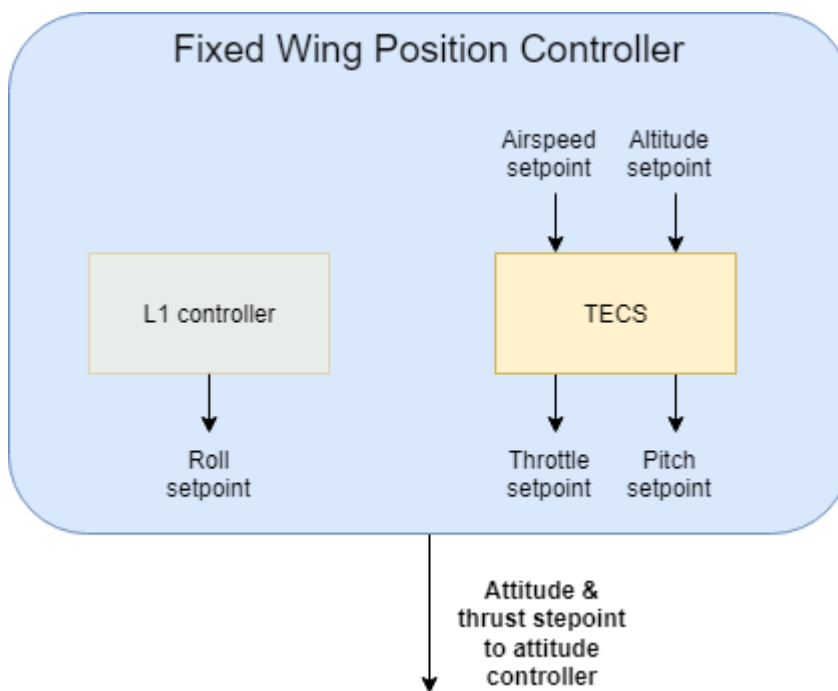


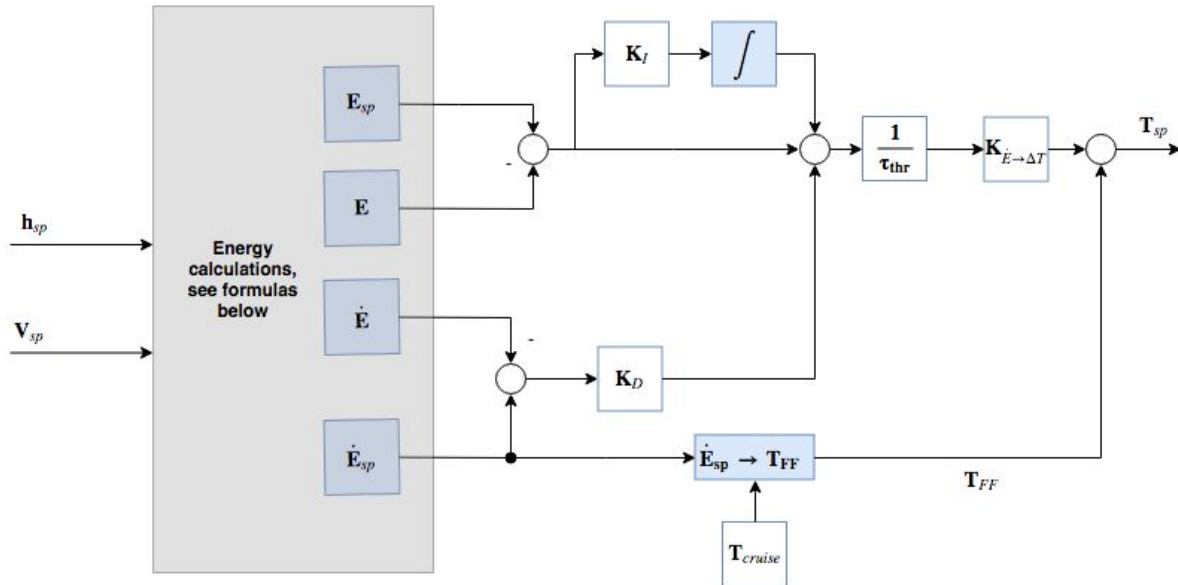
Рисунок 1.6. - Контролер положення фіксованого крила

Як видно на діаграмі вище, TECS отримує в якості вхідних даних задані значення повітряної швидкості та висоти і виводить задані значення дросельної заслінки та кута нахилу. Ці два вихідні сигнали надсилаються на контролер положення фіксованого крила, який реалізує рішення керування положенням. Тому важливо розуміти, що продуктивність TECS безпосередньо залежить від продуктивності контуру регулювання висоти. Погане відстеження швидкості повітря та висоти часто спричиняється поганим відстеженням кута нахилу літака.

Одночасне керування справжньою швидкістю повітря та висотою не є тривіальним завданням. Збільшення кута нахилу літака призведе до збільшення висоти, але також до зниження швидкості повітря. Збільшення дросельної заслінки збільшить швидкість повітря, але також збільшиться висота через збільшення підйому. Таким чином, ми маємо два входи (кут нахилу та дросель), які впливають на два вихідні дані (швидкість повітря та висота), що робить проблему керування складною.

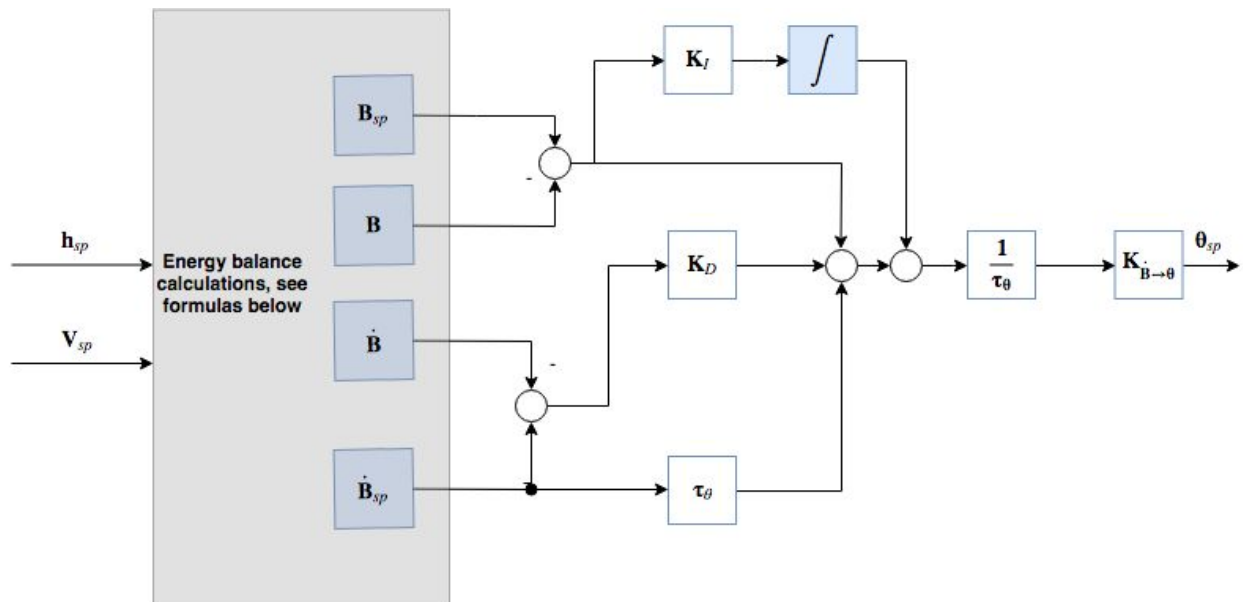
TECS пропонує рішення, представляючи проблему в термінах енергії, а не вихідних заданих значень. Повна енергія літального апарата — це сума кінетичної та потенційної енергії. Тяга (через управління дросельною заслінкою) збільшує загальний енергетичний стан літака. Даний стан повної енергії може бути досягнутий за допомогою довільних комбінацій потенційної та кінетичної енергій. Іншими словами, політ на великій висоті, але з повільною швидкістю може бути еквівалентний польоту на малій висоті, але з більшою швидкістю в загальному енергетичному сенсі. Ми називаємо це питомим енергетичним балансом, і він розраховується на основі поточної висоти та заданого значення справжньої повітряної швидкості. Баланс питомої енергії контролюється через кут нахилу літака. Збільшення кута тангажу переносить кінетичну енергію в потенційну, а кут негативного тангажу — навпаки. Тому проблему керування було розв'язано шляхом перетворення початкових заданих значень у величини енергії, якими можна керувати незалежно. Ми використовуємо тягу для регулювання питомої сумарної енергії транспортного засобу та підтримуємо певний баланс між потенційною (висота) та кінетичною (швидкістю) енергією.

Рисунок 1.7. - Контур повного контролю енергії



h_{sp}	height setpoint	E_{sp}	energy setpoint	K_I	throttle integrator gain	τ_{thr}	throttle time constant
v_{sp}	airspeed setpoint	E	energy	K_D	throttle damping gain	T_{FF}	Feedforward throttle
		\dot{E}_{sp}	energy rate setpoint	$K_{\dot{E} \rightarrow \Delta T}$	energy rate to throttle gain	T_{cruise}	cruise throttle
		\dot{E}	energy rate			T_{sp}	throttle setpoint

Рисунок 1.8.- Контур управління повним енергетичним балансом



h_{sp}	height setpoint	B_{sp}	energy balance setpoint	K_I	pitch integrator gain	τ_{θ}	pitch time constant
v_{sp}	airspeed setpoint	B	energy balance	K_D	pitch damping gain	θ_{sp}	Pitch setpoint
		\dot{B}_{sp}	energy balance rate setpoint	$K_{\dot{B} \rightarrow \theta}$	energy balance rate to pitch gain		
		\dot{B}	energy rate				

Повна енергія літака є сумою кінетичної та потенційної енергії:

$$E_T = \frac{1}{2}mV_T^2 + mgh \quad (1.16)$$

Взяття похідної за часом призводить до загальної швидкості енергії:

$$E'_T = mV_T\dot{V}_T + mgh' \quad (1.17)$$

З цього показник питомої енергії можна сформулювати як:

$$\dot{E} = \frac{E'_T}{mgV_T} = \frac{\dot{V}_T}{g} + \frac{h'}{V_T} = \frac{\dot{V}_T}{g} + \sin(\gamma) \quad (1.18)$$

Де γ кут нахилу польотного маршруту

З динамічних рівнянь літака отримуємо таке співвідношення:

$$T - D = mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \sin(\gamma) \right) \approx mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \gamma \right) \quad (1.19)$$

де T і D — сили тяги і опору. Під час горизонтального польоту початкова тяга вирівнюється проти опору, і зміна тяги призводить до:

$$\Delta T = mg \left(\frac{\dot{V}_T}{g} + \gamma \right) \quad (1.20)$$

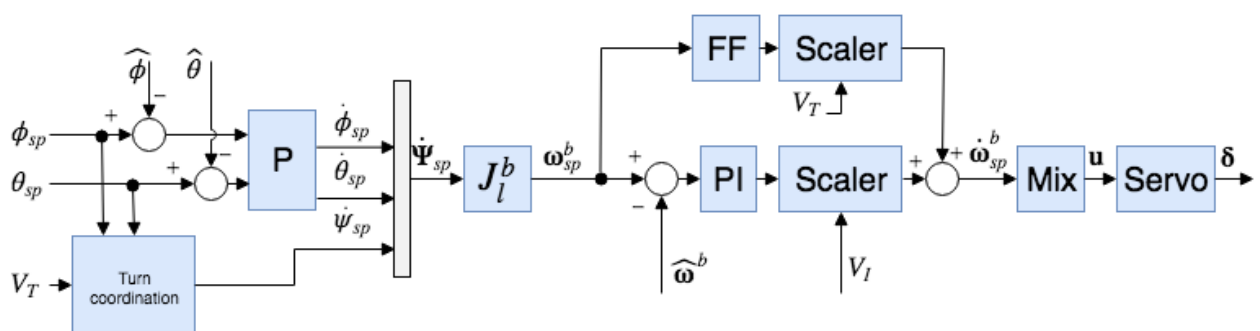
Керування елеватором, з іншого боку, є енергозберігаючим, і, таким чином, використовується для обміну потенційної енергії на кінетичну енергію і навпаки.

З цією метою конкретна норма енергетичного балансу визначається як:

$$\dot{B} = \gamma - \frac{\dot{V}_T}{g} \quad (1.21)$$

.[16],[25]

Рисунок 1.9.- Літаковий контролер положення



$\Psi = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ - attitude vector (NED)

ω^b - body rate vector (FRD)

\mathbf{u} - actuators output

V_T - true airspeed

V_I - indicated airspeed

J_l^b - Jacobian matrix from local to body

δ - actuator deflection

P - proportional gain

PI - proportional + integral controller

FF - feed-forward gain

Mix - mixer (control allocation)

Scaler - Scales controllers outputs using airspeed

\dot{x} - derivative of x

\widehat{x} - estimated value of x (EKF)

$(x)_{sp}$ - setpoint of x

Контролер положення працює за допомогою методу каскадного циклу. Зовнішній цикл обчислює похибку між заданою точкою орієнтації та оціненим положенням, яка, помножена на коефіцієнт підсилення (контролер P), генерує задане значення швидкості. Потім внутрішній цикл обчислює похибку в швидкостях і використовує PI (пропорційний + інтегральний) контролер для створення бажаного кутового прискорення.

Кутова позиція керуючих ефекторів (елеронів, рулів вильоту, керма, ...) потім обчислюється з використанням цього бажаного кутового прискорення та попереднього знання системи шляхом розподілу керування (також відомого як змішування). Крім того, оскільки поверхні керування більш ефективні на високій швидкості і менш ефективні на низькій швидкості, контролер, налаштований на крейсерську швидкість, масштабується за допомогою вимірювань повітряної швидкості (якщо використовується такий датчик).

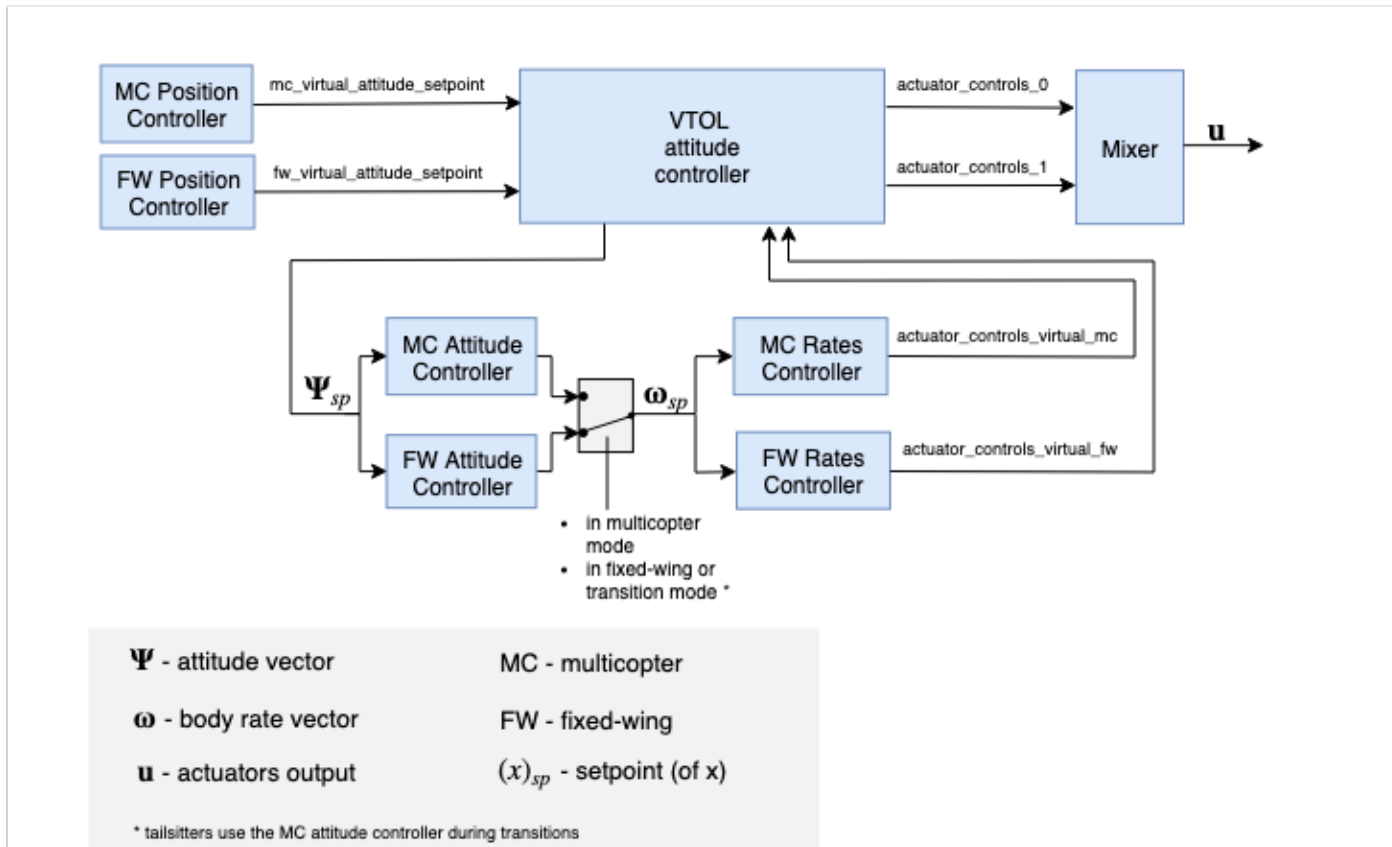
Примітка:

Якщо датчик швидкості повітря не використовується, то планування посилення для контролера положення FW вимкнено (це розімкнутий контур); жодна корекція не/може бути внесена в TECS за допомогою зворотного зв'язку польотної швидкості.

Підсилення уперед використовується для компенсації аеродинамічного демпфування. В основному, дві основні складові моментів осі тіла на літальному апараті створюються поверхнями управління (елеронами, рулями вильоту, керма, що виробляють рух) та аеродинамічним гасінням (пропорційним швидкості тіла - протидіючим руху). Щоб підтримувати постійну швидкість - це загасання можна компенсувати за допомогою прямого зв'язку в циклі швидкості.

Регулятори крену та кроку мають однакову структуру, а поздовжня та бічна динаміка, як передбачається, достатньо роз'єднані, щоб працювати незалежно. Проте контролер рискання формує задане значення швидкості повороту, використовуючи обмеження координат повороту, щоб мінімізувати поперечне прискорення, яке створюється, коли літак ковзає.

Рисунок 1.10.- Контролер польоту VTOL



У цьому розділі дається короткий огляд структури управління літаками вертикального зльоту та посадки (VTOL). Контролер польоту VTOL складається як з мультикоптера, так і з фіксованого крила, які працюють або окремо у відповідних режимах VTOL, або разом під час переходів. На схемі вище представлена спрощена схема керування. Зверніть увагу на блок контролера положення VTOL, який в основному полегшує необхідну логіку перемикавання та змішування для різних режимів VTOL, а також специфічні для типу VTOL дії керування під час переходів (наприклад, збільшення двигуна штовхача стандартного VTOL під час переходу вперед). Входи в цей блок називаються «віртуальними», оскільки, залежно від поточного режиму VTOL, деякі з них ігноруються контролером.

Для стандартного та обертаємого ротора VTOL під час переходу контролер орієнтації з фіксованим крилом виробляє задані значення швидкості, які потім надходять в окремі контролери швидкості, в результаті чого команди крутного моменту для мультикоптера та приводів з нерухомим крилом подаються. Для

tailsitters (хвостовиків) під час переходу працює контролер орієнтації мультикоптера.

Вихідними сигналами блоку положення VTOL є окремі команди крутного моменту та сили для приводів мультикоптера (зазвичай `actuator_controls_0`) і фіксованого крила (зазвичай `actuator_controls_1`). Вони обробляються у файлі змішувача для конкретного планера (див. Змішування).

Масштабування повітряної швидкості

Метою цього розділу є пояснення за допомогою рівнянь, чому і як можна масштабувати вихідну потужність контролерів швидкості PI і прямої зв'язку (FF) за швидкістю повітря для покращення ефективності керування. Спочатку ми представимо спрощене рівняння лінійного розмірного моменту на осі крену, потім покажемо вплив повітряної швидкості на формування прямого моменту і, нарешті, вплив повітряної швидкості під час постійного крену.

Як показано в контролері положення з фіксованим крилом вище, регулятори швидкості виробляють задані значення кутового прискорення для розподільника управління (тут називається «мікшер»). Щоб створити бажані кутові прискорення, змішувач створює крутий момент за допомогою доступних аеродинамічних поверхонь управління (наприклад: стандартний літак зазвичай має два елерони, два руля вильоту і кермо). Круті моменти, створювані цими поверхнями керування, сильно залежать від відносної швидкості повітря та щільності повітря, точніше, від динамічного тиску. Якщо масштабування повітряної швидкості не проводиться, контролер, чітко налаштований на певну крейсерську швидкість, змусить літак коливатися на вищій швидкості або дасть погані характеристики відстеження на низькій швидкості.

Необхідно знати про різницю між справжньою повітряною швидкістю (TAS) і вказаною швидкістю повітря (IAS), оскільки їх значення значно відрізняються, якщо вони не літають на рівні моря. [14],[4]

Висновок до розділу 1

Для виконання задач спостереження за об'єктами доцільно використовувати літаковий тип БПЛА, адже він найбільш ефективний та має високий коефіцієнт корисної дії. За рахунок активного використання аеродинамічного ефекту, літаковий тип є ефективнішим за мультироторний або гелікоптерний тип. У той же час простий літак зі злетом з землі за допомогою розбігу, або з катапульти є застарілим та неефективним, який потребує додаткового устаткування та сприятливих умов. Реалізація системи повного контролю енергії (TECS) PX4 дозволяє одночасно контролювати справжню швидкість повітря та висоту літака з фіксованим крилом. Код реалізований у вигляді бібліотеки, яка використовується в модулі керування положенням крила. Контролер польоту VTOL складається як з мультикоптера, так і з фіксованого крила, які працюють або окремо у відповідних режимах VTOL, або разом під час переходів. Індивідуальний підбір компонентів під вид завдання є найбільш ефективним методом створення комплексу БПЛА, адже у такому разі система буде збалансованою. Баланс полягає у найкращому співвідношенні можливостей кожного із компонентів системи до їх вартості та сумісності. Спостереження за об'єктами з повітря за допомогою БПЛА VTOL є ефективним способом контролю, адже у такому разі обсяг виконаної роботи з патрулювання об'єктів та ділянок значно перевищує звичайний.

РОЗДІЛ 2. Методи розробки комплексу БПЛА

2.1 Критерії, цілі та пріоритети проекту

Одне з попередніх завдань у проектуванні конфігурації БПЛА – визначення міркувань проектування системи. Визначення потреби на системному рівні є відправною точкою для визначення вимог замовника та розробки критеріїв проектування. Вимоги до системи як сутності встановлюються шляхом опису функцій, які необхідно виконувати. Критерії проектування являють собою набір вимог «проектування», які можуть бути виражені як у якісних, так і в кількісних термінах. Критерії проектування – це визначені замовником або узгоджені цільові значення для показників технічної ефективності. Ці вимоги представляють межі, в яких розробник повинен «діяти», коли бере участь у ітераційному процесі синтезу, аналізу та оцінки. Обидві експлуатаційні функції (тобто ті, які необхідні для виконання конкретного сценарію місії або серії місій), і функції технічного обслуговування та підтримки (тобто ті, які необхідні для забезпечення працездатності БПЛА, коли це необхідно), повинні бути описані на верхньому рівні.

Різні конструктори БПЛА мають різні пріоритети в своїх процесах проектування. Ці пріоритети ґрунтуються на різних цілях, вимогах та місії. Існують насамперед три групи конструкторів БПЛА, а саме: (1) військові конструктори БПЛА, (2) конструктори цивільних БПЛА та (3) конструктори БПЛА саморобного виробництва. Ці три групи дизайнерів мають різні інтереси, пріоритети та критерії дизайну. Кожен конструктор конфігурації БПЛА має десять основних показників. Це: (1) собівартість виробництва, (2) продуктивність БПЛА, (3) льотні якості, (4) період проектування, (5) дизайн, зовнішній вигляд (для цивільного БПЛА) або універсальність та загрозливність (для військового БПЛА), (6) ремонтпридатність, (7) продуктивність, (8) маса БПЛА, (9) одноразова та (10) вимога до скритності. Таблиця 2.1. демонструє цілі та пріоритети кожного конструктора БПЛА порівняно з деякими показниками.

При оцінці проекту раннім кроком, який повністю визнає критерії проектування, є встановлення базової лінії, на основі якої може бути оцінена дана альтернатива або конфігурація проекту. Ця базова лінія визначається за допомогою ітераційного процесу аналізу вимог (тобто визначення потреб, аналіз доцільності, визначення експлуатаційних вимог БПЛА, вибір концепції технічного обслуговування та планування поетапного виведення з виробництва та утилізації). Слід описати місію, яку БПЛА повинен виконувати, щоб задовольнити вимоги конкретного клієнта, а також очікування щодо тривалості циклу, частоти, швидкості, вартості, ефективності та інших відповідних факторів. Функціональні вимоги мають бути задоволені шляхом включення конструктивних характеристик у БПЛА та його компонентів конфігурації.

Таблиця 2.1.- Цілі проектування				
№	Задача	Одиниця виміру	Критерії	Одиниці
1	Рентабельність	Ціна одиниці	Ціна виробництва	Долл США
2	Дешивизна у використанні	Витрати палива / км	Ціна експлуатації	Літр/км
3	Легкий у вазі	Загальна вага	Вага	кг
4	Малий розмір	Геометрична	Розміри	m
5	Швидкий	Швидкість польоту	Продуктивність	км/г
6	Обслуговуваність	Людино годин для обслуговування	Обслуговуваність	Людино-години
7	Виробнича	Необхідна технологія виготовлення	Технологічність	-
8	Підлягає переробці	Кількість небезпечних матеріалів або матеріалів, які не підлягають переробці	Одноразовість	кг
9	Маневрений	радіус розвороту; швидкість повороту	Маневреність	м
10	Виявити і уникнути	Навігаційні датчики	Управляємість та контрольованість	-

11	Польотна придатність	Безпекові стандарти	Безпечність	-
12	Автономність	Дизайн автопілота	Безінцидентність/години експлуатації	-

Як приклад, Таблиця 2.2 ілюструє три сценарії пріоритетів (у відсотках) для військових конструкторів БПЛА. Серед десяти показників заслуг (або критеріїв) оцінка «1» є найвищим пріоритетом, а оцінка «10» — найнижчою. Оцінка «0» у цій таблиці означає, що цей показник якості не є критерієм для цього дизайнера. Пріоритетом номер один для конструктора військового БПЛА є продуктивність БПЛА, тоді як для саморобного БПЛА вартість є пріоритетом номер один. Цікаво також, що скритність є важливим пріоритетом для військового конструктора БПЛА, а для інших трьох груп конструкторів це зовсім не важливо. Ці пріоритети (пізніше названі вагами) відображають відносну важливість індивідуальних заслуг у свідомості дизайнера.

Критерії проектування можуть бути встановлені для кожного рівня в ієрархічній структурі системи. Для визначення оптимального дизайну необхідно сформулювати цілі оптимізації. Вибрана конфігурація БПЛА буде оптимальною на основі лише однієї функції оптимізації. Застосовані критерії щодо БПЛА мають бути виражені в термінах технічних показників ефективності та мають бути пріоритетними на рівні БПЛА (системи). Технічні показники — це показники характеристик, які є або впливають з атрибутів, притаманних самому дизайну. Важливо, щоб розробка критеріїв проектування була заснована на відповідному наборі міркувань проектування, міркувань, які призводять до ідентифікації як залежних від проекту, так і незалежних від проекту параметрів, і які підтримують визначення технічних показників ефективності. .[24],[9]

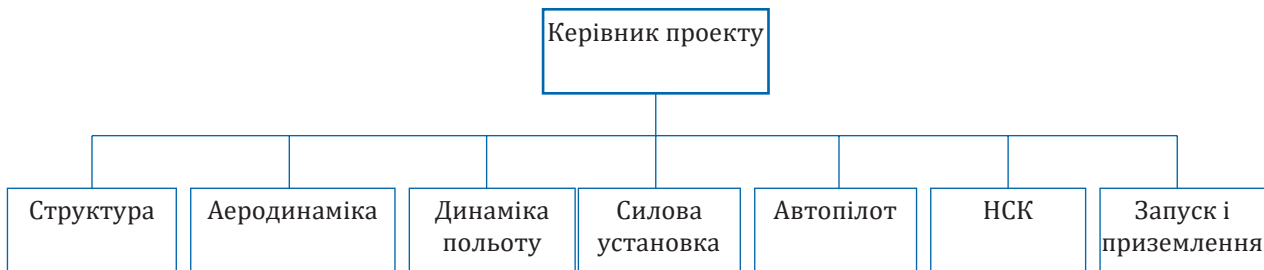
Таблиця 2.2.- Три сценарії пріоритетів (у відсотках) для військового конструктора БПЛА					
№	Од виміру	Пріоритет	Конструктор #1	Конструктор # 2	Конструктор #3
1	Ціна	4	8	9	9
2	Продуктивність	1	50	40	30
3	Автономність	2	10	15	20
4	Період проектування	5	7	7	8
5	Ризикованість	10	1	1	2
6	Ремонтопридатність	7	4	5	5
7	Продуктивність	6	6	6	7
8	Вага	8	3	4	4
9	Одноразовість	9	2	2	3
10	Невидимість	3	9	11	12
		Усього	100%	100%	100%

2.1.1 Склад групи проектування та розробки

Головний конструктор літака повинен бути здатним охоплювати й керувати широким спектром діяльності. Таким чином, головний конструктор літака повинен мати багаторічний досвід роботи, володіти техніками управління і бажано мати повний досвід та досвід у сфері «динаміки польоту». Головний конструктор несе велику відповідальність за планування, координацію та проведення офіційних оглядів проекту. Він/вона також повинен контролювати та переглядати діяльність з тестування та оцінки системи літака, а також координувати всі формальні зміни та модифікації конструкції для покращення. Організація повинна бути такою, щоб полегшувати потік інформації та технічних даних між різними конструкторськими відділами. Проектна організація повинна дозволити головному конструктору ініціювати та встановлювати необхідні постійні зв'язки протягом усього циклу проектування.

Основним будівельним блоком є організаційні шаблони – функціональний підхід, який передбачає групування функціональних спеціальностей або дисциплін в окремі ідентифіковані сутності. Мета – виконувати подібну роботу в рамках однієї організаційної групи. Таким чином, одна і та ж організаційна група буде виконувати однаковий тип роботи для всіх поточних проектів на паралельній основі. Кінцева мета полягає в тому, щоб створити командний підхід з

відповідними комунікаціями, що дозволить застосовувати паралельні методи інженерії по всьому.



Таблиця 2.3.- Головні дизайн групи розробки БПЛА.

Існує два основних підходи до виконання проектної діяльності та створення дизайнерських груп:

(1) конструкторські групи на основі компонентів літака та (2) проектні групи на основі досвіду. Якщо вибрано підхід груп на основі компонентів літака, головний конструктор повинен сформувавати такі групи: (1) група конструкторів крила, (2) команда конструкторів хвостового оперення, (3) команда конструкторів фюзеляжу, (4) група проектувальників силових установок, (5) група розробників шасі, (6) група проектувальників автопілота, (7) група проектувальників наземної станції та (8) група проектувальників запуску та відновлення. Дев'ята команда створюється для документації та складання. Існують різні переваги та недоліки кожного з двох підходів до планування з точки зору простоти управління, швидкості спілкування, ефективності та подібності завдань. Однак, якщо проект великий, наприклад, проект великого транспортного літака, обидві угруповання можна застосовувати одночасно.

2.1.2 Процес проектування

Проектування БПЛА – це ітераційний процес, який включає синтез, аналіз та оцінку. На рисунку 2.1 показана блок-схема процесу проектування. Дизайн (тобто синтез) — це творчий процес об'єднання відомих речей у нові й корисніші комбінації. Аналіз відноситься до процесу прогнозування ефективності або поведінки кандидата на проектування. Оцінка — це процес розрахунку продуктивності та порівняння передбачуваної продуктивності кожного

можливого кандидата на проектування для визначення недоліків. Процес проектування вимагає як інтеграції, так і повторення. Між синтезом, аналізом та оцінкою існує взаємозв'язок. Дві основні групи проектної діяльності: (1) розв'язання задач за допомогою математичних розрахунків і (2) вибір бажаної з альтернатив.

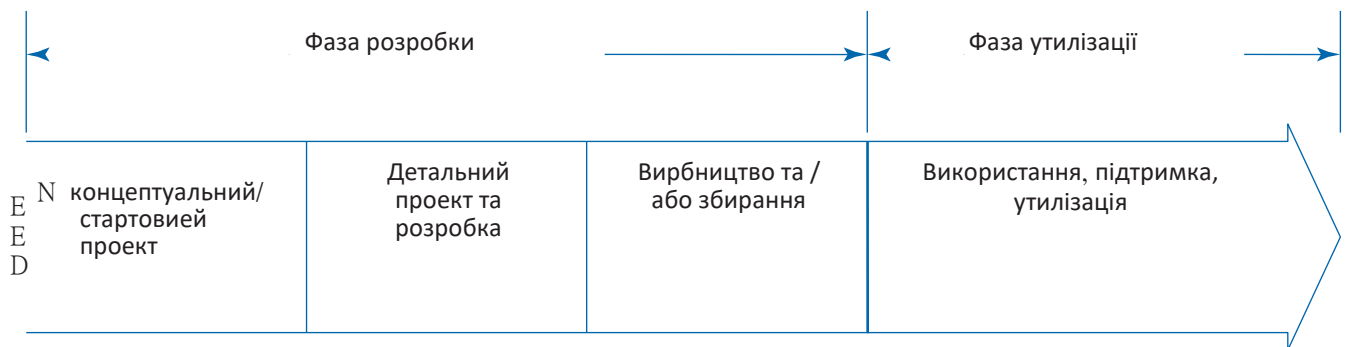


Рисунок 2.1.- Життєвий цикл БПЛА.

Загалом, міркування проектування — це повний спектр атрибутів і характеристик, які можуть бути представлені розробленою системою, продуктом або структурою. Це цікавить як виробника, так і замовника. Залежні від проекту параметри — це атрибути та/або характеристики, притаманні конструкції, яку необхідно передбачити чи оцінити (наприклад, вага, проектний термін служби, надійність, продуктивність, ремонтпридатність та одноразова придатність). Це підмножина міркувань дизайну, за які в першу чергу відповідає виробник. З іншого боку, параметри, незалежні від проекту, є факторами, зовнішніми по відношенню до проекту, які необхідно оцінити та спрогнозувати для використання при оцінці проекту (наприклад, вартість палива на галон, процентні ставки, ставки праці та вартість матеріалу на фунт). Вони залежать від середовища виробництва та експлуатації БПЛА.

Заява про мету — це коротка, загальна та ідеальна відповідь на заяву про потребу. Цілі є кількісними очікуваннями продуктивності, які визначають ті експлуатаційні характеристики конструкції, які найбільше цікавлять замовника. Обмеження функції форми називаються обмеженнями; вони обмежують нашу свободу дизайну. .[15],[5]

2.1.2 Системотехнічний підхід

Складні системи БПЛА через високу вартість та ризики, пов'язані з їх розробкою, стають першочерговим кандидатом на прийняття системотехнічних методологій. Процес концептуального проектування БПЛА був задокументований у багатьох текстах, і міждисциплінарний характер системи стає очевидним. Успішному дизайнеру конфігурації потрібно не тільки добре розуміти дизайн, але й підхід до системної інженерії. Конкурентоспроможний менеджер з конфігурації повинен мати чітке уявлення про концепції, методології, моделі та інструменти, необхідні для розуміння та застосування системної інженерії до систем БПЛА.

Проектування БПЛА починається з визначення вимог і поширюється на функціональний аналіз і розподіл, синтез та оцінку проекту, і, нарешті, перевірку. Оптимізований БПЛА з мінімумом небажаних побічних ефектів вимагає застосування інтегрованого «системного» підходу, орієнтованого на життєвий цикл. Розробка конфігурації для БПЛА починається з визначення вимог і поширюється на функціональний аналіз і розподіл, синтез та оцінку дизайну і, нарешті, валідацію. У цьому процесі необхідно враховувати потреби в роботі та підтримці. Оптимізований БПЛА з мінімумом небажаних побічних ефектів вимагає застосування інтегрованого «системного» підходу, орієнтованого на життєвий цикл.

Конструкція підсистем БПЛА відіграє вирішальну роль у проектуванні конфігурації та їх експлуатації. Ці підсистеми перетворюють структуру аеродинамічної форми в живий, безпілотний літальний апарат. Ці підсистеми включають: підсистему керування польотом, підсистему передачі потужності, паливну підсистему, конструкції, двигун, аеродинаміку та шасі. На ранніх стадіях концептуального або попереднього проекту ці підсистеми мають бути спочатку визначені, а їх вплив має бути включено в макет проекту, аналіз ваги, розрахунки продуктивності та аналіз витрат і вигод.

Основні цілі включають безпечний політ, досягнутий за низьку вартість. Кожна система складається з компонентів або підсистем, і будь-яку підсистему

можна розбити на більш дрібні компоненти. Наприклад, у системі повітряного транспорту БПЛА, термінал, наземне допоміжне обладнання та засоби управління є підсистемами. Життєвий цикл БПЛА показано на рисунку 2.1. БПЛА має бути конкурентоспроможним продуктом, інакше виробник і конструктор можуть не вижити на світовому ринку. Виробники БПЛА по всьому світу прагнуть конкурентоспроможності продукції. Відповідно, завдання системної інженерії полягає в тому, щоб створити продукти та системи, які відповідають очікуванням місії з економічною ефективністю. Через посилення міжнародної конкуренції, виробники БПЛА шукають способи отримати стійкі конкурентні переваги на ринку.

Важливо, щоб конструктори БПЛА були чутливими до результатів використання на ранніх етапах проектування та розробки БПЛА. Їм також необхідно провести проектування життєвого циклу якомога раніше в процесі проектування. Фундаментальним для застосування системної інженерії є розуміння процесу життєвого циклу системи, проілюстрованого на рисунку 2.1. Він повинен одночасно охоплювати життєвий цикл виробничого процесу, життєвий цикл можливостей технічного обслуговування та підтримки, а також життєвий цикл процесу поетапної відмови та утилізації.

Вимоги до конкретного нового БПЛА вперше приходять до уваги під час процесу концептуального проектування. Саме це визнання ініціює процес концептуального проектування БПЛА для задоволення цих потреб. Тоді при розробці концептуального проекту БПЛА слід одночасно розглянути його виробництво та підтримку. Це створює паралельний життєвий цикл для створення виробничих можливостей.

Традиційний дизайн конфігурації БПЛА намагається досягти покращених характеристик і знизити експлуатаційні витрати за рахунок мінімізації максимальної злітної ваги. Однак з точки зору замовника БПЛА, цей метод не гарантує оптимальності програми БПЛА. Багатодисциплінарна оптимізація проектування (MDO) є важливою частиною процесу проектування конфігурації БПЛА. Спочатку обговорюються параметри конструкції, обмеження, функції цілей і критерії, а потім класифікація конфігурації БПЛА. Потім оцінюється

взаємозв'язок між кожним основним варіантом проектування та вимогами до проектування. Далі представлені принципи системної інженерії. Наприкінці при оптимізації конфігурації БПЛА використовується підхід системної інженерії та вводиться нова методологія оптимізації проектування конфігурації.

Конструкція БПЛА в контексті життєвого циклу системи відрізняється від конструкції лише для того, щоб відповідати набору вимог до продуктивності або стабільності. Дизайн, орієнтований на життєвий цикл, одночасно реагує на потреби клієнтів і на результати життєвого циклу. Конструкція БПЛА повинна не лише трансформувати потребу в конфігурацію БПЛА/системи, але й забезпечити сумісність БПЛА з відповідними фізичними та функціональними вимогами. Крім того, він повинен враховувати експлуатаційні результати, виражені як безпека, продуктивність, доступність, надійність, ремонтпридатність, зручність використання, підтримка, придатність до експлуатації, одноразова придатність та інші, а також вимоги до продуктивності, стабільності, контролю та ефективності.

Важливою технічною діяльністю в цьому процесі є оцінка. Оцінка має бути невід'ємною частиною процесу розробки систем і повинна запускатися регулярно в міру просування діяльності з проектування системи. Однак оцінка систем не повинна проводитися без вказівок на основі вимог замовника та конкретних критеріїв проектування системи. При проведенні з повним визнанням критеріїв проектування, оцінка є гарантією постійного вдосконалення проекту. Існує ряд етапів, через які процес проектування та розробки системи завжди повинен проходити. Найважливішим серед них є визначення потреб, пов'язаних із клієнтом, і, виходячи з цієї потреби, визначення того, що має робити система. За цим слідує техніко-економічний аналіз для виявлення потенційних технічних рішень, визначення системних вимог, проектування та розробки компонентів системи, побудови прототипу та/або інженерної моделі, а також перевірка проекту системи за допомогою тестування та оцінювання. Процес проектування системи (наприклад, БПЛА) включає чотири основні етапи: (1) концептуальний проект, (2) попередній проект, (3) детальний проект і (4) випробування та оцінка. Чотири етапи інтегрованого проектування БПЛА узагальнені на рисунку 2.2. Представлені деталі цих етапів проектування.

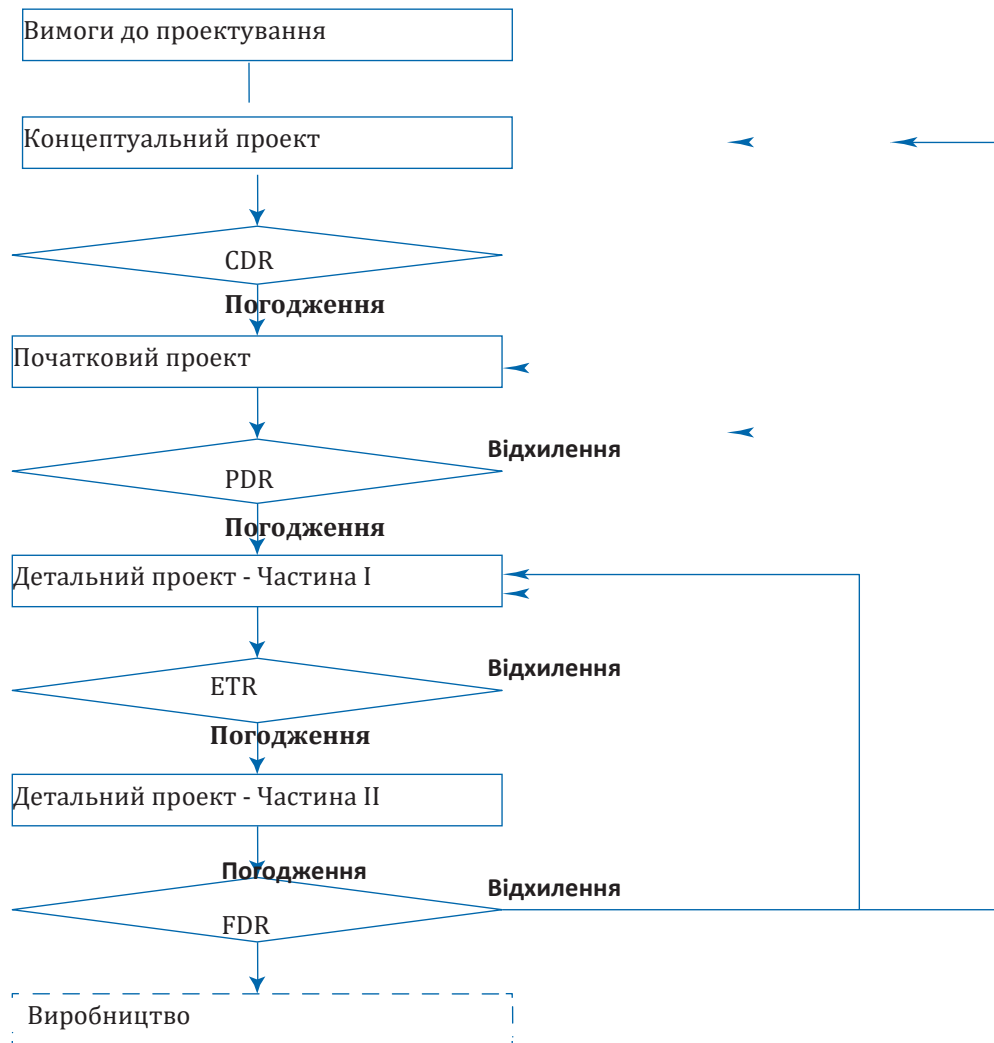
Огляд концептуального дизайну (CDR)

Попередній огляд проекту (PDR)

Оцінка та тестовий огляд (ETR)

Критичний (заключний) огляд проекту (FDR)

На етапі концептуального проектування БПЛА буде спроектовано в



концепції без точних розрахунків. Іншими словами, майже всі параметри визначаються на основі процесу прийняття рішень і техніки відбору. З іншого боку, на етапі попереднього проектування використовуються результати процедури розрахунку. Як впливає з назви, на етапі попереднього проектування визначені параметри не є остаточними і будуть змінені пізніше. Крім того, на цьому етапі параметри є важливими і безпосередньо впливатимуть на весь етап детального проектування. Тому необхідно приділяти максимальну увагу тому, щоб гарантувати точність результатів етапу попереднього проектування.

Рисунок 2.2.- Процес проектування та офіційні рецензії на дизайн.

На етапі детального проектування розраховуються та уточнюються технічні параметри всіх компонентів (наприклад, крила, фюзеляжу, хвоста, шасі і двигуна), включаючи геометрію. [10]

2.1.3 Концептуальний проект

Протягом усієї фази проектування концептуальної системи (починаючи з аналізу потреб) однією з головних цілей є розробка та визначення конкретних вимог проектування до системи як вступу. Результати цих заходів об'єднуються, інтегруються та включаються в специфікацію системи. Ця специфікація є основним документом з «технічними вимогами», який надає загальні вказівки щодо проектування системи з самого початку. Концептуальне проектування — це перший і найважливіший етап проектування та розробки системи БПЛА. Це рання діяльність високого рівня життєвого циклу з потенціалом встановлення, фіксації та іншого визначення функції, форми, вартості та графіка розробки бажаної системи БПЛА. Ідентифікація проблеми та пов'язане з нею визначення потреби забезпечує дійсну та відповідну відправну точку для проектування на концептуальному рівні.

Вибір шляху подальшого проектування та розробки бажаної конфігурації системи, яка в кінцевому підсумку буде відповідати визначеним вимогам замовника, є основною відповідальністю концептуального проектування. Створення цієї ранньої основи, а також необхідність початкового планування та оцінки спектру технологій є першим важливим кроком у впровадженні процесу системної інженерії. Системна інженерія, з організаційної точки зору, повинна взяти на себе провідну роль у визначенні системних вимог із самого початку та розглядати їх з точки зору повного інтегрованого життєвого циклу.

Як випливає з назви, етап концептуального проектування БПЛА — це проектування БПЛА на рівні концепції. На цьому етапі загальні вимоги до проектування вводяться в процес для створення задовільної конфігурації. Основним інструментом на цьому етапі проектування є «відбір». Хоча є різноманітні оцінки та аналізи, але розрахунків не так багато. Минулий досвід

проектування відіграє вирішальну роль в успіху цього етапу. Отже, членами команди етапу концептуального проектування повинні бути найдосвідченіші інженери корпорації. БПЛА складається з кількох основних компонентів. В основному він включає крило, горизонтальне оперення, вертикальне оперення, фюзеляж, силову установку, шасі, поверхні керування та автопілот. Щоб прийняти рішення про конфігурацію кожного компонента БПЛА, конструктор повинен бути повністю обізнаним з функціями кожного компонента. Кожен компонент БПЛА має взаємозв'язки з іншими компонентами і заважає функціям інших компонентів. Вищевказані шість компонентів вважаються основними компонентами повітряного транспортного засобу. Однак у БПЛА є й інші компоненти, які тут не вважаються основними. Ролі цих компонентів описані в наступних розділах, коли вони згадуються. Таблиця 2.4. ілюструє підсумок основних компонентів БПЛА та їх функцій. У цій таблиці також показано другорядні ролі та основні сфери впливу кожного компонента БПЛА. У таблиці також вказуються вимоги до проектування, на які впливає кожен компонент.

Таблиця 2.5. ілюструє короткий опис альтернатив конфігурації основних компонентів БПЛА. У цій таблиці враховуються різні альтернативи для крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, фюзеляжу, двигуна, шасі, поверхонь керування та автоматичної системи керування або автопілота. Автопілот має тенденцію функціонувати в трьох областях: наведення, навігація та керування. Більш детальна інформація наведена в розділі етапу детального проектування. Для кожного компонента конструктор БПЛА повинен вибрати одну альтернативу, яка задовольняє вимогам конструкції в оптимальних умовах. Процес відбору заснований на аналізі компромісів із порівнянням усіх плюсів і мінусів у поєднанні з іншими компонентами.

Таблиця 2.4.- Основні компоненти БПЛА та їх функціонал

No	Компонент	Основний функціонал	Основні сфери впливу
1	Фюзеляж	Розміщення корисного вантажу	Продуктивність БПЛА, поздовжня стійкість, бічна стійкість, вартість
2	Крило	Створення підйомної сили	Продуктивність БПЛА, бічна стійкість
3	Горизонтальне оперення	Горизонтальна стабільність	Керованість
4	Вертикальне оперення	Повздовжня стабільність	Непомітність
5	Двигун	Створення тяги	UAV продуктивність, непомітність, вартість, керуємість
6	Посадкові шасі	Полегшення зльоту та посадки	UAV продуктивність, непомітність, вартість
7	Управляючі поверхні	Керування	Маневреність, вартість
8	Автопілот	Управління, наведення та навігація	Маневреність, стійкість, вартість, безпека польотів
9	Наземна станція керування	Керування БПЛА із землі	Автономність, польотна безпека
10	Запуск та приземлення	Запуск та відновлення БПЛА	Силова установка, запуск, Система відновлення

Таблиця 2.5.- Основні компоненти БПЛА з альтернативними варіантами конструкції		
No	Компонент	Альтернативні конфігурації
1	Фюзеляж	- Геометрія, перетин - Внутрішнє облаштування - Що розмістити (наприклад, паливо, двигун і шасі)?
2	Крило	- Тип: стріловидна, конічна, двогранна; - Розташування: низький, середній, високий. - Додаткова підйомна сила: закрилки, передкрилки - Кріплення: консольне, з розпірками
3	Горизонтальне оперення	- Тип: звичайний, T-tail, H-tail, V-tail, inverted V - Кріплення: фіксоване, рухоме, налаштовуєме
4	Вертикальне оперення	Одинарне, Подвійне, потрійне VT, V-tail
5	Двигун	- Тип: турбовентиляторний, турбореактивний, турбогвинтовий, роторно-поршневий, ракетний - Розташування: (наприклад., під фюзеляжем, під крилом, збоку фюзеляжу) - Кількість двигунів
6	Посадкові шасі	- Тип: фіксовані, підйомні, частково підйомні - Розташування: (наприклад., ніс, хвіст)
7	Управляючі поверхні	Розділені або. усі рухомі керуючі поверхні, загальноприйняті або. не традиційні (наприклад., Елевон, V-Tail)
8	Автопілот	- UAV: Лінійна модель, нелінійна модель - Підсистема управління: PID - Підсистема наведення: Пропорційна навігація, Лінія видимості, Керування, Навігаційна підсистема: Інерціальна навігація, GPS
9	Запуск і відновлення	HTOL, наземний запуск, приземлення на фюзеляж

Щоб полегшити процес концептуального проектування, у таблиці 2.6 показано взаємозв'язок між основними компонентами БПЛА та вимогами до проектування. У третьому стовпці таблиці 2.6 пояснюється компонент БПЛА, який найбільше вплинув; або основний параметр проектування відповідно до вимог проектування. Кожна вимога до дизайну зазвичай впливає на більше ніж один компонент, але ми розглядаємо лише той компонент, на який найбільше

впливає. Наприклад, вимоги щодо корисного навантаження, дальності та витривалості впливатимуть на максимальну злітну масу, максимальну злітну масу, вибір двигуна, конструкцію фюзеляжу та вартість польоту. Вплив ваги корисного вантажу відрізняється від обсягу корисного вантажу. Таким чином, з метою оптимізації конструктор повинен точно знати вагу корисного вантажу та його об'єм. З іншого боку, якщо корисне навантаження можна розділити на більш дрібні частини, обмежувати конструкцію корисним навантаженням буде легше. Крім того, інші параметри продуктивності (наприклад, максимальна швидкість, швидкість зупинки, швидкість набору висоти, розбіг при зльоті, стеля) впливатимуть на площу крила та потужність двигуна (або тягу).

Таблиця 2.6.- Зв'язок основних компонентів БПЛА з вимогами до конструкції		
№	Вимоги до проектування	Компонент БПЛА, який найбільше вплинув, або основний конструктивний параметр
1	Вимоги до корисного навантаження (ваги).	Максимальна злітна маса
	Вимоги до корисного навантаження (обсягу).	Фюзеляж
2	Вимоги до продуктивності (дальність і витривалість)	Максимальна злітна маса
3	Вимоги до експлуатаційних характеристик (максимальна швидкість, швидкість підйому, швидкість розбігу, швидкість зупинки, висота та продуктивність повороту)	Двигун; шасі; і крило
4	Вимоги до стабільності	Горизонтальний хвіст і вертикальний хвіст
5	Вимоги до керованості	Поверхні керування (руль висоти, елерони, руль напруження), автопілот
6	Вимоги до автономності	Центр ваги, автопілот, наземна станція
7	Вимоги льотної придатності	Мінімальні вимоги, автопілот
8	Вимоги до вартості	Матеріали; двигун; вага тощо.
9	Вимоги до термінів	Оптимальність конфігурації
10	Вимоги до траєкторії	Автопілот

Щоб вибрати найкращу конфігурацію БПЛА, необхідно провести аналіз компромісу. У міру розробки БПЛА можливо багато різних компромісів. Повинні бути прийняті рішення щодо оцінки та вибору відповідних компонентів, підсистем, можливого ступеня автоматизації, комерційних готових комплектуючих, різних політик технічного обслуговування та підтримки тощо.

Пізніше в циклі проектування можуть існувати альтернативні інженерні матеріали, альтернативні виробничі процеси, альтернативні плани технічного обслуговування заводів, альтернативні структури матеріально-технічної підтримки та альтернативні методи поетапної відмови від матеріалів, переробки та/або утилізації.

Розробник БПЛА повинен спочатку визначити формулювання проблеми, визначити критерії або заходи проектування, за якими будуть оцінюватися різні альтернативні конфігурації, процес оцінки, отримати необхідні вхідні дані, оцінити кожного кандидата, що розглядається, виконати аналіз позитивності, щоб визначити потенційні зони ризику і, нарешті, рекомендувати бажаний підхід. Лише глибина аналізу та оцінки буде змінюватися залежно від природи компонента.

Аналіз компромісів включає синтез, який відноситься до комбінування та структурування компонентів для створення конфігурації системи БПЛА. Синтез – це дизайн. Спочатку синтез використовується при розробці попередніх концепцій і для встановлення взаємозв'язків між різними компонентами БПЛА. Пізніше, коли відбулося достатнє функціональне визначення та декомпозиція, синтез використовується для подальшого визначення «як» на нижчому рівні. Синтез включає створення конфігурації, яка може бути репрезентативною для форми, яку в кінцевому підсумку прийме БПЛА (хоча остаточну конфігурацію не слід припускати на цьому ранньому етапі процесу проектування).

Однією з найефективніших методик у дослідженнях компромісу є оптимізація міждисциплінарного дизайну. Дослідники в наукових колах, промисловості та уряду продовжують просувати багатодисциплінарну оптимізацію дизайну (MDO) та її застосування до практичних проблем, що мають значення для галузі. Багатодисциплінарна оптимізація проектування — це галузь інженерії, яка використовує методи оптимізації для вирішення проблем проектування, що включають низку дисциплін. Багатодисциплінарна оптимізація дизайну дозволяє дизайнерам одночасно включати всі відповідні дисципліни. Оптимальне рішення одночасної задачі краще, ніж план, знайдений шляхом послідовної оптимізації кожної дисципліни, оскільки він може використовувати

взаємодію між дисциплінами. Однак включення всіх дисциплін одночасно значно підвищує складність завдання проектування.

Чотири основні параметри БПЛА визначаються на етапі попереднього проектування: (1) максимальна злітна маса БПЛА (WTO), (2) контрольна площа крила (S), (3) тяга двигуна (T) або потужність двигуна (P), та (4) попередні розрахунки автопілота. Таким чином, чотири основних параметри БПЛА WTO , S , T (або P), і кілька даних автопілота є результатом фази попереднього проектування. Ці чотири параметри будуть визначати розмір БПЛА, вартість виготовлення та складність розрахунку. Якщо на етапі концептуального проектування обрано реактивний двигун, то на цьому етапі розраховується тяга двигуна. Але якщо на етапі концептуального проектування вибирається двигун із тяговим приводом, на цьому етапі розраховується потужність двигуна. На цьому етапі також оцінюються кілька інших неважливих параметрів БПЛА, таких як коефіцієнт опору нульової підйомної сили БПЛА та максимальний коефіцієнт підйомної сили БПЛА.

Рисунок 2.3 ілюструє короткий опис процесу попереднього проектування. Етап попереднього проектування виконується в три етапи: (1) оцінка максимальної злітної маси БПЛА; (2) визначити площу крила і тягу (або потужність) двигуна одночасно; і (3) попередні розрахунки автопілота.

На цьому етапі проектування використовуються три методи проектування. По-перше, для визначення максимальної злітної маси БПЛА використовується методика, заснована на статистиці. Вимоги до конструкції, які використовуються в цій техніці, - це політ, вага корисного вантажу, дальність і витривалість. Далі використовується інша методика, заснована на вимогах до характеристик БПЛА (таких як швидкість зупинки, максимальна швидкість, дальність, швидкість набору висоти та розбіг), щоб визначити площу крила та тягу двигуна (або потужність двигуна). Цю техніку іноді називають діаграмою відповідності або діаграмою відповідності через її графічну природу та початковий розмір. Принципи методики узгодження сюжетів спочатку введені в технічному звіті NASA, а пізніше вони були

розроблені Садрей. Ця техніка розвинена автором у своїй новій книзі з проектування БПЛА, яка знаходиться на стадії публікації

Вимоги до проектування характеристик БПЛА
(Максимальна швидкість, Дальність, Витривалість, Зліт з ЗПС, Швидкість звалювання, Маневреність,
Корисне навантаження.)

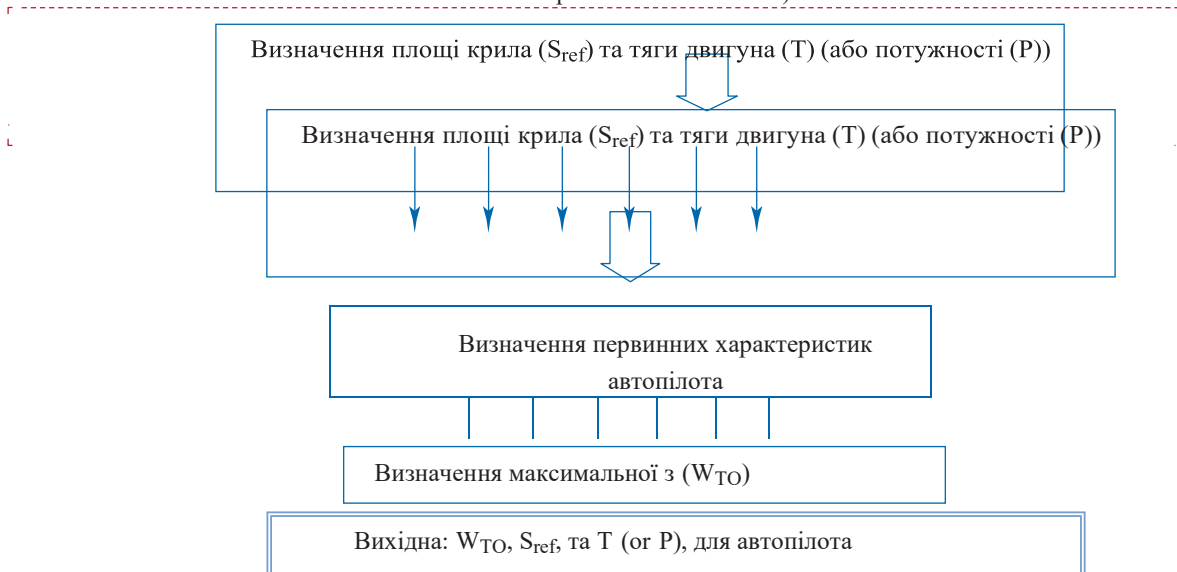


Рисунок 2.3.- Процедура попереднього проектування.

Загалом, перша методика не точна (насправді це оцінка) і підхід може містити деякі неточності, тоді як другий метод дуже точний, а результати є надійними. Оскільки скорочено наведено матеріал, тому деталі цих трьох методів не були детально обговорені тут, у цьому розділі. Передбачається, що фахівці ознайомлені з цими прийомами, які практикуються в багатьох установах. [12],[19]

2.2 Детальний проект

Конструкція підсистем і компонентів БПЛА відіграє вирішальну роль в успіху льотних операцій. Ці підсистеми перетворюють структуру аеродинамічної форми в живий, безпілотний літальний апарат. Ці підсистеми включають: крило, хвостове оперення, фюзеляж, підсистему керування польотом, підсистему передачі енергії, паливну підсистему, конструкції, рухову установку, шасі та автопілот. На ранніх етапах концептуальної або попередньої фази проектування ці підсистеми мають бути спочатку визначені, а їх вплив має бути включено в макет дизайну, аналіз ваги, розрахунки продуктивності/стабільності та аналіз

витрат і вигод. У цьому розділі представлений етап детального проектування БПЛА.

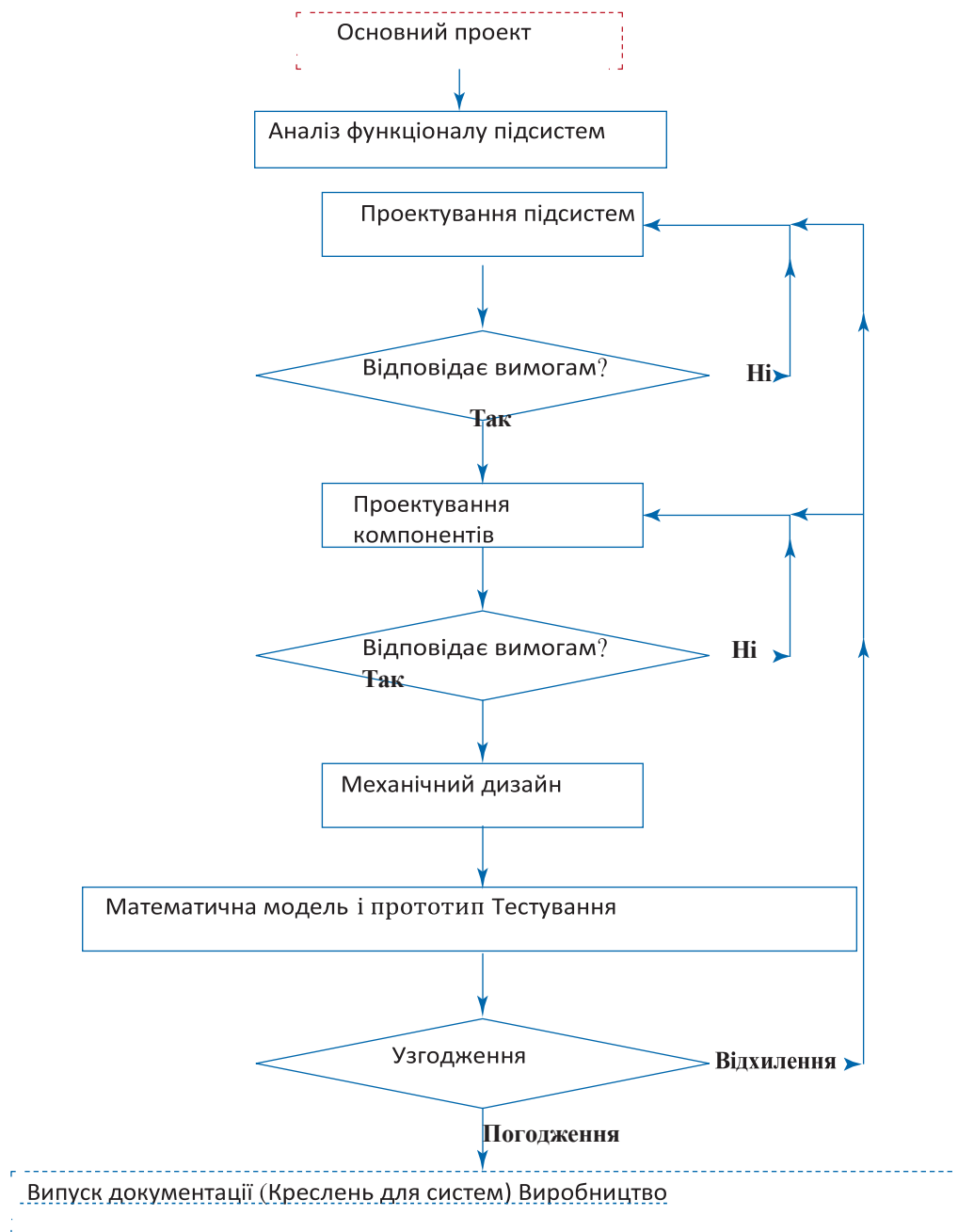


Рисунок 2.4.- Послідовність проектування деталей.

Як зрозуміло з назви, на етапі детального проектування визначаються деталі параметрів усіх основних компонентів (рисунок 2.4) БПЛА. Цей етап встановлюється на основі результатів етапу концептуального проектування та етапу попереднього проектування. Нагадаю, що конфігурація БПЛА була визначена на етапі концептуального проектування, а площа крила, тяга двигуна та основні характеристики автопілота були встановлені на етапі попереднього проектування. На цьому останньому етапі проектування повинні бути визначені параметри крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, фюзеляжу,

шасі, двигуна, підсистем і автопілоту. Щоб порівняти три етапи проектування, етап детального проектування містить величезну кількість розрахунків і велику математичні операції порівняно з двома іншими етапами проектування. Якщо загальна тривалість проекту БПЛА становить один рік, на етап детального проектування витрачається близько десяти місяців.

Ця фаза за своєю природою є ітераційною операцією. Загалом, на етапі детального проектування є чотири зворотного зв'язку проектування. Рисунок 2.4 ілюструє взаємозв'язки між детальним проектуванням і зворотними зв'язками проектування. Чотири зворотні зв'язки на етапі детального проектування: (1) оцінка характеристик, (2) аналіз стабільності, (3) аналіз керованості та (4) моделювання польоту. Оцінка характеристик БПЛА включає визначення коефіцієнта опору БПЛА при нульовому підйомі. Аналіз стабільності вимагає оцінки ваги компонента плюс визначення центру ваги БПЛА (cg). Під час операції аналізу керованості повинні бути спроектовані поверхні керування (наприклад, руль вильоту, елерон і кермо). Коли автопілот проектується, політ БПЛА необхідно моделювати, щоб гарантувати успіх польоту. Як випливає з назви, кожен зворотний зв'язок виконується для порівняння результату з вхідним і коригування дизайну для досягнення мети проектування. Якщо вимоги до продуктивності не будуть досягнуті, конструкція кількох компонентів, таких як двигун і крило, може бути змінена. Якщо вимоги стійкості не дотримані, конструкцію кількох компонентів, таких як крило, горизонтальне і вертикальне хвостове оперення, можна змінити. Якщо оцінка керованості показує, що БПЛА не відповідає вимогам керованості, необхідно переробити поверхні керування і навіть двигун. У випадку, якщо вимоги стабільності та вимоги керованості не були виконані, повинні бути виконані декілька компонентів тобто перемістити, щоб змінити розташування cg.

У деяких випадках цей недолік може призвести до серйозних змін у конфігурації БПЛА, що означає, що конструктору потрібно повернутися до етапу концептуального проектування та почати виправлення з самого початку. Відхилення БПЛА від траєкторії під час моделювання польоту викликає необхідність зміни конструкції автопілоту.

2.3. Огляд проекту, оцінка та відгук

На кожній основній фазі проектування (концептуальному, попередньому та детальному) слід провести оцінку, щоб переглянути проект і переконатися, що проект є прийнятним на цьому етапі, перш ніж перейти до наступного етапу. Існує ряд офіційних оглядів дизайну, які проводяться в певні моменти загального процесу розробки системи. Важливою технічною діяльністю в процесі проектування є оцінка. Оцінка повинна бути невід'ємною в процесі розробки систем і повинна регулярно запускатися в процесі проектування системи. При проведенні з повним визнанням критеріїв проектування, оцінка є гарантією постійного вдосконалення проекту. Процес оцінки включає як неформальну повсякденну координацію проекту та огляд даних, так і офіційний огляд проекту.

Метою проведення будь-якого типу огляду є оцінка того, чи відповідає (і наскільки добре) проектна конфігурація, яка передбачалася на той момент, початково визначеним кількісним та якісним вимогам. Огляд проекту забезпечує формалізовану перевірку запропонованого проекту системи щодо вимог специфікації. В принципі, конкретні типи, назви та планування цих офіційних оглядів відрізняються від одного дизайнерського проекту до іншого. Наступні чотири основні офіційні огляди дизайну рекомендовані для дизайн-проекту.

1. Огляд концептуального дизайну (CDR)
2. Попередній огляд проекту (PDR)
3. Оцінка та тестовий огляд (ETR)
4. Критичний (заключний) огляд проекту (FDR)

На рисунку 2.4 показано місце кожного огляду проекту в загальному процесі проектування. Перевірки проекту зазвичай плануються перед кожним основним етапом проектування. CDR зазвичай планується наприкінці етапу концептуального проектування та перед входом у фазу попереднього проектування програми. Метою огляду концептуального проекту (CDR) є формальне та логічне висвітлення запропонованого проекту з точки зору системи. Попередній розгляд проекту зазвичай планується наприкінці етапу попереднього проектування і перед входом у фазу детального проектування. Критичний огляд

проекту (FDR) зазвичай планується після завершення етапу детального проектування і перед входом у фазу виробництва.

Оцінка та перевірка тестів зазвичай призначаються десь на середині етапу детального проектування і перед етапом виробництва. ETR виконує два основні завдання: (1) знаходження та усунення будь-яких проблем проектування та рівня підсистеми/компонента, а потім (2) перевірка та документування можливостей системи для державної сертифікації або прийняття замовником. ETR може варіюватися від тестування однієї нової системи для існуючої системи до повної розробки та сертифікації нової системи. .[17],[11]

Висновок до розділу 2

Задля успішної реалізації проекту необхідно використовувати наукові методи підходу до розробки, саме такий метод було описано у цьому розділі. Одне з попередніх завдань у проектуванні конфігурації БПЛА – визначення міркувань проектування системи. Визначення потреби на системному рівні є відправною точкою для визначення вимог замовника та розробки критеріїв проектування. Вимоги до системи як сутності встановлюються шляхом опису функцій, які необхідно виконувати. Критерії проектування являють собою набір вимог «проектування», які можуть бути виражені як у якісних, так і в кількісних термінах. Критерії проектування – це визначені замовником або узгоджені цільові значення для показників технічної ефективності. Ці вимоги представляють межі, в яких розробник повинен «діяти», коли бере участь у ітераційному процесі синтезу, аналізу та оцінки. Обидві експлуатаційні функції (тобто ті, які необхідні для виконання конкретного сценарію місії або серії місій), і функції технічного обслуговування та підтримки (тобто ті, які необхідні для забезпечення працездатності БПЛА, коли це необхідно), повинні бути описані на верхньому рівні. Метою проведення будь-якого типу огляду є оцінка того, чи відповідає (і наскільки добре) проектна конфігурація, яка передбачалася на той момент, початково визначеним кількісним та якісним вимогам. Огляд проекту забезпечує формалізовану перевірку запропонованого проекту системи щодо вимог специфікації. В принципі, конкретні типи, назви та планування цих офіційних оглядів відрізняються від одного дизайнерського проекту до іншого. Наступні чотири основні офіційні огляди дизайну рекомендовані для дизайн-проекту.

1. Огляд концептуального дизайну (CDR)
2. Попередній огляд проекту (PDR)
3. Оцінка та тестовий огляд (ETR)
4. Критичний (заключний) огляд проекту (FDR)

У свою чергу науковий підхід до проектування комплексу БПЛА є ключовим, адже забезпечує найбільш ефективне прийняття рішень, розподілення ресурсів та людино-годин. Завдяки цьому шанси на успішне виконання поставлених цілей проектом суттєво підвищується.

РОЗДІЛ 3. Реалізація системи відеомоніторингу за об'єктами

3.1 Програмні компоненти БПЛА

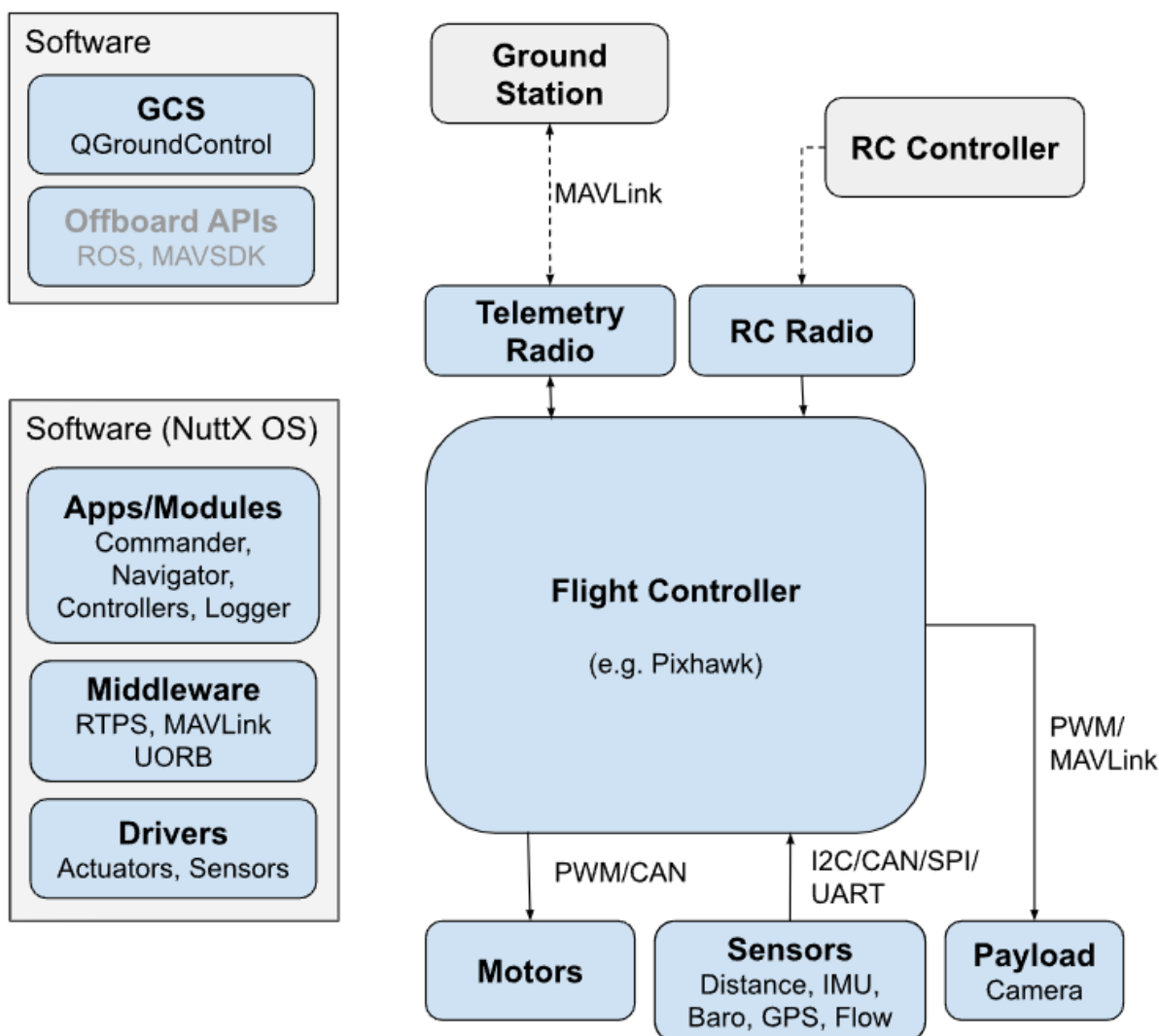
Архітектура системи PX4

Розділи нижче надають огляд високого рівня апаратного та програмного забезпечення PX4 для двох «типових» систем PX4; один, який має лише польотний контролер, а інший, який має польотний контролер і комп'ютер-компаньйон (також відомий як «комп'ютер місії»).

Контролер польоту

Наведена нижче діаграма надає огляд високого рівня типової «простої» системи PX4, заснованої на польотному контролері.

Рисунок 3.1.- Діаграма типової системи PX4



Апаратне забезпечення складається з Польотного контролера (використовує стек польотів PX4). Сюди часто входять внутрішні IMU, компас і барометр. ЕСК двигуна, підключені до виходів ШІМ, UAVCAN (UAVCAN дозволяє двосторонній зв'язок, а не в одному напрямку, як показано) або якусь іншу шину. Датчики (GPS, компас, датчики відстані, барометри, оптичний потік, барометри, транспондери ADSB тощо), підключені через I2C, SPI, UAVCAN, UART тощо. Камера або інше корисне навантаження. Камери можна підключати до PWM-виходів або через MAVLink. Телеметричні радіостанції для підключення до комп'ютера/програмного забезпечення наземної станції. RC Control System для ручного керування Ліва частина діаграми показує програмний стек, який горизонтально вирівняний (приблизно) з апаратними частинами діаграми. Комп'ютер наземної станції зазвичай запускає QGroundControl (або інше програмне забезпечення наземної станції). Він також може запускати програмне забезпечення для роботизації, наприклад MAVSDK (відкриває нове вікно) або ROS. Польотний стек PX4, що працює на контролері польоту, включає драйвери, модулі комунікацій, контролери, оцінювачі та інше проміжне програмне забезпечення та системні модулі

3.1.1 Огляд архітектури PX4

PX4 складається з двох основних рівнів: стек польотів — це система оцінки та керування польотом, а проміжне програмне забезпечення — це загальний рівень роботизації, який може підтримувати будь-який тип автономних роботів, забезпечуючи внутрішні/зовнішні комунікації та апаратну інтеграцію. Усі планери PX4 мають єдину кодову базу (це включає інші роботизовані системи, такі як човни, марсоходи, підводні човни тощо). Повний дизайн системи є реактивним (відкриває нове вікно), що означає, що весь функціонал поділено на компоненти, які можна замінити і повторно використовувати. Зв'язок здійснюється шляхом асинхронної передачі повідомлень. Система може працювати з різним робочим навантаженням.

Високорівнева архітектура програмного забезпечення

На схемі нижче наведено детальний огляд будівельних блоків PX4. Верхня частина діаграми містить блоки проміжного програмного забезпечення, а нижня частина показує компоненти стека польотів.

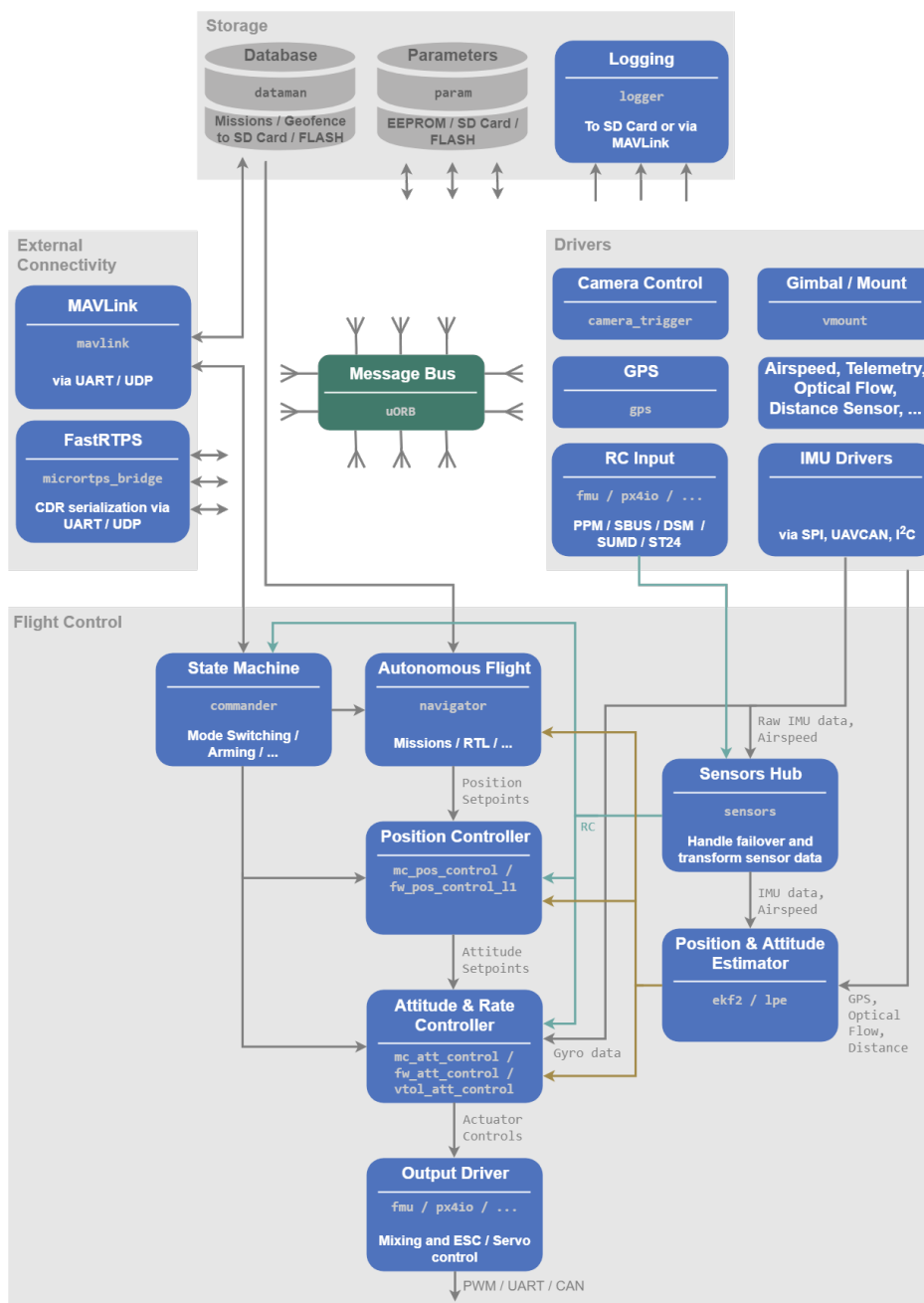
Вихідний код розділений на автономні модулі/програми (показані моноширинно на схемі). Зазвичай будівельний блок відповідає рівно одному модулю.

Стрілки показують потік інформації для найважливіших зв'язків між модулями. Насправді існує набагато більше з'єднань, ніж показано, і більшість модулів отримує доступ до деяких даних (наприклад, для параметрів).

Модулі спілкуються один з одним через шину повідомлень «Публікація-Підписка» під назвою uORB. Використання схеми опублікування-підписки означає, що: Система реактивна — вона асинхронна і оновлюватиметься миттєво, коли будуть доступні нові дані.

Усі операції та зв'язок повністю розпаралелізовані. Компонент системи може використовувати дані з будь-якого місця.

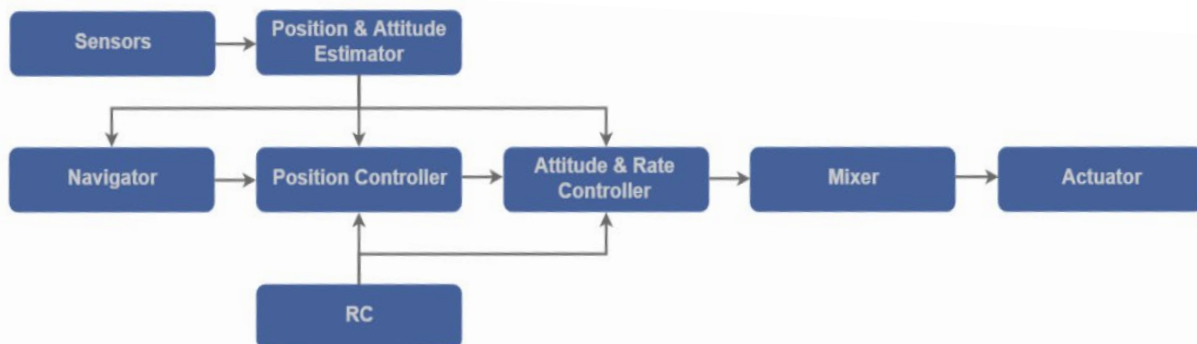
Рисунок 3.2.



Стек польотів

Стек польотів — це набір алгоритмів наведення, навігації та керування для автономних дронів. Він включає в себе контролери для планерів з нерухомим крилом, багатороторними та VTOL, а також оцінювачі положення та положення.

Рисунок 3.3.- Стек польотів



Наступна діаграма показує огляд будівельних блоків стека польотів. Він містить повний конвеєр від датчиків, RC-входу та автономного керування польотом (навігатор), аж до керування двигуном або сервоприводом (приводи).

Оцінювач приймає один або більше вхідних даних датчика, об'єднує їх і обчислює стан транспортного засобу (наприклад, положення з даних датчика IMU).

Контролер – це компонент, який приймає в якості вхідних даних задане значення та вимірюваний або оцінений стан (змінна процесу). Його мета — налаштувати значення змінної процесу таким чином, щоб воно відповідало заданому значенню. Вихід є поправкою, щоб в кінцевому підсумку досягти цього заданого значення. Наприклад, контролер положення приймає задані значення положення як вхідні дані, змінна процесу є поточним оціненим положенням, а вихідним є задане значення положення і тяги, які переміщують транспортний засіб до бажаного положення.

Мікшер приймає силові команди (наприклад, повернути праворуч) і перетворює їх в окремі команди двигуна, забезпечуючи при цьому, щоб деякі обмеження не були перевищені. Цей переклад є специфічним для типу транспортного засобу і залежить від різних факторів, таких як розташування двигуна щодо центру ваги або інерція обертання транспортного засобу. [10],[1]

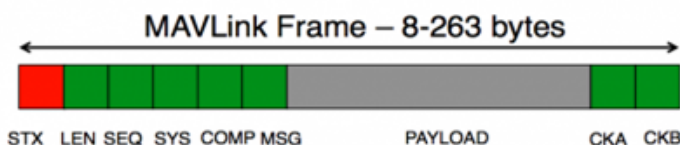
Протокол Mavlink

MAVLink — це послідовний протокол, який найчастіше використовується для передачі даних і команд між транспортними засобами та наземними станціями.

Протокол визначає великий набір повідомлень, які можна знайти в `common.xml` і `ardupilot.xml`.

Повідомлення MAVLink можна надсилати майже через будь-яке послідовне з'єднання і не залежить від базової технології (Wi-Fi, радіо 900 МГц тощо). Доставка повідомлень не гарантується, а це означає, що наземні станції або комп'ютери-супутники повинні часто перевіряти стан транспортного засобу, щоб визначити, чи була виконана команда.

Таблиця 3.1.- **Формат повідомлень**



Byte Index	Content	Value	Explanation
0	Packet start sign	v1.0: 0xFE (v0.9: 0x55)	Indicates the start of a new packet.
1	Payload length	0 - 255	Indicates length of the following payload.
2	Packet sequence	0 - 255	Each component counts up his send sequence. Allows to detect packet loss
3	System ID	1 - 255	ID of the SENDING system. Allows to differentiate different MAVs on the same network.
4	Component ID	0 - 255	ID of the SENDING component. Allows to differentiate different components of the same system, e.g. the IMU and the autopilot.
5	Message ID	0 - 255	ID of the message - the id defines what the payload "means" and how it should be correctly decoded.
6 to (n+6)	Data	(0 - 255) bytes	Data of the message, depends on the message id.
(n+7) to (n+8)	Checksum (low byte, high byte)	ITU X.25/SAE AS-4 hash, excluding packet start sign, so bytes 1..(n+6) Note: The checksum also includes MAVLINK_CRC_EXTRA (Number computed from message fields. Protects the packet from decoding a different version of the same packet but with different variables).	

Розмір повідомлень не перевищує 263 байти.

Відправник завжди заповнює поля System ID та Component ID, щоб одержувач знав, звідки прийшов пакет. Ідентифікатор системи — це унікальний ідентифікатор для кожного транспортного засобу або наземної станції. Наземні станції зазвичай використовують високий системний ідентифікатор, наприклад «255», а транспортні засоби за замовчуванням використовують «1» (це можна змінити, встановивши

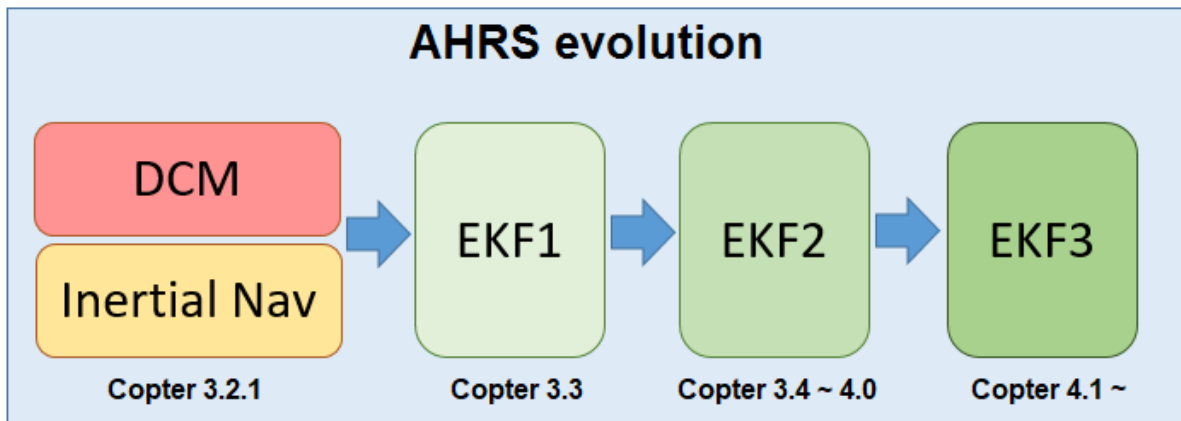
параметр `SYSID_THISMAV`). Ідентифікатор компонента для наземної станції або польотного контролера зазвичай дорівнює «1». Інший пристрій із підтримкою MAVLink в транспортному засобі (тобто комп'ютер-компаньйон, карданний підвіс) повинен використовувати той самий ідентифікатор системи, що й контролер польоту, але використовувати інший ідентифікатор компонента. Поле Ідентифікатор повідомлення можна побачити в `common.xml` та `ardupilot.xml` поруч із назвою повідомлення. Наприклад, ідентифікатор повідомлення HEARTBEAT — «0». Частина даних повідомлення містить окремі значення полів, які надсилаються.

Потік повідомлень високого рівня

Після відкриття з'єднання кожен пристрій (він же «Система») надсилає повідомлення HEARTBEAT на частоті 1 Гц наземна станція або комп'ютер-супутник запитує потрібні дані (і швидкість), надсилаючи повідомлення наступних типів REQUEST_DATA_STREAM підтримує встановлення швидкості груп повідомлень COMMAND_LONG, що містить команду SET_MESSAGE_INTERVAL, забезпечує точний контроль того, які повідомлення надсилаються (і їх швидкість), але підтримується лише на ArduPilot 4.0 і вище наземна станція або комп'ютер-компаньйон надсилають команди транспортному засобу. Деталі підтримуваних команд для коптера та літака тут MAVLink1 проти MAVLink2, MAVLink2 розширює MAVLink1, дозволяючи додавати нові поля до наявних повідомлень MAVLink1, підтримує нові повідомлення з ідентифікатором повідомлення понад «255» і додає підтримку для підписання повідомлень MAVLink2 зворотно сумісний з MAVLink1, що означає, те якщо пристрій розуміє повідомлення MAVlink2, він безперечно розуміє повідомлення MAVLink1. Якщо пристрій, здатний зрозуміти лише MAVLink1, отримує повідомлення, яке містить додаткові поля (додані під MAVLink2), пристрій побачить лише вихідні поля тобто пристрій зможе прочитати повідомлення, але не «бачить» додаткові поля. Послідовний порт польотного контролера (імовірно, підключений до радіостанції телеметрії) можна налаштувати на використання MAVLink2, встановивши параметр SERIALx_PROTOCOL на «2» (де «x» — це номер послідовного порту на польотному контролері).

Додаткову інформацію (особливо щодо розширень повідомлень) див. у документації Mavlink2.

Рисунок 3.4.- Розширений фільтр Калмана (ЕКФ)



Алгоритм розширеного фільтра Калмана (ЕКФ) використовується для оцінки положення транспортного засобу, швидкості та кутової орієнтації на основі вимірювань швидкості гіроскопів, акселерометра, компаса, GPS, швидкості повітря та барометричного тиску.

Перевага ЕКФ перед простішими алгоритмами додаткових фільтрів (тобто «Інерційна навігація») полягає в тому, що завдяки об'єднанню всіх доступних вимірювань він краще відсіює вимірювання зі значними похибками. Це робить БПЛА менш сприйнятливим до несправностей, які впливають на один датчик. ЕКФ також дозволяє використовувати вимірювання з додаткових датчиків, таких як оптичний потік і лазерні далекоміри, щоб допомогти навігації.

Поточні стабільні версії ArduPilot використовують ЕКФ3 як основне джерело оцінки та положення. Якщо автопілот має два (або більше) доступних ІМУ, два «ядра» ЕКФ (тобто два екземпляри ЕКФ) працюватимуть паралельно, кожне з яких використовує інший ІМУ. У будь-який момент часу використовується лише вихід з одного ядра ЕКФ, причому це ядро є тим, яке повідомляє про найкращий стан, що визначається узгодженістю даних його датчиків.

Більшості користувачів не потрібно змінювати параметри ЕКФ, але інформація нижче містить деяку інформацію про ті параметри, які найчастіше змінюються.

Теорія

Реалізований алгоритм ЕКФ (розширений фільтр Калмана), оцінює загалом 22 стани з отриманими базовими рівняннями.

Нижче наведено значно спрощений нематематичний опис того, як працює фільтр. Кутові показники ІМУ інтегруються для обчислення кутового положення.

Реалізований алгоритм ЕКФ (розширений фільтр Калмана), оцінює загалом 22 стани з отриманими базовими рівняннями.

Нижче наведено значно спрощений нематематичний опис того, як працює фільтр. Кутові показники ІМУ інтегруються для обчислення кутового положення. Прискорення ІМУ перетворюються з використанням кутового положення тіла X, Y, Z до осі північної, східної та нижньої землі і коригуються на силу тяжіння. Для обчислення швидкості інтегруються прискорення. Швидкість інтегрується для обчислення положення. Для обчислення швидкості інтегруються прискорення. Швидкість інтегрується для обчислення положення. Цей процес від 1) по 4) називають «прогнозування стану». «Стан» — це змінна, яку ми намагаємося оцінити, як-от крен, крок, рискання, висота, швидкість вітру тощо. Фільтр має інші стани, крім положення, швидкості та кутів, які, як передбачається, змінюються повільно. До них належать зміщення гіроскопа, зміщення акселерометра Z, швидкість вітру, зміщення компаса та магнітне поле Землі. Ці інші стани не змінюються безпосередньо кроком «Прогноз стану», але можуть бути змінені за допомогою вимірювань, як описано далі.

Розраховані шуми гіроскопа та акселерометра (EKF_GYRO_NOISE і EKF_ACC_NOISE) використовуються для оцінки зростання похибки в кутах, швидкостях та положенні, розрахованих за допомогою даних ІМУ. Якщо збільшити ці параметри, оцінка помилки фільтрів буде зростати швидше. Якщо за допомогою інших вимірювань (наприклад, GPS) не вноситься виправлення, ця оцінка похибки продовжуватиме зростати. Ці оцінені помилки фіксуються у великій матриці, яка називається «Матриця коваріації стану».

Кроки з 1) по 5) повторюються щоразу, коли ми отримуємо нові дані ІМУ, доки не буде доступне нове вимірювання з іншого датчика.

Якби у нас була ідеальна початкова оцінка, ідеальні вимірювання ІМУ та ідеальні розрахунки, то ми могли б продовжувати повторювати пункти 1) по 4) протягом усього польоту без будь-яких інших розрахунків. Однак помилки в початкових значеннях, похибки в вимірюваннях ІМУ і похибки округлення в наших розрахунках означають, що ми можемо працювати лише кілька секунд, перш ніж похибки швидкості та положення стануть занадто великими.

Алгоритм розширеного фільтра Калмана надає нам спосіб об'єднання або об'єднання даних із ІМУ, GPS, компаса, швидкості повітря, барометра та інших

датчиків для обчислення більш точної та надійної оцінки нашого положення, швидкості та кутової орієнтації. У наступному прикладі описано, як використовуються вимірювання горизонтального положення GPS, однак той самий принцип застосовується до інших типів вимірювань (барометрична висота, швидкість GPS тощо). Коли надходить вимірювання GPS, фільтр обчислює різницю між прогнозованим положенням із 4) та позицією з GPS. Ця відмінність називається «інновацією». «Інновація» з пункту 6), «Матриця коваріації стану» з пункту 5) і похибка вимірювання GPS, визначена параметром `EKF_POSNE_NOISE`, об'єднуються для обчислення поправки до кожного із станів фільтра. Це називається «державною корекцією». Це розумна частина фільтра Калмана, оскільки він може використовувати знання про кореляцію між різними помилками та різними станами, щоб виправити стани, відмінні від того, що вимірюється. Наприклад, вимірювання положення GPS можуть виправляти помилки в положенні, швидкості, кутах і зміщенні гіроскопа. Величина поправки контролюється передбачуваним відношенням похибки в станах до похибки вимірювань. Це означає, що якщо фільтр вважає, що його власне обчислене положення є точнішим, ніж вимірювання GPS, то поправка від вимірювання GPS буде меншою. Якщо він вважає, що його власне обчислене положення менш точне, ніж вимірювання GPS, тоді поправка від вимірювання GPS буде більшою. Передбачувана точність вимірювання GPS контролюється параметром `EKF_POSNE_NOISE`. Збільшення розміру `EKF_POSNE_NOISE` змушує фільтр вважати, що положення GPS менш точне. Оскільки ми провели вимірювання, кількість невизначеності в кожному з оновлених станів зменшується. Фільтр обчислює зменшення невизначеності через «Корекцію стану», оновлює «Матрицю коваріації стану» та повертається до кроку 1). [8]

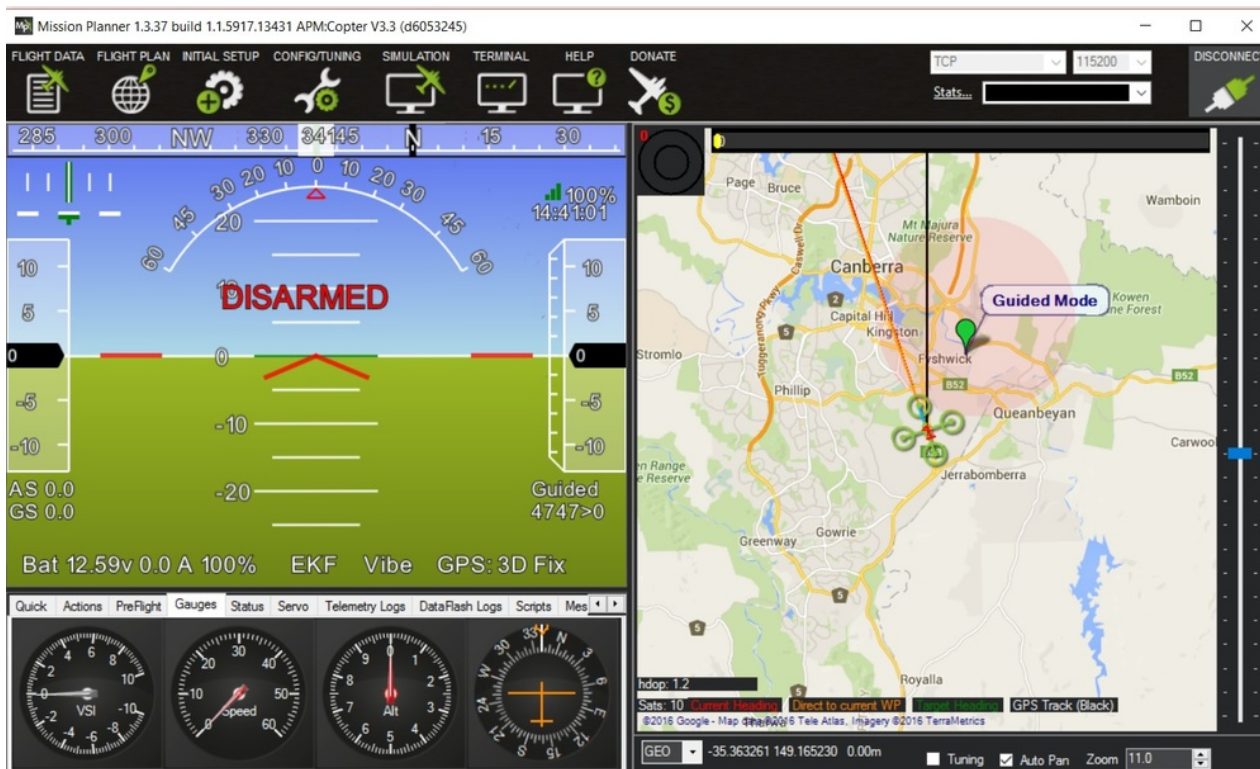
3.2 Програмне забезпечення наземної станції керування

MissionPlanner

Огляд MissionPlanner

Mission Planner — це повнофункціональний додаток для наземної станції для проекту автопілота з відкритим кодом ArduPilot.

Рисунок 3.5.- MissionPlanner



Mission Planner — це наземна станція керування літаками, коптерами та роверами. Він сумісний лише з Windows. Mission Planner можна використовувати як конфігураційну утиліту або як додаток динамічного керування для БПЛА. Ось лише кілька речей, які виконуються за допомогою Mission Planner:

Завантаження програмного забезпечення в плату автопілота (тобто серію Pixhawk), яка керує БПЛА.

Планування, збереження та завантаження автономні місії у автопілот за допомогою простого введення маршрутної точки на Google або інших картах.

Завантаження та аналіз журналу місій.

Інтерфейс із ПК-симулятором польоту для створення повноцінного апаратного симулятора БПЛА.

За допомогою відповідного телеметричного обладнання:

Контролювання стану БПЛА під час роботи.

Записуйте журнали телеметрії, які містять набагато більше інформації в журналах бортового автопілота.

Перегляд та аналіз журналів телеметрії.

Керування БПЛА у режимі FPV (вигляд від першої особи).

Наземна станція управління планувальником місії.

Огляд екрана польотних даних GCS.

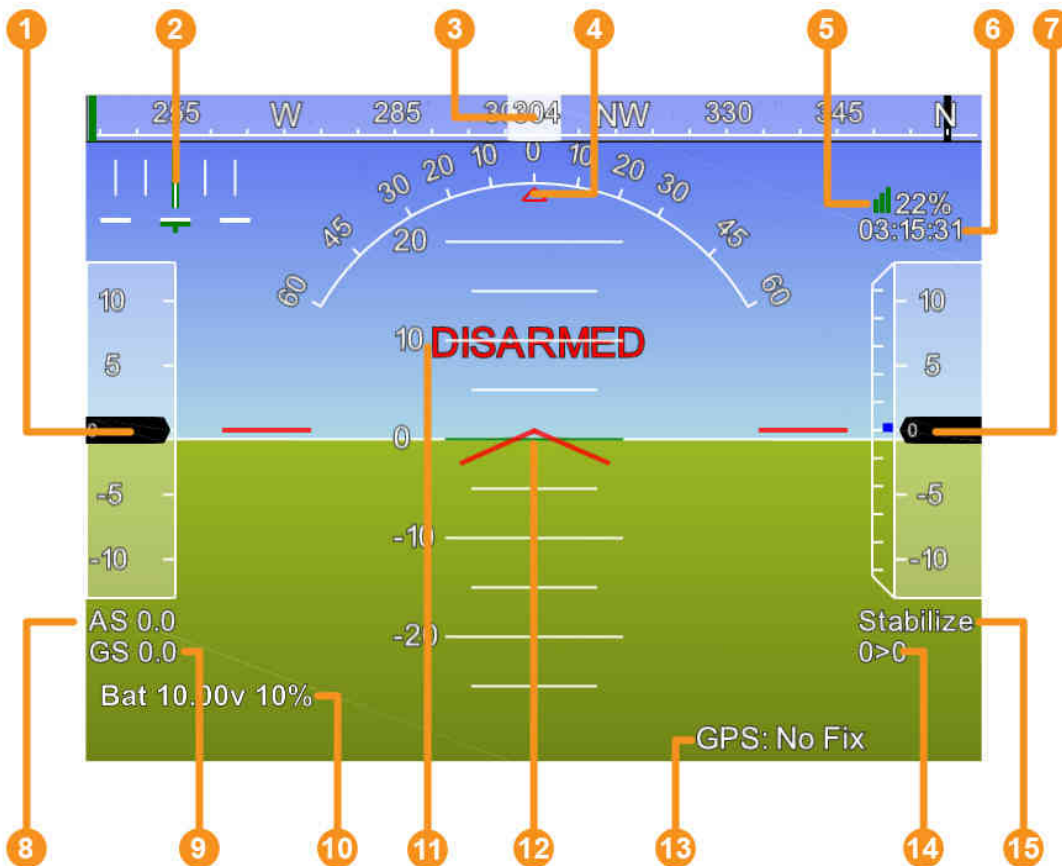
На скріншоті нижче показано головне зображення «Heads-up Display (HUD)» наземної станції Mission Planner. Після підключення до БПЛА на цьому екрані відобразиться телеметрія, надіслана ArduPilot.

Рисунок 3.6. - «Heads-up Display (HUD)»



Більш детальний вигляд HUD (з легендою) наведено нижче.

Рисунок 3.7. HUD



- 1.Швидкість повітря (Швидкість на землі, якщо датчик швидкості повітря не встановлений)
- 2.Помилка перехресної колії та швидкість повороту (Т)
- 3.Напрямок курсу
- 4.Кут крену
- 5.Якість телеметричного зв'язку (середній відсоток хороших пакетів)
- 6.Час GPS
- 7.Висота (синя смуга - це швидкість підйому)
- 8.Швидкість повітряна
- 9.Швидкість наземна
- 10.Стан акумулятора
- 11.Авіа горизонт
- 12.Кут тангажу
- 13.Стан GPS
- 14.Відстань до маршрутної точки > Номер поточної точки маршруту
- 15.Поточний режим польоту

QGroundControl

QGroundControl забезпечує повний контроль польоту та налаштування транспортних засобів для транспортних засобів, що працюють на PX4 або ArduPilot. Він забезпечує легке та зрозуміле використання для початківців, а для досвідчених користувачів — підтримку високоякісних функцій.

Ключові особливості:

Повне налаштування/конфігурація транспортних засобів, що працюють на ArduPilot і PX4 Pro.

Підтримка польотів для транспортних засобів під керуванням PX4 та ArduPilot (або будь-якого іншого автопілота, який спілкується за допомогою протоколу MAVLink).

Планування місії для автономного польоту.

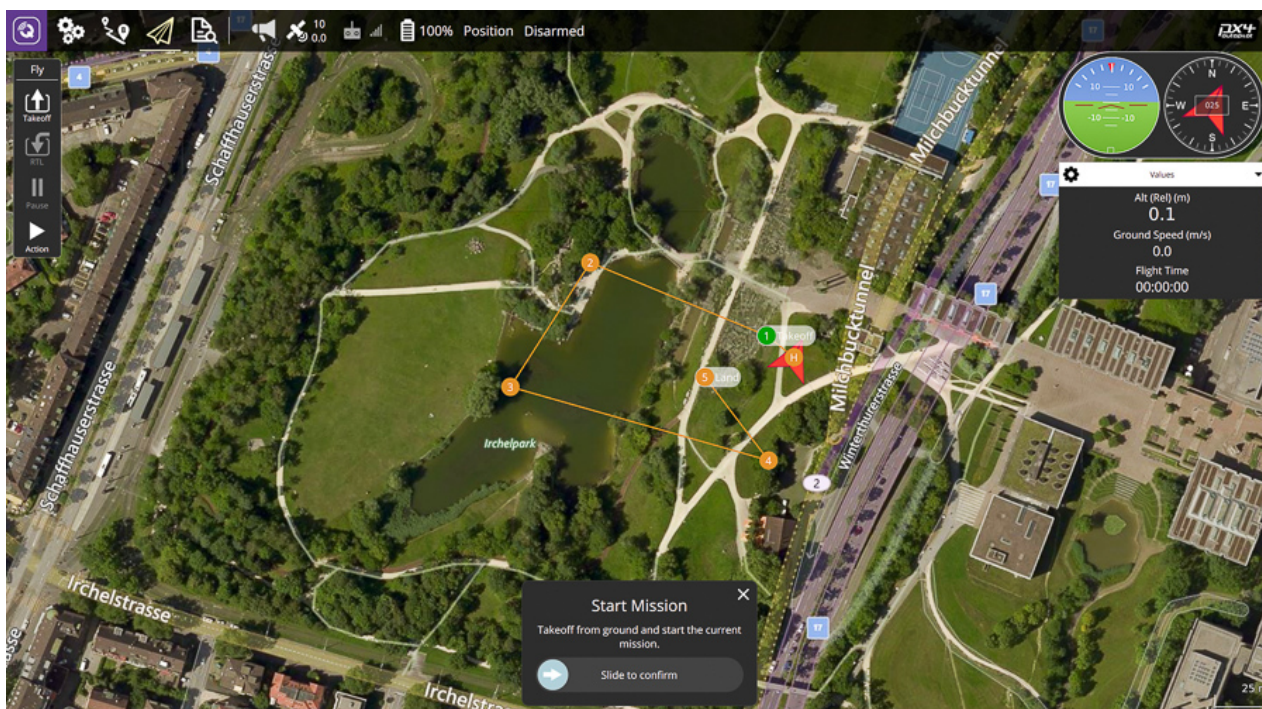
Дисплей карти польоту, що показує положення транспортного засобу, трек польоту, маршрутні точки та прилади БПЛА.

Потокове відео з накладеннями на дисплей приладів.

Підтримка керування кількома транспортними засобами.

QGC працює на платформах Windows, OS X, Linux, пристроях iOS та Android.

Рисунок 3.8.



Fly View використовується для керування та контролю транспортного засобу під час польоту. Ви можете використовувати його для: запуску автоматизованого контрольного списку перед польотом. Контрольні місії: початок, продовження, пауза та відновлення. Керуйте транспортним засобом для постановки/зняття з охорони/аварійної зупинки, зльоту/приземлення, зміни висоти, переходу до певного місця або на орбіті та повернення/RTL. Перемикається між переглядом карти та відео (якщо доступно).

Відображення відео, місії, телеметрії та іншої інформації для поточного БПЛА, а також перемикання між підключеними транспортними засобами.

Fly View використовується для керування та контролю транспортного засобу під час польоту. Ви можете використовувати його для:

Виконайте автоматичний контрольний список перед польотом.

Контрольні місії: початок, продовження, пауза та відновлення.

Керуйте транспортним засобом для постановки/зняття з охорони/аварійної зупинки, зльоту/посадки, зміни висоти, переходу до певного місця або на орбіті та повернення/RTL.

Перемикається між переглядом карти та відео (якщо доступно).

Відображення відео, місії, телеметрії та іншої інформації для поточного БПЛА, а також перемикання між підключеними транспортними засобами.

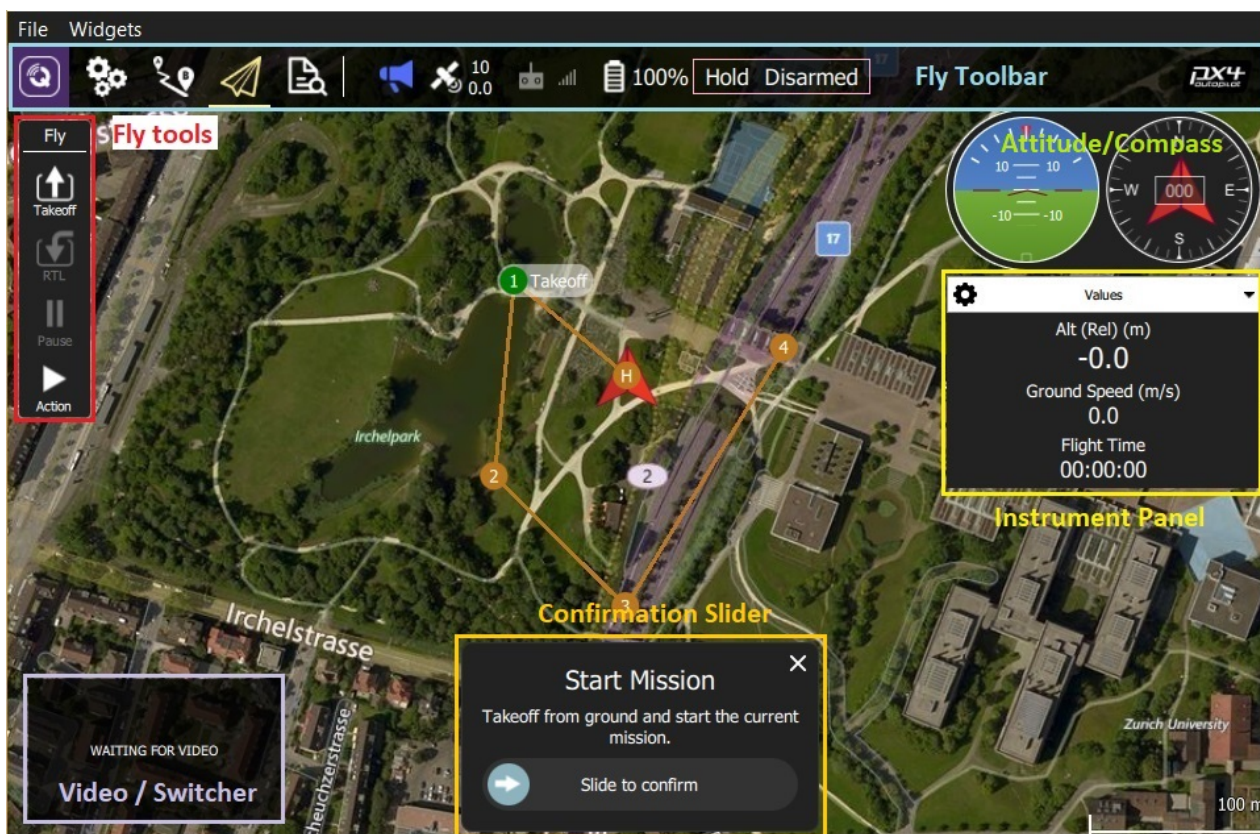


Рисунок 3.9. Огляд інтерфейсу користувача

На скріншоті вище показані основні елементи перегляду fly:

Карта: відображає позиції всіх підключених транспортних засобів і місію для поточного транспортного засобу.

Ви можете перетягувати карту, щоб переміщувати її (карта автоматично знову центрується через певний проміжок часу).

Після польоту ви можете клацнути на карті, щоб встановити перехід або орбіту в місці розташування.

Панель інструментів Fly: основна інформація про статус датчиків (GPS, акумулятор, пульт керування) та стан транспортного засобу (режим польоту, стан під охороною/зняття з охорони).

Виберіть індикатори датчика, щоб переглянути докладнішу інформацію.

Натисніть текст режиму польоту (наприклад, «Утримувати»), щоб вибрати новий режим. Не кожен режим може бути доступним.

Натисніть текст Озброєно/Знято з озброєння, щоб перемкнути стан на озброєнні. Під час польоту ви можете натиснути цей текст для аварійної зупинки.

Інструменти Fly: Ви можете використовувати їх для:

Перемикання між зльотом/посадкою.

Призупинити/перезапустити поточну операцію (наприклад, приземлення або місію).

Безпечне повернення (також відоме як RTL або Return).

Кнопка «Дія» пропонує інші відповідні параметри для поточного стану (вони накладаються на повзунок підтвердження). Дії включають зміну висоти або продовження місії.

Увімкнути контрольний список перед польотом (параметр інструмента вимкнено за замовчуванням).

Панель приладів: багатосторінковий віджет, який відображає інформацію про автомобіль, включаючи: телеметрію, камеру, відео, стан системи та вібрацію.

Відео/перемикач: перемикання між відео або картою у вікні.

Натисніть елемент, щоб переключити відео та карту на передній план.

QGroundControl підтримує потокове відео RTP і RTSP через UDP-з'єднання вашого БПЛА. Він також підтримує безпосередньо підключені пристрої UVC. Підтримка відео QGC додатково обговорюється у відео README.

Накладання телеметрії автоматично створюється як файл субтитрів.

Повзунок підтвердження: контекстно-залежний повзунок для підтвердження запитуваних дій. Пересуньте, щоб почати операцію. Натисніть X, щоб скасувати.

Є ряд інших елементів, які не відображаються за замовчуванням/відображаються лише за певних умов. Наприклад, селектор кількох транспортних засобів відображається, лише якщо у вас є кілька транспортних засобів, а кнопка інструмента контрольного списку перед польотом відображається, лише якщо ввімкнено відповідне налаштування. [5],[9],[14]

Протоколи зв'язку та шини даних Ardupilot

Драйвери датчиків

ArduPilot підтримує широкий спектр датчиків від різних виробників. Один яскравий приклад цього можна побачити в списку далекомірів (він же гідролокатор, лідар). Ця сторінка намагається пояснити, як драйвери датчиків записуються та інтегруються в код.

Підтримувані протоколи

Підтримуються протоколи I2C, SPI, UART (він же Serial) і CANBUS (зокрема UAVCAN).

3.3 Організація каналу зв'язку С2 наземної станції керування – БПЛА

Концепція організації системи зв'язку

Система зв'язку безпілотного літального апарату з наземною станцією керування один із найбільш важливих та відповідальних елементів у складі комплексу. У цій роботі розглянемо системи зв'язку, які можливо інтегрувати у системи керування польотом з відкритим кодом, а саме Ardupilot або PX4, які використовують протокол передачі даних MavLink2.

Системи зв'язку на даний момент можна розділити на:

1. Модеми для передачі тільки даних телеметрії;
2. Комбіновані системи з передачею відеопотоку та телеметрійних даних.

До систем зв'язку, які передають тільки телеметрійні дані можна віднести: RFDesign RFD900x – 915МГц, Microhard P400 – 400 + 900 мГц, Dragonlink 433 мГц. Основна перевага цих систем зв'язку полягає у високій потужності підсилювача вихідного сигналу (30dBm або 1W відповідно) та більше, за рахунок високого рівня вихідного сигналу та вузької полоси пропускання дальність зв'язку за звичайних умов перевищує показник 40км. За умови використання антен на передачі та прийомі з високим коефіцієнтом підсилення (+8 dBi) можна досягнути 60км і більше. На даний момент ці системи мають суттєву перевагу за рахунок добрих показників якості та дальності зв'язку, у поєднанні з невисокою ціною робить популярним вибором серед ентузіастів та професійних виробників безпілотних комплексів. На разі ці системи активно використовуються у Українських виробників.

До комбінованих системи зв'язку відносяться як повноцінні готові комплекси наземного керування з вбудованим дистанційним керуванням та відображенням відеопотоку, так і окремі універсальні модеми. До комбінованих комплексних систем зв'язку можна віднести: HEX Herelink, Skydroid H16 Pro та MMCUAV Etlas Mobiles. Herelink — це інтегрований пульт дистанційного керування, наземна станція та бездротова цифрова система передачі, яка розроблена для використання з Pixhawk Cube та іншими автопілотами, використовуючи мікропрограму ArduPilot або PX4. Herelink дозволяє передавати RC-контроль, HD-відео та телеметричні дані на відстані до 20 км між наземною станцією та повітряним блоком, пульт дистанційного

керування Herelink має спеціальні програми Solex TX та QGroundControl, а БПЛА модем і наземна станція мають інтегрований 8-ядерний SOC-процесор для користувацького застосування. До універсальних модемів можна віднести: Silvus StreamCaster Radio, Taisync Viulinx OFDM. Ці системи є найкращим рішенням сьогодення, які доступні на ринку, їх використовують найбільш визнанні й важливі компанії виробники безпілотних комплексів. До ключових переваг можна віднести дуже високі показники дальності зв'язку, від 100 км до 200 км, високий максимальний бітрейт відеопотоку до 10 мб/с, високий ступінь захисту даних AES-256, легке конфігурування через вбудований WEB інтерфейс, підтримка передавання TCP-IP потоку даних. Ці професіональні рішення широко використовуються на даний час.

З огляду на вище викладений матеріал, найбільш перспективними вважаються комбіновані системи зв'язку у поєднанні з потужними та прогресивними модемами Silvus Streamcaster. У разі поєднання цих технологій можна досягнути унікального результату та досвіду використання наземної станції керування оператором, що буде входити у концепцію керування цілим комплексом БПЛА одним оператором, це спростить та зменшить затрати на роботу комплексу.

Можливе для використання обладнання:

Характеристики див. у додатку А .[24],[3],[18]

Висновок до розділу 3

PX4 складається з двох основних рівнів: стек польотів — це система оцінки та керування польотом, а проміжне програмне забезпечення — це загальний рівень роботизації, який може підтримувати будь-який тип автономних роботів, забезпечуючи внутрішні/зовнішні комунікації та апаратну інтеграцію. Усі планери PX4 мають єдину кодову базу (це включає інші роботизовані системи, такі як човни, марсоходи, підводні човни тощо).

Стек польотів — це набір алгоритмів наведення, навігації та керування для автономних дронів. Він включає в себе контролери для планерів з нерухомим крилом, багатороторними та VTOL, а також оцінювачі положення та положення Перевага ЕКФ перед простішими алгоритмами додаткових фільтрів (тобто «Інерційна навігація») полягає в тому, що завдяки об'єднанню всіх доступних вимірювань він краще відсіює вимірювання зі значними похибками. Це робить БПЛА менш сприйнятливим до несправностей, які впливають на один датчик. ЕКФ також дозволяє використовувати вимірювання з додаткових датчиків, таких як оптичний потік і лазерні далекоміри, щоб допомогти навігації.

Mission Planner наземна станція керування літаками, коптерами та роверами. Mission Planner можна використовувати як конфігураційну утиліту або як додаток динамічного керування для БПЛА.

РОЗДІЛ 4. Організація комплексної системи спостереження за стаціонарними об'єктами за допомогою БПЛА VTOL

i

4.1 Обґрунтування типу БПЛА, Обґрунтування фюзеляжу літака із доступних рішень.

MakeFlyEasy: Fighter

Fighter являє собою льотну платформу VTOL вагою 10 кг, яку легко переносити, зручну в експлуатації, стабільну та довговічну. Fighter позиціонується як важке, довговічне нерухоме крило, що значно зменшує складність аерофотозйомки.

Концепція модульної конструкції дозволяє легко та швидко зібрати літак. Крила, складні руки та хвостове оперення можна легко демонтувати, що робить літак практичним, портативним і зручним для користувача. Відкрита кабіна керування польотом сумісна з системою керування польотом Pixhawk і підтримує встановлення піксельної повнокадрової камери Sony A7R2 / легкого лідача 1,5 кг. Максимальна підтримка — літій-полімерна батарея 12s@22000mah, яка дозволяє досягти наддалекої дистанції та високоякісного ефекту зйомки.

Використовуючи відповідні контрольні точки спільно, остаточне картографування відповідало б стандартам аерофотозйомки 1:1000 і 1:2000, що реалізує широке застосування, таке як географічні дослідження, сільськогосподарські угіддя, лісові угіддя та охорона пасовищ, інспекція ліній електропередач, охорона навколишнього середовища, охорона води тощо.

Технічні характеристики:

Матеріали: EPO, EVA, вуглепластик, полікарбонат.

Розмах крила: 2430мм

Висота: 180мм

Довжина: 1450мм

Площа крила: 75дм²

Рекомендована швидкість польоту: 17-20 м/с

Швидкість звалювання: 10 м/с

Рекомендоване навантаження: <2.5кг

Відсік

навантаження:

280*160*110мм

Максимальна протяжність маршруту: 150км

Максимальна взлітна вага: 11.5кг

Максимальна висота польоту: 4000м

Стійкість до вітру: 5 м/с

Зліт і приземлення: вертикальний зліт і приземлення, літаковий політ по маршруту

Спосіб збирання/розбирання: без застосування інструментів

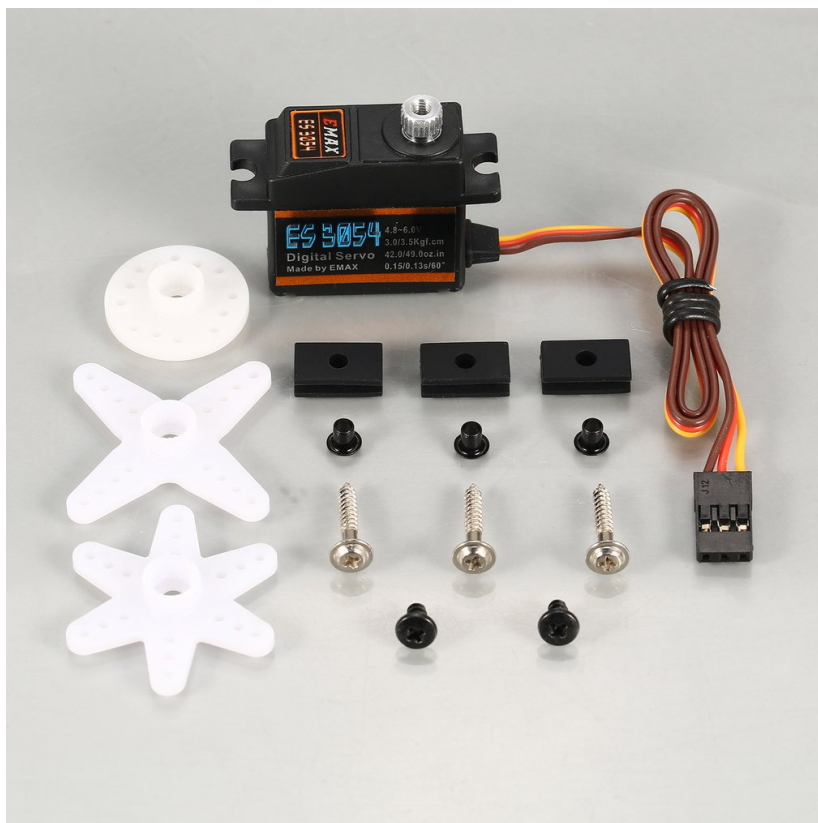
4.2 Обґрунтування силової установки, мотори VTOL, тяговий мотор, пропелери, АКБ, сервоприводи.

Сервоприводи елеронів, руля напрямлення та рулів висоти EMAX ES3054:

Для забезпечення польоту даного БПЛА необхідно 5 сервоприводів: 2 на рулі висоти, 2 на елерони (лівий та правий відповідно) та один на руль напрямлення.

Відповідно до вимог виробника, будуть використані наступні сервоприводи EMAX ES3054 20G.

Рисунок 4.1.- Сервопривод



Цей сервопривід укомплектований металевим редуктором, але при цьому EMAX досяг нових показників потужності максимально до 3.5 кг см при 6V.

Головною відмінністю цифрових сервомашинок від аналогових є використання у конструкції мікроконтролерів, частота яких стабілізована кварцовим резонатором, при цьому обробка вхідних даних та розрахунок зусилля проводиться програмою, що збільшує частоту імпульсів на двигуні.

Особливості

Високі показники зусилля повороту шестерні

Висока точність та швидкість позиціонування

Невелика вага та компактні розміри

Металеві високоякісні шестірні

Ударостійкий потенціометр

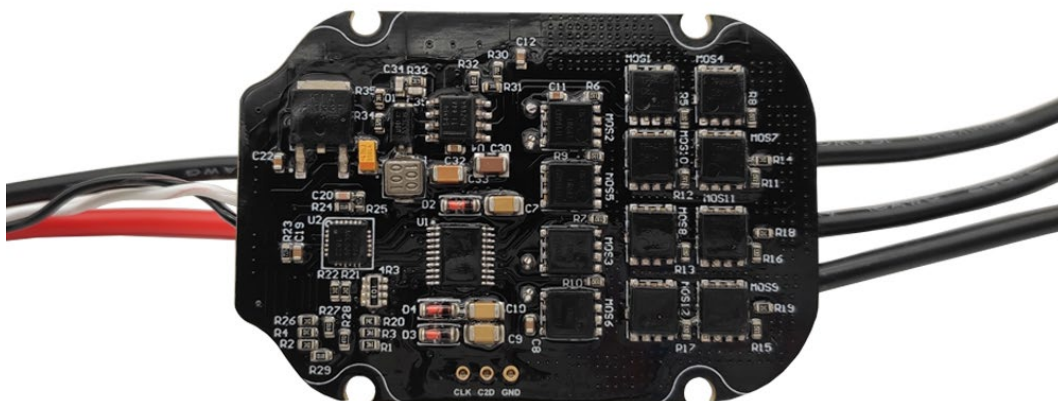
Характеристики

Робоча напруга:	4.8V ~ 6.0V
Робочий струм:	200 мА
Швидкість:	0.15 сек/60° при 4.8V, 0.13 сек/60° при 6V
Крутний момент:	3.0/3.5 кг-сили на см (при 4.8V/6V відповідно)
Матеріал шестірні:	метал
Довжина кабелю:	25см
Тип двигуна:	колекторний
Тип серво машинки:	цифрова
Стандартний роз'єм:	Futaba/JR, універсальний
Розміри:	28.5 x 13 x 27мм
Вага:	20г

Регулятори швидкості VTOL моторів MFE 12S 40A ESC

Високовольтний ESC MFE 12S 40A глибоко оптимізований відповідно до внутрішнього опору та індуктивного опору двигуна MFE 5015 KV170, що забезпечує плавний запуск та ефективну вихідну потужність.

Рисунок 4.2. - Регулятори швидкості VTOL моторів



Характеристики:

Кількість елементів батареї	12S LiPo
Постійний/миттєвий (10 сек) струм	40A/60A
Тип проводу живлення	16AWG 55см
Провід двигуна	16AWG 10см
Сигнальний кабель	30-жильна чорно-біла вита пара
55см	
Вага	53г

Регулятор швидкості тягового мотору T-Motor Flame 60A 12S

ESC регулятор двигуна T-Motor 60A Flame з частотою 600 гц відмінно підходить під напругу 6-12S до двигуна MFE 5020 KV200.

Tiger Motors - визнаний лідер у виробництві регуляторів та комплектуючих для мультикоптерів.

Рисунок 4.3.- Регулятор швидкості тягового мотору



Струм:	60A
Частота PWM:	600 Гц
Рекомендована батарея:	6-12S
Вага:	73.5 гр
Розміри:	66.5 x 38.5 x 17.7 мм
Пилловолодозахист:	IP55

Мотори VTOL MFE 5015 KV160

MFE 5015 KV160 з лопаткою з вуглецевого волокна 2068, живленням від літій-полімерної батареї 12s, максимальне навантаження на одну вісь становить 6000 г. Вага одного двигуна становить 210 г, із рівнем захисту IP35 і вбудованим «вентилятором» для прискорення розсіювання тепла та підвищення ефективності перетворення кінетичної енергії.

Характеристики:

Модель двигуна	5015KV160
Розмір двигуна	56x32 5 мм
Стійкий до високих температур	180 С
Ступінь захисту	IP35
Вага двигуна	210 г

Максимальний струм	21А
Максимальна потужність	1014 Вт
Максимальна тяга	6000г

Рисунок 4.4.- Мотори VTOL



Тяговий мотор MFE 5020 KV200

MFE 5020 KV200 використовується з гвинтом APC 1812 і має максимальну тягу однієї осі 5800 г і вагу одного двигуна 277 г при 12-секундному живленні від літій-полімерної батареї. З рівнем захисту IP35 вбудований «вентилятор» прискорює розсіювання тепла та покращує ефективність перетворення кінетичної енергії

Характеристики:

Модель двигуна	5020KV200
Розмір двигуна	56x35 5 мм
Стійкий до високих температур	210С
Ступінь захисту	IP35
Вага двигуна	277 г
Максимальний струм	31А
Максимальна потужність	1700 Вт
Максимальна тяга	5200 г

Рисунок 4.5. - Тяговий мотор



Гвинт VTOL MFE 20x6.8

Пропелер 20x6.8 виготовлений з 3К тканини з вуглецевого волокна, обгорнутої бальзовою деревиною за допомогою високотемпературної та високоточної обробки, корпус пропелера міцний і легкий, з чудовою аеродинамікою. Менша вага, ніж звичайний пропелер з повного вуглецевого волокна, висока твердість, менша деформація, більший натяг за тих же умов.

Характеристики:

Діаметр	20 дюймів
Крок	6.8 дюймів
Вага	39 г
Матеріал	Вуглепластик, бальза
Посадковий діаметр	4мм

Рисунок 4.6.- Гвинт VTOL



Гвинт тягового мотора APC 18x10

Пропелер APC 18x10 виготовлений з пластику, армований скловолокном. Має одні з найкращих аеродинамічних характеристик. APC впізнаваємий та надійний виробник, уся продукція якого проходить контроль якості та стендові випробування.

Характеристики:

Крок	10
Діаметр пропелера	18.
Діаметр вала	8 мм.
Вага гвинта	113 г

Рисунок 4.7. - Гвинт тягового мотора



Система живлення Mauch 4-14S НУВ-ВЕС

НУВ-ВЕС (Гібридний ВЕС) - це імпульсний блок живлення, а у вихідному каскаді послідовний лінійний стабілізатор напруги (LM1764A) для усунення пульсацій. Завдяки вибору компонентів цей ВЕС нагрівається лише під час роботи (напруга відпадання LDO лише 0,35 В).

Вхід і вихід захищені конденсаторами Panasonic FK і SEPC.

LM1764A – це регулятор з низьким випаданням, оптимізований для швидкої реакції на перехідні процеси. Пристрій здатний видавати 3А вихідного струму на вихід. На додаток до швидкої перехідної реакції. НУВ-ВЕС має дуже низький рівень шуму вихідної напруги, що робить пристрій ідеальним для чутливих джерел радіочастот.

Характеристики:

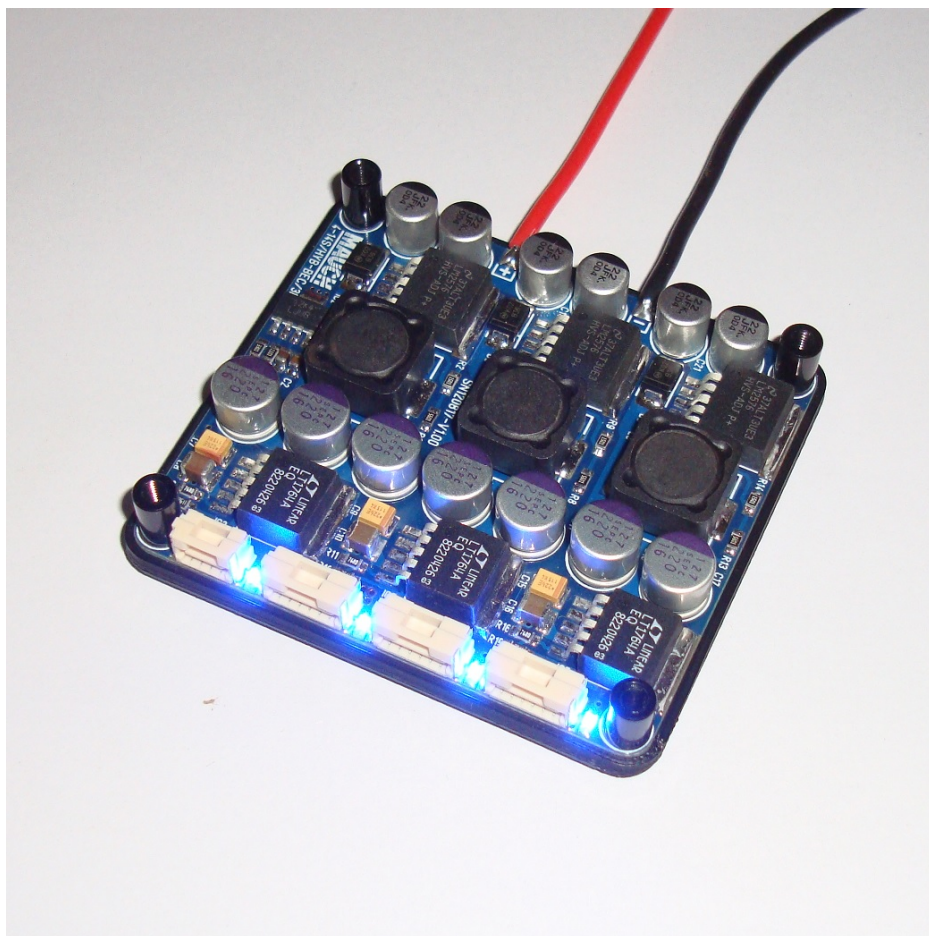
Усі внутрішні виходи ВЕС повністю незалежні.

Кожен вихід з номінальним напругою до 3 А

Вхідні дроти 20 см / 18AWG

Сумісний з усіма сенсорними платами PL-xxx та/або PL - Sensor Hub X2/X8 з макс. 5,0 В / 0,5 А

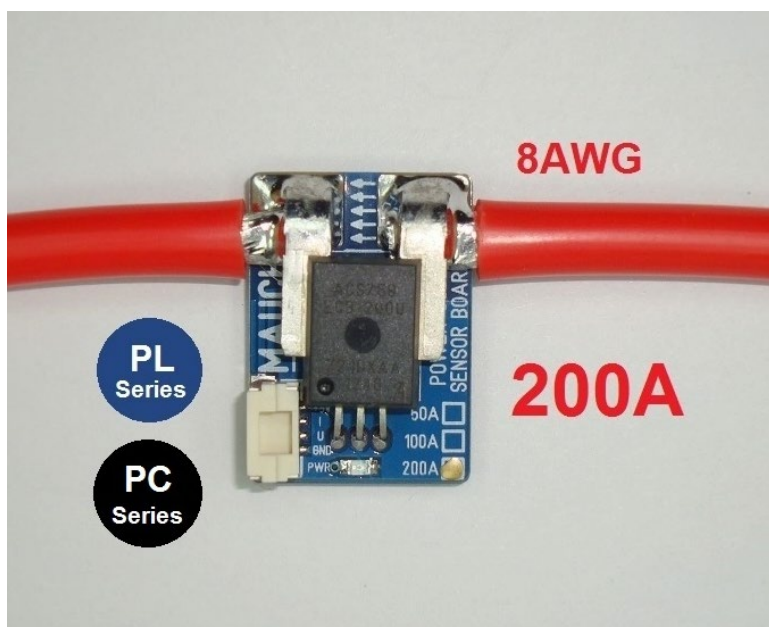
Рисунок 4.8.- Датчик струму та напруги Mauch PL-200



Датчик струму та напруги Mauch PL-200

200A - плата датчика вимірювання струму/напруги на базі Allegro Hall Sensor ACS758-200U.

Діапазон напруги до 14S (60В) при відкритому паяному містку і до 7S (30В) при закритому паяному містку.



Акумулятор Tattu 6S 16000 mAh

Для цієї моделі з урахуванням необхідного середнього часу польоту 2год та максимально допустимою злітною вагою необхідно використовувати акумулятор у кількості 2 шт для конфігурації 12S Li-Po 16000mAh який має вагу 2кг, усього для польоту необхідно 4кг акумуляторів. Найкращим вибором будуть акумулятори виробника Grepow під брендом Tattu. Tattu 16000mAh 6S 15C 22,8V з батареєю XT90 Anti-Spark lipo — це висока ємність, високий розряд, висока продуктивність для вашого БПЛА, дрона, мультиротора, RC, професійних мультироторів.

Рисунок 4.9.- Акумулятор Tattu 6S 16000 mAh



Ключові особливості:

Максимальна місткість

Надтривалий час польоту за відомими межами та стабільна продуктивність водночас встановлюють нові стандарти.

Низький внутрішній опір

Забезпечує стабільну напругу до кінця польоту.

Щільність енергії

Спеціально адаптований до кожного типу БПЛА. Дуже висока щільність пропорційно його місткості/вазі.

- Роз'єм: XT90 Anti-Spark

Безпека

Серія Tattu - це акумулятор найвищої якості. Він пройшов тест ООН 38.3 (найвищий стандартний рівень якості для літій-полімерних батарей).

Характеристики акумулятора Tattu 16000mAh 6S 15C Lipo:

Ємність:	16000 мАг
Напруга:	22.2V/6S
Швидкість розряду:	15C
Роз'єм:	XT90 Anti Spark
Вага:	1990 г
Розмір:	193*77*66 мм

4.2 Підбір корисного навантаження, підвіс

Viewprotech Q10F

Q10F — це камера з 3 вісями стабілізації, 10-кратним оптичним зумом, ефективною роздільністю 4 мегапікселі. Він має легкий і компактний металевий корпус. 3-осьовий підвіс може стабілізувати камеру по курсу крену і тангажу. Інтегрована конструкція системи амортизації може значно зменшити механічну вібрацію. Q10F широко використовується в галузях БПЛА, громадської безпеки, електроенергетики, пожежогасіння, аерофотозйомки з масштабуванням тощо. Стабільне, плавне зображення можна отримати навіть під час польоту на високій швидкості.

Метод керування PWM /S.bus/ UART

Специфікація камери

Датчик зображення 1/3 дюйма CMOS

Загальний піксель 4 МП

Оптичний зум 10x, F=4,9~49 мм

Інформація про упаковку

Вага. 413 г

Розміри. 108*86,2*137,3 мм

Рисунок 4.10



4.4 Підбір системи зв'язку

RFDesign RFD900x

Використання модему RFD900x необхідне для забезпечення резервного каналу зв'язку з бортом, задля комфорту оператора наземна частина RFD900x буде являти собою модуль RFD900x TXMod який інтегрується у апаратуру радіокерування із слотом JR Bay. Це надає змогу одночасно передавати прямі команди керування БПЛА, та забезпечувати резервний канал зв'язку із бездротовим підключенням клієнтів за допомогою вбудованного WiFi модулю.

Радіомодем RFD900 – це потужний радіомодем із частотою 900 МГц, діапазон ISM, розроблений для послідовного зв'язку на великі відстані. Mission Planner підтримує налаштування RFD900x за допомогою простого інтерфейсу GUI.

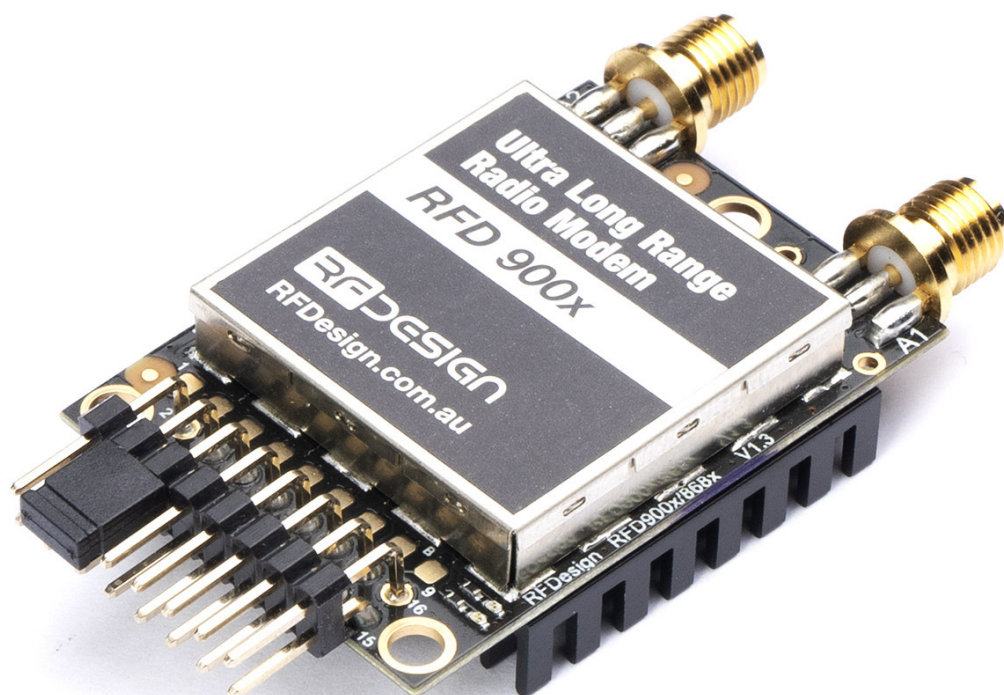


Рисунок 4.11.- **HEX Herelink**

Ця система зв'язку буде основною для оператора.

HEX Herelink HD – це універсальна цифрова бездротова система передачі HD-відео на далекі відстані з пультом дистанційного керування.

HEX Herelink HD складається з пульта дистанційного керування та модуля Air Unit.

Пульт дистанційного керування 2,4 ГГц із вбудованим екраном дозволяє користувачам отримувати HD-відео, телеметрію та керувати пристроєм на відстані до 20 км. Затримка зображення менше 110 мс.

Herelink надає повний набір функцій QGroundControl.

Air Unit використовує живлення від 5 до 12 В та має один порт UART для підключення до польотного контролера або інших аксесуарів через Mavlink.

Особливості

Все в одному: телеметрія, відео та управління

До 20 км

Частота 2,4 ГГц

Телеметрія: UART

Сумісність із Mavlink

Сенсорний екран

Два входи HDMI для передачі відео 1080P при 60 кадрах за секунду

Додаток QGround control

WiFi, Bluetooth та USB для підключення до інших пристроїв

Плавна передача сигналу великі відстані

Дальність передачі сигналу до 20 км із затримкою менше 110 мс два входи HDMI.

Підтримує формат відео 720p 30 кадрів за секунду, 1080p 30/60 кадрів за секунду



4.5 Обґрунтування бортової електроніки

Рисунок 4.12.- Автопілот HEX Cube Orange

Особливості системи

Автопілот Cube Orange — найновіша і найпотужніша модель в екосистемі CubePilot. Автопілот Cube Orange, розроблений для любителів, комерційних системних інтеграторів і виробників UAS, є частиною широкої екосистеми модулів автопілота та несучих плат. Усі моделі Cube сумісні з усіма носіями, що дозволяє користувачам вибрати готову плату-носій, яка найкраще відповідає їхнім потребам. Системні дизайнери можуть інтегрувати Cube безпосередньо в свої конструкції за допомогою опублікованих специфікацій плат.

Cube Orange доступний як окремий модуль або як пакет з новою оновленою версією оригінальної плати-носія, яка тепер включає в себе інтегрований модуль ADS-B від uAvionics.

Плата-носії ADS-B

Загальна площа нових плат несучих ADS-B ідентична стандартним версіям, а основні зміни в порівнянні з оригінальним носієм такі:

Інтеграція приймача uAvonix ADS-B IN

Вбудована антена ADS-B

Технічні характеристики

процесор

32-розрядний ARM® STM32H743 Cortex®-M7 (з DP-FPU)

400 МГц/1 МБ ОЗУ/2 МБ Flash

32-розрядний безвідмовний співпроцесор STM32F103

Датчики

Три резервних IMU (акселерометри, гіроскопи і компас)

Інтегрований акселерометр/гіроскоп ICM 20649

Барометр InvenSense ICM20602 IMU, ICM20948 IMU/MAG, MS5611 на віброізольованій платі з контрольованою температурою

Живлення

Резервне джерело живлення з автоматичним переходом від ладу

Всі периферійні виходи захищені від перевантаження струму, всі входи захищені від електростатичного розряду

Інтерфейси

14x PWM сервовиходи (8 від IO, 6 від FMU)

Вихід сервоприводу S.Bus

5 послідовних портів загального призначення, 2 з повним керуванням потоком

2 порти I2C

Порт SPI (без буферизації, лише для коротких кабелів не рекомендується використовувати)

2x інтерфейс шини CAN

3 аналогових входи (3,3 В і 6,6 В)



Рисунок 4.13.- GPS приймач HEX Here 3

Огляд

Here3 GPS — це високоточна система GNSS, яка підтримує режим RTK, побудована за протоколом CAN. Оснащений процесором STM32F302, Here3 забезпечує більш високу швидкість обробки та надійність. Here3 має вбудовані датчики, включаючи компас, гіроскоп, акселерометр і індикатор стану. Він працює на операційній системі Chibios в режимі реального часу. Його структура з відкритим кодом ідеально підходить для розробників, яким потрібні спеціальні вимоги до своєї навігаційної системи.

Особливості

Економічний високоточний чіп GNSS з підтримкою RTK (для RTK потрібна базова станція). Точність позиціонування до сантиметрового рівня в ідеальних умовах.

Висока швидкість передачі даних, можливість оновлення, завадостійкість і функції реального часу виграють від протоколу CAN

Оснащений високопродуктивним процесором STM32F302 в операційній системі реального часу. Корпус, розроблений Hex, забезпечує додаткову стабільність.

Підтримує майбутні оновлення мікропрограми.

Підтримка програмного забезпечення для наземного керування. Майбутні оновлення будуть доступні в Mission Planner.

Вбудований повний набір інерційного вимірювального блоку (компас, гіроскоп і акселерометр), який задовольняє розширені потреби в навігації.

Тип приймача

Високоточні модулі GNSS u-blox M8 (M8P)

Частоти GPS

GPS L1C/A, ГЛОНАСС L1OF, BeiDou B1I

Точність позиціонування

3D FIX: 2,5 м / RTK: 0,025 м

Датчик IMU

ICM20948

Протокол зв'язку

CAN

Розмір

68 мм x 68 мм x 16 мм

Вага

48,8 г



Рисунок 4.13.- **Venewake TF02-Pro CAN LiDAR**

TF02-Pro як економічно ефективний датчик відстані середньої дальності, продуктивність до 40 м, на основі TOF, може широко використовуватися в контролі висоти БПЛА, інтелектуальному транспортуванні, інтелектуальному паркуванні, інтелектуальному сільському господарстві. TF02-pro, як оновлена версія, була оновлена й оптимізована оптичною системою та алгоритмом для досягнення кращої реалізації у зовнішньому середовищі, різному фоні відбиття та температурі.

Діапазон дії

0,1-40м

Частота кадрів

1-1000 Гц

Вага

50 г

FOV

3°

Комунікаційний інтерфейс

UART, CAN



Рисунок 4.14.- **Приймач повітряного тиску Matek ASPD-DLVR**

Matek ASPD-DLVR - це датчик DLVR-10 з інтерфейсом CAN/DroneCAN або I2C. Датчики швидкості повітря DLVR – це найточніші датчики дрейфу з найнижчою температурою, які зараз підтримуються в ArduPilot. Його також можна використовувати, щоб підключити GPS та/або компас і представити їх автопілоту як периферійні пристрої DroneCAN.

Вузол ArduPilot AP_Periph F405 CAN

DLVR-L10D Датчик швидкості повітря

Контролери

Світлодіод живлення 3,3 В, червоний

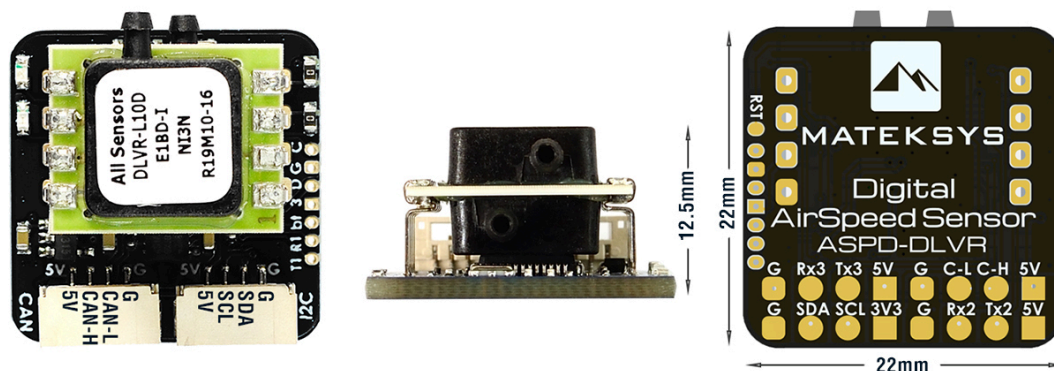
Технічні характеристики:

Діапазон тиску: 2500 Па (± 10 дюймів H₂O)

Розмір: 22 мм x 22 мм x 12,5 мм

Вага: 4 г

Рисунок 4.15.



4.6 Основні етапи з'єднання електроніки

Основним етапом завершення проекту, є збірка та тестування техніки. У данному випадку електронних компонентів системи багато, але компоненти підібрані таким чином, аби зменшити кількість різних інтерфейсів підєднання. Основними протоколами зв'язку є: PWM, CAN та UART.

З'єднання відбувається згідно інструкцій виробників електронних компонентів. Усі компоненти які мають шину даних CAN зєднуються паралельно і підключаються до відповідного розєму автопілота. Канали зв'язку оснащені шиною даних UART та підєднуються в окремі порти автопілота. Теж саме стосується сервоприводів.

З'єднання виконане у цьому проекті із зазначеними компонентами див.

Додаток Б(3,4)

4.7 Таблиця компонентів та комплектування комплексу БПЛА MFE Fighter VTOL

Таблиця компонентів БПЛА MFE Fighter

Компонент	Модель	Протокол	Кількість
Автопілот	HEX Cube Orange	Mavlink/CAN/PWM	1
Датчик струму та напруги		Analog	1
Додаткове живлення BEC		-	1
Сервоприводи	Emax ES3054	PWM	5
Регулятор обертів тягового мотора	T-Motor Flame 60A HV	PWM	1
Регулятори обертів VTOL моторів		PWM	4
Тяговий мотор		-	1
VTOL мотори		-	4
Канал зв'язку основний бортовий	Herelink Airunit	UART/Sbus	1
Канал зв'язку резервний бортовий	RFD900x	UART/Sbus	1
GPS приймач	HEX Here3	CAN	1
Приймач повітряного тиску	Matek ASPD-DLVR	CAN	1
Лазерний висотомір	Benewake TF02-i	CAN	1
Кріплення підвісу	Viewprotech ViewPort	-	1

Таблиця 4.1.- Таблиця комплектації комплексу БПЛА MFE Fighter VTOL

Компонент	Позиція	Кількість
Фюзеляж у зборі	MFE	1
Консоль крила ліва у зборі	MFE	1
Консоль крила права у зборі	MFE	1
Стабілізатор задній у зборі	MFE	1
Консоли стабілізатора	MFE	2
Підвіс 3 осьовий	Viewprotech Q10F	1
Акумулятори	Tattu 6S 16Ah	2
Антенни системи зв'язку	RFDdesign 2.4G 7dBi	2
Антенни резервного каналу зв'язку	RFDdesign 915mHz 3dBi	1
Канал зв'язку основний наземний	Herelink GCS	1
Канал зв'язку резервний наземний	RFD900x TXMod	1
Апаратура дистанційного керування	Radiomaster TX16s	1
Кейс для наземної станції та підвісу	Radiomaster Case	1
Тяговий пропелер	APC 18x10	1
VTOL пропелери	MFE 20x6.8	4
Зарядний пристрій для акумуляторів	ISDT K4	1

4.8 Практичні випробування комплексу

У цьому розділі розглянемо практичні випробування комплексу, який був зібраний автором цієї роботи.

Загальний вид БПЛА зібраного з обраним оснащенням

Див. Додаток Б(1,2,6-8)

Побудова маршруту у Mission Planner, політ

Побудований маршрут польоту, на загальну відстань у 42км із максимальним віддаленням БПЛА на відстань 20км, робоча висота польоту 300 метрів над рівнем землі. Перша команда це взліт автоматичний DO_VTOL_TAKEOFF, Waypoint маршрутні точки, RETURN_TO_LAUNCH автоматичне повернення із посадкою у точку злету.

Рисунок 4.16. - Побудова маршруту у Mission Planner, політ

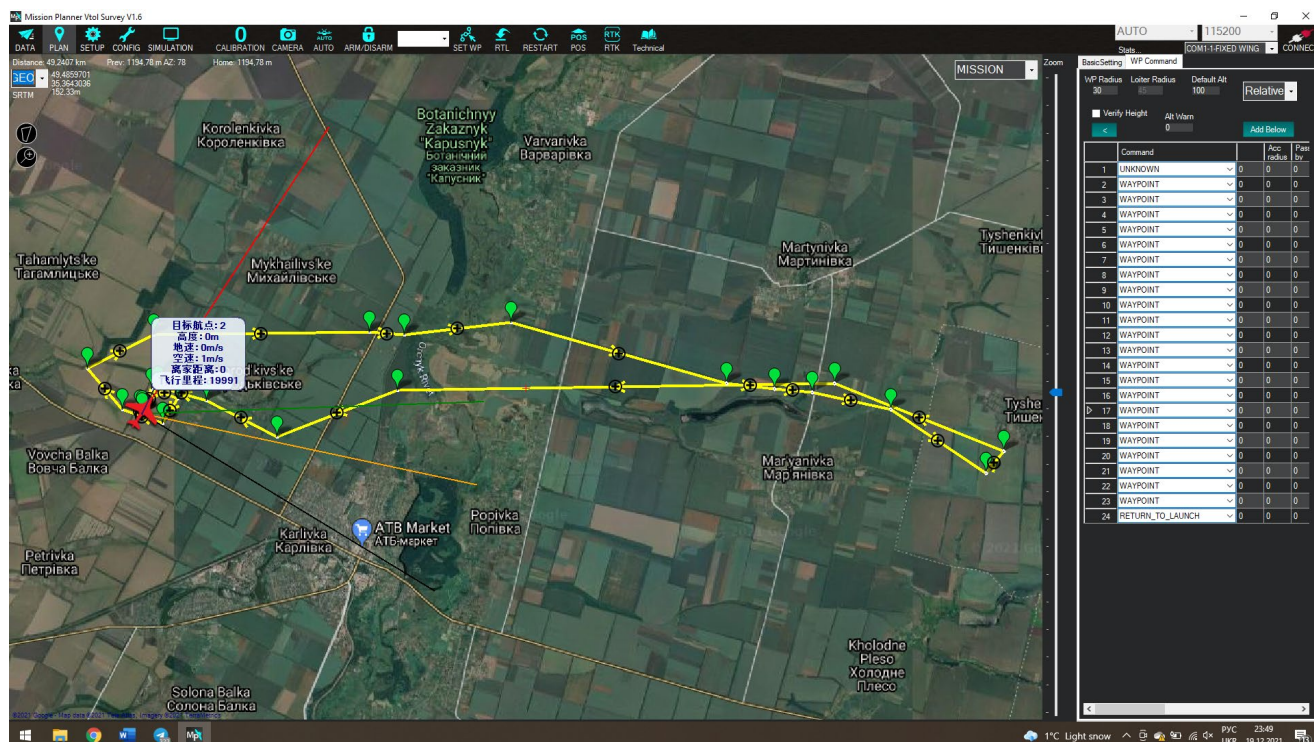
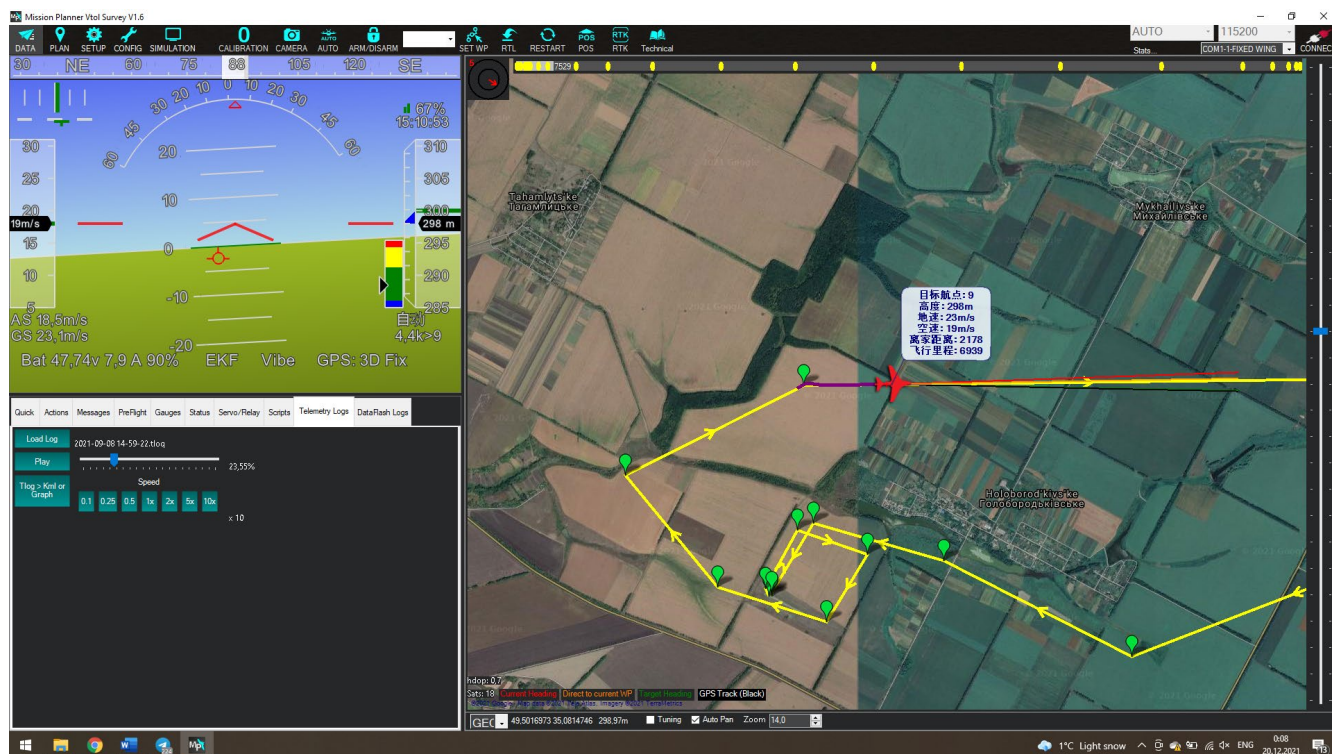


Рисунок 4.17.- Аналіз польотних, ефективності



Сигнал приймача GPS хороший, 18 супутників, HDOP 0.7. Піковий ток на зльоті 75А, середній струм зльоту 35А. Висота переходу із VTOL режиму у літаковий 25 метрів. Середній струм польоту 12-13А, що є припустимим але підвищеним. Середня повітряна швидкість 20-21м/с, що є гарною але трохи пришвидшеною, задля більшої економії заряду доцільно летіти зі швидкістю 17-18м/с. На відстані 20.5км резервний канал телеметрії перестав надсилати данні, на відстані 21км основний канал зв'язку Herelink теж перестав надсилати данні, літак автоматично продовжив місію та успішно повернувся у точку зльоту. З урахуванням данних про дальність зв'язку можна зробити наступні висновки: резервний канал зв'язку потребує покращення антенн задля отримання кращих результатів по дальності зв'язку. Основний канал зв'язку Herelink продемонстрував неймовірні результати по дальності зв'язку, на порозі можливостей системи, адже потужність на частоті 2.4ГГц із бітрейтом 10МБ/с та шириною полоси пропускання 8МГц при потужності сигналу 23dBm(200mW). Результат повністю покриває потреби у патрулюванні ділянок маршруту 40-50км за один день.

4.9 Заходи безпеки при роботі з БПЛА

ПРОЦЕДУРИ БЕЗПЕКИ БПЛА

Безпечна експлуатація БПЛА та дронів є пріоритетом для швидкозростаючої багатороторної індустрії. БПЛА та мультиротори стають все більш доступними в Інтернеті та офлайн, пропонують комерційне, благодійне та цивільне використання. Лише у 2014 році в усьому світі було продано близько мільйона дронів для рекреаційного та комерційного використання; Очікується, що продажі цього року вийдуть за межі цього. Однак цей швидкий наплив викликав деякі негативні ознаки щодо безпеки дронів або її відсутності. Щомісяця FAA отримує приблизно 25 повідомлень від пілотів, які бачили дрони поблизу пілотованих літаків, що змушує пілотів змінити свій курс. Як рішучі прихильники безпеки дронів, GPC заохочує любителів БПЛА літати обережно та відповідально, дотримуючись цих простих правил.

Дотримуйтеся інструкцій з безпеки на базі громад, як це передбачено організаціями, включаючи Академію авіонавтики моделі, AUVSI та Small UAV Coalition.

Злітайте не вище 400 футів і, якщо це можливо, залишайтеся нижче будь-яких навколишніх перешкод.

Постійно тримайте ваш SUAS у полі зору та використовуйте спостерігача, щоб допомогти, якщо це необхідно.

Тримайтеся подалі від пілотованих літаків і не заважайте їм. Ви повинні завжди бачити й уникати інших літаків і перешкод.

Не пролітайте навмисно над незахищеними людьми або транспортними засобами, що рухаються, і залишайтеся на відстані принаймні 25 футів від людей та вразливого майна.

Зв'яжіться з аеропортом або диспетчерською вежою, перш ніж летіти в межах п'яти миль від аеропорту.

Не літайте в несприятливих погодних умовах, наприклад, при сильному вітрі або при обмеженій видимості.

Не літайте в стані алкогольного або наркотичного сп'яніння.

Переконайтеся, що робоче середовище є безпечним і що оператор є компетентним і досвідченим у роботі sUAS.

Не літайте поблизу або над чутливою інфраструктурою чи майном, як-от електростанції, водоочисні споруди, виправні установи, дороги з інтенсивним рухом, державні установи тощо.

Перевірте та дотримуйтесь усіх місцевих законів та постанов перед польотом над приватною власністю.

Не ведіть спостереження та не фотографуйте людей у місцях, де очікується конфіденційність без дозволу особи (див. політику конфіденційності AMA).

Безпілотники не повинні бути оснащені зброєю.

Висновок до розділу 4

Fighter являє собою льотну платформу VTOL вагою 10 кг, яку легко переносити, зручну в експлуатації, стабільну та довговічну. Fighter позиціонується як важке, довговічне нерухоме крило, що значно зменшує складність аерофотозйомки.

Концепція модульної конструкції дозволяє легко та швидко зібрати літак. Крила, складні руки та хвостове оперення можна легко демонтувати, що робить літак практичним, портативним і зручним для користувача. Основні сфери застосування: географічні дослідження, сільськогосподарські угіддя, лісові угіддя та охорона пасовищ, інспекція ліній електропередач, охорона навколишнього середовища, охорона води тощо.

Основними компонентами літака було обрано:

Сервоприводи елеронів, руля направлення та рулів висоти EMAX ES3054; Регулятори швидкості VTOL моторів MFE 12S 40A ESC; Регулятор швидкості тягового мотору T-Motor Flame 60A 12S; Мотори VTOL MFE 5015 KV160; Тяговий мотор MFE 5020 KV200; Гвинт VTOL MFE 20x6.8; Гвинт тягового мотора APC 18x10; Система живлення Mauch 4-14S HYB-BEC; Датчик струму та напруги Mauch PL-200; Акумулятори Tattu 6S 16000 mAh; підвіс Viewprotech Q10F; Резервної системи зв'язку RFDesign RFD900x; Основної системи зв'язку HEX Herelink; Автопілот HEX Cube Orange; GPS приймач HEX Here 3; Venewake; Лазерної системи приземлення TF02-Pro CAN; Приймач повітряного тиску Matek ASPD-DLVR.

Основним етапом завершення проекту, є збірка та тестування техніки. У данному випадку електронних компонентів системи багато, але компоненти підібрані таким чином, аби зменшити кількість різних інтерфейсів підєднання. Основними протоколами зв'язку є: PWM, CAN та UART.

У ході тестувань БПЛА був зібраний, налаштований та випробуваний у реальній задачі із патрулювання за об'єктом, загалом комплекс пройшов випробування та визнаний удачним проектом, який можливо вдосконалювати, наприклад збільшення польотного часу до 3х годин може суттєво підвищити ефективність комплексу, у той-же час хоча цифрова система відозв'язку

відпрацювала на грані можливостей (по дальності зв'язку) це не є максимальним результатом, а лише початковим гарним показником.

Якщо розглянути із точки зору покращень, можливе встановлення додаткових підсилювачів сигналу, але це потребує нових випробувань. На разі цей комплекс успішно виконує регулярні задачі з патрулювання територій та об'єктів одного із підприємств України, та має гарний потенціал.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В ході виконання даної дипломної роботи було розкрито тему безпілотних літальних апаратів вертикального злету та посадки, також принципи роботи, математичного забезпечення польоту, системи стабілізації автопілота на базі програмного забезпечення Ardupilot.

Основною метою роботи є приклад власної розробки комплексу БПЛА VTOL на базі набору фюзеляжу MakeFlyEasy Fighter VTOL. Із застосуваннями системи цифрового відеозв'язку HEX Herelink, трьох осьовим підвісом Viewprotech Q10F із швидкорозємним з'єднанням задля зручності. Пацює даний БПЛА під управлінням автопілота HEX Cube Orange що є доволі сучасним рішенням, як і усі компоненти представлені у цій роботі. Також будло розкрито тему наукового підходу до проектування комплексів БПЛА, які першочергові цілі, визначення характеристик, складу команди та інші аспекти.

З урахуванням вищенаведених даних було розроблено, обгрунтований підбір комплектуючих, та зібрано готовий до виконання завдання комплекс. Також було виконано налаштування системи, тестові польоти із їхнім подальшим аналізом та пропозиціями по покращенню.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Опис модему на сайті-виробника Microhard URL:
<https://www.microhardcorp.com/P400.php>
2. HEX Herelink опис системи зв'язку від виробника URL:
<https://docs.cubepilot.org/user-guides/herelink/herelink-overview>
3. Опис модему зв'язку Silvus URL:
<https://silvustechologies.com/products/streamcaster-radios/>
4. Опис модему зв'язку Taisync Viulinx URL: <https://taisync.com/modules/>
<https://doc.makeflyeasy.com/> <https://ardupilot.org/plane/index.html>
6. <https://docs.px4.io/master/en/concept/architecture.html>
7. Блажей Б.В., Національний авіаційний університет, м. Київ,
Актуальні та перспективні системи зв'язку БПЛА з НСК 2021_Збірник тез CNS-
ATM_2021_електронний
8. *Louis C. Westphal*. Handbook of Control Systems Engineering. — 2nd edition;
9. The Springer International Series in Engineering and Computer Science. —
Springer, 2001. — Т. 635. — 1063 с. — [ISBN 978-0792374947](https://doi.org/10.1007/978-1-4020-0853-1).
10. Consideration about UAV command and control. Ground Control Station URL:
<https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1297/1/012007>
11. Prisacariu Vasile¹, Cătălin Cioacă¹, Doru Luculescu¹, Andrei
Luchian² and Sebastian Pop² Published under licence by IOP Publishing Ltd
12. URL:https://www.researchgate.net/publication/329422590_Unmanned_Aerial_Vehicle_Classification_Applications_and_Challenges_A_Review
13. M. Boon, A. P. Drijfhout, and S. Tesfamichael, "Comparison of a fixedwing
and multi-rotor uav for environmental mapping applications: A case study," ISPRS -
International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information
Sciences, vol. XLII-2/W6 08 2017.
14. G. Ellis, "Chapter 13 - model development and verification," in Control System
Design Guide (Fourth Edition) (G. Ellis, ed.)
Boston: Butterworth-Heinemann, fourth edition ed., 2012.

15. PX4 Dev Team, \Controller diagrams."
16. N.Kuyvenhoven. PID Tuning Methods: An Automatic PID Tuning with MathCad. Calvin College, 2002.
17. L.Kunqin Y.Shengyi and S.Jiao. "Design and Simulation of the Longitudinal Autopilot of UAV Based on Self-Adaptive Fuzzy PID Control." In: International Conference on Computational Intelligence and Security (2009)
18. Stevens, B. L., Lewis, F. L., and Johnson, E. N. *Aircraft Control and Simulation*, 3rd ed., John Wiley, 2016. 53, 94
19. Dorf, R. C., Bishop R. H., *Modern Control Systems*, 13th ed., Pearson, 2017. 64, 65, 73
20. Ogata, K., *Modern Control Engineering*, 5th edition, Prentice Hall, 2010. 64, 65, 73
21. Megson, T., *Aircraft Structures for Engineering Students*, 5th ed., 2012. 32, 182
22. Berger, A. S., *Embedded Systems Design*, CMP Books, 2002. 125
23. Cady, F. M., *Microcontrollers and Microcomputers*, Oxford University Press, 1997. 124, 125
24. Autopilot Design of Unmanned Aerial Vehicle Ahmed Hassan Ahmed*, Bahaaeldin Gamal, Ahmed Nasr Ouda, Ahmed Mohsen Kamel and Yehia Zakaria El-Halwagy *Military Technical Research Center, Cairo, Egypt*
25. URL:https://www.researchgate.net/publication/224057242_A_HardwareSoftware_Architecture_for_UAV_Payload_and_Mission_Control
26. URL:<http://www.viewprotech.com/index.php.ac=article&at=read&did=279>

ДОДАТОК А

Функції RFD900x:

Новий процесор, 32-розрядне ядро ARM.

Швидкість передачі даних в повітрі: 500 кбіт/с.

Апаратне прискорене шифрування AES. *Повністю робочий*

RC PPM Passthrough з телеметрією одночасно.

Повністю захищений від електростатичного розряду + відфільтрований - кожен порт введення-виведення захищений і відфільтрований.

Впроваджено оригінальне мікропрограмне забезпечення SiK від точки до точки.

Асинхронне багатоточкове мікропрограмне забезпечення, *бета-версія*

Особливості:

Дальність дії >40 км залежно від антен та налаштування GCS *80 км продемонстровано лабораторією Edge Research на повітряній кулі, 57 км в Індії, на Dipoles.

2 x RP-SMA РЧ роз'єми, комутація рознесення.

Потужність передачі 1 Вт (+30 дБм).

Фільтр низьких частот передачі.

> 20 дБ Підсилювач з низьким рівнем шуму, високий ІРЗ.

RX SAW фільтр.

Усі вводи/виводи захищені та відфільтровані.

Повторно реалізовано мікропрограмне забезпечення SiK і Multipoint SiK, яке можна оновлювати на місцях, легко налаштовувати.

Невеликий, легка вага.

Безліцензійне використання в Австралії, Канаді, США, Нової Зеландії

Примітка: несумісний зі старими модемами

Інтерфейси:

RF : 2 роз'єми RP-SMA

Послідовний номер: логічний рівень TTL (+3,3 В)

Потужність: +5 В, ~800 мА макс. пік (при максимальній потужності передачі)

GPIO: 6 ІО загального призначення (підтримка Digita).

Технічні характеристики:

Частотний діапазон: 902 - 928 МГц (США) / 915 - 928 МГц (Австралія)

Вихідна потужність: 1 Вт (+30 дБм), регулюється з кроком 1 дБ (+/- 1 дБ при = 20 дБм, типово)

Швидкість передачі повітряних даних: 12, 56, 64, 100, 125, 200, 224, 500 і 750 кбіт/с (настроюється користувачем, 64 кбіт за замовчуванням)*

Швидкість передачі даних UART: 1200, 2400, 4800, 9600, 19200, 38400, 57600, 115200, 230400, 460800, 1 М бод (встановлюється користувачем, 57600 за замовчуванням)*

*зауважте, що ці значення правильні з версії мікропрограми SiK 3.16

Вихідна потужність: 1 Вт (+30 дБм)

Чутливість прийому: >111 дБм при 12 кбіт/с, 105 при 64 кбіт/с і 98 при 200 кбіт/с

Розмір: 30 мм (широкий) x 57 мм (довгий) x 12,8 мм (товщина) - включно з радіочастотним екраном, радіатором і кінцями роз'ємів

Вага: 14,5 г

Кріплення: 3 гвинти М2.5, 3 штирі для пайки

Джерело живлення: номінальне +5 В, (+3,5 В хв, +5,5 В макс.), ~800 мА пік при максимальній потужності

Темп. Діапазон: від -40 до +85 °С, перевірено в експлуатації від -73 до +123 °С.

Підтримка програмного забезпечення / GCS:

Програмне рішення являє собою розробку з відкритим кодом під назвою «SiK». Він був повторно реалізований, щоб відповідати новій архітектурі процесора, доступній на 32-розрядному ядрі процесора ARM. Для подальшої розробки та оновлення мікропрограми модему через послідовний порт доступний завантажувач та інтерфейс.

Більшість параметрів можна налаштувати за допомогою AT-команд, наприклад. швидкість передачі даних (air/uart), діапазон частот, рівні потужності.

ARM Planner підтримує інтегровану підтримку для налаштування радіостанцій RFD900.

Microhard P400

P400 - Багаточастотний бездротовий модем 400 і 900 МГц

Для найкращого рішення щодо гнучкості дизайну та додатків, чутливих до розмірів, зверніть увагу на радіоплатформу Pico Series P400. Пропонуючи програмно вибрані режими ISM 900 МГц і ліцензовані 400 МГц в одному модулі, P400 забезпечує економне рішення з гнучкістю дизайну, функціями та продуктивністю, яких ніколи не було раніше!

Особливості

Підтримує швидкість до 345 кбіт/с

Програмне забезпечення вибирається діапазонами 400 МГц і 900 МГц

Від точки до точки, від точки до кількох точок

Режими Master, Remote, Repeater

Промислова температура (-55C до +85C)

Регульована потужність передачі 100 мВт-2 Вт

Мініатюрний розмір (1,05"x1,3"x0,13")

Всього 5 грам!

Сумісний з деякими радіоприймачами GPS

Багатоступінчасті фільтри SAW забезпечують екстремальний рівень шуму та перешкод

Можливість вибору прямої корекції помилок (FEC), 32 біти CRC і 128-бітовий AES (потрібен дозвіл на експорт)

Microhard сумісність з 920F

Додатки

Лічильники комунальних послуг

Віддалена телеметрія

Електричні, нафтові та газові датчики/виявлення

Відображення знаків

Промислове застосування

Погодження

FCC, IC

Herelink system

Технічні характеристики

Наземний і повітряний блок:

Особливість

Специфікація

SOC:

ARM Cortex A53 4 ядра 2,2 ГГц + Cortex A53 4 ядра 1,4 ГГц

Обробка зображень:

Графічний процесор Mali-T860

SDR:

A7 + DSP

Пам'ять:

Повітряний блок: LPDDR3: 1 ГБ, наземна станція: LPDDR3: 2 ГБ, EMMC:
повітряний / наземний 4 ГБ

Відстань передачі:

FCC 20 км CE / SRRC 12 км Затримка передачі зображення: ≤ 110 мс Передача
зображення: 720p@30fps 1080p@30 / 60fps передача, пропускна здатність сигналу
20MHz / 10MHz

Діапазон частот:

2,4 ГГц ISM Чутливість прийому: -99 дБм @ 20 МГц BW Відновлення перешкод:
< 1 с

Наземна станція:

Herelink - наземна станція

Особливість

Специфікація

Екран:

5,46 дюймів 1080P, 16 мільйонів кольорів, емнісний сенсорний екран

Аудіо:

Вбудований динамік $\times 1$, вбудований мікрофон $\times 2$

Пульт:

Кардани Холу зі знімними паличками $\times 2$, колесо прокрутки $\times 1$, нижня кнопка $\times 6$
з підсвічуванням, верхня кнопка $\times 1$ (праворуч)

бездротовий:

Bluetooth (вимкнено) / WIFI / GPS / 2.4G передача карти земля

Входи:

MicroUSB × 1, Micro SD × 1 (підтримує максимум 64 ГБ)

антена:

Круговий (5dBi) × 1, знімний, всеспрямований (2dBi) × 1, знімний, вбудована антена Wi-Fi, вбудована антена GPS, інтерфейс зовнішньої GPS-антени x 1

Потужність:

Вбудований Lipo акумулятор ємністю 4950 мАг

Зарядка:

Підтримка порту micro USB 5v 2A струмом зарядки

Споживання енергії:

Середня споживана потужність не перевищує 4 Вт (працює лише передача зображення, середня яскравість екрану, WiFi вимкнено, GPS вимкнено)

Розмір:

217 × 106,5 × 31 мм, не враховуючи зовнішню антену та кулісу

Повітряний блок:

Посилання - повітряний блок

Особливість

Специфікація

Відео-вхід:

Micro HDMI x 2: вхід для відео зовнішньої камери, підтримує 720P 30fps і 1080P 30/60fps

Вхідна потужність:

2-контактний інтерфейс x 1: Рекомендована напруга живлення ~7 В: мінімум 6 В: максимум 12 В і уникайте спільного використання ВЕС з сервоприводами, середнє споживання енергії одностороннім модулем менше 4 Вт

телеметрія:

3-контактний інтерфейс x 1: 3,3 В / 5 В рівень UART інтерфейс Mavlink Сумісний

Контрольний вихід:

4-контактний інтерфейс x 1: два вихідні RC-роз'єми рівня 3,3 В (S.bus у фазі, S.bus інвертування або вихід сигналу PPM, керування клемами заземлення)

USB:

Micro USB x 1: для налагодження оновлень, підтримка режиму OTG

антена:

Роз'єм для антени MMCX x 2: використовується для передачі сигналу та зв'язку з землею

Розмір:

78,5x30x13 мм

Skydroid H16

Технічні характеристики

Специфікація пульта дистанційного керування

Модель № H16/H16 Pro Channels 16

Робоча напруга 4.2V RF Power 20DB

Частота 2,400-2,483 ГГц Стрибка частоти Новітня FHSS

Спосіб оновлення APP Оновлення онлайн Вага 1034G

Розмір 272*183*94 мм Акумулятор 20000 мАг

Витривалість 6-20 годин Порт зарядки TYPE-C

Застосування Вертоліт, нерухоме крило, багаторотор, безпілотний транспортний засіб, безпілотний літак, тощо

Специфікація приймача

Модель № R16 Канали 16

Робоча напруга 7,2-72V RF Power 20DB

Розмір 76*59*11 мм Вага 90 г

Специфікація нічної камери MIPI

№ моделі MIPI Робочий струм (світло на) 140МА

Робоча напруга 14-72В Робочий струм (світло вимкнено) 14МА

Розмір 102,1*42,6*36,5 мм Вага 55 г

Taisync OFDM

Viulinx PRO

Деталі продукту:

Частота: 1,4 ГГц/2,4 ГГц

Пропускна здатність: 10 МГц (висхідний канал); 10 МГц (вниз)

Потужність: 27 дБм-30 дБм

Модуляція: OFDM; BPSK; QPSK; 16QAM

FEC: LDPC (1/2, 2/3, 3/4, 5/6)

Дуплекс: TDD

Пропускна спроможність: 19 Мбіт/с (макс.)

Напруга: 6-16 В

Робоча температура: -20°C ~ 55°C

Розмір наземного блоку: 77,8X47,3X23,5 мм

Розмір повітряного блоку: 77,8X47,3X23,5 мм

Вага: 97 г (повітряний блок)

Відеоінтерфейс: Ethernet

Інший інтерфейс: послідовний; USB

Шифрування: AES128/256

Топологія мережі: зірка

Вузол: 1 головний вузол, до 6 підлеглих вузлів

Відстань зв'язку: 7 км-15 км; 15 км-30 км; 30 км-50 км; 50 км-100 км

Silvus Streamcaster Radio

Генеральний

Waveform Mobile Networked MIMO (MN-MIMO™)

Пропускна здатність каналу 5, 10, 20 МГц (1,25*, 2,5*)

Шифрування DES Стандарт, AES/GCM 128/256 Додатково (FIPS 140-2),

Люкс В

Швидкість передачі даних 100+ Мбіт/с (адаптивний)

Техніка MIMO, просторове мультиплексування, просторово-часове кодування,

TX Eigen Beamforming, RX Eigen Beamforming

Загальна вихідна потужність 1 мВт – 4 Вт Змінна

(Ефективна потужність до 8 Вт з формуванням TX Beamforming)

Голосовий кодек RTT G.711/G.722/Opus

Затримка 7 мс в середньому (20 МГц BW)

Чутливість -99 дБм @ 5MHz BW

Доступні діапазони частот від 400 МГц до 6 ГГц

Дводіапазонна опція

Параметри діапазону частот

Вбудована пам'ять 64 ГБ*

Діагностика: сканування спектру, моніторинг температури/напруги

Механічний

Температура навколишнього середовища -40° до +65°C

Рейтинг IP-67 (пил / занурення у воду до 1 м)**

Розміри

(Без роз'ємів)

4,00" x 2,63" x 1,51"

101,6 x 66,8 x 38,35 мм

Вага 425 грам.

Колір Чорний Анодований

Монтажні схеми кріплення на 4 отвори (наскрізний отвір)

Потужність

Напруга 9 – 20 В пост

Споживана потужність 4,8 Вт – 24 Вт при потужності передачі 4 Вт

4,8 Вт—16 Вт при потужності передачі 1 Вт

Термін служби батареї до 12 годин (батарея 6,8 Аг MBITR)

Опції живлення Акумулятор Twist-Lock (BB) або передня панель (EB)

Інтерфейси

RF 2x TNC(f)

Первинний міцний круглий з'єднувач

[1 x Ethernet, 1 x RS232, вхід постійного струму (версія EB)]

Допоміжний міцний круглий з'єднувач

[1 x хост USB 2.0, 1 x USB 2.0 OTG]

РТТ (Push-to-Talk) міцний роз'ємний роз'єм (передня панель)

Триколірний індикатор стану

Інтерфейс керування Веб-менеджер StreamScape™ Network Manager

Механічна – OEM Розміри 3,61" x 2,15" x 0,71"

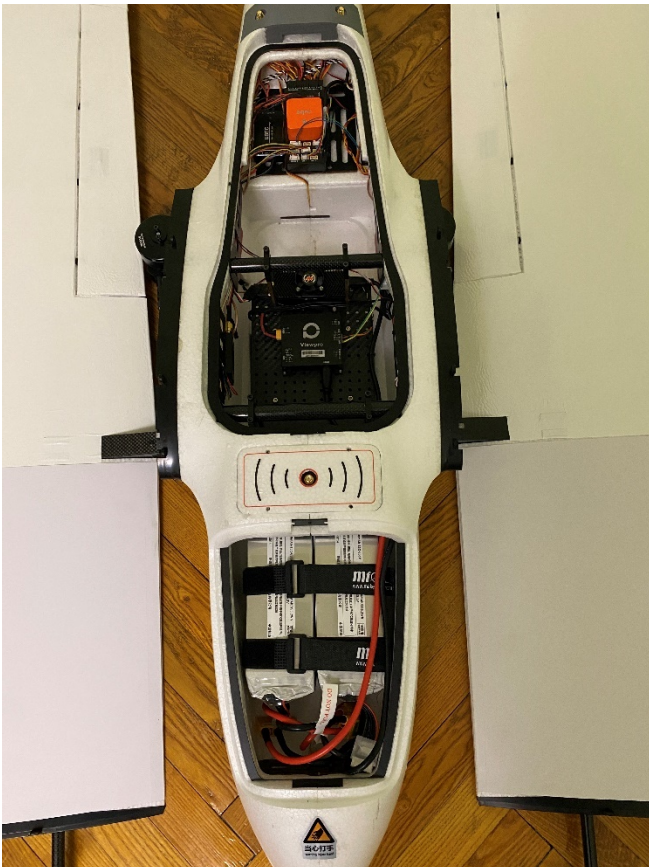
91,7 x 54,61 x 18,03 мм ПЧ роз'єми SMP (м)

Додаток Б

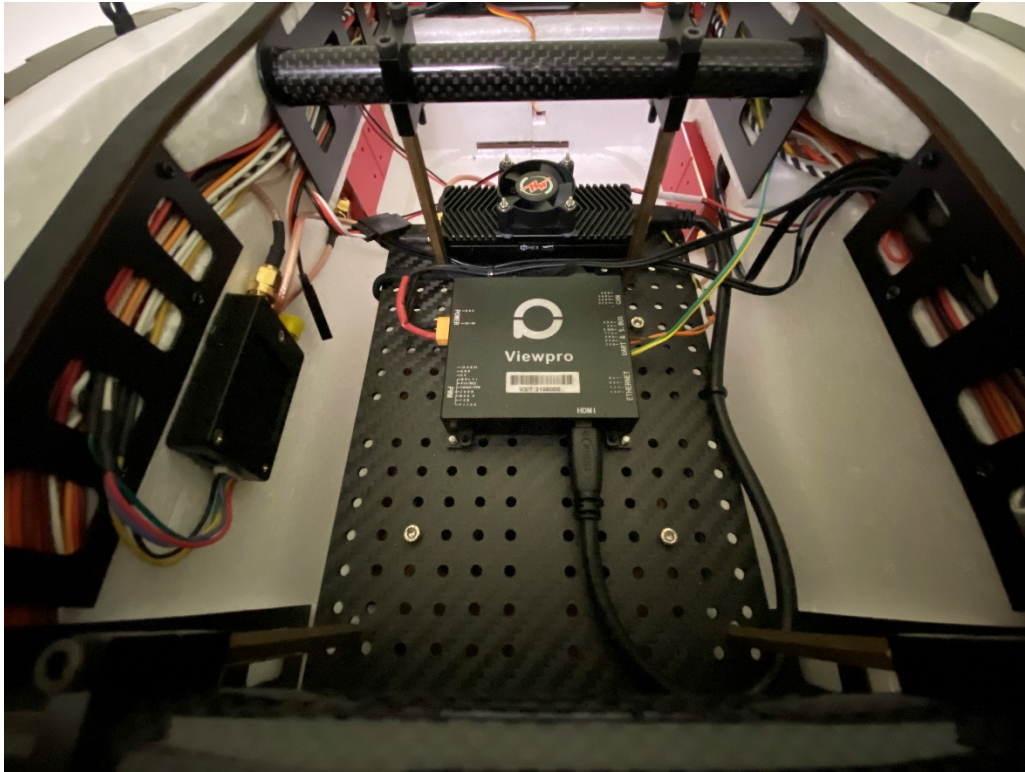
1.



2.



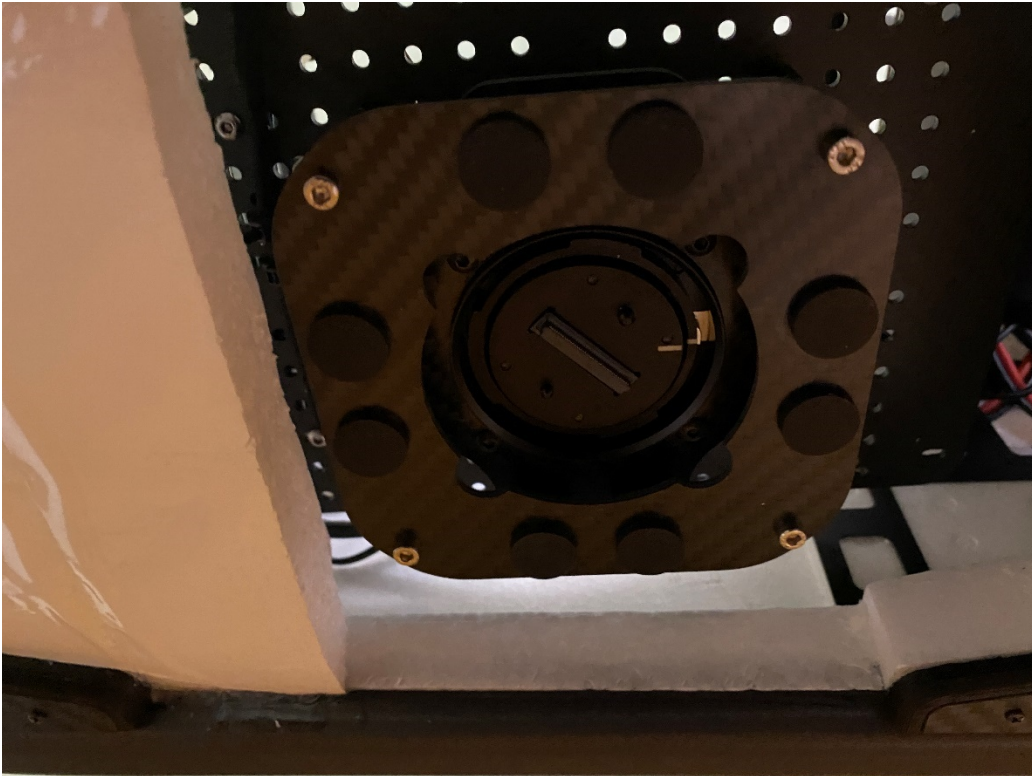
3.



4



5



6



7



8

