

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами
Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до випускної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему: «Розробка системи управління конвертопланом
при керуванні за допомогою мобільного додатку»

Виконав: студент 6 курсу, групи 362
спеціальності

151 “Автоматизація та комп’ютерно-
інтегровані технології

Освітньо-професійна програма

“Інженерія мобільних додатків”

Лебедєв О. Р.

(прізвище та ініціали)

Керівник: Жукевич А. Б.

(прізвище та ініціали)

Рецензент _____

(прізвище та ініціали)

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами
Кафедра систем управління літальних апаратів
Освітньо-кваліфікаційний рівень магістр
Спеціальність 7.151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
(шифр і назва)
Спеціалізація «Інженерія мобільних додатків»
(шифр і назва)

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідуючий кафедрою

к.т.н., с.н.с., доцент

_____ К.Ю. Дергачов

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ СТУДЕНТУ

Лебедева Олександра Руслановича

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту «Розробка системи управління конвертопланом при керуванні за допомогою мобільного додатку»
керівник проекту к.т.н доцент каф. 301 Жукевич А.Б.затверджені наказом вищого навчального закладу від 26.10.2020 року № 1775-уч
2. Строк подання студентом проекту: 11 грудня 2020 року
3. Вихідні дані до проекту технічне завдання на дипломне проектування.
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) аналітичний огляд літератури та існуючих методів рішення задачі, дослідження проблеми та синтез математичних моделей, проектування системи, реалізація системи, експериментально-практична частина, розрахунок собівартості й ціни програмного продукту, побудова точки беззбитковості.
5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень) приклади існуючих рішень, функціональна блок-схема програмного продукту, алгоритми рішень поставленої задачі, прототипи графічного інтерфейсу, зображення розробленого інтерфейсу, результати експерименту, результати розрахунку собівартості програмного продукту.

6. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Оцінка стану проблеми системи	к.т.н доцент каф. 301 Жукевич А.Б.		
Аналіз і синтез системи	к.т.н доцент каф. 301 Жукевич А.Б.		
Конструкторська частина	к.т.н. Джулгаков В.Г.		
Дослідна частина	к.т.н доцент каф. 301 Жукевич А.Б.		
Експериментально-практична частина	к.т.н доцент каф. 301 Жукевич А.Б.		
Економічне обґрунтування	Хлівна І.В., д.екон.наук професор.		

7. Дата видачі завдання 4.09.2020**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2020	
2.	Формулювання теми проекту. Розробка технічного завдання	18.09.2020	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	16.10.2020	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідна частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки.	20.11.2020	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	04.12.2020	
6.	Попередній захист проекту	11.12.2020	
7.	Рецензування проекту. Захист проекту в ДЕК	17.12.2020	

Студент _____ Лебедєв О.Р.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник роботи _____ Жукевич А.Б
(підпис) (прізвище та ініціали)

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Кафедра 301

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідуючий кафедрою

к.т.н., с.н.с., доцент

_____ К.Ю. Дергачов

«__» _____ 2020 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

на дипломне проектування

Лебедева Олександра Руслановича

1 Тема проекту: «Розробка системи управління конвертопланом при керуванні за допомогою мобільного додатку».

затверджена наказом по університету від «26» 10. 2020 р. №1775.

2 Строк здачі студентом закінченої роботи « 11 » грудня 2020 р.

3 Область застосування розробки: системи управління безпілотними літальними апаратами.

4 Початкові дані для розроблювальної системи

4.1 Призначення і мета створення системи: розробка системи управління конвертопланом за допомогою мобільного додатка.

4.2 Загальні відомості: у СУ БПЛА потрібен моніторинг параметрів з їх відображенням оператору;

5 Технічні вимоги до каналів системи управління

5.1 Питання, що підлягають розробці: огляд існуючих рішень; аналіз шляхів вирішення проблеми; розробка алгоритмів для рішення поставленого завдання класифікації зображень; проектування інтерфейсу користувача; створення програмного продукту з впровадженими алгоритмами; тестування; експеримент.

5.2 Вимоги до структури й функціонування системи: приладовий склад (ДУ, ДУС) повинні задовольняти тактико-технічним вимогам (ТТТ);

5.3 Вимоги до конфігурації обчислювальної техніки: швидкість процесора не нижче 300 МГц, обсяг оперативної пам'яті не менше 128 МБ;

6 Умови експлуатації системи

6.1 Вимоги до програмної та інформаційної сумісності: операційна система – Windows 10 або Android 4.4 та вище (на вибір); мова програмування – C++ або Java (на вибір).

6.2 Вимоги до захисту інформації від несанкціонованого доступу: плати не повинні мати роз'ємів для зчитування інформації, операторський інтерфейс повинен бути захищений паролем.

6.3 Характер роботи системи (безперервної, циклічний, одноразового дії): циклічний.

7 Додаткові функції, реалізовані системою (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль самої системи і т.ін.): не передбачені.

8 Обсяг виконуваних розроблювачем робіт

8.1 Етапи проведення роботи: аналіз стану проблеми або досліджуваного питання, вивчення готових рішень, опис математичної моделі, проектування системи, реалізація системи, експериментальна частина, обґрунтування економічної ефективності проекту.

8.2 Обсяг розробки по кожному етапу: титульний лист, технічне завдання, анотація, список умовних позначень та скорочень, зміст, вступ, стан проблеми або досліджуваного питання і постановка задачі проектування, дослідження проблеми, проектування системи, реалізація системи, експериментально-практична частина, обґрунтування економічної ефективності проекту, висновок, список використаної літератури.

8.3 Вимоги до чисельності й кваліфікації персоналу: оператор, який виступає в ролі контролера результатів.

9 Вимоги до захисту інформації й надійності: аварійне завершення програми не повинно вплинути на збережені параметри.

10 Порядок контролю й приймання системи: випробування і тестування продукту; приймання результатів роботи здійснюється відповідно до плану приймання, затвердженим на випускаючої кафедрі і узгодженим з керівником; здача змісту розрахунково-пояснювальної записки; здача програми; захист дипломної роботи.

11 Технологічна частина: розробка інструкції користувача і програміста.

12 Експериментально-практична частина: розробка програмного продукту, тестування програмного засобу.

13 Економічна частина

13.1 Розробити: розрахувати собівартість і ціну програмного проекту.

13.2 Умови і вимоги: оцінити економічну ефективність розвитку.

13.3 Очікуваний результат: ринкова вартість розробленого програмного продукту.

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів: 10 плакатів формату А1 – функціональна схема системи, зовнішній вигляд програмних засобів, алгоритми у вигляді блок-схем.

Керівник проектування

Жукевич А.Б.

(П.І.Б.)

Прийняв до виконання

Лебедев О.Р.

(П.І.Б. студента)

« » _____ 2020 р.

« » _____ 2020 р.

Погоджено з питань:

конструкції

Джулгаков В.Г.

(П.І.Б.)

дослідницької частини

Жукевич А.Б.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

« » _____ 2020 р.

економіки

Хлівна І.В.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

РЕФЕРАТ

115 сторінок тексту, 58 зображення, 19 таблиць, 25 використаних джерел та 2 додатка.

Робота присвячена розробці системи управління конвертопланом. Отримано нелінійна модель об'єкта управління. Проведено аналіз динамічних властивостей об'єкта. За допомогою пакета MATLAB проведена оптимізація коефіцієнтів посилення, що забезпечують необхідну якість перехідних процесів. Проведено аналіз отриманих результатів. У конструкторській частині розроблен датчик висоти. В економічній частині визначена собівартість датчика висоти, а також проведено аналіз конкурентоспроможності датчика.

Ключові слова: система управління, об'єкт управління, конвертоплан, мобільний додаток, керованість, стійкість.

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

АЦП – аналого-цифровий перетворювач;
 БПЛА – безпілотний літальний апарат;
 БЦОМ - бортова цифрова обчислювальна машина;
 Д – двигун;
 ДУ – датчик кута;
 ДКС – датчик кутової швидкості;
 ЗП – задаючий пристрій;
 ВМ - виконавчий механізм;
 ЛАЧХ - логарифмічна амплітудно-частотна характеристика;
 ЛФЧХ - логарифмічна фазо-частотна характеристика;
 МК - мікроконтролер;
 МЕ - масштабуючий елемент;
 ОАУ - об'єкт автоматичного управління;
 ОУ - об'єкт управління;
 П - потенціометр;
 ПК - персональний комп'ютер;
 Р - регулятор;
 САУ - система автоматичного управління;
 СП - сервопривід;
 ПП - підсилювач потужності;
 ЦАП - цифро-аналоговий перетворювач;
 $\vartheta(t)$ – кут тангажу;
 $\vartheta_{зад}(t)$ – задане значення кута тангажу;
 $\dot{\vartheta}(t)$ – кутова швидкість;
 $\alpha(t)$ – кут атаки;
 δ_{PB} – кут відхилення керма висоти;
 $\varepsilon(t)$ – похибка;
 $U_{зад}(t)$ – задаюча напруга;
 $U_P(t)$ – напруга регулятора;
 $U_{ум}(t)$ – напруга підсилювача потужності;
 $U_{ДУА}(t)$ – напруга датчика кута атаки;
 $U_{ДУС}(t)$ – напруга датчика кутової швидкості;
 $U_{ДУ}(t)$ – напруга датчика кута тангажу;
 $U_{НУ1}(t), U_{НУ2}(t), U_{НУ3}(t)$ – напруги нормуючих підсилювачів.
 f_2, f_3 – зовнішні збурення;
 $t_{пп}$ – час перехідного процесу.

ЗМІСТ

Вступ.....	17
1 Оцінка стану проблеми системи.....	18
1.1 Загальна характеристика проблеми і існуючі підходи до її вирішення ..	18
1.2 Аналіз технічного завдання.....	21
1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів	30
1.4 Висновки	31
2 Аналіз і синтез системи	32
2.1 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи	32
2.2 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах.....	48
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління	57
2.4 Висновки	59
3 Конструкторська частина	60
3.1 Завдання контролера і визначення складу вхідної і вихідної інформації	60
3.2 Розробка структури цифрового контролера.....	60
3.3 Вибір елементної бази для реалізації контролера	62
3.4 Розробка конструкції друкованого вузла контролера.....	69
3.5 Висновки	69
4 Дослідна частина	70
4.1 Завдання і методи проведення дослідження	70
4.2 Програма проведення дослідження.....	70
4.3 Результати дослідження	70
4.4 Висновки	80
5 Експериментально-практична частина	81
5.1 Опис програми.....	81
5.2 Керівництво користувача	81
5.3 Технологія тестування програмного забезпечення	83
5.4 Висновки	83
6 Економічна частина	84
6.1 Опис продукту.....	84
6.2 Сегментування ринку.....	84
6.3 Аналіз конкурентоспроможності	85
6.4 Розрахунок собівартості і ціни	88
6.5 Висновки	95
Висновки	96
Список використаних джерел	97
Додаток А.....	99
Додаток Б.....	109

ВСТУП

На сьогодні існує безліч видів літальних апаратів, які мають свої характерні властивості щодо руху. Саме заходи по використанню їх в певних умовах та для окремих задач, допомагає нам з точністю сказати який апарат необхідно застосувати для того чи іншого завдання. Ось наприклад літак має достатню швидкість та маневреність щоб перевозити вантаж на великі відстані, але потребує посадочної смуги. В свою чергу вертоліт не потребує такої смуги, але має не такий великий запас по швидкості. Саме задля вирішення проблеми маневреності та швидкості вирішення поставленої задачі існує такий тип літального апарату як конвертоплан.

За переміщення в просторі даного роду літального апарату відповідає силова установка, яку представляють два безколекторних електродвигуна, а також автомат відхилення цих двигунів на основі сервоприводів. Останні в свою чергу відповідають за стабілізацію конвертоплана по тангажу і дозволяють переходити до поздовжнього руху і задавати за допомогою кута відхилення сервоприводів необхідний для руху момент. Силова установка відповідає за стабілізацію конвертоплана по крену, а при переході до поздовжнього руху також є головною складовою моменту.

Для здійснення необхідного функціонування системи управління в даній роботі буде застосовано рівняння Лагранжа другого роду. Саме завдяки йому в якості вихідних даних береться графічна модель розробленого макетного зразка, на основі якої виводяться нелінійні рівняння системи, які в подальшому лінеаризуються та отримуються остаточні лінійні рівняння ЛА. Використовуючи попередні розрахунки можна прийти від лінійної системи до передаточних функцій та проводити синтез системи щоб досягти необхідних показників якості.

1 ОЦІНКА СТАНУ І ПРОБЛЕМИ СИСТЕМИ

1.1 Загальна характеристика проблеми і існуючі підходи до її вирішення

Конвертоплани або бікоптери - літальні апарати, здатні здійснювати вертикальні зліт і посадку за рахунок поворотних двигунів, які на зльоті і при посадці працюють як підйомні, а в горизонтальному польоті - як тягучі, і при цьому виконувати тривалий високошвидкісний горизонтальний політ, характерний для звичайних літаків за рахунок крила літакового типу. Такі літальні апарати не є в повній мірі ні вертольотами, ні літаками. Крім того, літальні апарати цього типу характеризуються двома різко відрізняючимися режимами польоту.

Існує безліч схем створення конвертоплана. Але більшість з них - це політ дизайнерської фантазії, який неможливо реалізувати не тільки на нинішньому технологічному рівні, а й в доступному для огляду майбутньому.

Одна з схем - це машина, яка обертається на 90 градусів. Під час зльоту конвертоплан працює як звичайний вертоліт, і після набору необхідної висоти пілот повертає гвинти, які стають не підніманням, а тяганням або штовханням.

Існує два способи встановлення гвинтів: звичайний і «вентиляторний», коли гвинт встановлюється так само, як і турбіна турбореактивного двигуна, але без кожуха. Другий спосіб дозволяє досягти більшого ефекту. Перший із них - звичайний літак, встановлений на хвості. Гвинт, розташований у верхній частині цієї площини, створює підйомну силу під час зльоту. Піднявшись на достатню висоту, літак переводиться в горизонтальне положення і виконує звичайний політ в режимі польоту. Така схема має свої переваги. Наприклад, крила перетворювача при зльоті не заважають потоку повітря.

Але недоліки набагато суттєвіші. Головний з них полягає в тому, що пілоту в двох режимах потрібно зайняти два різні положення всередині салону, повернувши крісло на 90 градусів. Відповідно, елементи управління повинні зміщуватися під однаковим кутом. Крім того, пілот має невеликий огляд, якщо, звичайно, він не знаходиться всередині скляної кулі. Ця робота передбачає виготовлення об'єкта БПЛА типу бікоптера та системи управління. Система призначена для вивчення каналів злітно-посадкового руху, поздовжнього та поперечного переміщення, що забезпечують стабілізацію просторового положення об'єкта.

Дією управління є опорний сигнал, який подається від мікроконтролера Arduino UNO, обробляється і перетворюється на швидкість обертання гвинтів ЛА. В результаті збільшення обертальних гвинтів тяга ЛА збільшується і рух об'єкта реалізується. Для стабілізації БПЛА необхідно підтримувати швидкість обертання гвинтів і положення керма висоти за допомогою сервоприводу.

На рисунку 1.1 показана модель конвертоплану з роторними двигунами.



Рисунок 1.1 – Конвертоплан В-22 “Osprey” з поворотними гвинтами

Така конструкція функціонально близька до літака вертикального зльоту і посадки, але конвертоплани відносять до гвинтокрилих літальних апаратів через конструктивні особливості гвинтів. У конвертопланів застосовуються легконавантажені низькообертові гвинти, близькі до вертолітного типу, які дозволяють апарату летіти в вертолітному режимі, при малому куті повороту гвинтів. Великі гвинти конвертоплана можна порівняти з розмахом крила, вони допомагають йому при вертикальному зльоті, проте в горизонтальному польоті стають менш ефективними в порівнянні з гвинтами традиційного літака, які мають менший діаметр.

Конвертоплан з поворотними гвинтами - ЛА, який поєднує вертикальний зліт-посадку по вертолітному принципу з переміщенням зі швидкістю турбогвинтового літака. Недоліком цієї схеми, в порівнянні з вертольотами, є необхідність мати досить великий розмах крила. Ця необхідність обумовлена тим, що на таких апаратах встановлюються поруч два великих по діаметру гвинта, що вимагає збільшення майданчиків для виконання зльоту та посадки.

Досліджувана система управління конвертопланом досить цікава і незвична, оскільки на сьогодні в світі не має якісного рішення проблеми. Дані апарати, в порівнянні з іншими ЛА, мають ряд переваг: дозволяють виконувати вантажоперевезення в екстремальних умовах, долати швидкісний бар'єр, який недоступний звичайним вертольотам переходячи в літаковий режим польоту.

Також, існують недоліки, викликані складністю реалізації алгоритмів керування.

Система управління повинна реалізувати повністю автоматичний режим польоту. Даний режим складається в реалізації плавного зльоту і набору відповідної висоти, за коректність якої відповідає зворотний зв'язок по висоті, у вигляді висотоміра на базі ультразвукового датчика. Далі система аналізує дані

по достатнім запасам висоти і тяги силової установки, щоб виконати перехід до поздовжнього руху. За рахунок механізму відхилення вектору тяги, яку тут є два сервоприводу, жорстко пов'язані плечем з платформою власника силової установки, відбувається перехід до даного роду руху. По ходу польоту, дані отримані з гіроскопа виконують завдання стабілізації по крену, за рахунок зміни значення тяги силових установок, і по тангажу, за рахунок зміни кута напрямку вектора тяги силових установок. Після поздовжнього руху БПЛА повинен виконати зворотний перехід в усталений режим, щоб після виконати плавну посадку.

В основному, конвертоплани виготовляються за такими чотирма схемами:

1) двигун нерухомо прикріплюється до крила і обертається разом з ним. В цьому і наступному випадку використовуються, щонайменше, два двигуна, симетрично розташованих відносно поздовжньої осі корпусу. Двигуни разом з крилами приймають вертикальне положення при зльоті та посадці і горизонтальне положення при горизонтальному польоті (рис. 1.2).



Рисунок 1.2 – Конвертоплан «NASA GL-10 Greased Lightning»

2) двигун обертається, крило не рухається. Лопаті, прикріплені безпосередньо до двигунів, створюють підйомну силу як у вертольоті при вертикальному зльоті та приземленні і силу натягу як в літаку при горизонтальному польоті (рис. 1.3);



Рисунок 1.3 – Конвертоплан “Pantra“

3) двигуни нерухомо прикріплюються до корпусу, тобто не обертається. Ці типи ЛА використовують 3 або 4 підйомних двигуна для забезпечення підйомної сили при вертикальному польоті і один тяговий двигун, прикріплений до задньої або передньої частини ЛА для забезпечення горизонтального польоту в режимі літака. При цьому напрямку сил, створюваних підйомними і тяговими двигунами, що входять в конструкцію ЛА, принципово відрізняються один від одного. Підйомна сила під час зльоту перевищує силу натягу в горизонтальному польоті. З цієї причини частота обертання в горизонтальному польоті на 20-25% нижче, ніж в режимі зависання в повітрі (рис. 1.4);

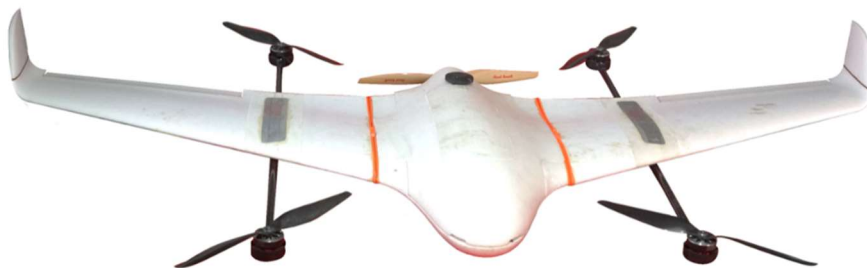


Рисунок 1.4 – Конвертоплан «Skywalker X8»

4) обертові лопаті. В цьому випадку крила і двигуни нерухомо прикріплюються до корпусу, при переході в вертикальний і горизонтальний режими польоту обертаються тільки лопаті (рис. 1.5). Цей варіант використовується тільки у великих конвертопланах.



Рисунок 1.5 – Конвертоплан «Bell V-280 Valor»

Залежно від функціональної схеми реактивні моменти обертання в конвертопланів врівноважуються зворотним обертанням пар лопатей. У многороторном режимі поперечне управління (вліво, вправо) забезпечується диференціальних управлінням лопатями, а поздовжнє управління (вперед, прямо) забезпечується додатковим рульовим пропелером в хвостовій частині ЛА.

Установка двигунів у профільованому каналі конвертоплана, спроектованого за схемою двигунів, що обертається в дво- і чотирьохкільцевому профілі, дозволяє, в основному, підвищити їх коефіцієнт корисної дії в режимі зависання в повітрі, а також підвищити безпеку ЛА при експлуатації.

За своєю конструкцією та характеристиками тягові двигуни конвертопланів аналогічні тяговим двигунам літаків. У Канаді, США та інших країнах були спроектовані експериментальні ЛА конвертопланового типу з двома і чотирма двигунами. Однак зазначені далі недоліки призвели до того, що багато проектів залишилися на етапі експериментальних досліджень.

Недоліки ЛА конвертопланового типу:

- неможливість проведення рятувальних робіт та аварійної посадки при відмові двигуна через високу швидкість повітряного потоку, створюваного лопатями;

- високе навантаження на двигуни в режимі зависання в повітрі;

- низькі ККД і надійність в порівнянні з вертольотами;

- висока вартість;

- відставання від літака в швидкості і здатності літати на великі відстані;

- втрата ефективності лопатей, що забезпечують підйомну силу при горизонтальному польоті;

- складність конструкції і управління ЛА;

- тяжкість конструкції (механізму обертання двигунів).

Переваги ЛА конвертопланового типу включають в себе:

- можливість зльоту і посадки з обмеженою територією в порівнянні з літаком;
- можливість літати швидше і на більші відстані в порівнянні з вертольотом.

Аналіз і етапи розвитку пілотованих і безпілотних ЛА конвертопланового типу

У різні роки американські конструктори розробляли пілотовані військово-транспортні конвертоплани типу «XV-3», «XV-15» і «XC 142A» та «Bell X-22A» для військово-повітряних сил. З них конвертоплани «XV-3» і «XV-15» з масою польоту 2180 кг. і 5900 кг. були розроблені компанією «Bell». Пізніше компанії «Bell» і «Boeing» спроектували багатоцільовий військово-транспортний конвертоплан типу «V-22 Osprey» і в силу успіху проекту приступили до його послідовному випуску. «V-22 Osprey» є єдиним конвертопланів, прийнятим на озброєння.

У 2013 році компанія «Bell Helicopter» випустила більш досконалий конвертоплан третього покоління типу «Bell V-280 Valor», забезпечений сучасними засобами радіоелектронної боротьби з застосуванням останніх досягнень інформаційних технологій. У цьому ж напрямку компаніями «CL-84 Daynavert» в Канаді, «Nord 500 Cadet» у Франції [11] і «Bell / Agusta Aerospace Company» в Італії були спроектовані і виготовлені цивільні конвертоплани типу «BA609» з обертовим двигуном.

У 50-ті роки в СРСР почалося проектування конвертоплана «Ка-22» з двома піднімальними і двома відразливими лопатями. Однак проект був припинений через катастрофу двох ЛА, а потім через фінансові труднощі проекту «МІ-30».

Інтерес і попит на проектування і застосування БПЛА конвертопланового типу, виготовлених з різних аеродинамічних схемами, все більше зростає. Так, основною вимогою при створенні БПЛА є зниження його ваги, забезпечення надійності дистанційного керування і ефективності схеми конструкції, а також розробка інноваційних рішень, що дозволяють поліпшити ці показники. З цією метою при проектуванні робляться зусилля по задоволенню умов збільшення ККД безпілотного літального апарату під час горизонтального польоту і збільшення коефіцієнта аеродинамічного якості з 5-6 одиниць до 10. Крім того, особливості польоту на великій висоті, відсутність звукового ефекту і дуже низьке тепловиділення ускладнюють виявлення БПЛА з системою харчування типу ЕМ.

Демонстрація експериментального зразка БПЛА «Project Zero» конвертопланового типу, електродвигун якого був виготовлений за схемою, що обертається на 90 °, а енергопостачання забезпечувалось акумуляторною батареєю (АБ), відбулася в 2011 році. Під час зупинки лопаті електродвигунів

конвертоплана направляються назустріч вітру, і їх обертання служить заповнення АБ (рис. 1.6)



Рисунок 1.6 – Електроконвертоплан «Project Zero»,
положення роторів в горизонтальному польоті

Відмова від гідравлічних і механічних систем трансмісії підвищує надійність і витривалість конструкції. Під час горизонтального польоту основна підйомна сила забезпечується крилами ЛА, а додаткова стійкість польоту - невеликим V-подібним хвостом. У деяких випадках передбачено використання конвертоплана в «вертолітному режимі». З метою зменшення ваги ЛА і збільшення маневреності можна зняти частини крил. Компанія «AgustaWestland» проводить дослідні роботи зі створення гібридної версії енергосистеми конвертоплана.

Виготовлений ізраїльською компанією «Urban Aeronautics» в 2008 році конвертоплан типу «Urban Aeronautics AirMule» конструктивно складається з двох лопатей на корпусі і хвості (рис. 1.7).



Рисунок 1.7 – Конвертоплан типу «Urban Aeronautics AirMule»

БПЛА може бути використаний для евакуації поранених бійців із зони бойових дій. Заснована в 2001 році компанія «Urban Aeronautics» виробляє як військові, так і цивільні БПЛА («Centaur», «X-Hawk»).

Заснована Мюнхенським університетом Німеччини компанія «Lithium» в даний час виробляє електричні БПЛА з малою вагою і габаритними розмірами (рис.1.8).



Рисунок 1.8 –Електричний конвертоплан, спроектований компанією «Lithium»

ЛА оснащений обертовими двигунами з турбовінтом подвійного контуру. З цієї причини для зльоту і посадки БПЛА потрібна ділянка площею 15×15 м. Енергосистема ЛА харчується від АБ, і після зарядки АБ ЛА зможе пролетіти 500 км.

Особливості проектованого конвертоплана включають в себе:

- дистанційне керування за допомогою пульта управління;
- оснащення супутниковою навігацією;
- управління системи шасі;
- великий вантажний відсік;
- наявність двері типу «крило чайки» і панорамного вікна.

БПЛА конвертопланового типу можуть використовуватися в наступних областях:

- фотографування з метою проведення дистанційного спостереження за землею і складання топографічних карт;
- застосування у військових цілях при проведенні електронно-оптичної розвідки і в інших областях;
- при управлінні тваринництвом і землеробством в сільському господарстві;

- при визначенні збитків, завданих в надзвичайних ситуаціях;
- при повітряному спостереженні, контролі, відстеженні та аналізу зображення по часу в ході поліцейських операцій;
- при дистанційному управлінні роботами в нафтогазовій галузі, моніторингу та аналізі технічного стану трубопроводу та ін.

В даний час області застосування ЛА на основі конвертоплана і мультіротатції не обмежуються перерахованим вище. У нашому житті вже немає такої області, в якій не потрібно було б застосування цього типу ЛА.

1.2 Аналіз технічного завдання

При проектуванні системи управління і стабілізації основним документом, що містить всі необхідні вихідні дані і вимоги, є технічне завдання (ТЗ). Ретельно аналізуючи наявні ТЗ на предмет наявності повної необхідної інформації для успішної розробки системи, пройдемо по всім пунктам завдання.

Також ТЗ несе в собі інформацію про режим польоту і вигляді руху ЛА, про вимоги, що пред'являються до надійності і безпеки, системі управління і до її приладовому складу, про умови експлуатації обладнання, характеристиках зовнішніх впливів, електричних параметрах.

Керуючий вплив на об'єкт управління надає пристрій управління. При проектуванні системи управління ЛА, пристрій управління розраховує кути відхилення рулів, а математична модель ЛА як об'єкта управління, з урахуванням цих кутів, визначає координати центру мас і кутове положення конвертоплана

Система автоматичного управління (САУ) польотом конвертопланом складається з датчиків, призначених для отримання інформації про режими і умови польоту; обчислювачів і коригувальних пристроїв, що служать для переробки інформації та формування законів управління; підсилюючих пристроїв і виконавчих механізмів, що служать для посилення сигналів і передачі на органи управління і т.д. Структурні особливості САУ оцінюються її законом управління, під яким мають на увазі необхідну залежність вихідних сигналів виконавчих механізмів від сукупності вхідних сигналів.

Завданням розроблюваної системи управління є стабілізації висоти конвертоплана.

В якості об'єкта управління був обраний конвертоплан з двогвинтовим регулятором швидкості двигунів. Принцип роботи з цією схемою полягає в узагальненні тяг двох гвинтів. Через різні внутрішні характеристики двигунів необхідно компенсувати швидкість їх обертання за рахунок зворотного зв'язку, що забезпечується датчиком кутової швидкості. Як наслідок цього, вибирається

режим контролю відхилення, який полягає у компенсації накопиченої помилки через негативний зворотний зв'язок. Схема цієї системи представлена на рисунку 1.1.

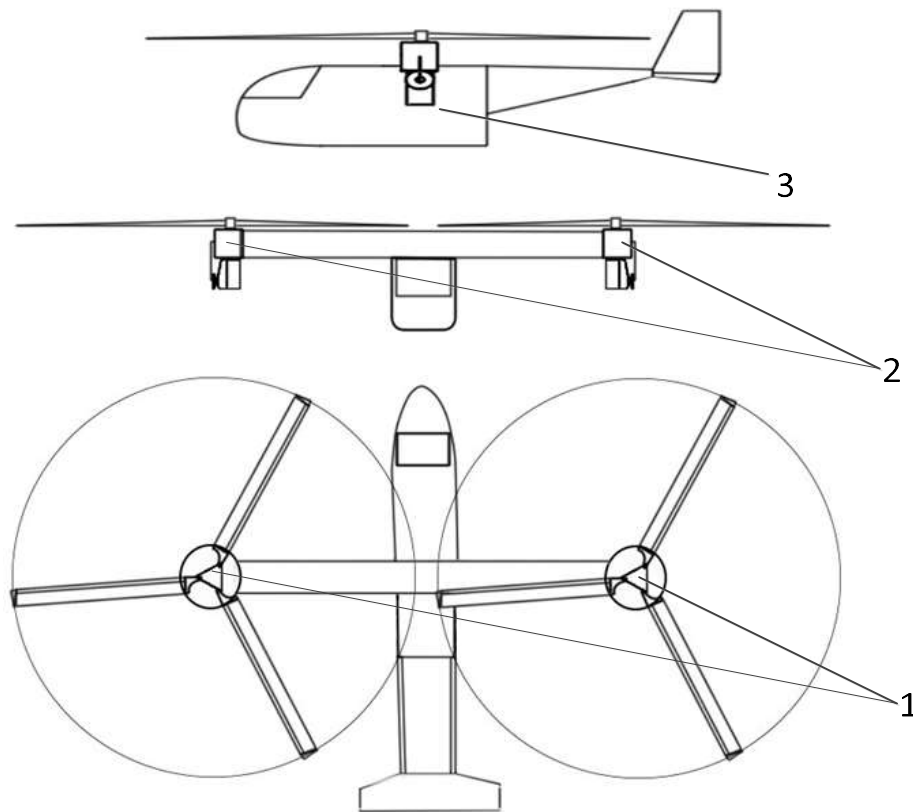


Рисунок 1.9 – Конструктивно-компонувальна схема конвертоплана

На рисунку 1.9 введено такі позначення:

1 – безщіточні двигуни;

2 – поворотні сервоприводи, призначені для здійснення поздовжнього польоту конвертоплана;

3 – фюзеляж системи, де розміщені обчислювач (мікроконтролер), основні датчики (акселерометр, гіроскоп, ультразвукової далекомір, тахометр).

Недоліком реалізації цього алгоритму є складність програмування певного режиму польоту, а не виконання його в різних середовищах. Для вирішення цієї проблеми був розроблений алгоритм для різних збурюючих дій.

При впровадженні системи реалізований напівавтоматичний і автоматичний режим польоту. Напівавтоматичний режим полягає в прийомі з ЕОМ зовнішніх збурень, які впливають на ЛА, передачі даних, що аналізуються на об'єкт виконання конвертопланів всіх поставлених завдань [2].

Принцип автоматичного режиму польоту полягає в програмуванні мікроконтролера на певний режим польоту і його виконання на реальному об'єкті.

Графік реалізації режиму зльоту, зависання, посадки представлений на рисунку 1.10.

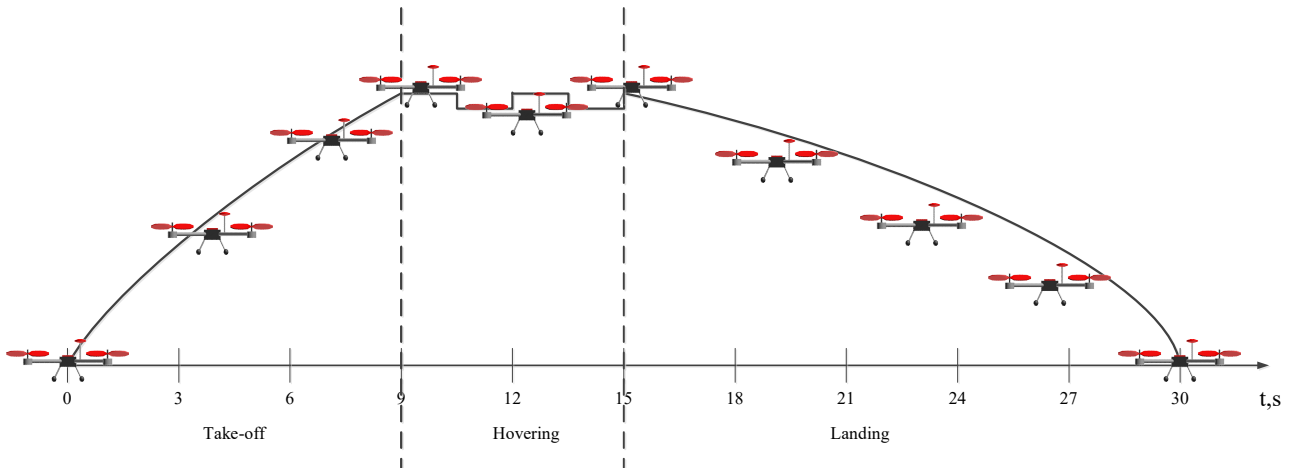


Рисунок 1.10 - Графік режиму зльоту, зависання, посадки

Виходячи з цієї схеми, можна зробити висновок, що для виконання цього режиму польоту конвертоплан повинен вирішити такі завдання: в перший період часу швидко набрати швидкість, при досягненні певної швидкості, у другому часовому інтервалі, утримувати рівновагу (змінювати обороти двигунів в обраному районі), повільно знижувати швидкість в третьому інтервалі щоб уникнути падіння, деформації корпусу або його елементів [3].

Наявність двох двигунів з автоматом відхилення вектора тяги дозволяють виконувати зліт і посадку в важкодоступних місцях.

Основою даної конструкції є комп'ютер - мікроконтролер сімейства Arduino. Дані мікроконтролери на сьогоднішній день є найоптимальнішим варіантом для використання і проектування будь-яких САУ, оскільки мають достатню кількість варіативних уявлень і компоновок. Велика кількість різноманітних датчиків і також налагоджувальних плат дозволяють розробляти об'єкти будь-якого типу.

У нашому випадку, мікроконтролер не тільки зчитує і обробляє інформацію з зовнішніх джерел, але і посилає сигнали управління на виконавчі механізми і органи. Інформація про стан апарату в просторі виходить відразу з гіроскопа і ультразвукового висотоміра, а потім обробляється контролером. Алгоритм прорахунку кожної ітерації польоту має свої особливості оскільки важливість визначення координат в просторі є ключовим і найважливішим

фактором під час польоту. Маючи значення кутів крену і тангажа система виконує прорахунок відразу двох сигналів управління. Оскільки конвертоплан при будь-якому з режимів польоту для коригування руху використовує тільки сервоприводи і безколекторні електродвигуни кожен з сигналів управління відповідає кожному з цих органів управління.

Обчислення сигналу управління контуром тяги виконується наступним чином: на вхід регістрів мікроконтролера подається сигнал про вугілля крену з гіроскопического датчика, потім він обробляє отримані дані і, відповідно до значення неузгодженості, передає ШІМ сигнал на регулятори ходу, які перетворюють його в енергію постійного струму від акумулятора до трифазним безколекторним моторам.

Наступним контуром управління є кут відхилення вектору тяги, який представлений в наступному вигляді: на вхід регістрів мікроконтролера подається сигнал про вугілля тангажу з гіроскопического датчика, потім обробивши дані він передає сигнал управління на сервоприводи у вигляді зазначеного кута відхилення, який за рахунок жорсткого зв'язку з платформою силової установки виконує відхилення вектору тяги для забезпечення стабілізації апарату в просторі.

Завершальним контуром управління є контур висоти. Для нього характерний наступний алгоритм: на вхід регістрів мікроконтролера надходить сигнал з інформацією про відстань апарату над твердою поверхнею, мікроконтролер обробивши операцію визначає чи є необхідність набрати або скинути висоту в залежності від обраного режиму або етапу польоту. Відповідно до цього виконується прорахунок необхідного значення ШІМ сигналу для забезпечення безпечного польоту конвертоплану.

Даний алгоритм управління необхідно циклічно виконувати протягом усього польоту літального апарату, оскільки під час набору висоти безколекторні двигуни, як і будь-які інші мають різні нелінійності, такі як: зона нечутливості, зона насичення, люфт і інші. Всі вони впливають так чи інакше на динаміку і загальні характеристики виконавчих елементів, тому повинні бути враховані.

Розглядаючи даний об'єкт автоматичного управління як тіло що рухається в повітрі можна з точністю сказати, що на нього діють сили і моменти, які в більшості випадків і є головними збурюючими впливами. Величина цих сил і моментів залежить від багатьох параметрів. До їх числа відносяться швидкість і щільність повітря, а також геометричні характеристики тіла, що рухається. При проектуванні літальних апаратів і систем управління їх польотами необхідно використовувати залежності аеродинамічних характеристик тіл від їх геометричних особливостей.

До аеродинамічних характеристик літального апарату відносять коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів, а, також, похідні цих сил і моментів

за основними істотними параметрами. Ці коефіцієнти є нелінійними функціями багатьох аргументів.

В даному випадку для прийняття в розрахунок впливів, що обурюють необхідно задатися питанням аеродинаміки літального апарату, що дозволить істотно наблизити модель до реального апарату, а також проводити не тільки якісну але і кількісну оцінку характеристик польоту в цілому.

При проектуванні безперервних, дискретно-безперервних і дискретних САУ необхідно мати математичну модель об'єкта управління. Для її отримання використовуються дані, які знаходяться в ТЗ і додатку до нього, а також беруться до уваги всі вимоги, висунуті до проектованої системі, і умови експлуатації об'єкта управління.

Для реалізації системи буде побудована функціональна схема, підібрані елементи схеми, обраний закон управління, що забезпечує стійкість і необхідну якість процесів. За функціональною схемою буде побудована машинна модель системи.

1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів

Аналіз літературних джерел був необхідний для опису об'єкта управління, дозволив ознайомитися з принципами побудови систем управління, в структуру яких входять мікроконтролерні системи.

Аналізуючи подібного роду системи управління фахівцям необхідно класифікувати можливі варіанти реалізації з огляду на існуючі об'єкти. Це виконується для уникнення подібного роду проблем, представлених в патентних роботах, а також при обліку спрямування роботи, оскільки проектування системи управління для будь-якого об'єкта є трудомісткою і відповідальною роботою.

Одним серед найбільш визнаних джерел являється робота О.О. Нахаби «Мультироторний конвертоплан літакового типу із напівкоптерним алгоритмом керування польотом». Даний БПЛА має можливість горизонтального польоту на достатньо великій швидкості, який відрізняється тим, що до фюзеляжу класичного літака спереду та позаду його крил, прикріплені двигуни вертикального зльоту (вертикальної тяги), два спереду крил та два позаду крил, що направлені догори та до переду. Дана СУ має характерні особливості, але використання чотирьох двигунів для польоту робить її ресурсовитратною та неактуальною для літакової схеми, оскільки квадрокоптери мають широке використання і не потребують наявності фюзеляжу.

Інша робота, студентів Національного аерокосмічного університету В.П. Харченка, М. П. Матійника та М. В. Макачука під назвою «Безпілотний

ковертоплан», в більшій мірі характеризує принципи проектування СУ для такого роду ЛА. Даний БПЛА відрізняється тим, що його силова установка виконана у вигляді трьох однакових поворотних гвинтомоторних груп з електродвигунами, дві з яких розміщено перед крилом та кріпиться до нього, а третя перед Т-подібним оперенням і кріпиться до нього, а керування на режимові висіння по крену і тангажу здійснюється різницею тяг роторів силової установки, а по курсу рулем напрямку, який на всіх режимах роботи хвостової гвинтомоторної групи знаходиться в обдуві.

У Додатку А наведено список використаних патентів.

1.4 Висновки

Був розглянутий загальний стан проблематики, що можна зробити висновок про те, що проблема проектування систем управління конвертопланом на сьогоднішній день має велику актуальність і вже існує багато варіатів вирішення проблеми.

2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ

2.1 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи

В основі будь-якого літального апарату крім корпусу і двигунів лежить мікроконтролер, який виконує контроль над всім польотом. Всі сигнали управління надсилаються на виконавчі механізми виключно після його правильної обробки. Сам вид сигналу, який передає контролер на управління безколекторними двигунами є ШІМ сигнал. Але цей сигнал не приводить в рух силову установку, оскільки це інформаційний зв'язок між контролером і регулятором ходу, який і подає енергію електричного струму на потрібні обмотки статора, в результаті чого відбувається виникнення електромагнітного поля тим самим приводячи ротор двигуна з постійними магнітами в обертання.

Дані про кути положення надходять на мікроконтролер від плати на основі гіроскопічного датчика, а вимірювання висоти виконуються за рахунок ультразвукового датчика. У процесі польоту мікроконтролер проводить опитування датчиків згідно з алгоритмом системи, потім виконує необхідний розрахунок для забезпечення стабілізації конвертоплана в просторі.

Режим польоту повинен бути обраний оператором і завантажений на відповідний мікроконтролер з підключеним трансивером, який передає цю інформацію на бортову апаратуру конвертоплана і в режимі реального часу буде знімати значення з гіроскопічного датчика і висотоміра для забезпечення більшої інформативності та запобігання збоїв і непередбачених помилок.

Функціональна схема САУ конвертоплана представлена на рис.2.1.

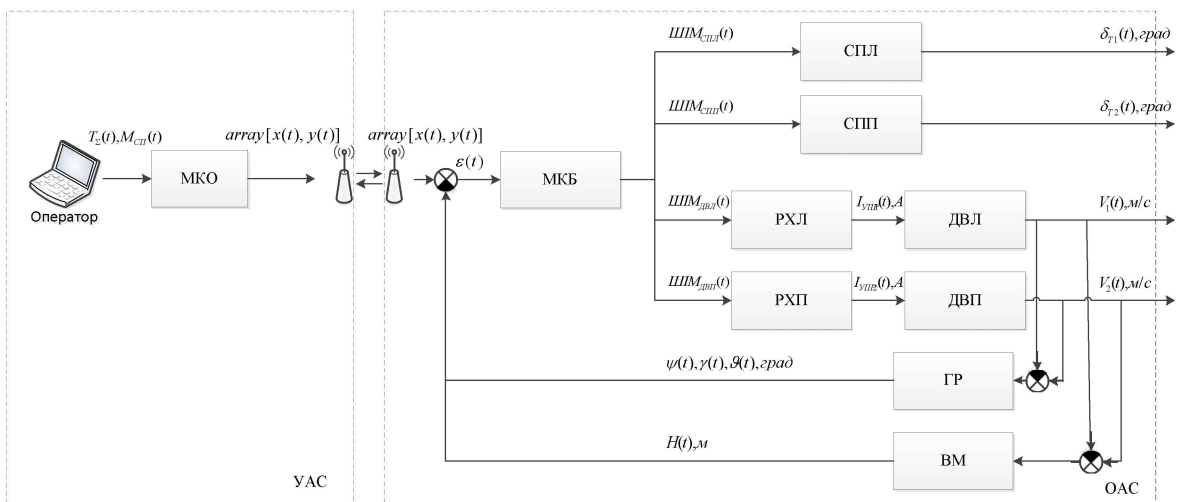


Рисунок 2.1– Функціональна схема САУ конвертоплана
На рис.2.1 прийняті наступні позначення:

Оператор - ПЕОМ оператора для реалізації задає вхідного сигналу;

МКО – мікроконтролер оператора, який формує вхідні дані для передачі через трансивер по каналу зв'язку;

МКБ – бортовий мікроконтролер, встановлений усередині фюзеляжу льотного зразка, який обробляє вхідні сигнали неузгодженості і виконує розрахунок необхідних значень виконавчих механізмів для забезпечення стабілізації польоту;

СПЛ – лівий бортовий сервопривід, який відповідає за відхилення вектору тяги лівого безколекторного електродвигуна;

СПП – правий бортовий сервопривід, який відповідає за відхилення вектору тяги правого безколекторного електродвигуна;

РХЛ – регулятор ходу лівого безколекторного електродвигуна;

РХП – регулятор ходу правого безколекторного електродвигуна;

ДВЛ – лівий безколекторний електродвигун, який служить силовою установкою конвертоплана;

ДВП – правий безколекторний електродвигун, який служить силовою установкою конвертоплана;

ГР – гіроскопічний датчик, для корекції положення в просторі;

ВМ – висотомір, який представлений у вигляді ультразвукового датчика в колі зворотного зв'язку;

$\text{ШИМ}_{\text{СПЛ}}(t)$ – широтно-імпульсний сигнал кута відхилення лівого сервоприводу;

$\text{ШИМ}_{\text{СПП}}(t)$ – широтно-імпульсний сигнал кута відхилення правого сервоприводу;

$\text{ШИМ}_{\text{ДВЛ}}(t)$ – широтно-імпульсний сигнал тяги лівого безколекторного електродвигуна;

$\text{ШИМ}_{\text{ДВП}}(t)$ – широтно-імпульсний сигнал тяги правого безколекторного електродвигуна;

$\text{array}[x(t),y(t)]$ – масив даних із вхідними значеннями тяги силової установки і кутом повороту сервоприводів;

$\varepsilon(t)$ – сигнал помилки управління;

$\delta_{T1}(t)$, град – кут повороту лівої силової установки;

$\delta_{T2}(t)$, град – кут повороту правої силової установки;

$V_1(t)$, м/с – швидкість обертання лівого електродвигуна;

$V_2(t)$, м/с – швидкість обертання правого електродвигуна;

$I_{\text{УПР1}}(t)$, А – значення керуючого струму лівого безколекторного електродвигуна пропорційне $\text{ШИМ}_{\text{ДВЛ}}(t)$;

$I_{\text{УПР2}}(t)$, А – значення керуючого струму правого безколекторного електродвигуна пропорційне $\text{ШИМ}_{\text{ДВП}}(t)$;

$H(t)$, м – значення датчика висоти до найближчого твердого тіла знаходиться під конвертопланом;

$\psi(t), \gamma(t), \vartheta(t)$, град – значення кутів гіроскопічного датчика: рискання, крену і тангажу.

У даній функціональній схемі необхідно виділити об'єкт управління (ОУ) і пристрій керування (УУ). Під об'єктом управління мається на увазі частина системи, що виділяється таким чином, що виконується три умови:

- 1) на об'єкт можна впливати;
- 2) цей вплив дозволяє змінити стан об'єкта в бажаному для користувача напрямку;
- 3) зміну стану об'єкта можна спостерігати.

Під пристроєм управління мається на увазі частина системи, що виділяється таким чином, що виконується дві умови:

- 1) на вхід надходить вхідний сигнал і перетворюється у вихідний сигнал;
- 2) сигнал переводить ОУ з одного стану в інший, так що виконуються задані вимоги до якості функціонування системи.

Аналізуючи цю функціональну схему можна визначити, що об'єктом автоматичного управління є конвертоплан, який має в якості бортової апаратури: радіомодуль, датчики, обчислювачі, сервоприводи, безколекторні електродвигуни та інші виконавчі елементи.

Тоді як до пристрою автоматичного управління відносять апаратуру оператора: ПЕОМ, обчислювач і радіомодуль для взаємодії з бортовою апаратурою конвертоплана.

Принцип функціонування даної системи управління реалізується за рахунок негативного зворотного зв'язку по кутах положення і висоті.

Після старту апаратури оператора, система очікує вхідного сигналу по каналах радіозв'язку. Обчислювач на основі даних від ПЕОМ, а саме вказівок по режиму польоту і необхідних значень набору висота утворює масив вхідного сигналу, який передає каналами радіоапаратури. Отримавши підтвердження про правильне прийомі і цілісності всіх переданих даних відправляє на борт підтвердження про дозвіл польоту.

Бортовий обчислювач формує необхідні значення висоти і аналізує алгоритм управління. Після дозволу на зліт мікроконтролер ініціалізує калібрування всіх датчиків відповідно до рівня горизонту, кути положення яких дозволяють вивести конвертоплан в вертикальний політ і набрати потрібний рівень висоти. Далі виконується калібрування безколекторних електродвигунів, суть якої полягає в плавній подачі сигналів рівня мінімум і максимум для встановлення взаємодії фізичної величини тяги з відповідними значеннями вхідного ШІМ сигналу мікроконтролера. Сервоприводи встановлюються в

значення 90° , що дає запас по куту відхилення силової установки $\pm 90^\circ$ при мінімальному куті 0° і максимальному 180° .

Виконавши передстартову калібрування всіх датчиків і виконавчих механізмів переходимо до безпосереднього запуску бікоптера. Мікроконтролер подає ШІМ сигнал управління на регулятори ходу, який формується за рахунок сигналу неузгодженості задає впливу і значення поточного кута положення конвертоплана. Даний сигнал формується даними чином протягом усього польоту літального апарату, щоб гарантувати стабілізацію по кутах і висоті. Це дозволяє виробляти зліт, висіння і посадку на належному рівні.

Для виконання більш складного горизонтального режиму польоту необхідно виконати поворот сервоприводів на кут, відповідний граничного при якому конвертоплан має оптимальну стійкість по тангажу. За рахунок цього вектор тяги змінивши своє становище буде переміщати бікоптер по ходу напрямку. Під час виконання такого руху літальний апарат буде мати просідання по висоті, яка в кінцевому рахунку буде компенсована збільшенням тяги або невеликим скиданням кута повороту апарату відхилення вектора тяги силової установки.

Для реалізації бічного руху необхідно виконувати поворот одного з сервоприводів на невеликий кут, при цьому паралельно піднімаючи на ньому тягу, яка б компенсувала перекидання апарату. Ці дії забезпечать відхилення одного з векторів тяги (в залежності від необхідного напрямку повороту), що дозволить конвертоплану виконувати бічний рух таке як поворот і розворот в залежності і отриманого сигналу управління з обчислювача оператора.

Математична модель - це сукупність математичних співвідношень, що описують поведінку об'єкта і ті умови, в яких він працює. Тобто будь-яка математична модель являє собою наближений опис якого-небудь класу явищ реального світу, виражене за допомогою математичних символів.

Математичну модель для будь-якого виду руху (бічне, поздовжнє) і будь-якого режиму польоту можна отримати, ґрунтуючись на повну вихідну систему нелінійних диференціальних рівнянь, яка в загальному випадку включає в себе:

- три рівняння динаміки центру мас конвертоплану;
- три рівняння кінематики центру мас конвертоплану;
- три рівняння динаміки кутового руху конвертоплану;
- три рівняння кінематики кутового руху конвертоплану.

Крім перерахованих вище рівнянь, в повну вихідну систему можуть входити додаткові рівняння, що описують взаємозв'язок між кутами в різних системах координат. Крім основних нелінійностей, в рівняння входять локальні нелінійності, до яких відносяться вирази для аеродинамічних сил і моментів,

вирази для сил тяги двигунів, прискорення гравітаційного поля і його залежність від висоти, вирази для щільності повітря.

Лінійні рівняння динаміки конвертоплану отримані лінеаризацією. Можливості використання лінійних моделей обгрунтовані такими положеннями:

- 1) аеродинамічні сили і моменти є лінійними функціями кінематичних параметрів;
- 2) простота лінійної моделі і можливість аналітичного синтезу структури і керуючих мінімумів САУ.

Тобто спрощенням математичної моделі ЛА є його лінеаризація.

Метод лінеаризації складається з наступних тверджень:

- 1) вибір еталонного (незбуреного) руху конвертоплану;
- 2) розкладання рівняння обуреного руху поблизу опори в ряд Тейлора;
- 3) вибір тільки лінійних членів розкладання;
- 4) віднімання з обуреної розкладеної опори, тобто невеликими приростами.

Для моделювання конвертоплану потрібно розробити математичну модель і на її основі програму моделювання та розробки алгоритму системи управління. Основна проблема моделювання - нелінійність системи. Математична модель конвертоплану може бути розроблена з використанням основних фізичних законів.

Фізична модель конвертоплану показана на рисунку 2.2.

Рух бікоптера описується такими параметрами: переміщення, швидкість, прискорення, кути нахилу.

Зміщення задається радіус-вектором r .

Швидкість \vec{v} визначає час руху, робочий стан.

Прискорення \vec{a} визначає перевантаження.

Кути нахилу φ_i визначають нахил фюзеляжу навколо осей зв'язаної системи координат. При великих значеннях цих кутів конвертоплан втрачає висоту та базові характеристики польоту.

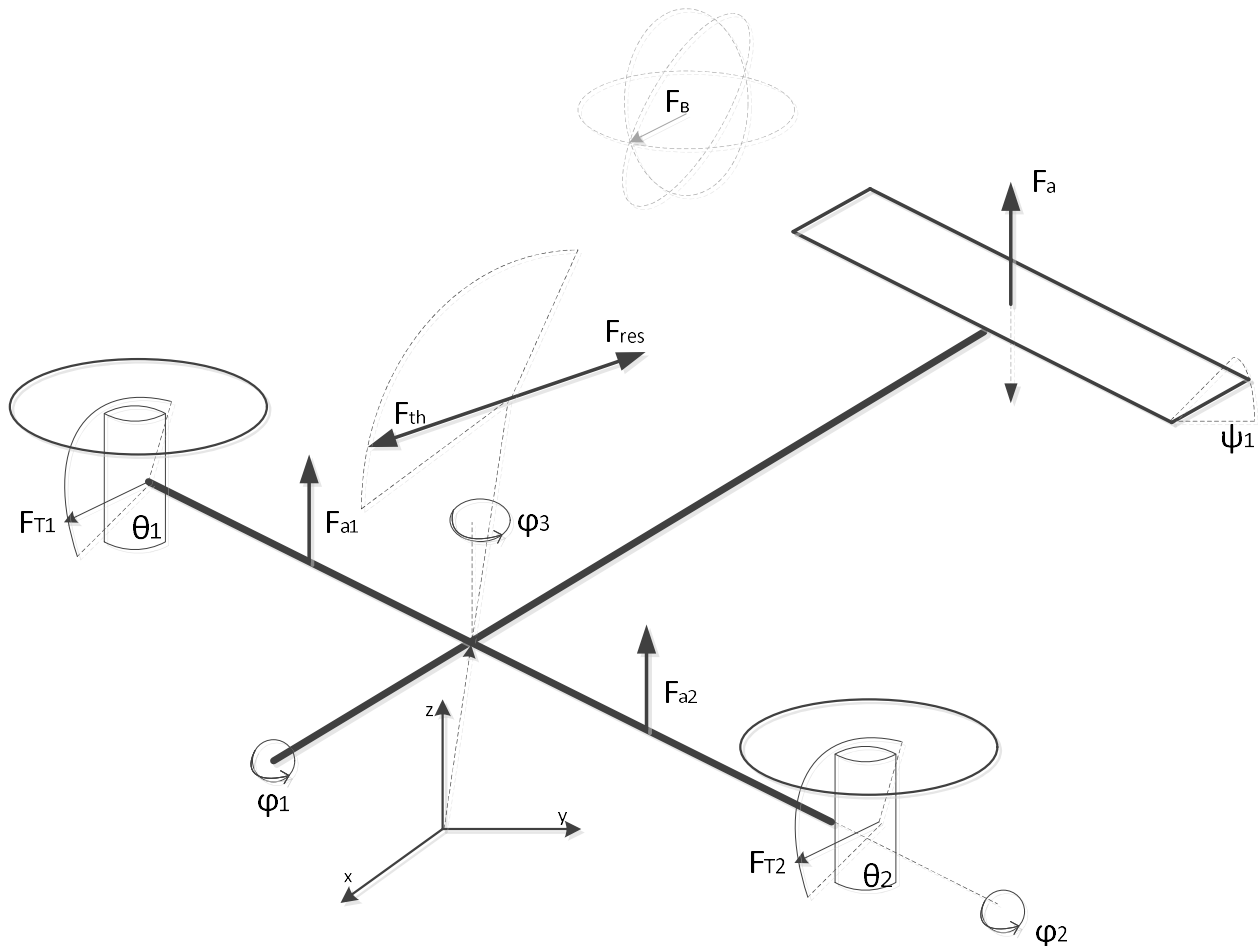


Рисунок 2.2– Фізична модель конвертоплана

Внутрішніми параметрами, що характеризують конвертоплан у польоті, є:

- 1) кути повороту двигунів θ_1 та θ_2 ;
- 2) кут відхилення висоти ψ_1 ;
- 3) маса конвертоплана, m ;
- 4) площа виступів фюзеляжу S_x, S_y, S_z ;
- 5) коефіцієнт сили підйому.

Кути повороту двигунів θ_1 та θ_2 визначають позиції головного вектора тяги. Режим польоту (вертикальний або горизонтальний) залежить від них. Поворот їх за допомогою сервоприводів визначає рух і управління конвертопланом. Кут підйому ψ_1 визначає кут нахилу конвертоплану. Маса конвертоплана постійна. Області проекції фюзеляжу S_x, S_y, S_z , використовуються для розрахунку аеродинамічних сил та аеродинамічного опору. Підйомний коефіцієнт C визначається геометрією крил і дозволяє визначити числове значення сили схилу за допомогою теореми Жуковського.

Розрахунок цієї сили повинен базуватися на результатах поправок ЛА в аеродинамічній трубі.

Сили тяги двигуна F_{T_i} визначають рух конвертоплана. Сила опору руху F_c запобігає руху бікоптера і залежить від коефіцієнта опору, швидкості руху та площі виступів фюзеляжу. Підйомна сила F_p визначається по-різному залежно від режиму польоту. У вертикальному режимі польоту сила підняття визначається вертикальною проекцією вектора тяги. У режимі горизонтального польоту зростаюча сила крил і вертикальна проекція вектора тяги. Ефект ліфта керма F_r опускає або піднімає кермо, змінюючи кут атаки (пошагово), як наслідок, змінює рівень висоти ЛА.

Загалом конвертоплан описується наступною системою:

$$\begin{aligned}
 \frac{d^2\vec{r}}{dt^2} &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_c - \vec{F}_R - \vec{F}_g + \vec{F}_P); \\
 \varepsilon_1 &= \frac{d^2\varphi_1}{dt^2} = \frac{\vec{z} \times (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_1}}{2m \cdot l_E}; \\
 \varepsilon_2 &= \frac{d^2\varphi_2}{dt^2} = \frac{\vec{z} \times \vec{F}_R - \vec{F}_{C\varphi_2}}{2m \cdot l_R}; \\
 \varepsilon_3 &= \frac{d^2\varphi_3}{dt^2} = \frac{\vec{y} \times (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_3}}{2m \cdot l_E}; \\
 \omega_1 &= \frac{d\varphi_1}{dt}; \\
 \omega_2 &= \frac{d\varphi_2}{dt}; \\
 \omega_3 &= \frac{d\varphi_3}{dt}.
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Нижче наведена математична модель спрощеної цифрової системи:

$$\begin{aligned}
 \vec{a}(k) &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_c - \vec{F}_R - \vec{F}_g + \vec{F}_P); \\
 \vec{v}(k+1) &= \vec{v}(k) + \vec{a}(k); \\
 \vec{r}(k+2) &= \vec{r}(k+1) + \vec{v}(k+1); \\
 \varepsilon_1(k) &= \frac{\vec{z} \times (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_1}}{2m \cdot l_E}; \\
 \omega_1(k+1) &= \omega_1(k) + \varepsilon_1(k); \\
 \varphi_1(k+2) &= \varphi_1(k+1) + \omega_1(k+1);
 \end{aligned} \tag{2.2}$$

$$\begin{aligned}\varepsilon_2(k) &= \frac{\vec{z} \times \vec{F}_R - \vec{F}_{C\varphi_2}}{2m \cdot l_R}; \\ \omega_2(k+1) &= \omega_2(k) + \varepsilon_2(k); \\ \varphi_2(k+2) &= \varphi_2(k+1) + \omega_2(k+1); \\ \varepsilon_3(k) &= \frac{\vec{y} \times (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_3}}{2m \cdot l_E}; \\ \omega_3(k+1) &= \omega_3(k) + \varepsilon_3(k); \\ \varphi_3(k+2) &= \varphi_3(k+1) + \omega_3(k+1); \\ k &= n \cdot T, n \in Z.\end{aligned}$$

Для реалізації математичної моделі необхідно прийняти такі припущення: нульове ковзання, нехтування ефектом прогину керма та спірального моменту на рух крену.

Рівняння вертикального руху.

Початкові умови такі: нульова тяга двигунів $\omega_1 = \omega_2 = 0$, нульова висота $\vec{r} = \{0,0,0\}$, положення двигунів має нульові кути повороту $\theta_1 = \theta_2 = 0$, підйомник не бере участі. При запуску двигунів гвинти послаблюються в аперіодичному процесі першого порядку, разом із цим сила тяги збільшується. Конвертоплан буде стояти на землі, поки $\vec{F}_T \leq \vec{F}_g$. Коли сила тяги перевищить силу тяжіння, конвертоплан почне злітати. Знаючи масу ЛА, можна визначити підйомну силу, необхідну для зльоту $F = m \cdot g$. Маса ЛА - 1 кг, необхідна сила - $F = 9.8$ Н.

Траєкторію зльоту-посадки було розділено на три етапи: 1 – зліт, 2 - зависання, 3 - спуск і посадка. Нижче буде розглянуто кожен з них.

Перший крок. $0 \leq z \leq H, x = x_0, y = y_0, z = z(t)$, де x_0, y_0 - параметри зльоту, а H - висота польоту. Відрив конвертоплана від поверхні або початок польоту відбувається, якщо виконується умова: нормальна реакція опори $N = 0$, як показано на рисунку 2.3.

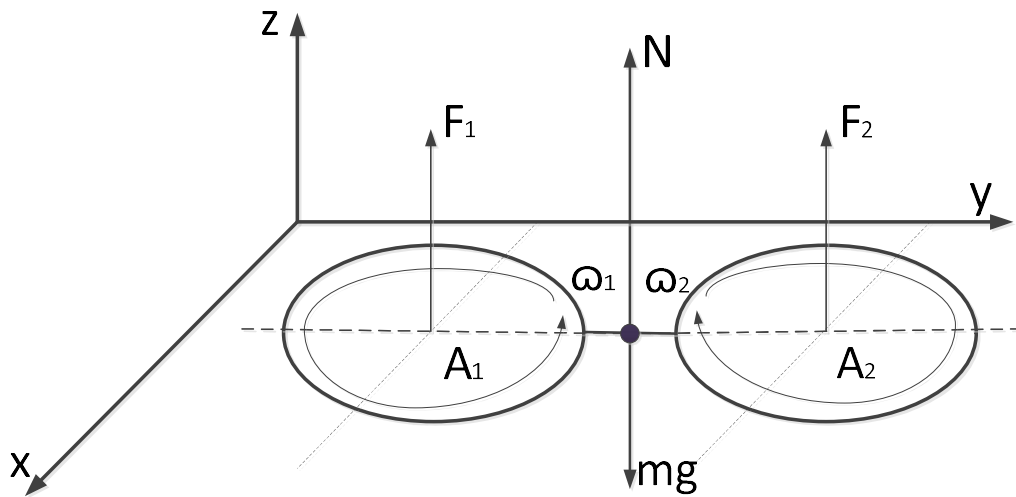


Рисунок 2.3 – Відрив конвєртоплана від поверхні,
де N це нормальна реакція поверхневої опори; F_i – тяга гвинта;
 m – вага літака

Припустимо, що зліт БПЛА відбувається відповідно до закону:

$$z = a \cdot t^3 + b \cdot t^2 + c \cdot t + d. \quad (2.3)$$

Закон зміни швидкості:

$$\dot{z} = 3 \cdot a \cdot t^2 + 2 \cdot b \cdot t + c; \quad (2.4)$$

де a, b, c, d - константи, визначені з граничних умов:

$$t = 0; z = 0; \dot{z} = 0; \quad (2.5)$$

$$t = t_1; z = H; \dot{z} = 0. \quad (2.6)$$

З рівнянь (2.3) – (2.6) визначаємо рівняння, що описує вертикальний підйом конвєртоплана до висоти H у часі t_1 :

$$z = z(t) = \frac{3H}{t_1^2} * t^2 - \frac{2H}{t_1^3} * t^3; \quad (2.7)$$

де t_1 - це час зльоту.

Другий етап. $Z = H$, $x = x_0$, $y = y_0$, і час зависання є t_2 .

Третій етап. $H \geq z \geq 0, x = x_0, y = y_0, z = z(t)$, де x_0, y_0 – координати посадки. Спуск з висоти H за час t_3 здійснюється відповідно до закону:

$$z = z(t) = \frac{3 * H * (t_3 - t)^2}{t_1^2} - \frac{2H * (t_3 - t)^3}{t_1^3}, \quad (2.8)$$

де t_1, t_3 – час зльоту і посадки конвертоплана.

Тоді $T = \sum t_i$ – загальний час польоту.

Графік зміни швидкості обертання гвинтів у режимі зльоту, зависання та посадки бікоптера час від часу показаний на рис. 2.4.

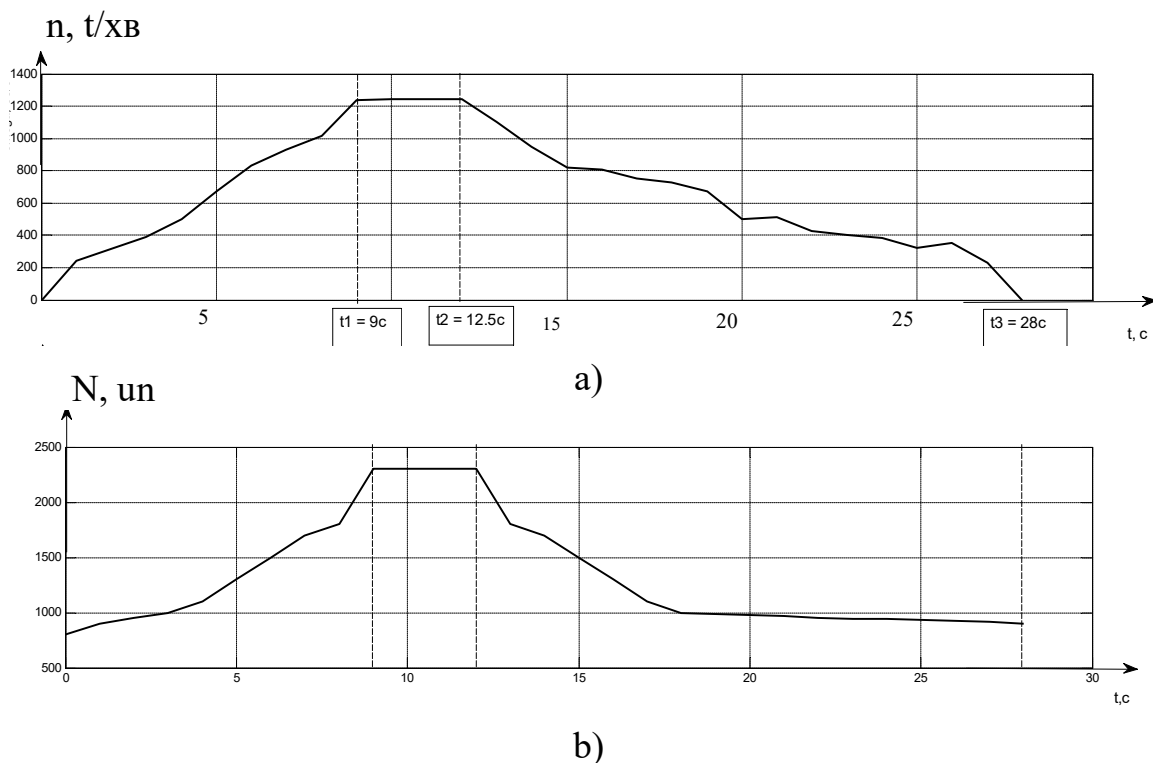


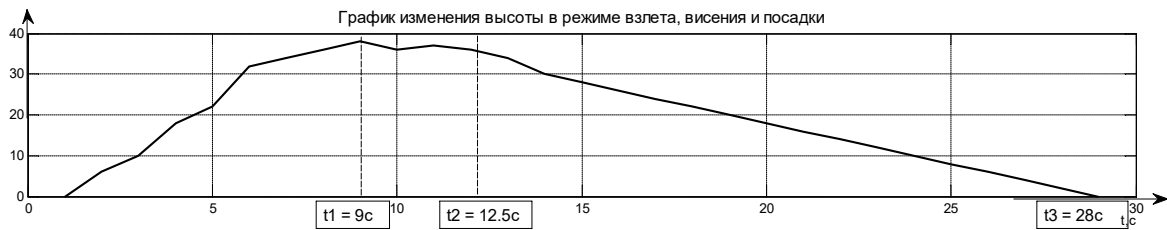
Рисунок 2.4 – Графік швидкості обертання гвинтів
в режимі зльоту, зависання та посадки:

- а) графік залежності вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу;
б) графік залежності вхідного сигналу від часу

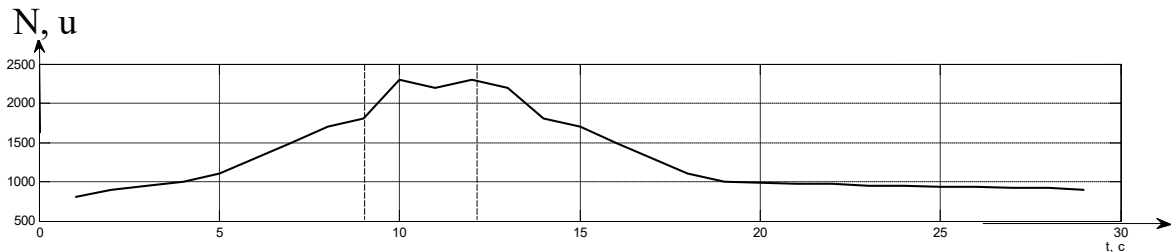
На рисунку 2.4 наведено такі позначення: t_1 – час зльоту; $t_2 - t_1$ – час зависання; t_3 – час зависання та посадки конвертоплана.

Графік зміни висоти підйому ЛА в режимі зльоту, зависання та посадки в часі показаний на рисунку 2.5.

H, m



a)



b)

Рисунок 2.5 – Графік висота підйому БЛА в зльоті, зависанні і посадки:

a) графік вихідного сигналу (висоти) проти часу;

b) графік залежності входного сигналу від часу

Рівняння ізольованого бічного руху.

Динамічні характеристики ЛА за різними законами управління автопілотами крену базуються на основі математичної моделі ізольованого поперечного руху крену. Ізольований рух ЛА описується системою лінійних рівнянь:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_C - \vec{F}_g + \vec{F}_P - \vec{F}_{dist}); \\ \varepsilon_1 &= \frac{d^2 \varphi_1}{dt^2} = \frac{\vec{z} \cdot (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_C \varphi_1}{2m \cdot l_E}; \\ \omega_1 &= \frac{d\varphi_1}{dt}. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Нижче наведена математична модель спрощеної цифрової системи для ізольованого поперечного руху:

$$\begin{aligned} \vec{a}(k) &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_C - \vec{F}_g + \vec{F}_\Pi - \vec{F}_{dist}); \\ \vec{v}(k+1) &= \vec{v}(k) + \vec{a}(k); \end{aligned} \quad (2.10)$$

$$\begin{aligned}\varepsilon_1(k) &= \frac{\vec{z} \cdot (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_1}}{2m \cdot l_E}; \\ \omega_1(k+1) &= \omega_1(k) + \varepsilon_1(k); \\ \varphi_1(k+2) &= \varphi_1(k+1) + \omega_1(k+1).\end{aligned}$$

Використовуючи експериментальні дані при переміщенні ЛА в режимі ізольованого поперечного руху та ідентифікації, можна реалізувати передавальну функцію системи, побудувати статичні та перехідні характеристики.

Рівняння поздовжнього короткоперіодного руху. Поздовжній рух ЛА - це рух, при якому його площина симетрії знаходиться в одній вертикальній площині.

У той же час аеродинамічна поперечна сила z_a , момент крену M_x , кут нахилу (γ), ω_x дорівнюють нулю, а відповідні рівняння руху стають тотожностями і виключаються.

Відповідно до системи рівнянь (2.1) короткоперіодний поздовжній рух описується системою лінійних рівнянь:

$$\begin{aligned}\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_C - \vec{F}_R - \vec{F}_g); \\ \varepsilon_2 &= \frac{d^2 \varphi_2}{dt^2} = \frac{\vec{z} \cdot \vec{F}_R - \vec{F}_{C\psi_1}}{2m \cdot l_R}; \\ \varepsilon_3 &= \frac{d^2 \varphi_3}{dt^2} = \frac{\vec{y} \cdot (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_2}}{2m \cdot l_E}; \\ \omega_2 &= \frac{d\varphi_2}{dt}; \\ \omega_3 &= \frac{d\varphi_3}{dt}.\end{aligned} \tag{2.11}$$

Нижче наведена математична модель спрощеної цифрової системи для ізольованого поздовжнього руху:

$$\begin{aligned}\vec{a}(k) &= \frac{1}{m} (\vec{F}_T - \vec{F}_C - \vec{F}_R - \vec{F}_g); \\ \vec{v}(k+1) &= \vec{v}(k) + \vec{a}(k); \\ \vec{r}(k+2) &= \vec{r}(k+1) + \vec{v}(k+1);\end{aligned} \tag{2.12}$$

$$\varepsilon_2(k) = \frac{\vec{z} \times \vec{F}_R - \vec{F}_{C\psi_2}}{2m \cdot l_R};$$

$$\omega_2(k+1) = \omega_2(k) + \varepsilon_2(k);$$

$$\varphi_2(k+2) = \varphi_2(k+1) + \omega_2(k+1);$$

$$\varepsilon_3(k) = \frac{\vec{y} \times (\vec{F}_{T2} - \vec{F}_{T1}) - \vec{F}_{C\varphi_2}}{2m \cdot l_E};$$

$$\omega_3(k+1) = \omega_3(k) + \varepsilon_3(k);$$

$$\varphi_3(k+2) = \varphi_3(k+1) + \omega_3(k+1);$$

$$k = n \cdot T, n \in Z.$$

Використовуючи експериментальні дані при переміщенні конвертоплана в режимі ізольованого поперечного руху, можна реалізувати передавальну функцію системи, побудувати статичні та перехідні характеристики.

Через складність розрахунку передавальних функцій використовували систему ідентифікації, отримували передавальні функції системи, статичні характеристики в режимі зльоту, зависання та посадки. Функція передачі системи в цілому представлена нижче:

$$W_{SYS}(s) = \frac{n(s)}{N(s)} = \frac{-0.01099 \cdot s^2 + 0.07124 \cdot s - 0.00426}{s^4 + 1.018 \cdot s^3 + 0.7152 \cdot s^2 + 0.1734 \cdot s + 0.00000182}. \quad (2.13)$$

Статична характеристика системи показана на рисунку 2.6.

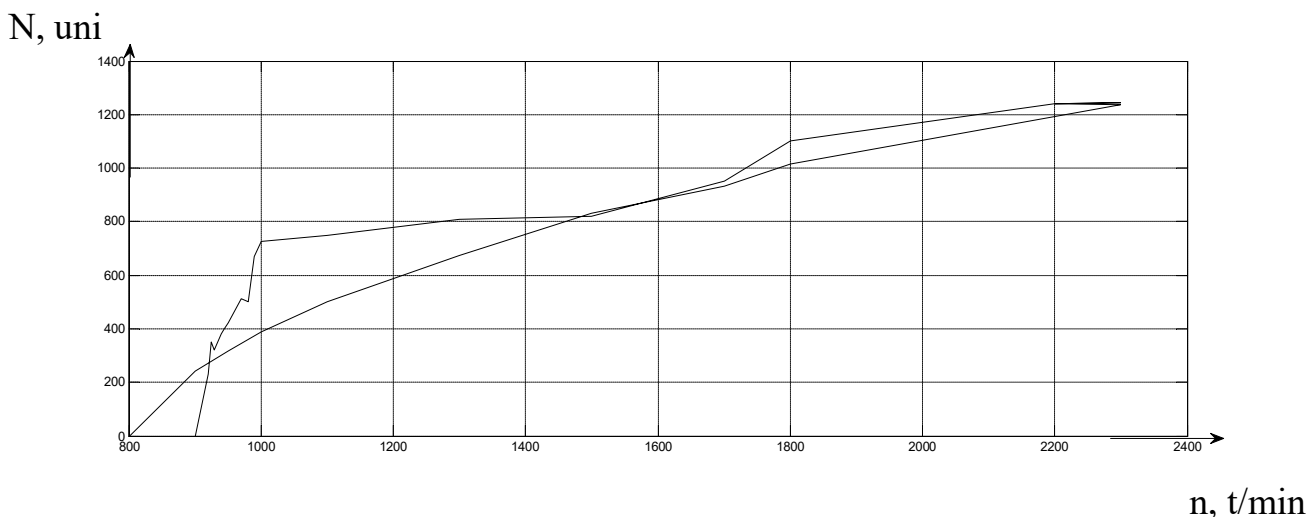


Рисунок 2.6 – Статична характеристика системи

Для опису управління моделлю використовуємо сім атрибутів:

- 1) точність. Для здійснення контролю над об'єктом, точності $\delta = 20\%$;
- 2) робоча точка системи. Р.т.: [900; 540.8];

- 3) діапазон вхідних значень. $N \in [800, 1100]$;
- 4) діапазон вихідних значень. $\Omega \in [0; 600 \text{ об/хв}]$;
- 5) системне рівняння:

$$W_{SYS}(s) = \frac{n(s)}{N(s)} = \frac{k \cdot (T_1 \cdot s^2 + T_2 \cdot s + 1)}{s^4 + T_3 \cdot s^3 + T_4 \cdot s^2 + T_5 \cdot s + 1};$$

- 6) розрахункові значення параметрів: $\hat{K} = 0.00426$; $\hat{T}_1 = 6.44 \text{ (s)}$;
 $\hat{T}_2 = 0.06 \text{ (s)}$; $\hat{T}_3 = 0.48 \text{ (s)}$; $\hat{T}_4 = 0.32 \text{ (s)}$; $\hat{T}_5 = 0.36 \text{ (s)}$;
- 7) часовий масштаб: $m_t = 1$.

Необхідно розбити політ на три режими: зліт, зависання та посадка.

Це пов'язано зі складністю реалізації отриманої математичної моделі на реальному об'єкті. Передавальна функція конвертоплану в режимі зльоту:

$$W_{SYS.T-o}(s) = \frac{n(s)}{N(s)} = \frac{5.706 \cdot s^2 - 11.81 \cdot s - 221.5}{s^3 + 19.01 \cdot s^2 + 20.41 \cdot s + 388.1}. \quad (2.14)$$

Графік залежності вхідного та вихідного сигналів у злітному режимі показаний на рисунках 2.7 - 2.8

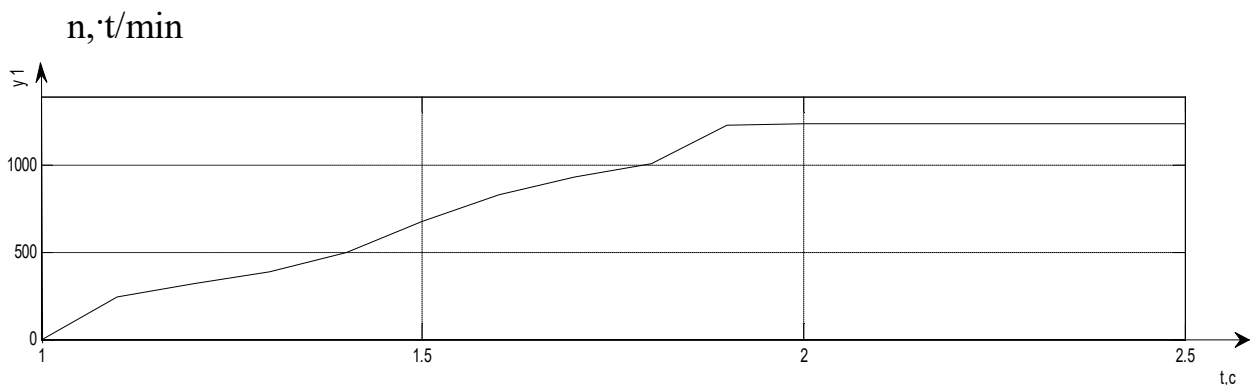


Рисунок 2.7 – Графік швидкості обертання гвинтів у злітному режимі: залежність вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу;

N, uni

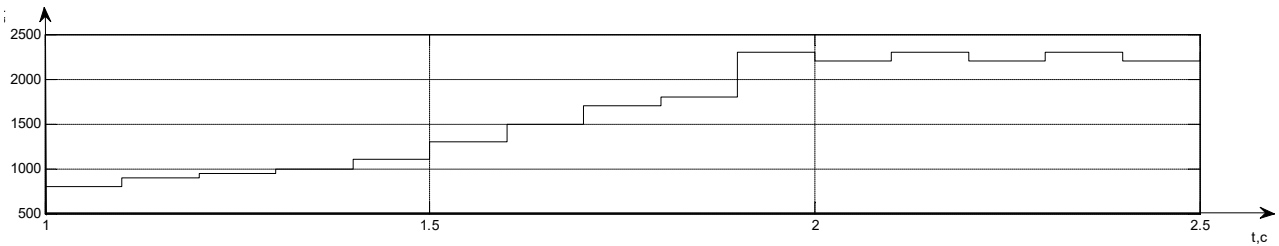


Рисунок 2.8– Графік швидкості обертання гвинтів у злітному режимі:
залежність вхідного сигналу від часу

Передавальна функція режиму приземлення представлена нижче:

$$W_{h-l}(s) = \frac{n(s)}{N(s)} = \frac{-0.0438}{s^3 + 0.001757 \cdot s^2 + 0.7943 \cdot s + 0.0014} \quad (2.15)$$

Графік залежності вхідних та вихідних сигналів у режимі зависання та посадки наведено на рисунках 2.9-2.10.

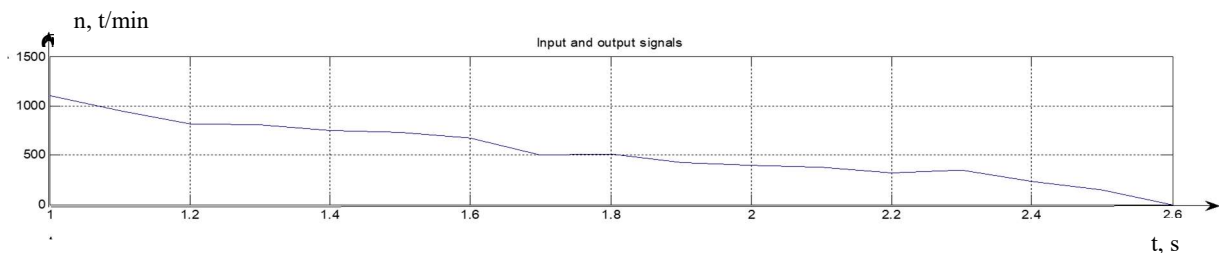


Рисунок 2.9 - Графік швидкості обертання гвинтів у режимі наведення та посадки: залежність вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу

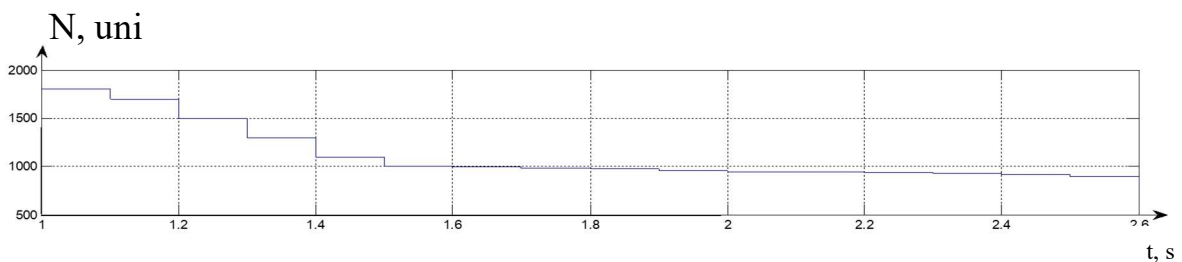


Рисунок 2.10 - Графік швидкості обертання гвинтів у режимі наведення та посадки: залежність вхідного сигналу від часу

Оскільки нас цікавить управління висотою польоту H , тому необхідно виконувати синтез саме такої системи.

Структурна схема ОАУ зображена на рисунку 2.11.

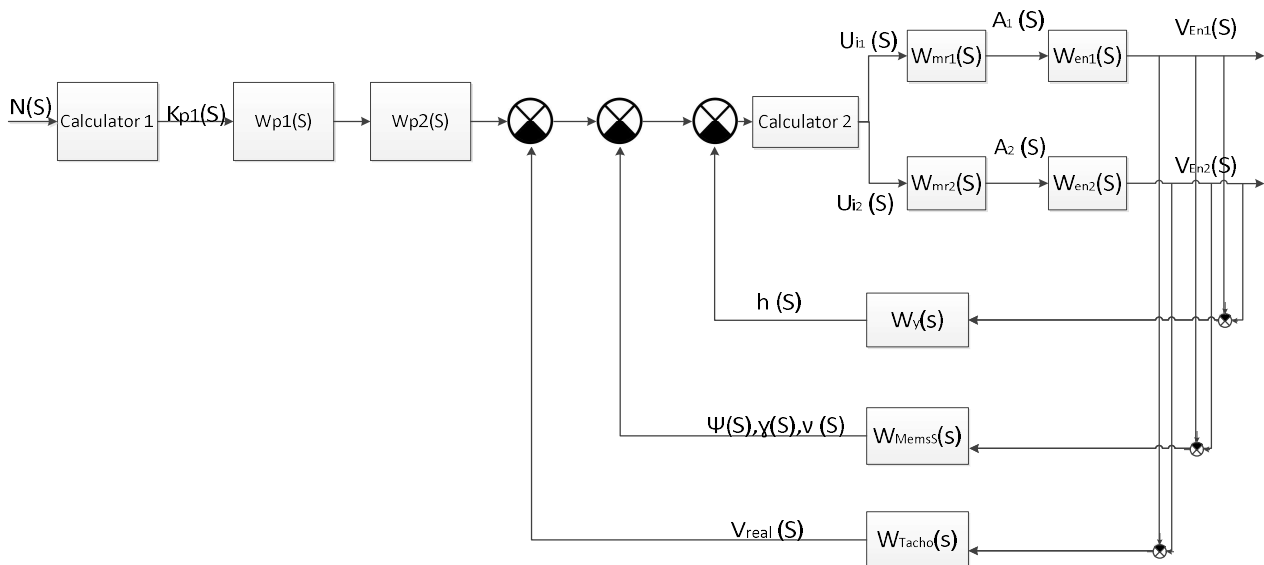


Рисунок 2.11 – Структурна схема системи автоматичної стабілізації висоти

На рис.2.11 прийняті наступні позначення:

$N(S)$ – сигнал, що подається на контролер;

$K_{p1}(S)$ – сигнал перетворюється на радіоімпульс і передається на радіомодуль;

$K_{p2}(S)$ – сигнал перетворюється на радіоімпульс і передається в калькулятор;

$U_{I1}(S)$ – опорна напруга, що подається на контролер 1;

$U_{I2}(S)$ – опорна напруга, що подається на контролер 2;

$A_1(S)$ – струм з регулятора швидкості 1, переданий двигуну;

$A_2(S)$ – струм з регулятора швидкості 1, переданий двигуну;

$V_{En1}(S)$ – швидкість обертання двигуна 1;

$V_{En2}(S)$ – швидкість обертання двигуна 2;

$h(S)$ – висота взята від ультразвукового датчика;

$\Psi(S)$ – кут повороту навколо вертикальної осі, взятий з датчика орієнтації;

$\gamma(S)$ – кут крену, взятий з датчика орієнтації;

$\theta(S)$ – кут нахилу, знятий з датчика орієнтації; угол тангажа, снимаемый с датчика ориентации;

$V_{real}(S)$ – справжня швидкість двигунів.

2.2 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах

Для побудови імітаційної схеми використовуються елементи, що описують передавальну функцію системи. В ході реалізації математичної моделі отримуються передавальні функції системи в цілому, а також передавальні функції різних режимів польоту (зліт, зависання, посадка). На рисунках 2.12-2.14 показані схеми моделювання для системи в цілому та розділеної системи.

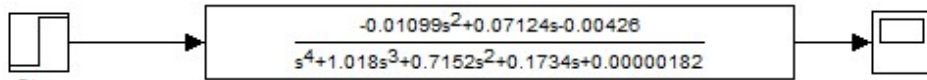


Рисунок 2.12 – Схема моделювання системи в зльоті, зависання та в режимі посадки

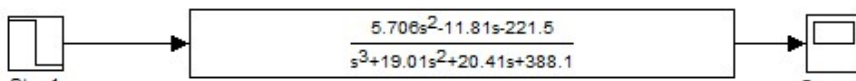


Рисунок 2.13 – Схема моделювання системи в режимі зльоту

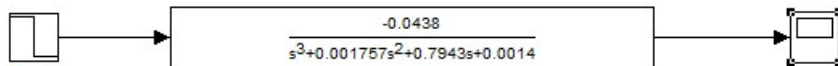


Рисунок 2.14 – Схема моделювання системи в режимі зависання-посадки

Моделюючи систему в різних режимах польоту, були отримані перехідні характеристики, які представлені на рисунках 2.15 – 2.16.

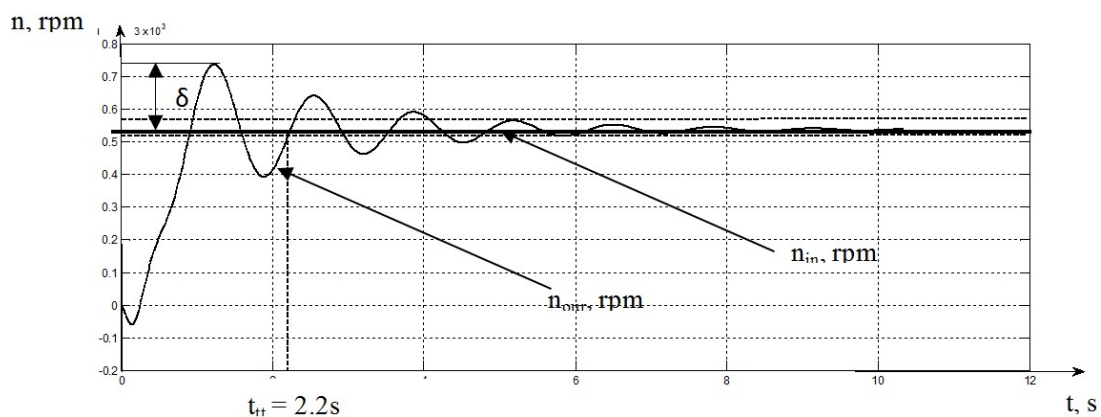


Рисунок 2.15 – Перехідна характеристика системи

На рисунку 2.15 введені такі позначення:

- 1) δ – перерегулювання;

- 2) t_{tt} - час перехідного процесу;
- 3) n_{in} - вхідне значення кутової швидкості, об/хв;
- 4) n_{out} – вихідне значення кутової швидкості, об/хв.

Виходячи з рисунка 2.15, можна зробити висновок, що показники якості цієї системи не задовольняють необхідним показникам якості, а саме перехідний час $t_{tt} = 22$ с, перерегулювання $\delta = 24$ %. Потрібно коригувати систему.

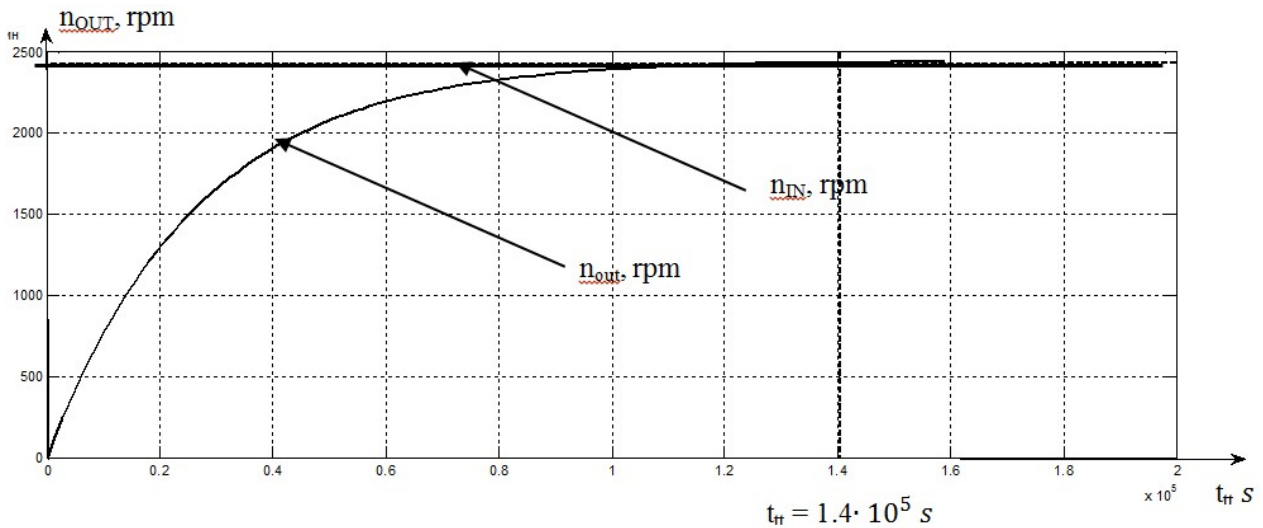


Рисунок 2.16 - Перехідна характеристика системи в режимі зльоту

З рис. 2.16 випливає, що показники якості даної системи не задовольняють необхідним, а саме час перехідного процесу $t_{tt} = 1.4 \cdot 10^5$ с, але перерегулювання $\delta = 0\%$. Систему потрібно відрегулювати, щоб зменшити перехідний час.

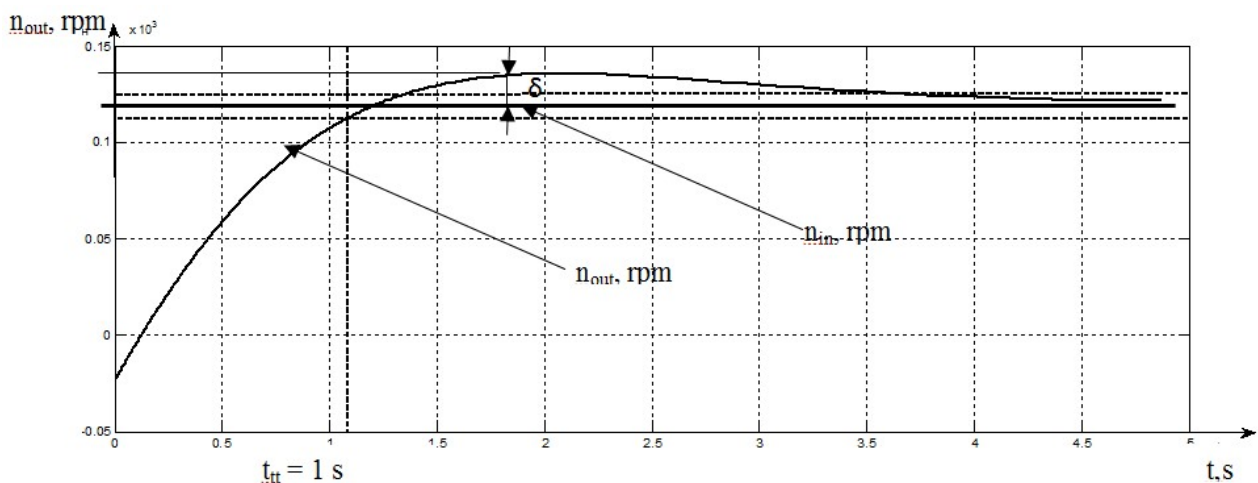


Рисунок 2.17 - Перехідна реакція системи в висячому режимі і режимі посадки

Виходячи з рисунка 2.17, можна зробити висновок про перехідний час $t_{tt} = 1$ с відповідає сформованому індексу якості, але перерегулювання $\delta = 28\%$. Система повинна бути відрегульована, щоб зменшити перерегулювання.

У таблиці 2.1 наведені параметри роботи системи.

Таблиця 2.1 - Параметри системи

Режим польоту	t_{tt} , с	ε , V	δ , %
Зліт і зависання	220	1.1	24
Посадка	100	0.4	28

В рамках практичної реалізації системи необхідне алгоритмічне забезпечення регулювання. Принцип роботи пристрою автоматичного управління такий: керуючий ШІМ-сигнал на блок додавання подається на суматор, який передається на регулятор швидкості у вигляді напруги відповідно до вибраного діапазону, потім руху контролер перетворює отриманий сигнал у поточне значення, яке передається на двигуни у вигляді вхідного сигналу. Після цього сигнал, перетворений від датчиків, передається на суматор і порівнюється з вхідним. Система врівноважує швидкість обертання двигунів відповідно до обраного режиму польоту, віднімаючи вхідну величину та значення похибки, отримане від датчиків зворотного зв'язку. Спочатку для реалізації режимів зльоту, зависання та посадки розробляється алгоритм, який базується на плавному збільшенні швидкості обертання двигунів для зльоту, при зависанні швидкість обертання коливається між двома значення, тим самим утримуючи конвертоплан у тому самому положенні, для зменшення швидкості посадки. Слід зазначити, що критичними режимами польоту конвертоплана об'єкта є зліт і посадка, тому для зльоту необхідно поступово збільшувати тягу, а для посадки - якомога довше її зменшувати. На основі реалізації цього алгоритму отримують характеристики експериментальних даних, взятих від реального об'єкта, але параметри якості отриманої системи не відповідають вимогам технічного завдання. Для коректного функціонування системи необхідно ввести коригуючий пристрій.

Синтез коригуючих пристроїв проводиться з використанням логарифмічних амплітудно-частотних характеристик - ЛАЧХ. Синтез складається з п'яти стадій:

- 1) побудова ЛАЧХ оригінальної некорегованої системи - наявної ЛАЧХ;
- 2) побудова бажаного ЛАЧХ;
- 3) визначення структури та параметрів пристрою серійної корекції;

- 4) технічна реалізація пристрою послідовної корекції;
- 5) побудова перехідного процесу виправленої системи.

Розглянемо суть кожного етапу:

1) побудова наявної ЛАЧХ. Функція передачі відкритої системи представлена у вигляді добутку функцій передачі елементарних ланок, для яких визначені відповідні частоти зв'язку. Побудова починається з низькочастотної області або з низькочастотної асимптоти, положення якої визначається коефіцієнтом передачі відкритої системи; Далі будуються асимптотичні характеристики всіх ланок передавальної функції.

2) побудова бажані ЛАЧХ. Низькочастотна секція побудована на основі умов для забезпечення заданої точності роботи системи в стаціонарних умовах. Для систем позиціонування низькочастотна секція є асимптотою, що проходить через точку $20 \lg k$ на осі ординат з нахилом до осі частоти -20 db dec , де k - коефіцієнт пропускання відкритої системи; n - порядок астатизму відкритої системи. Вісь ординат проведена через точку $\omega = 1$ (1/с) осі частоти.

Секція середньої частоти бажаного ЛАЧХ базується на заданому часі перехідного процесу t_{tt} та перерегулюванні $\delta, \%$. Для визначення точки перетину середньочастотної асимптоти з частотною віссю - частотою відсічення ω_{cp} використовувати номограми, що зв'язують перерегулювання $\delta, \%$, максимальний час перехідного процесу t_{ttmax} . Ця номограма дозволяє отримати задане значення $\delta, \%$ вздовж кривої t_{ttmax} і з огляду на t_{tt} знайти частоту зрізу ω_{cp} розімкненої системи (Рисунок 2.18).

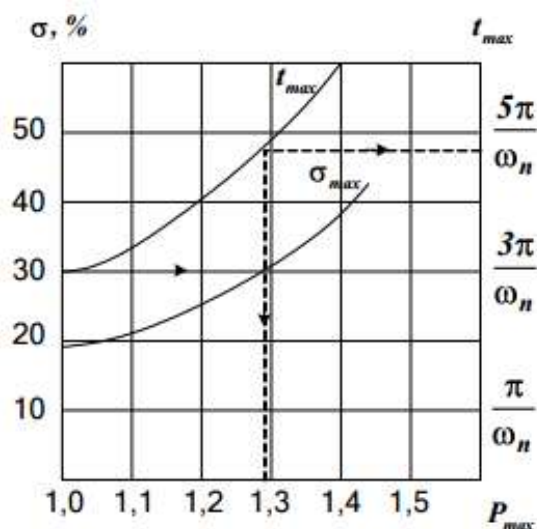


Рисунок 2.18 - Номограма Солодовникова

Для передавальної функції (2.14) синтезується коригуючий пристрій.

Грунтуючись на рисунку 2.18, частоти зрізу

$$\begin{aligned}\omega_{cf1} &= \frac{10 \cdot \pi}{233} = 4.4 \frac{\text{rad}}{\text{s}}, \lg(\omega_{cf}) = 0.62 \text{ Dk}; \\ \omega_{cf2} &= \frac{3.2 \cdot \pi}{100} = 10.048 \frac{\text{rad}}{\text{s}}, \lg(\omega_{cf}) = 1.02 \text{ Dk}\end{aligned}\quad (2.16)$$

$$\begin{aligned}\omega_1 &= 7.69 \frac{\text{rad}}{\text{s}}; \omega_2 = 5.26 \frac{\text{rad}}{\text{s}}; \omega_3 = 20 \frac{\text{rad}}{\text{s}}; \omega_4 = 5 \frac{\text{rad}}{\text{s}}; \\ L &= 20 \cdot \lg(k) = 20 \cdot \lg(5.706) = 15.\end{aligned}\quad (2.17)$$

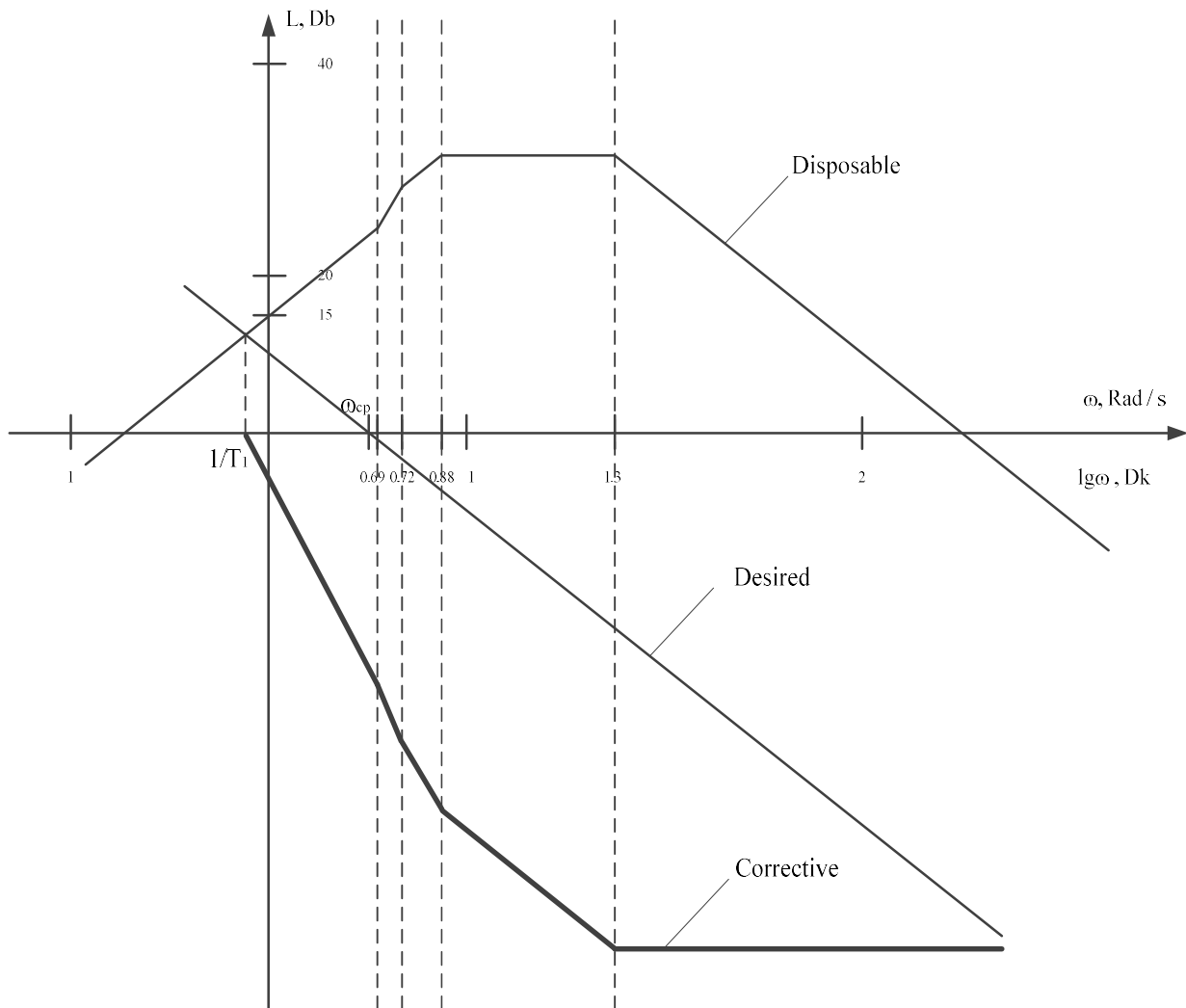


Рисунок 2.19 – ЛАЧХ системи в режимі зльоту

Функцію передачі коригуючого пристрою можна записати як:

$$W_c(s) = \frac{K_k \cdot (T_3 \cdot s + 1) \cdot (T_4 \cdot s + 1) \cdot (T_5 \cdot s + 1)}{(T_1 \cdot s + 1)^2 \cdot (T_2 \cdot s + 1)}.\quad (2.18)$$

Постійні часу системи показані в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Постійні часу системи в режимі зльоту

Постійні часу	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5
Значення	0.8	0.2	0.19	0.13	0.05

В межах допустимої похибки знайдено поправочний коефіцієнт:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_p(s) &= \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_g(t) \cdot s = \lim_{s \rightarrow 0} W(s) \cdot U_{input}(s) \cdot s = \\
 &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{(s - 7.14) \cdot (s - 5)}{0.02 \cdot (s - 0.96) \cdot (s + 0.96) + K_c} \cdot \frac{11.1}{s} \cdot s = \\
 &= \frac{35.7 * 0.014 * 11.1}{K_c - 0.02} = \frac{5.54}{K_c - 0.02}; \tag{2.19} \\
 K_c &\geq \frac{5.54}{\varepsilon_p} - 0.2 = \frac{5.54}{0.2} - 0.02 = 5.016.
 \end{aligned}$$

На основі формули (2.19) ми можемо записати передавальну функцію системи за допомогою коригуючого пристрою:

$$W_c(s) = \frac{0.00132 \cdot s^3 + 0.13 \cdot s^2 + 2.7 \cdot s + 11.1}{0.128 \cdot s^3 + 0.96 \cdot s^2 + 1.8 \cdot s + 1}. \tag{2.20}$$

На рисунку 2.20 показано перехідну реакцію виправленої системи.

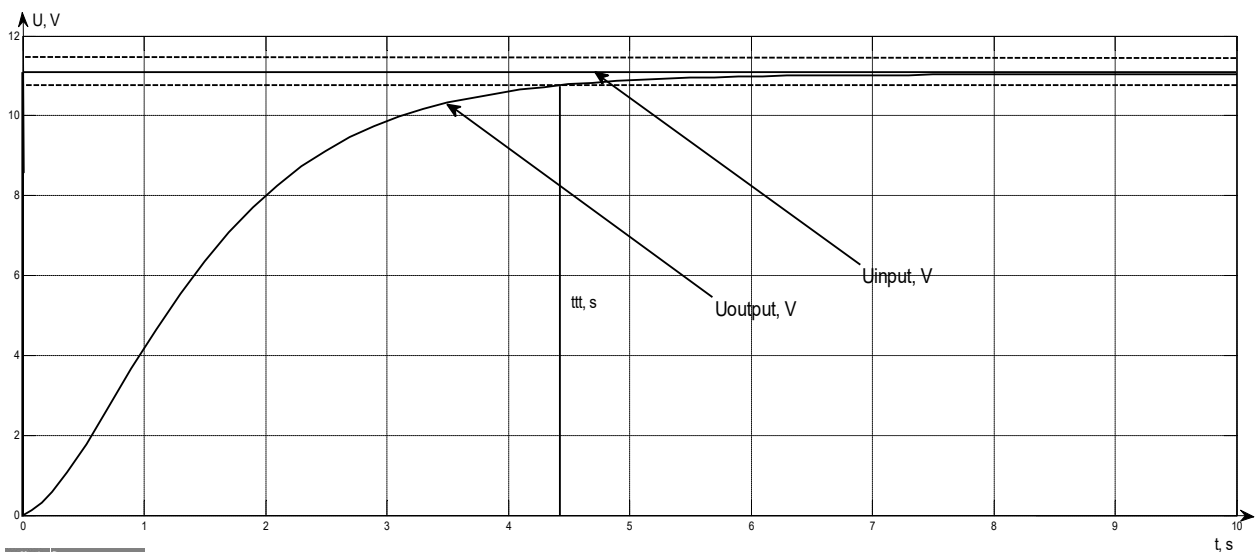


Рисунок 2.20 – Перехідна характеристика виправленої системи

Виходячи з рисунка 2.20, можна зробити висновок про перехідний час $t_{tt} = 44.5$ с відповідає умовам в ТЗ, але перерегулювання $\delta = 0\%$, помилка $\varepsilon = 0.01$. Система повинна бути відрегульована, щоб зменшити перерегулювання.

У таблиці 2.3 наведено порівняння параметрів режимів зависання злету нескоригованої та скоригованої роботи системи.

Таблиця 2.3 – Порівняння параметрів режимів зависання

Параметри	t_{tt} , с	ε , V	δ , %
Скоригована система	44.5	0.01	0
Нескоригована система	220	1.1	24

На рисунку 4.4 наведена ЛАЧХ системи в режимі посадки.

$$\omega_1 = 1.12 \frac{rad}{s}; \omega_2 = 0.05 \frac{rad}{s}; \omega_3 = 555.6 \frac{rad}{s}; \quad (2.21)$$

$$L = 20 \cdot \lg(k) = 20 \cdot \lg(0.0438) = 27.$$

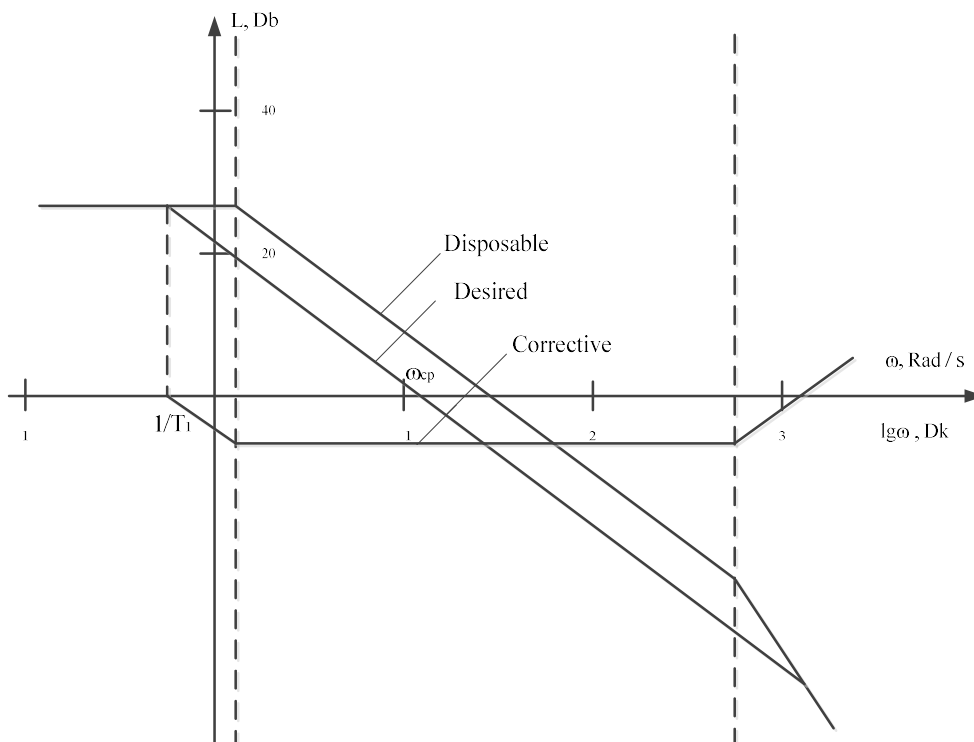


Рисунок 2.21 – ЛАЧХ системи в режимі посадки

Виходячи з рисунка 2.21, передавальну функцію коригуючого пристрою, можна записати як:

$$W_c(s) = \frac{K_k \cdot (T_3 \cdot s + 1) \cdot (T_4 \cdot s + 1) \cdot (T_5 \cdot s + 1)}{(T_1 \cdot s + 1)^2 \cdot (T_2 \cdot s + 1)}. \quad (2.22)$$

Постійні часу системи показані в таблиці 2.4.

Таблиця 2.4 – Постійні часу системи в режимі зльоту

Постійні часу	T ₁	T ₂	T ₃	T ₄
Значення	0.33	0.89	0.0018	0.00095

В межах допустимої похибки знайдено поправочний коефіцієнт:

$$\begin{aligned} \varepsilon_p(s) &= \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_g(t) \cdot s = \lim_{s \rightarrow 0} W(s) \cdot U_{input}(s) \cdot s = \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{(s - 0.89) \cdot (s + 0.89)}{(s - 0.89) \cdot (s + 0.89) + K_c} \cdot \frac{8}{s} \cdot s = \frac{8}{K_c - 0.02}; \quad (2.23) \\ K_c &\geq \frac{8}{\varepsilon_p} - 1 = \frac{8}{0.2} - 1 = 39. \end{aligned}$$

На основі формули (2.18) можна записати передавальну функцію системи за допомогою коригуючого пристрою:

$$W_c(s) = \frac{0.56 \cdot s + 1.69}{0.00005 \cdot s^3 + 0.19 \cdot s^2 + 8.9 \cdot s + 1}. \quad (2.24)$$

На рисунку 2.22 показано перехідний процес скоригованої системи.

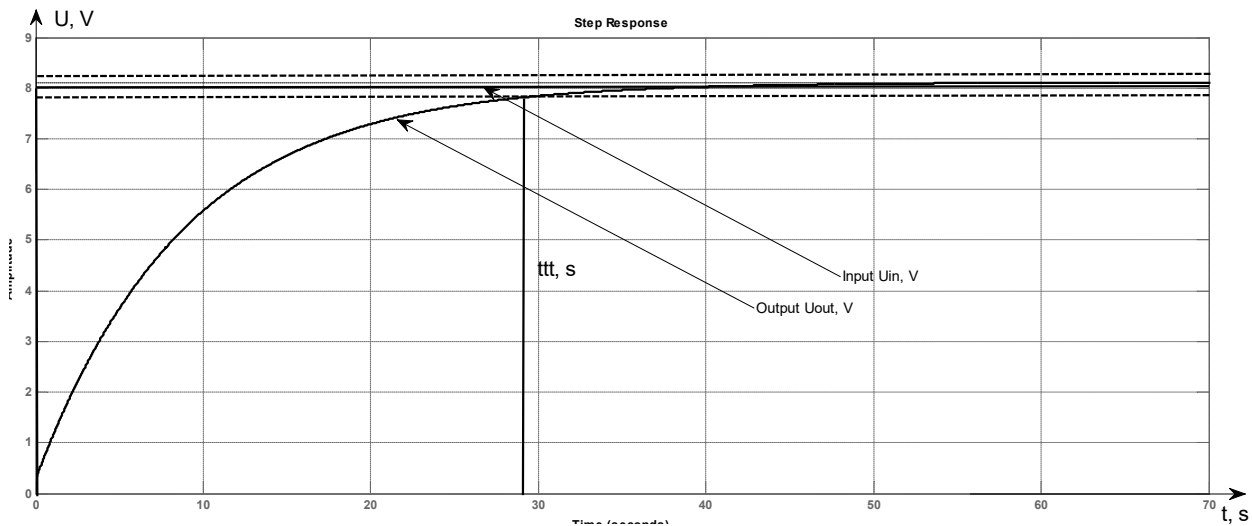


Рисунок 2.22 – Перехідна характеристика скоригованої системи

Виходячи з рисунка 2.22, перехідний час $t_{tt} = 29.1$ с, $\delta = 0\%$, похибка $\varepsilon = 0.01$. Система повинна бути відрегульована, щоб зменшити перерегулювання.

У таблиці 2.5 наведено порівняння параметрів в режимах зльоту та зависання

Таблиця 2.5 – Порівняння параметрів в режимах зльоту та зависання

Параметр	t_{tt}, c	ε, V	$\delta, \%$
Скоригованої	29.1	0.01	0
Без корекції	100	0.2	25

Виходячи з отриманих результатів представлених в табл.2.5 скорегована система задовольняє умови поставленої задачі проектування системи управління конвертопланом.

2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління

Одним з основних питань, що виникають під час проектування лінійних систем управління, є питання стійкості. Лінійну систему називають стійкою, якщо вона виведена зовнішніми впливами зі стану рівноваги (спокою), вона повертається до неї після припинення зовнішніх впливів. Якщо після припинення зовнішнього впливу система не повертається до стану рівноваги, то вона нестабільна. Для нормальної роботи система управління повинна бути стабільною, оскільки в іншому випадку в ній трапляються великі помилки.

Для визначення стійкості системи в режимі польоту можна застосувати критерій стійкості Ляпунова. Принцип цього методу полягає в тому, що стійкість визначається з коренів отриманого характеристичного рівняння. Якщо корені лежать у лівій півплощині складних коренів, система стабільна, якщо корні лежать на комплексній осі, тоді система знаходиться на межі стійкості, а якщо корені позитивні, то система не стійка.

З формули (2.25) виражають характеристичне рівняння:

$$A = 1 + 1.12 \cdot s. \quad (2.25)$$

За формулою (2.26) можна визначити корені многочлена:

$$s_1 = -0.89 < 0. \quad (2.26)$$

Можна зробити висновок, що система стабільна в режимі зльоту, оскільки корені характеристичного многочлена менше нуля.

Для визначення стійкості системи в режимі посадки необхідно застосувати алгебраїчний критерій Гурвіца. Принцип досліджуваного методу такий: для характеристичного рівняння результуючої передавальної функції необхідно скласти квадратну матрицю коефіцієнтів. На рисунку 2.23 показана матриця коефіцієнтів з n рядків і n стовпців.

$$\begin{bmatrix} a_1 & a_3 & a_5 & \dots & 0 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & a_1 & a_3 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & a_0 & a_2 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_{n-1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_{n-2} & a_n \end{bmatrix}$$

Рисунок 2.23 – Матриця коефіцієнтів з n рядків і n стовпців

Ця матриця складається наступним чином.

Кожен рядок доповнюється коефіцієнтами із збільшенням індексів зліва направо, так що рядки з непарними та парними індексами чергуються. За відсутності цього коефіцієнта, а також якщо його індекс менше нуля або більше n , на його місці записується нуль. Має бути більшим за нуль для всіх n детермінант Гурвіца, отриманих із квадратної матриці коефіцієнтів.

Детермінанти Гурвіца складаються за наступним правилом:

$$\begin{aligned}\Delta_1 &= a_1 > 0; \\ \Delta_2 &= \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} > 0; \\ \Delta_3 &= \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} > 0\end{aligned}\tag{2.27}$$

Останній визначник включає всю матрицю. Але оскільки в останньому стовпці матриці всі елементи, крім нижнього, дорівнюють нулю, то останній детермінант Гурвіца виражається так:

$$\Delta_n = a_n \Delta_{n-1} > 0.\tag{2.28}$$

$a_n > 0$, тобто до позитивності вільного члена характеристичного рівняння. $a_n = 0$ и $\Delta_{n-1} = 0$. Перша умова відповідає межі стійкості першого типу (апериодична межа стійкості), а друга - межі стійкості другого типу (межа вібраційної стійкості).

Використовуючи цей критерій, можна дослідити систему на стійкість. З формули (2.23) висловіть характеристичне рівняння:

$$A = s^2 + 4.884 \cdot s + 3.31.\tag{2.29}$$

Була побудована матриця коефіцієнтів:

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 4.884 & 0 \\ 1 & 3.31 \end{bmatrix}.\tag{2.30}$$

Визначники матриці Гурвіца:

$$\begin{aligned}\Delta_1 &= a_1 = 4.884 > 0; \\ \Delta_2 &= \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 4.884 & 0 \\ 1 & 3.331 \end{vmatrix} = 16.26 > 0.\end{aligned}\tag{2.31}$$

Можна зробити висновок, що система стабільна в режимі посадки, оскільки виконуються необхідні та достатні умови для критерію Гурвіца, коефіцієнти характеристичного рівняння та детермінанти матриці Гурвіца більші за нуль.

2.4 Висновки

В даному розділі було приведено математичну модель системи управління конвертопланом. Були приведені: графічна модель, функціональна схема, структурна схема. Виходячи з структурної схеми, отримані передавальні функції системи.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Завдання контролера і визначення складу вхідної і вихідної інформації

Керуючий обчислювач є мікроконтролер з програмою роботи, що реалізує закон управління системи, що розробляється. Для поєднання мікроконтролера з системою управління необхідна плата сполучення. Вона робить перетворення аналогового сигналу з датчиків системи в цифровий код і перетворення цифрового коду, відповідного керуючому впливу, в аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм (ІМ).

Вхідною інформацією для керуючого обчислювача є сигнали з датчиків. Оскільки всі вхідні параметри алгоритму надходять безпосередньо з відповідних датчиків, то попередня обробка (диференціювання, інтегрування і т.п.) не вимагається.

3.2 Розробка структури цифрового контролера та вибір елементної бази для його реалізації

У цій роботі мікроконтролер виконує роль калькулятора та перетворювача. Контролер приймає сигнал, обробляє і перетворює його в бажане вихідне значення. Мікроконтролер виступає в ролі ведучого, який передає перетворений ШІМ-сигнал регуляторам прогулянки, тим самим встановлюючи сигнал управління.

Відповідно до функціональної схеми, представленої в главі 2, можна побудувати функціональну схему контролера (рис. 3.1).

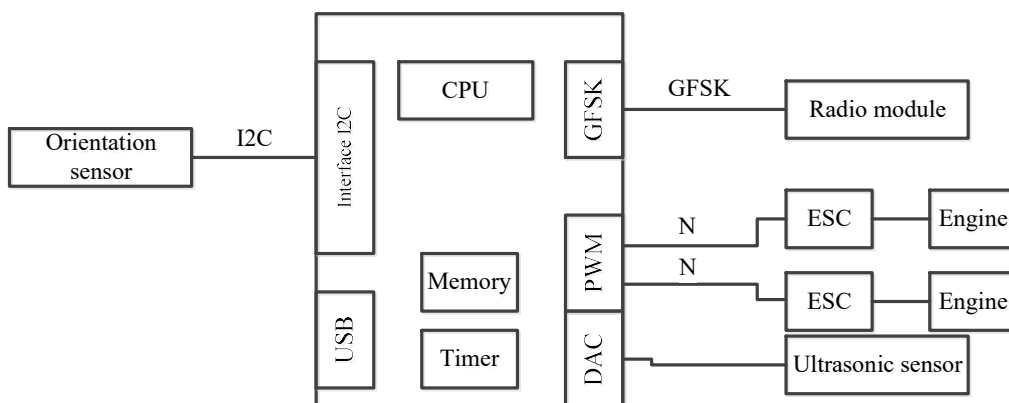


Рисунок 3.1 – Функціональна схема контролера

На основі функціональної схеми контролера формується порівняльний аналіз контролерів, які представлені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Технічні дані існуючих контролерів

Вимоги	Модель			
	Arduino UNO	Arduino NANO	Arduino MEGA	Arduino Leonardo
Тактова частота 10 МГц	16MHz	16MHz	16MHz	16MHz
Пам'ять не менше 20 Кб	32 Кб флеш-пам'яті	32 Кб, з яких 2 Кб використовується завантажувачем	256 Кб, з яких 8 Кб використовується завантажувачем	32 Кб, з яких 4 Кб використовується для завантажувача
Мікроконтролер ATmega328P (ATmega32)	ATmega328P	ATmega328	ATmega2560 - 16AU	ATmega32u4
Принаймні 10 цифрових входів (не менше 5 ШІМ)	14 (6 з них ШІМ)	14 (6 з них ШІМ)	54 (15 з них ШІМ)	20 (7 з них ШІМ)
Принаймні 5 аналогових входів	6	6	12	16
Напруга живлення 11,1 В	7-12 В	7-12 В	7-12 В	7-12 В
Розмір	68x53x15мм	42x18x15мм	75x55x19мм	69x54x17мм
Вартість	200 грн	115 грн	300 грн	400 грн

На підставі таблиці 3.1 можна зробити висновок, що Arduino Uno та Arduino Nano підходять для всіх вимог. У цій роботі вибрано ці два контролери.

Для вирішення завдання реалізації двоконверторної системи управління потрібен АЦП, який дозволяє перетворювати аналоговий сигнал у цифровий код та ШІМ, необхідну для управління сервоприводами, враховуючи швидкість та низьку вартість, мікроконтролер Arduino Uno був побудований на ATmega328.

Характеристики мікроконтролера Arduino Uno наведені в табл. 3.2.

Таблиця 3.2 – Характеристики Arduino Uno

Параметр	Характерний
Мікроконтролер	ATmega328
Робоча напруга	5 В
Вхідна напруга (рекомендується)	7-12 В
Вхідна напруга (гранична)	6-20 В
Цифрові входи/виходи	14 (6 з яких можна використовувати як ШІМ-виходи)
Аналогові входи	6
Постійний струм через вхід/вихід	40 мА
Постійний струм для виходу 3,3 В	50 мА
Флеш-пам'ять	32 Кб (ATmega328), з яких 0,5 Кб використовується для завантажувача
ОЗП	2 Кб (ATmega328)
EEPROM	1 Кб (ATmega328)
Тактова частота	16 МГц

Платформа має 14 цифрових входів/виходів (6 з яких можна використовувати як ШІМ-виходи), 6 аналогових входів, кристалогенератор 16 МГц, роз'єм USB, роз'єм живлення, роз'єм ICSP та кнопку сбросу. Для роботи

потрібно підключити платформу до комп'ютера за допомогою кабелю USB або підключити живлення за допомогою адаптера змінного/постійного струму або акумулятора.

Схематичне зображення мікроконтролера показано на рис. 3.2.

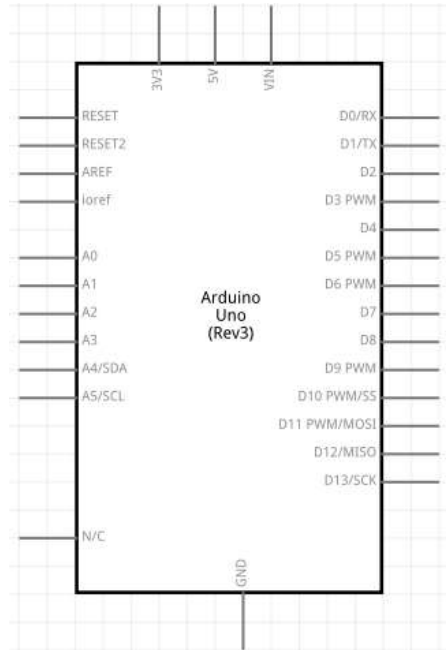


Рисунок 3.2 – Схематичне зображення мікроконтролера Arduino Uno

3.3 Вибір елементної бази для реалізації контролера

Як виконавчий орган були обрані такі двигуни, як контролери ходу Tarot mt1806 kv2280 та HobbyWing Skywalker 20A.

Motor Tarot MT1806 KV2280 2-3S + 2 трилопатевий гвинт 5045 CCW (обертання проти годинникової стрілки) у наборі - це професійний безщітковий двигун з високою ефективністю та низьк. тепловіддачею. Він використовується для мультикоптерів класу 250.

Технічні характеристики:

- 1) діаметр статора 18 мм;
- 2) довжина статора 6 мм;
- 3) діаметр вала - 2 мм;
- 4) кількість полюсів - 14;
- 5) струм без навантаження – 0,4 – 0,7 А;
- 6) живлення – 2-3S LiPo;
- 7) вага – 18 г.

HobbyWing Skywalker 20A (ESC) для безщіткових двигунів. Максимальний струм становить 20А (при піках до 25А). Вбудований регулятор потужності 5V/2A.

Технічні характеристики:

- 1) вихідна потужність: 20А;
- 2) вхідна напруга: 2-3S LiPo, 5-9 комірок NiMH;
- 3) регулятор потужності: 2А/5В є лінійним;
- 4) частота оновлення: 50Гц - 432Гц;
- 5) максимальна швидкість: 210000 об/хв для 2-полюсного двигуна, 70000 об/хв для 6-полюсного двигуна, 35000 об/хв для 12-полюсного двигуна;
- 6) розміри: 42x25x8 мм;
- 7) вага: 19 г;
- 8) функція безпечного пуску: залежно від положення дросельної заслінки.

Двигун не буде обертатися після підключення живлення;

- 9) функція калібрування газу: мінімальне та максимальне положення. Газові ручки можна калібрувати для сумісності з різними консолями;

10) функція програмування користувача - за допомогою пульта дистанційного керування або програмування карт;

11) сумісний з акумуляторами Lipo та NiMH;

12) час можна змінити для роботи з різними безщітковими двигунами;

13) захист від короткого замикання, перегріву, втрати газового сигналу;

14) провід живлення 18AWG.

Під час розробки об'єкта автоматичного пристрою вибираються датчики, виконавчі механізми відповідно до вимог до якості функціонування системи, що формуються в технічному завданні.

Виконавчим пристроєм в системі є двигун. У таблиці 3.3 представлені порівняльні характеристики різних типів приводів.

Таблиця 3.3 – Характеристики виконавчих механізмів

Тип двигуна	Основні характеристики				
	Підключення батареї	RPM	Максимальна потужність	Вага	Діаметр вала
Двигун T-Motor MS2208-18 KV1100 2-3S 110W	2-3S Li-Po	1100 kv	110 Вт	45.5 г	3мм
Двигун Tarot MT1806 KV2280	LiPo: 2-3 S	2280 kv	80 Вт	18 г	2мм
Двигун EMAX MT2204 Racing Edition 2300KV безщітковий CCW	LiPo: 2~3 S	2300 kv	95 Вт	25 г	3 мм
Motor EMAX RS1306 Racing Edition 3300KV безщітковий CCW	LiPo: 3S-4 S	3300 kv	170.2 Вт	12,7 г	2 мм

Виходячи з таблиці 3.3, можна зробити висновок, що двигуном, який відповідає всім вимогам щодо якості функціонування системи, є двигун Tarot MT1806 KV2280.

У таблиці 3.4 представлені порівняльні характеристики датчиків орієнтації.

Таблиця 3.4 – Характеристики датчиків орієнтації

Тип датчика	Основні характеристики			
	Блок живлення	Діапазон	Протокол	Розмір
MPU 6050	3-5 В	Гіроскоп: + 250 500 1000 2000°/с Акселерометр: $\pm 2 \pm 4 \pm 8 \pm 16$ g	ІС	2x1.6 см
GY-80 (L3G4200D + ADXL345 + HMC5883L + BMP085)	3-5 В	HMC5883L: $\pm 1.3-8$ Гаусс, точність 5 мілі-гс BMP085: Діапазон вимірювання температури: -40 to + 85°C (точність + -2 град) ADXL345 ± 2 g, ± 4 g, ± 8 g та ± 16 g L3G4200D -40°C .. + 85°C	I2C	25.8x16.8 мм
GY-86(MPU6050/ HMC5883L/ MS5611)	3-5В	MPU6050: Гіроскоп: + 250 500 1000 2000 ° / s Акселерометр: $\pm 2 \pm 4 \pm 8 \pm 16$ g HMC5883L: $\pm 1.3-8$ Гаусс, точність 5 мілі-гс MS5611 30-40см	I2C	25x15 мм
MMA8452Q	1.95-3.6В	$\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g$	I2C	14.5x20.5 мм

На основі таблиці 3.4 можна зробити висновок, що датчик орієнтації, який відповідає всім вимогам щодо якості системи, є GY-80 (L3G4200D + ADXL345 + HMC5883L) [7].

Також вибираються датчики, такі як ультразвуковий датчик відстані.

Якісний висотомір, тип HC-SR04, датчик орієнтації в просторі GY-80, радіомодуль для віддаленої передачі даних та управління RF24L011. Короткі характеристики вибраних датчиків представлені нижче.

Ультразвуковий датчик HC-SR04 - це стабільна і точна відстань ультразвукового сонара (сонара), яка не має "сліпих зон". Може вимірювати відстань від 0 см до 1500 мм, точність досягає 3 мм.

Схематичне зображення модуля ультразвукового датчика показано на рисунку 3.3.

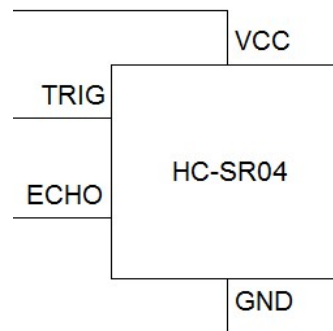


Рисунок 3.3 – Графічне зображення ультразвукового датчика HC-SR04

Технічні характеристики:

- 1) робоча напруга 3.8 - 5.5В;
- 2) типу HC-SR04;
- 3) струм живлення 8 мА;
- 4) частота 40 кГц;
- 5) максимальна відстань - 1500 мм;
- 6) мінімальна відстань - 0 см;
- 7) роздільна здатність 3 мм;
- 8) ширина імпульсу 10 μ s;
- 9) кут 15 градусів;
- 10) зовнішні розміри 37x20x15 мм.

Датчики L3G4200D (гіроскоп), ADXL345 (акселерометр), HMC5883L (магнітометр) та BMP085 (барометричний датчик) для використання на літаках, мобільних конструкціях та роботах. Усі датчики використовують стандартний інтерфейс I2C для підключення до мікроконтролерів.

Плата має стабілізатор з низьким перепадом напруги (LDO), що дозволяє живити датчики як від джерел живлення 3В, так і від 5В.

Характеристики:

- 1) напруга живлення: живлення: 3-5 В;
- 2) інтерфейс: I2C (повністю сумісний з 3-5 В);
- 3) розмір модуля: 25.8 мм * 16.8 мм;
- 4) монтажні отвори: 3 мм.

Схематичне зображення модуля показано на рисунку 3.4.

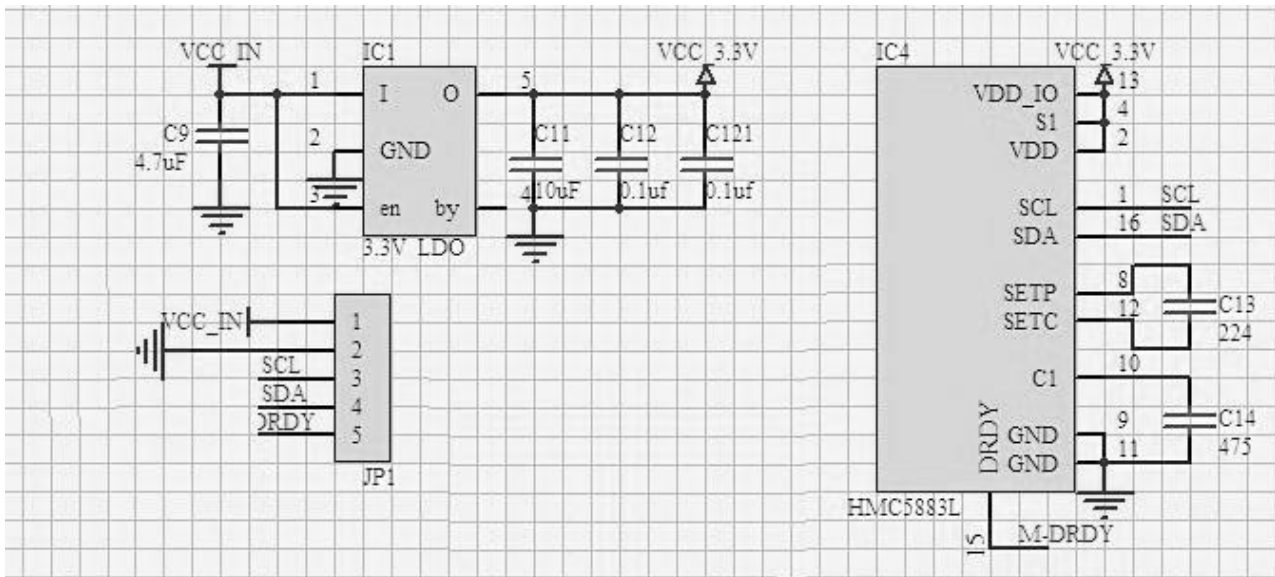


Рисунок 3.4 – Схематичне зображення датчика орієнтації

Радіомодуль nRF24L01 для зв'язку між мікроконтролерами. Він працює на частоті 2,4 ГГц (частота не потрібна, якщо також використовується для Wi-Fi), швидкість до 2 Мбіт/с, керується через інтерфейс SPI, джерело живлення 3,3В (можна використовувати 3,3 в вихід плати Arduino). Дешевший за модуль хbee, добре підходить для промислових систем управління. Діапазон дії - всередині квартири, через дві стіни працює впевнено, після трьох - є втрати сигналу.

Характеристики:

- 1) швидкість до 2 Мбіт (конфігурується 2, 1, 0,25 МБ/с);
- 2) 126 каналів зв'язку, з'єднання "один-до-багатьох", схоже налаштування частоти;
- 3) апаратне управління помилками, комунікація керування багатократною адресою;
- 4) низьке споживання енергії: 1.9 - 3.6V, 1μA у режимі відключення живлення;

- 5) вбудована антена 2,4 ГГц;
- 6) вбудований регулятор напруги;
- 7) GFSK модуляція;
- 8) Розміри: 15x29 мм.

Принципова схема радіомодуля зображена на рисунку 3.5.

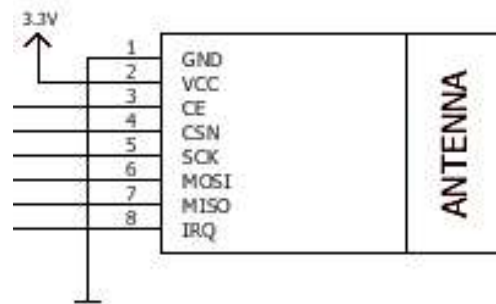


Рисунок 3.5 – Схематичне зображення радіомодуля nRF24L01

На основі цих характеристик формуються сигнали на вхід і вихід датчиків і виконавчих механізмів.

З виходу датчик орієнтації передає сигнал через інтерфейс I2C у вигляді аналогового сигналу на мікроконтролер АЦП. У цьому випадку мікроконтролер діє як калькулятор і перетворювач. Аналоговий сигнал перетворюється і передається через канал GFSK на радіомодуль, потім сигнал передається через канал зв'язку у вигляді оброблених даних на основний комп'ютер (комп'ютер користувача). Ця передача інформації здійснюється одночасно з усіх датчиків і виконавчих механізмів.

Вхід контролера надходить від значень сигналу ШІМ мікроконтролера в діапазоні від 800 до 2300, які перетворюються у відповідну напругу. У цьому випадку мікроконтролер виконує роль головного пристрою. На контролері ходу сигнал перетворюється на струм, що передається на двигуни. Після цього двигун відповідно до отриманого сигналу встановлює швидкість обертання, відповідно до тяги.

Цифровий сигнал приймається від ультразвукового датчика, який перетворюється у дані про відстань до об'єкта.

3.4 Розробка конструкції друкованого вузла контролера

Після вибору і розрахунку функціональних блоків пристрою можна переходити до створення принципової схеми обчислювача керуючого.

Принципова схема являє собою з'єднання обраних функціональних блоків за функціональною схемою, з урахуванням правил з'єднання. Принципова електрична схема представлена на рисунку 3.6.

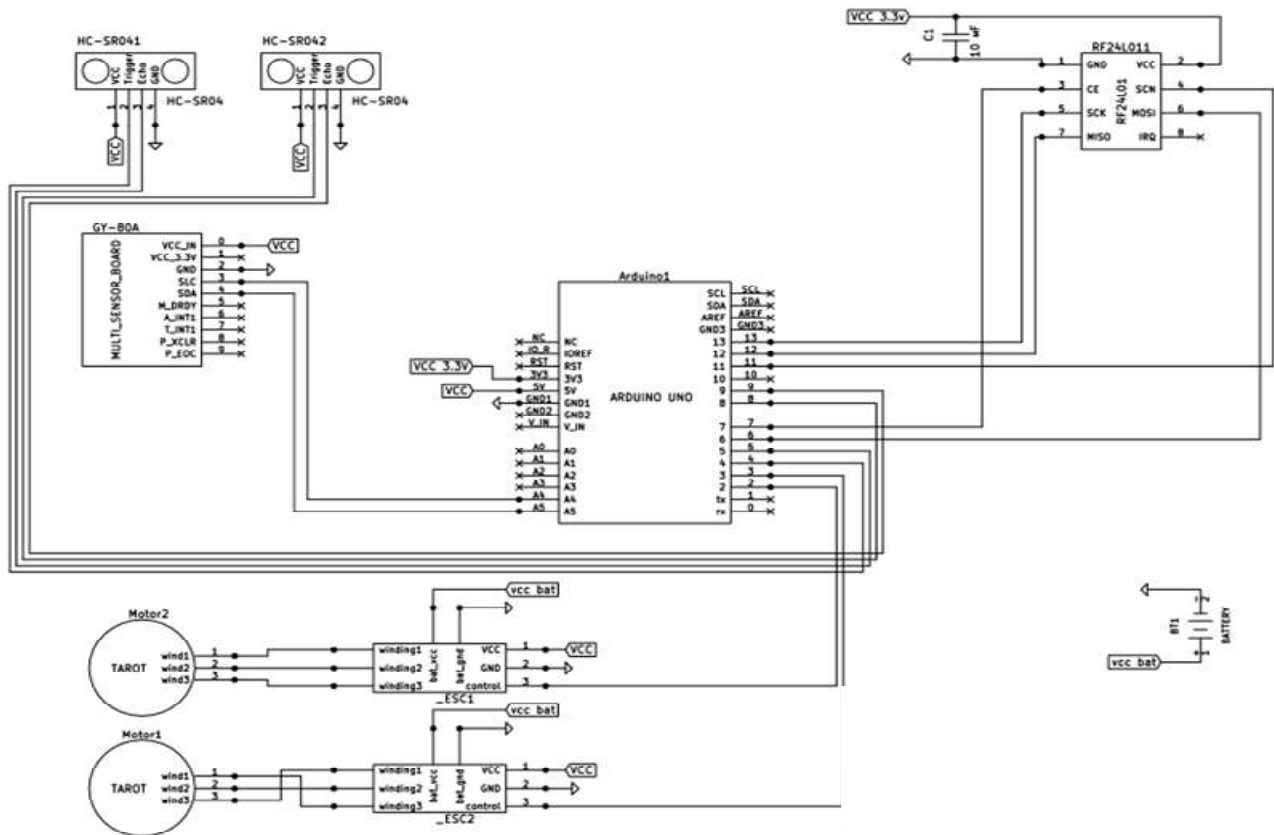


Рисунок 3.6 – Принципова електрична схема системи

На рисунку 3.7 показаний алгоритм роботи системи у вигляді блок-схеми.

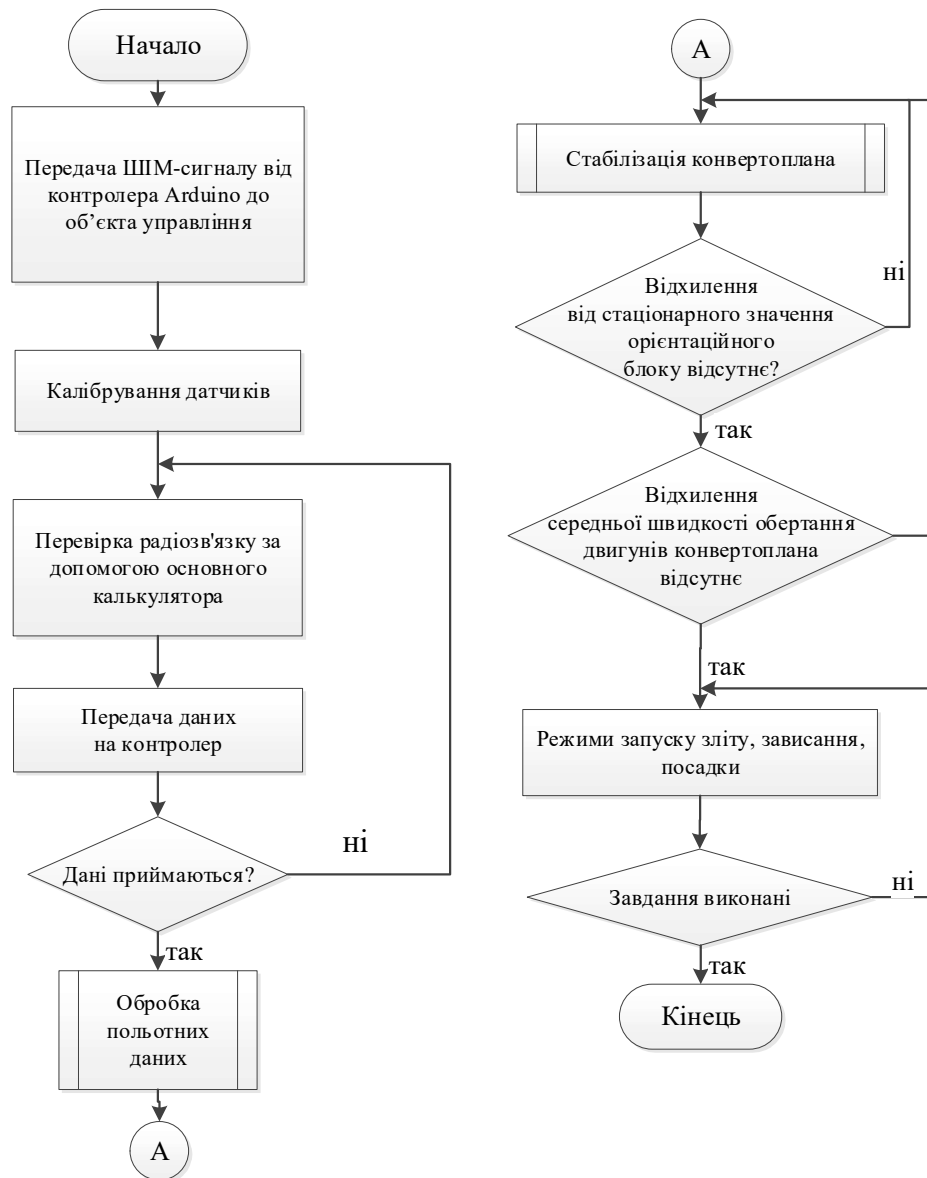


Рисунок 3.7 – Алгоритм роботи системи

Основна електрична схема необхідна для визначення повного складу елементів і зв'язку між ними, вона дає уявлення про принципи роботи виробу.

Для створення реального об'єкта було обрано готовий мікроконтролер та набір електричних елементів.

3.5 Висновки

В результаті проектування були отримані алгоритми обробки даних, обрані засоби реалізації для рішення поставленого завдання.

4 ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

4.1 Завдання і методи проведення дослідження

Раніше були представлені підсумкові результати моделювання системи адаптивного управління конвертопланом, для отримання яких був тривалий етап вибору параметрів еталонних моделей і фільтрів, а також вибору коефіцієнтів регулятора методом ЛАЧХ. У зв'язку з цим дослідна частина присвячена проблемам, пов'язаним з дослідженнями впливу параметрів П та ПД-регулятора на якість управління і компенсації збурюючих впливів, а також задачам синтезу та аналізу параметрів.

4.2 Програма проведення дослідження

Суть дослідження полягає в моделюванні розробленої системи управління в середовищі Matlab/Simulink і отримання як результат досліджень графіків перехідних процесів, які дають можливість оцінити показники якості системи: швидкодія, точність і перерегулювання, та порівняти останні з необхідними в технічному завданні. Порівняльний аналіз показників якості вихідної системи і системи з запропонованим принципом корекції дає можливість судити про доцільність застосування для корекції характеристик системи управління.

На підставі розробленої функціональної схеми з використанням нового методу корекції була сформована модель в середовищі Matlab/Simulink.

4.3 Результати дослідження

ПД-контролер - це пристрій у контурі управління зі зворотним зв'язком.

У цій системі необхідно використовувати регулятори П або ПД.

П-регулятор - це пристрій зворотного зв'язку, що генерує сигнал управління. П-регулятор посиляє вихідний сигнал, пропорційний вхідному сигналу з коефіцієнтом пропорційності K . Вихідний сигнал, що виробляється пропорційною частиною П-контролера, протидіє відхиленню регульованої величини від заданого значення, яке спостерігається в даний час. Якщо П-регулятор має вхідний сигнал, який дорівнює встановленому значенню, тоді вихідний сигнал дорівнює 0. П-регулятор має істотний недолік у тому, що під час його використання величина регульованої величини ніколи не стабілізується при заданому значенні. Все через статичну помилку. Він дорівнює відхиленню

регульованої величини, яка дає вихідний сигнал, який стабілізує вихідне значення саме при заданому значенні.

Чим більше різниця між входом і виходом, тим менше статична похибка. Але зростання цього коефіцієнта може призвести до автоколивань в системі, а подальше збільшення призведе до втрати стійкості.

Пропорційний регулятор (далі П-регулятор) є найпростішою посилюючою ланкою. Вихідний сигнал П-контролера ($u(t)$) пропорційна похибці управління ($e(t)$).

$$u(t) = K_p \cdot e(t), \quad (4.1)$$

де K_p - коефіцієнт підсилення регулятора.

Передавальна функція Р-контролера є: $W_p(s) = K_p$

Контролер ПД - це паралельно підключений пропорційний та ідеальний диференційований канал. Вихід контролера ПД ($u(t)$) залежить від помилки управління ($e(t)$) і на похідну цієї помилки (на швидкість зміни помилок).

$$u(t) = K_1 \cdot e(t) + K_2 \cdot \frac{de(t)}{dt}, \quad (4.1)$$

де K_1 - коефіцієнт посилення пропорційного частини;

K_2 - посилення диференційованої частини.

Функція передачі контролера ПД: $W_p(s) = K_1 + K_2 \cdot s$.

Основним завданням коригуючого пристрою є забезпечення необхідних динамічних і статичних властивостей системи. При синтезі коригуючих пристроїв можна виходити з того, що зазначений об'єкт регулювання, а регулятор і коригуючий пристрій повинні бути синтезовані. Отже, коригуючий пристрій є функціональним елементом системи автоматичного управління відхиленнями, що забезпечує необхідні властивості системи, її стабільну та якісну роботу.

Для синтезу регулятора П і ПД використовували стандартний метод Зігнера-Нікольса.

Метод Зігнера-Нікольса заснований на аналізі параметрів реакції об'єкта на одиницю стрибка. На основі цього методу отримують коефіцієнти П і ПД регулятора для різних режимів польоту конвертоплана.

Але досліджуваний метод не враховує вимог до запасу стійкості системи, що є її недоліком. У таблиці 4.1 представлені формули для розрахунку коефіцієнтів регулятора.

Таблиця 4.1 – Формули для розрахунку коефіцієнтів регулятора за допомогою методу Циглера-Ніколса

Формули розрахунку регулятора			
Регулятор	K	T_i	T_d
П	$1/\alpha$	–	–
ПД	$1.2/\alpha$	–	$0.9 \cdot t_d/K$

де t_d – час запізнювання;

$\frac{\alpha}{t_d}$ – тангенс нахилу дотичної до перехідної характеристики процесу і дорівнює відношенню K_p/t_{tt} .

На основі використання цього методу були знайдені всі компоненти регулятора П і ПД. Результати наведені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 – Результати розрахунку коефіцієнтів регулятора за методом Циглера-Нікольса

Параметри регуляторів				
Зліт, зависання			Посадка	
Регулятор	K_p	T_d	K_p	T_d
П	1.04	–	-6.13	–
ПД	6.36	1.001	-5.55	-0.98

Отримані значення досліджували на реальному об'єкті, програмуючи алгоритм управління з урахуванням досліджуваних регуляторів.

За допомогою середовища MatLab отримані функції передачі та перехідні характеристики системи в різних режимах польоту. Вхідними даними для ідентифікації є польотові дані з урахуванням регуляторів. Спочатку застосовували П-регулятор, але під час досліджень виникла необхідність використовувати диференціальну складову регулятора, щоб зменшити час перехідного процесу та компенсувати накопичену похибку.

Для більш точної роботи дані про частоту обертання двигуна були виправлені (відфільтровані) методом ковзного середнього. Цей метод полягає у визначенні середнього значення функцій як у поточному періоді часу, так і в попередньому. Проста (арифметична) ковзаюча середня чисельно дорівнює середньому арифметичному значенню вихідної функції за певний період і обчислюється за формулою:

$$\tilde{f}_k = \frac{1}{h} \sum_{i=l}^k f_i, \quad (4.3)$$

де f_i – початкові значення розглянутої функції;

$h=k-l$ – інтервал згладжування - кількість значень вихідної функції для обчислення ковзного середнього.

З попереднього значення просту ковзну середню можна отримати за наступною формулою рекурсиву:

$$\tilde{f}_{k+1} = \tilde{f}_k - \frac{f_{k-n}}{h} + \frac{f_k}{h}, \quad (4.4)$$

де f_{k-h} – значення вихідної функції в точці;

$k-h \cdot f_k$ – значення функції, що вивчається в точці k (останнє значення).

На рисунку 4.1-4.2 наведені графіки залежності зміни частоти обертання двигуна від ШІМ-сигналу в режимах зльоту та посадки без урахування фільтра ковзного середнього.

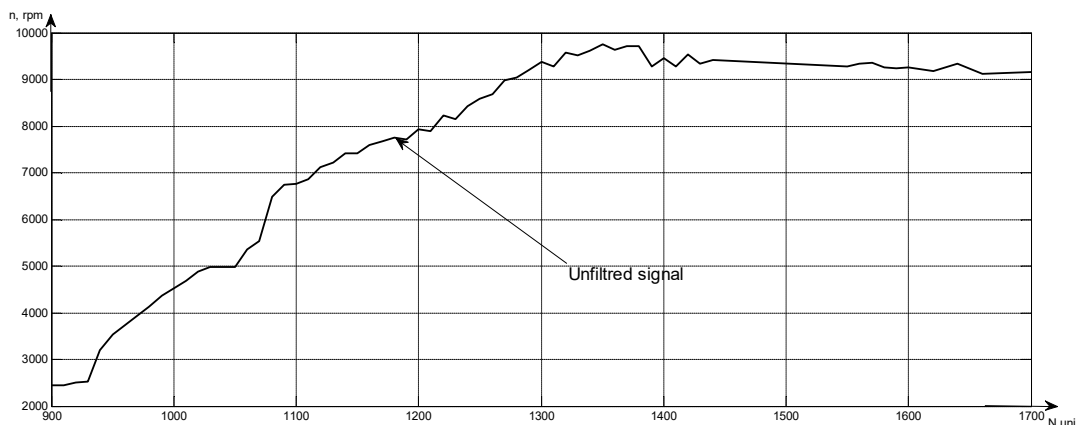


Рисунок 4.1 – Статична характеристика системи в режимі зльоту без урахування фільтра ковзного середнього

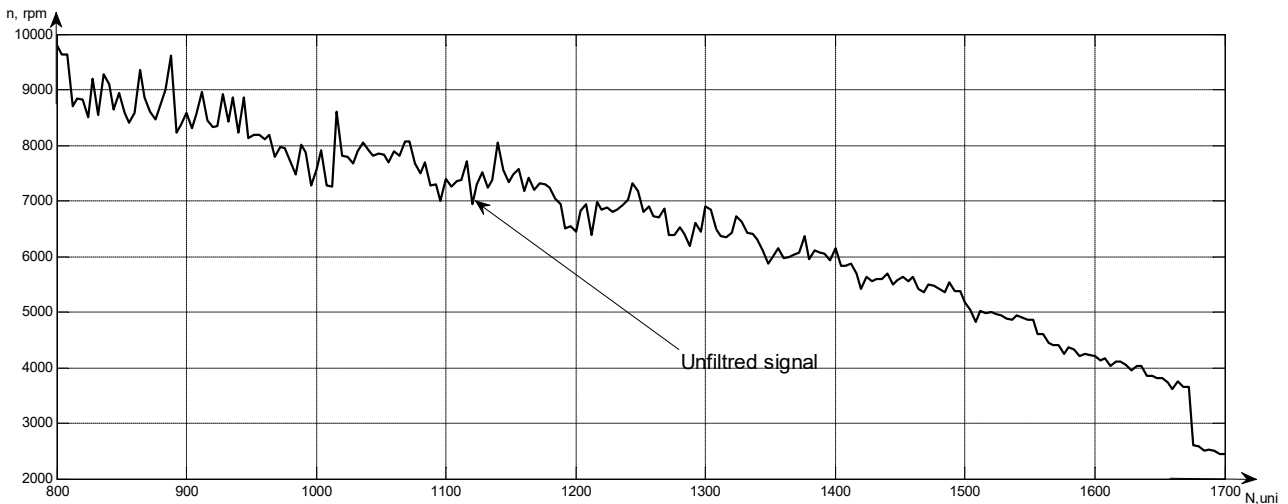


Рисунок 4.2 – Статична характеристика системи в режимі посадки без використання фільтра ковзного середнього

У цьому фільтрі для згладжування встановлений інтервал 70. Слід зазначити, що в процесі отримання інформації про політ був використаний модуль на основі датчика Холла. Цей датчик має помилку, і отримані дані повинні бути відфільтровані з використанням великого інтервалу згладжування.

На рисунках 4.3-4.4 представлені статичні характеристики в режимах зльоту та посадки з урахуванням фільтра ковзного середнього.

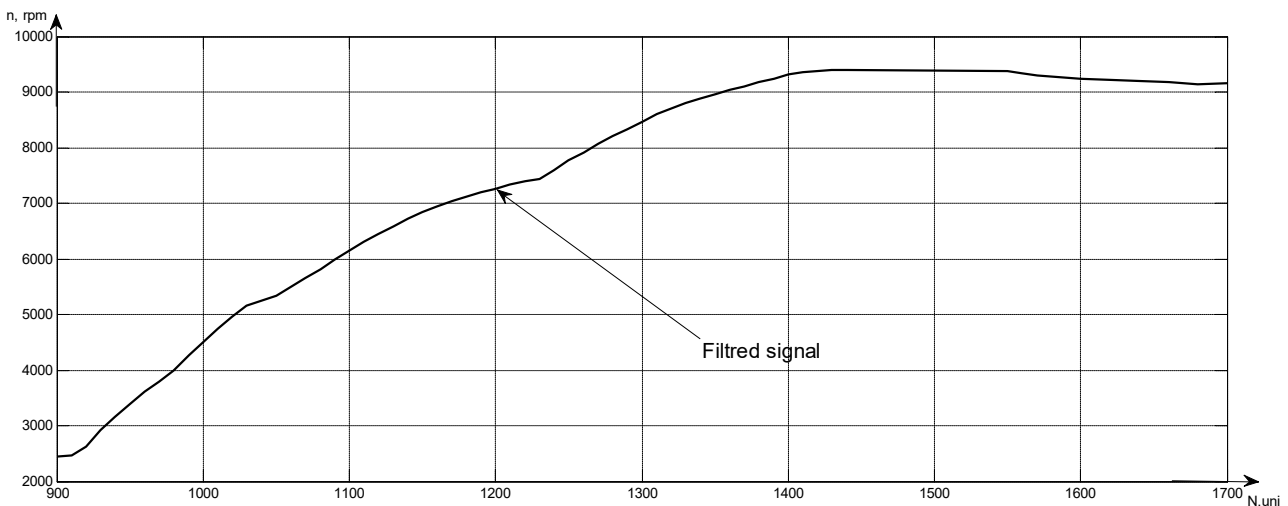


Рисунок 4.3 – Статична характеристика системи в режимі зльоту з використанням фільтра ковзного середнього

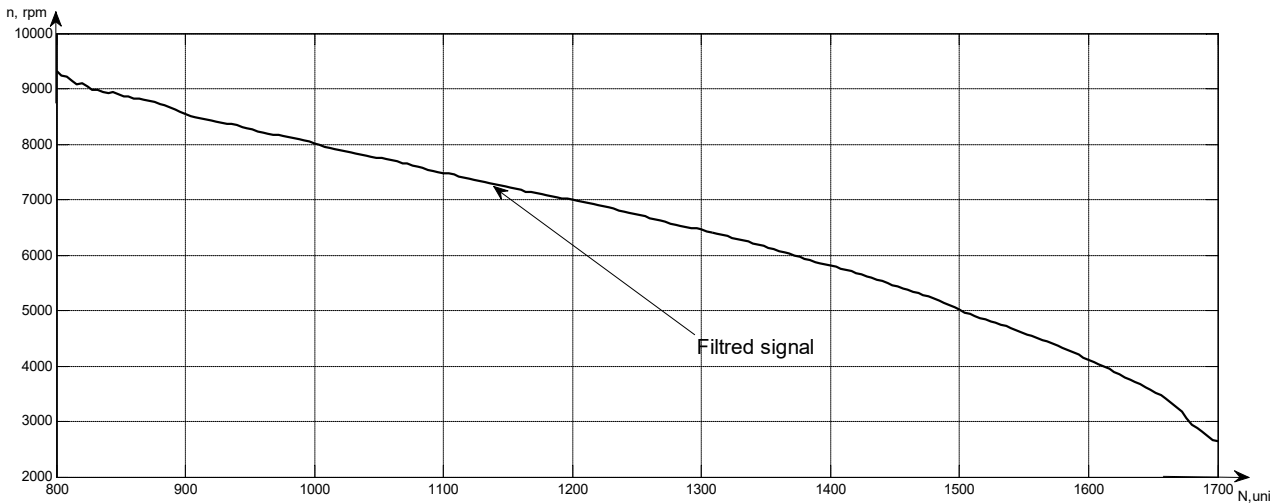


Рисунок 4.4 – Статична характеристика системи в режимі посадки з використанням фільтра ковзного середнього

Графіки зміни швидкості обертання гвинтів у режимах зльоту-зависання та посадки конвертоплана час від часу за допомогою П-регулятора представлені на рисунках 4.5-4.6.

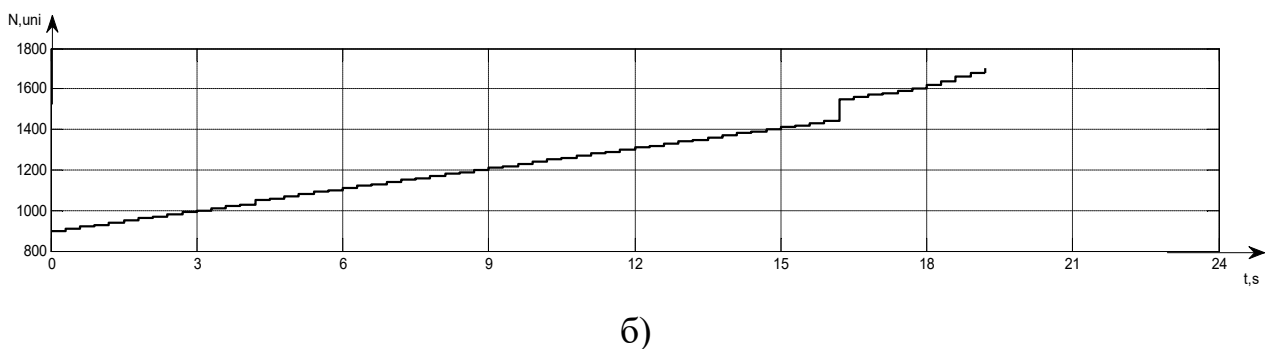
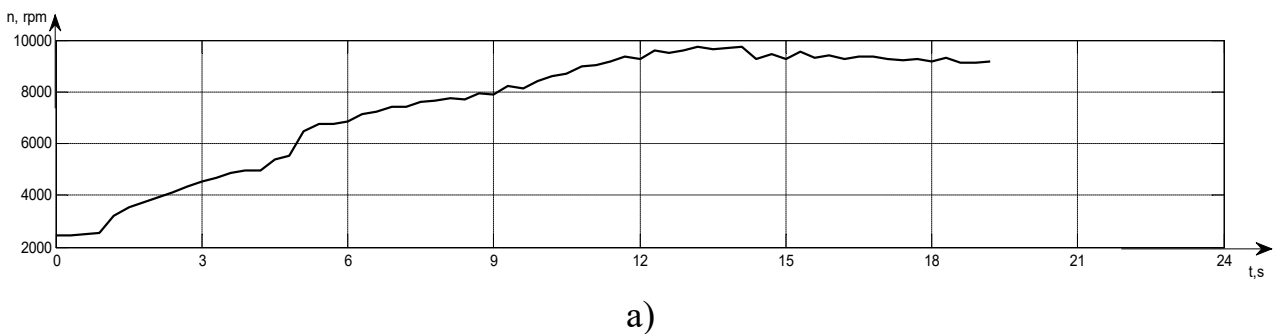
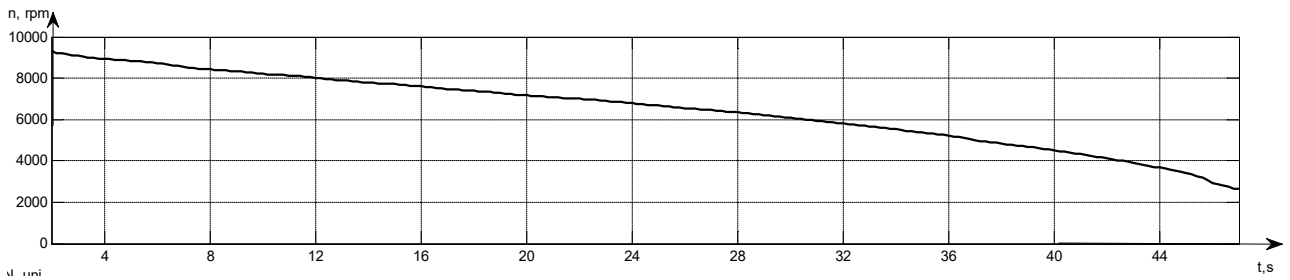
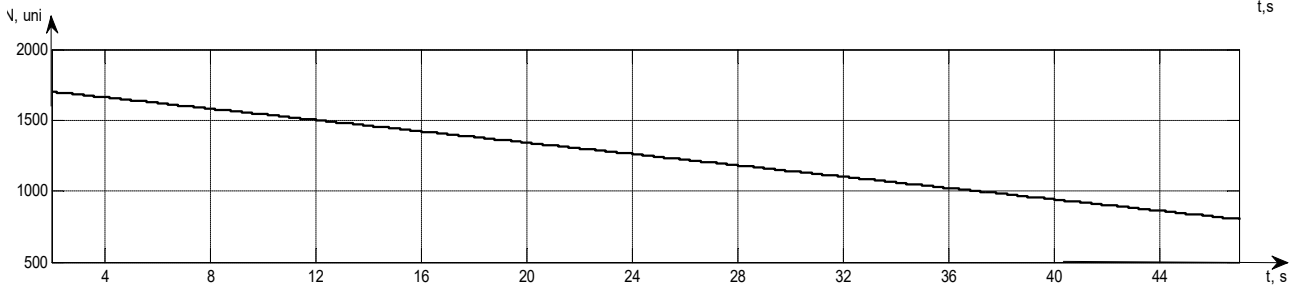


Рисунок 4.5 – Графік швидкості обертання гвинтів у режимі зльоту-зависання за допомогою П-регулятора:

- а) графік залежності вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу;
- б) графік залежності вхідного сигналу від часу



а)



б)

Рисунок 4.6 – Графік швидкості обертання гвинтів у посадковому режимі за допомогою П-контролера:

а) графік залежності вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу;

б) графік залежності вхідного сигналу від часу

Графіки зміни швидкості обертання гвинтів у режимі зльоту та посадки конвертоплана в порівнянні з часом за допомогою контролера ПД показані на рисунках 4.7-4.10.

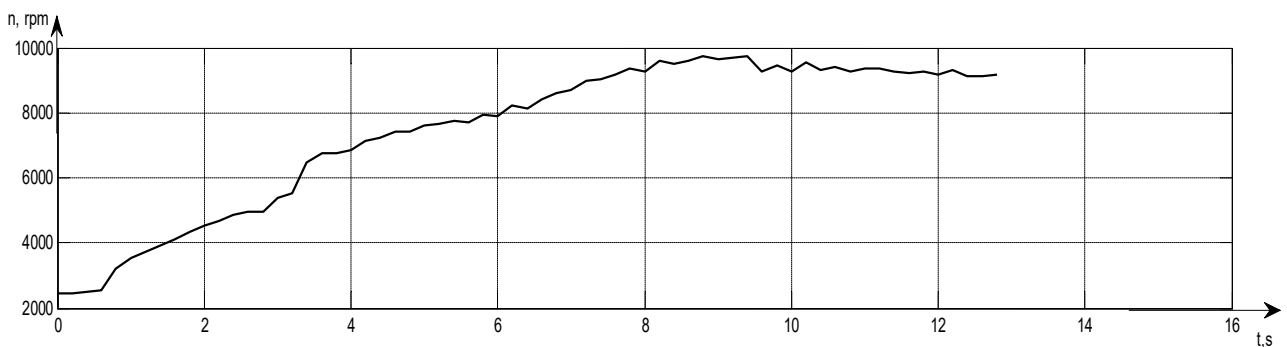


Рисунок 4.7 – Графік швидкості обертання гвинтів у режимі зльоту-зависання за допомогою контролера ПД: залежність вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу

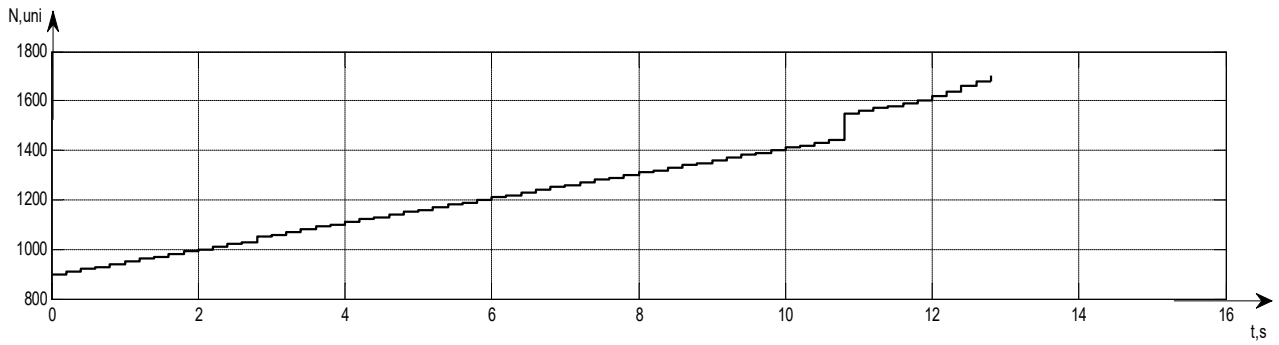


Рисунок 4.8 – Графік швидкості обертання гвинтів у режимі зльоту-зависання за допомогою контролера ПД: залежність вхідного сигналу від часу

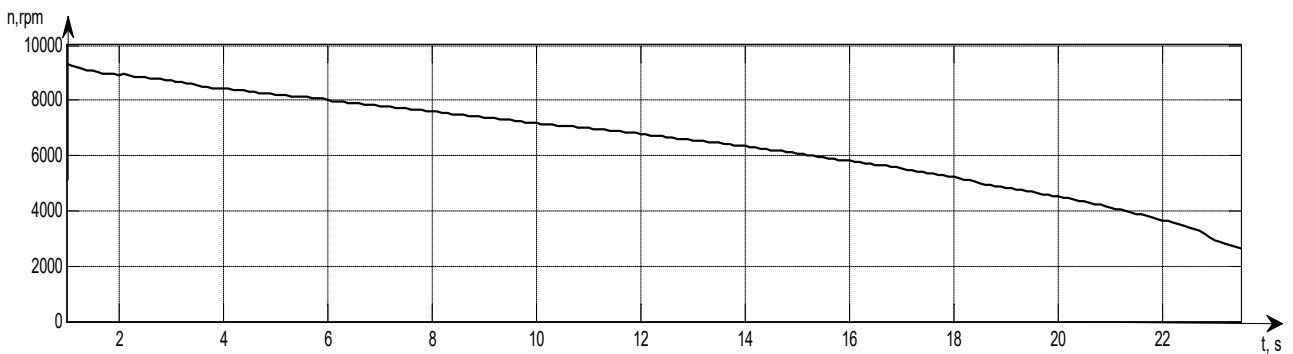


Рисунок 4.9 – Графік швидкості обертання гвинтів у посадковому режимі за допомогою контролера ПД: залежність вихідного сигналу (частоти обертання двигуна) від часу;

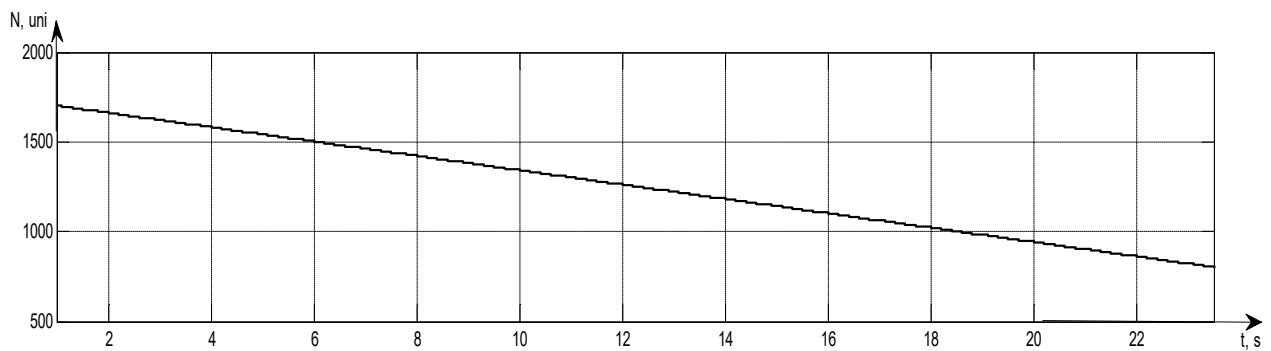


Рисунок 4.10 – Графік швидкості обертання гвинтів у посадковому режимі за допомогою контролера ПД: залежність вхідного сигналу від часу

Перехідні характеристики системи в режимі польоту-зльоту з використанням П-регулятора показані на рисунку 4.11.

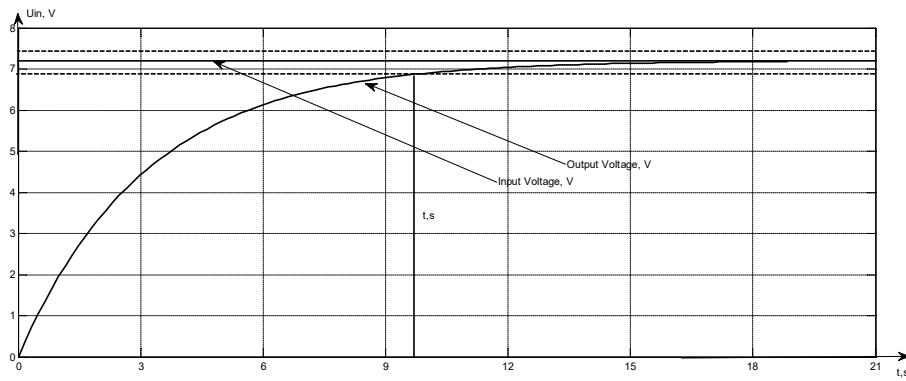


Рисунок 4.11 – Перехідна характеристика системи в режимі зльоту за допомогою П-регулятора

Виходячи з рисунка 4.11, можна зробити висновок, що показники якості даної системи не задовольняють необхідний, а саме перехідний час $t_{tt}=9.75$ с, перерегулювання $\delta = 0\%$. Для цього необхідно ввести диференціюючий компонент.

Рисунок 4.12 показує перехідну реакцію системи в режимі зльоту за допомогою ПД контролера.

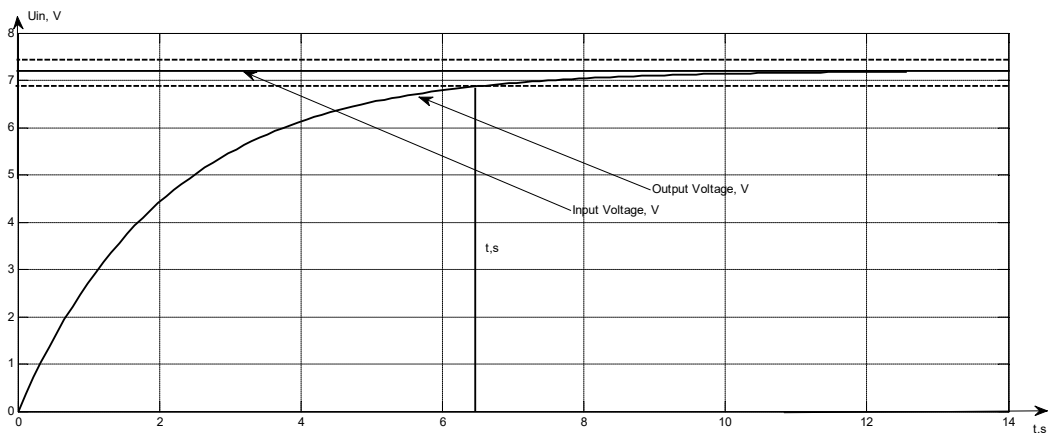


Рисунок 4.12 – Перехідна характеристика системи в режимі зльоту за допомогою ПД контролера

Виходячи з рисунка 4.12, можна зробити висновок, що показники якості цієї системи задовольняють необхідні, а саме перехідний час $t_{tt}=6.5$ с, перерегулювання $\delta = 0\%$.

Для безпечної посадки необхідно збільшити час перехідного процесу посадки до 15 с.

Перехідна реакція системи в режимі посадки за допомогою Р-контролера показана на рисунку 4.13.

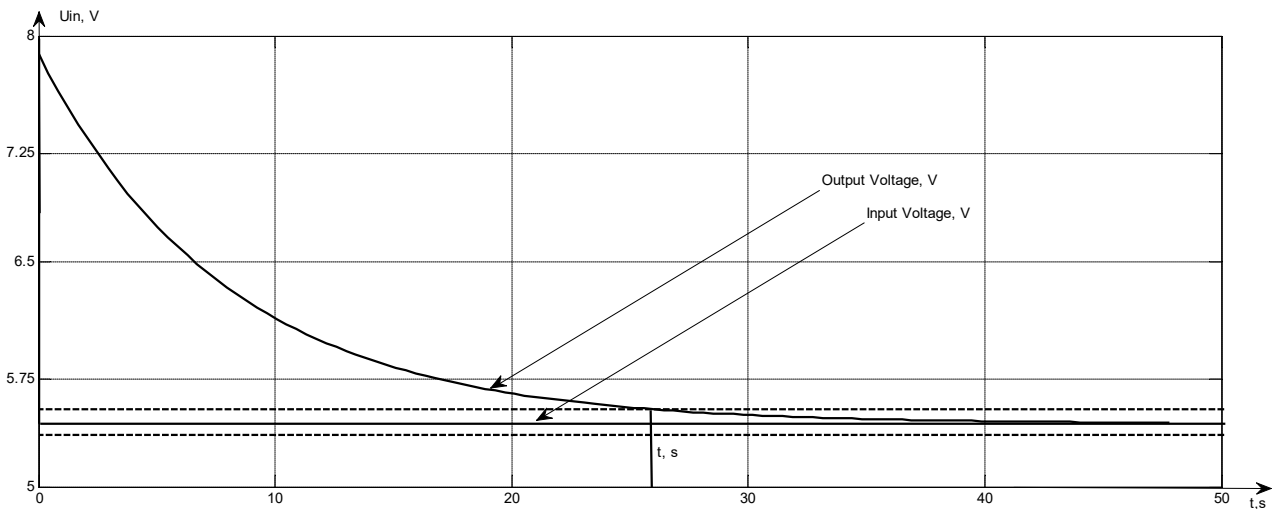


Рисунок 4.13 – Перехідна характеристика системи в режимі посадки за допомогою П-регулятора

Виходячи з рисунка 4.13, можна зробити висновок, що показники якості цієї системи не задовольняють заданів ТЗ, а саме $t_{tt}=25.5$ с, перерегулювання $\delta = 0\%$. Для цього необхідно ввести диференціюючий компонент.

На рисунку 4.14 показано перехідну реакцію системи в режимі зльоту за допомогою ПД контролера.

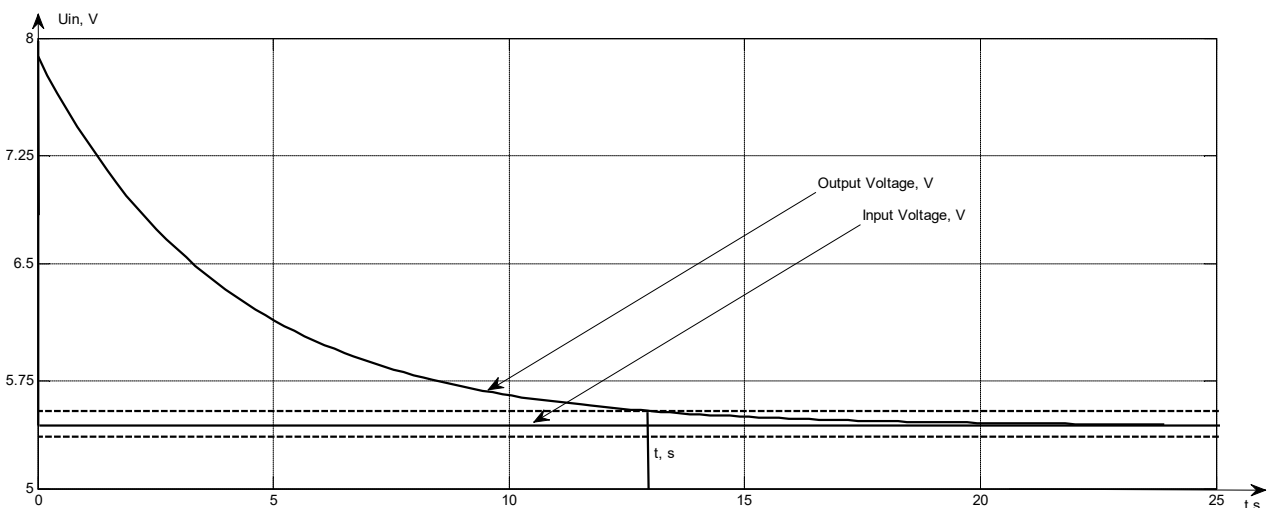


Рисунок 4.14 – Перехідна реакція системи в режимі посадки за допомогою ПД контролера

Виходячи з рисунка 4.14, можна зробити висновок, що показники якості цієї системи задовольняють необхідні показники якості, а саме перехідний час $t_{tt}=12.75$ s, перерегулювання $\delta = 0\%$.

У зв'язку зі складністю обчислення передавальних функцій застосовувалася система ідентифікації.

Передавальна функція конвертоплана в режимі зльоту-зависання щодо П-регулятора:

$$W_{to-h}(s) = \frac{\omega(s)}{N(s)} = \frac{7.17}{1 + 1.12 \cdot s}. \quad (4.5)$$

Передавальна функція конвертоплана в режимі зльоту щодо ПД контролера:

$$W_{to-h}(s) = \frac{\omega(s)}{N(s)} = \frac{6.36}{1 + 0.35 \cdot s}. \quad (4.6)$$

Передавальна функція конвертоплана в режим посадки з урахуванням П-регулятора:

$$W_l(s) = \frac{\omega(s)}{N(s)} = \frac{97.31 \cdot s + 8.7833}{s^2 + 3.544 \cdot s + 1.22}. \quad (4.7)$$

Передавальна функція конвертоплана в режимі посадки щодо ПД контролера:

$$W_l(s) = \frac{\omega(s)}{N(s)} = \frac{62.175 \cdot s + 5.59}{s^2 + 4.884 \cdot s + 3.31}. \quad (4.8)$$

4.4 Висновки

Були синтезовані регулятор П і ПД, використовуючі стандартний метод Зігнера-Нікольса. На основі отриманих передавальних функцій можна зробити висновок, що система з ПД контролером має низький порядок і може бути легко реалізована на реальному об'єкті.

5 ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Опис програми

Проект являє собою панель для оператора. Спочатку при відкритті з'являється форма для входу, після підключення до IP адреси конвертоплана відкриється головне вікно програми, де відображається графік залежності висоти конвертоплана від часу, а також фіксуються значення поточної висоти та вертикальної швидкості в реальному режимі часу.

5.2 Керівництво користувача

Аби запустити програму в робочому режимі треба виконати такі дії:

- 1) Включити wi-fi на мобільному пристрої.
- 2) Відкрити розроблене програмне забезпечення.
- 3) Натиснути кнопку «Сканувати» (рис.5.1).

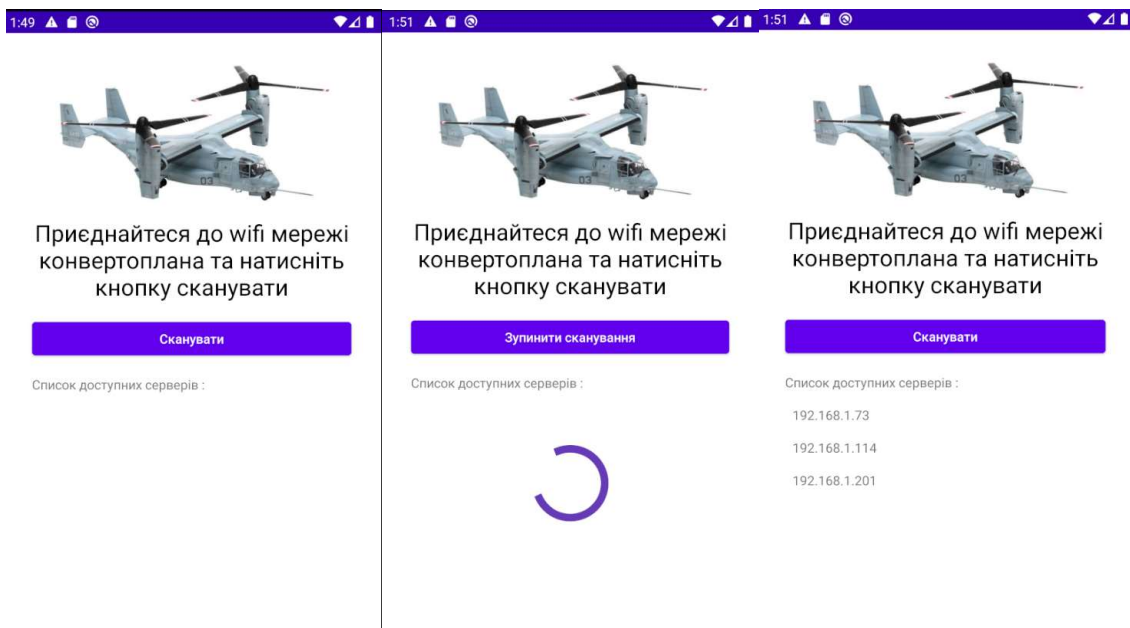


Рисунок 5.1 – Початкове вікно програми

2) Вибрати до якого серверу підключений макет конвертоплана. При коректному підключенні відкриється головне вікно програми (рис.5.2).

3) Встановити значення необхідне значення висоти у текстовому полі та натиснути кнопку «Встановити».

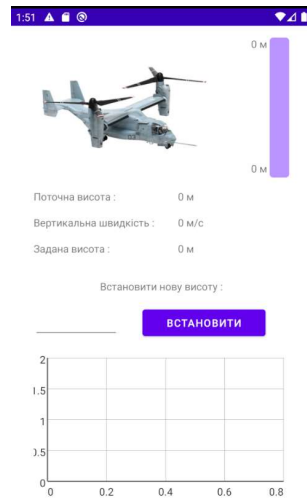


Рисунок 5.2 – Головне вікно програми

4) Після початку моделювання на полі відображаються графік залежності висоти від часу в реальному режимі часу. Також окремо фіксуються значення поточної висоти та вертикальної швидкості (рис.5.3-5.4).

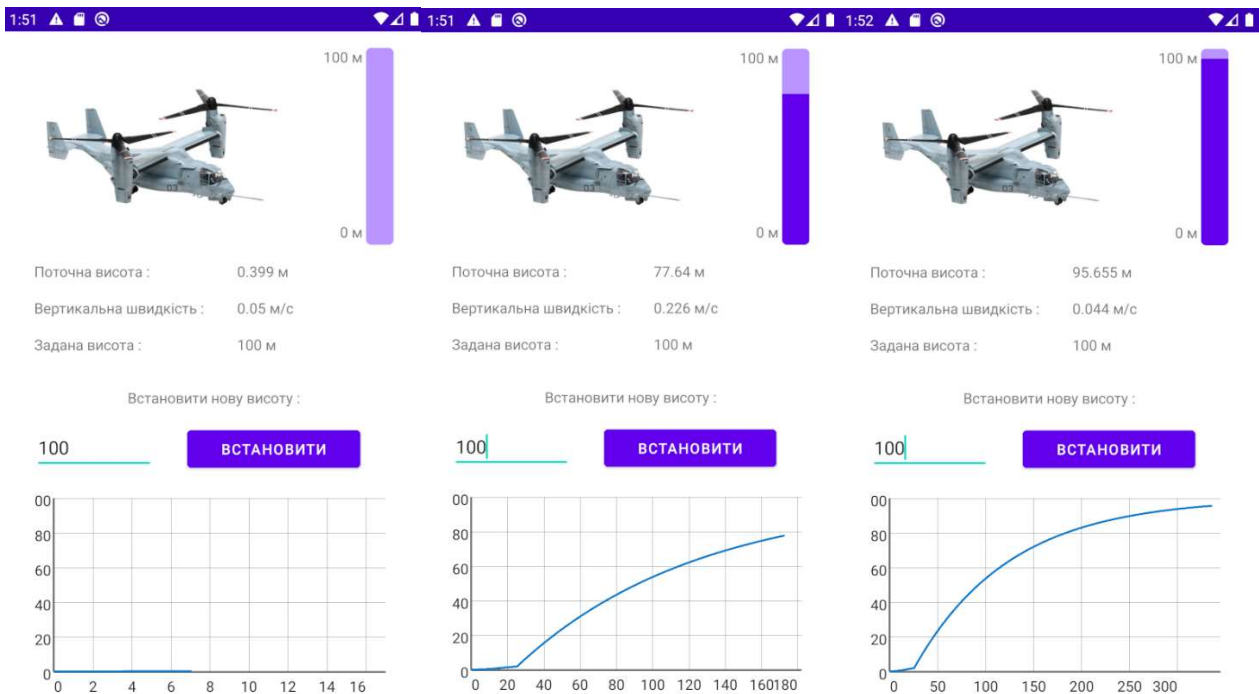


Рисунок 5.3 – Виконання програми при встановленій висоті 100 м

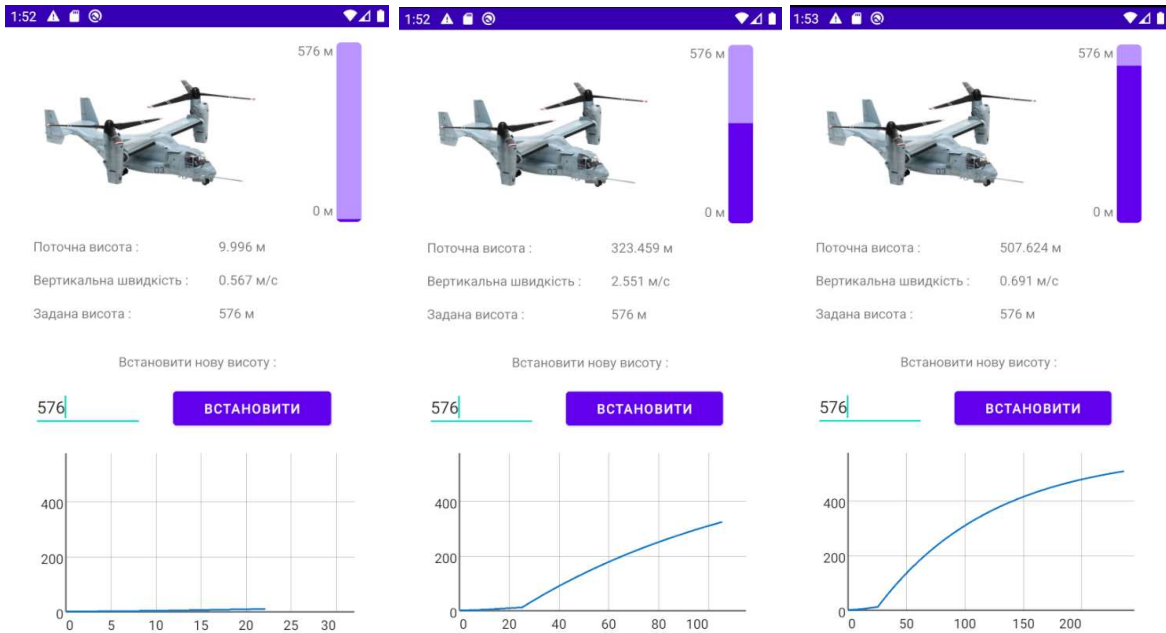


Рисунок 5.4 – Виконання програми при встановленій висоті 576 м

5.3 Технологія тестування програмного забезпечення

Першим етапом тестування було модульне тестування. На даному етапі була проведена перевірка функціональності та пошук дефектів в компонентах програми, котрі можуть бути протестовані окремо (модулі програми, класи, функції та інше).

Наступним етапом йде інтеграційне тестування, де перевіряється взаємодія між модулями програми.

Після інтеграційного тестування проводилось системне тестування. Основним завданням системного тестування є перевірка як функціональних, так і не функціональних вимог в системі в цілому. При цьому виявляються дефекти, такі як неправильне використання ресурсів системи, непередбачені комбінації даних користувача рівня, несумісність з оточенням, непередбачені сценарії використання, відсутня або неправильна функціональність, незручність використання і т.п.

5.4 Висновки

Перевірені всі компоненти системи управління. Обрані пристрої пройшли перевірку успішно, показання працездатності задовольняють вимогам до побудови системи.

6. ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ

6.1 Опис продукту

Метою даної частини роботи у дипломному проекті бакалавра є економічне обґрунтування розробки та впровадження плати цифрового керуючого обчислювача для системи кутової стабілізації БПЛА у бічному русі. Для досягнення цієї мети, в ході роботи, необхідно вирішити наступні задачі:

- 1) провести сегментацію ринку системи;
- 2) визначити конкурентоспроможність системи, що розробляється;
- 3) розрахувати трудомісткість виконання робіт;
- 4) скласти кошториси витрат на розробку системи;
- 5) провести розрахунок заробітної плати, визначити вартість системи і розрахувати очікуваний прибуток від реалізації системи;
- 6) розрахувати точку безбитковості і побудувати графік безбитковості.

Виробництву пропонується плата цифрового керуючого обчислювача для даної системи управління. Управляючий обчислювач представляє собою мікроконтролер із програмною роботою, що реалізує закон керування розробленою системою. Для сполучення мікроконтролера з системою управління необхідна плата сполучення. Вона здійснює перетворення аналогового сигналу з датчиків системи в цифровий код та перетворення цифрового коду, що відповідає керуючому впливу, в аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм.

6.2 Сегментування ринку

Сегментування ринку – це відокремлення певної кількості покупців, що мають схожу, або однакову реакцію на комплекс маркетингових заходів підприємства, тобто подібно сприймають параметри товару, його ціну, місце збуту та маркетингові комунікації.

Метою сегментування є максимальне проникнення підприємства на сегменти ринку замість того, щоб розпилювати зусилля по всьому ринку. Політика сегментування ринку передбачає виділення окремих частин (сегментів) ринку, що відрізняється дин від одного характеристиками попиту на товари та послуги і реакцією на маркетингові дії. Метод сегментації полягає у визначенні на ринку груп покупців. Сегмент повинен бути досить великим в плані кількості споживачів, також в плані купівельної спроможності для того, щоб забезпечити

прибутковий продаж. Сегмент, що складається з невеликої кількості покупців з низькою купівельною спроможністю не буде прибутковим для підприємства, яке займається торгівлею великого обсягу товарів.

Даний виріб може застосовуватися в авіації, як на території України, так і за її межами.

Основною характеристикою сегмента є ємність - кількість виробів, які можуть бути продані за рік.

Розрахунок повної ємності ринку:

$$S_{\text{повн.1}} = N_1 * Q_1 * m_1, \quad (6.1)$$

де N_1 – кількість підприємств-споживачів виробу в i -му сегменті;

Q_1 – середня річна програма виробів в i -му сегменті, для яких буде поставлятися розглянутий товар;

m_1 – кількість комплектуючих виробів.

Сегментування і розрахунок повної ємності ринку представлені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Сегментування і розрахунок повної ємності ринку

Сегмент ринку	Код сегмента	Кількість підприємств-споживачів	Середня річна програма виробів підприємств-споживачів	Повна ємність шт./рік
Підприємства споживачі України	А	21	20	314
Підприємства споживачі СНГ	Б	12	10	207
Підприємства споживачі далекого зарубіжжя	В	5	10	30
Усього		38	40	551

Як видно з таблиці 6.1, повна місткість ринку становить 551 шт./рік.

6.3 Аналіз конкурентоспроможності

Конкурентоспроможність товару – це рівень його економічних показників і споживчих властивостей, що дозволяє витримати суперництво з іншими аналогічними товарами на ринку. Конкурентоспроможність товару є складною властивістю, сформованою його якістю (споживчою цінністю), ціною споживання, ефективністю маркетингової і комерційної діяльності і визначається реакцією споживача на ці зовнішні прояви.

Далі наведена оцінка конкурентоспроможності розроблюваного пристрою.

Розроблювана система не є унікальною, але має ряд переваг, порівняно з конкурентами. Ці переваги обумовлені швидкодією системи та відсутністю перерегулювання. На підставі наявних даних про характеристики розробок конкурентів і розроблюваного пристрою, проводиться аналіз конкурентоспроможності розроблюваної системи.

Найбільш сильними конкурентами на ринку слід вважати:

- 1) Система управління літальним апаратом – X1;
- 2) Система кутової стабілізації космічних апаратів – X2;
- 3) Пристрій для кутової стабілізації безпілотного літального апарата – X3.

Розроблюваному пристрою присвоюється індекс – X0. Для оцінки позицій конкурентів необхідно зробити аналіз конкурентів (таблиця 6.2.). При цьому ключовими факторами успіху будуть показники, які визначають підсумкові характеристики: високі функціональні можливості управління, точність, перерегулювання.

Розроблюваний прилад необхідно порівняти з аналогічними приладами – конкурентами. При порівнянні необхідно застосовувати методику комплексного аналізу показників якості з розрахунками узагальнених показників і рівня складності.

Можна сформулювати перелік основних показників, характеристик для даної системи:

- 1) висока маневровість ЛА;
- 2) функціональні можливості управління;
- 3) точність;
- 4) вартість.

Таблиця 6.2 – Аналіз конкурентів

Ключові фактори успіху	Результати ранжування конкурентів по силі/слабкості позицій на ринку			
	Сила		Слабкість	
Технологія розробки	X0	X2	X1	X3
Огляд збуту	X1	X0	X3	X2
Чистий прибуток	X2	X0	X3	X1
Собівартість	X3	X2	X0	X1
Область збуту	X3	X2	X0	X1

Визначимо абсолютні значення i -х показників j варіантів P_{ij} в балах. Показником якості присвоюємо коефіцієнт вагомості b_i :

$$\sum_{i=1}^n b_i = 1 \text{ и } b_i < 0, i=1; \quad (6.2)$$

де n – кількість показників якості.

Показники якості поділяють на мінімізуємі і максимізуємі, та формують гіпотетичний (еталонний варіант).

Для кожного j -го варіанта відносні значення i -х показників (k_{ij}) шляхом порівняння P_{ij} з $P_{i\text{Гіп}}$ (з урахуванням умови $k_{ij} \leq 1$):

- 1) для мінімізуємих показників;
- 2) для максимізуємих показників.

Отримані результати заносимо у таблицю 6.3.

Таблиця 6.3 – Аналіз конкурентів

Показник	К-т вагомості	Абсолютні значення показників					Відносні значення показників									
		Варіанти комплексу					Варіанти комплексу									
	бі	X0	X1	X2	X3	Гіп	X0	X1	X2	X3	Гіп	X0	X1	X2	X3	Гіп
Висока маневровість БПЛА	0,2	5	3	3	4	5	1	0,2	0,6	0,12	0,6	0,12	0,8	0,16	1	
Функціональні можливості управління	0,2	4	5	4	4	5	0,8	0,16	1	0,2	0,8	0,16	0,8	0,16	1	
Точність	0,35	4	5	4	4	5	0,8	0,28	1	0,35	0,8	0,28	0,8	0,28	1	
Вартість	0,25	5	3	4	5	5	1	0,25	0,6	0,15	0,8	0,2	1	0,25	1	
Загальний показник якості Σ	-	-	-	-	-	-	-	0,89	-	0,82	-	0,76	-	0,85	1	

Узагальнений показник якості розроблюваної системи є найбільшим – 0,89, що видно з таблиці 6.3. Це свідчить про те, що прилад є конкурентоспроможним.

Отримавши узагальнені показники k_k^0 для всіх розглянутих варіантів, необхідно розглянути рівні конкурентоспроможності нового приладу, в порівнянні з приладами конкурентами.

$$Y_{j-b} = \frac{k_j^0}{k_k^0}; \quad (6.3)$$

де k_k^0 – узагальнений показник приладу-конкурента.

Рівні якості нового приладу в порівнянні з приладами-конкурентами:

$$Y_{X0-X1} = \frac{0,89}{0,82} = 1,09;$$

$$Y_{X0-X2} = \frac{0,89}{0,76} = 1,17;$$

$$Y_{\text{Х0-Хз}} = \frac{0,89}{0,85} = 1,05.$$

В результаті аналізу можна зробити висновок, що новий прилад для системи кутової стабілізації БПЛА у бічному русі володіє високою конкурентоспроможністю.

6.4 Розрахунок собівартості і ціни

Собівартість продукції складається з ряду найменувань витрат. Сюди входять: витрати на основні матеріали, на великі комплектуючі вироби, пряма і додаткова заробітна плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання, утримання транспорту, а також цілий ряд загальнодержавних податків і відрахувань.

Для проектування системи необхідна участь наступних робочих: розробник, складальник, монтажник, настроювач, керівник. Тривалість робочого місяця в середньому вважається 22 дні. Склад виконавців наведено в таблиці 6.4. Результати розрахунків тривалості розробки за видами робіт містяться в таблиці 6.5.

Таблиця 6.4 – Склад виконавців роботи

Посада	Посадові оклади, грн.	
	За місяц	За день
Розробник	6490	295
Збиральник	4686	213
Монтажник	4686	213
Наладчик	5500	250
Керівник	9988	454

Таблиця 6.5 – Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Тривалість, дні	Трудомісткість чол/дні	Виконавець				
			Розробник	Збиральник	Монтажник	Наладчик	Керівник
Постановка завдання	1	2	+	-	-	-	+
Розробка графіку роботи	1	2	+	-	-	-	+
Визначення вимог до розробки плати	1	4	+	+	+	-	+
Розробка ТЗ	1	3	+	+	+	-	-
Погодження та затвердження ТЗ	1	3	+	+	+	-	-
Проектування системи управління							
Підготовчі роботи	1	2	-	-	-	+	+
Складальні роботи	2	3	-	+	-	-	+
Монтажні роботи	2	3	-	-	+	-	+
Налаштування	2	4	+	-	-	+	-
Приймально-здавальні роботи	2	10	+	+	+	+	+
Впровадження							
Налаштування продукту	1	2	-	-	-	+	+
Випробування і здача проекту в експлуатацію	2	6	+	-	-	+	+
Ітого	17	44	11	7	7	8	11

Далі необхідно обчислити основну заробітну плату (далі ОЗП), з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і середньоденної заробітної плати (далі – ЗП). Для цього кількість днів, відприцьованих окремими виконавцями, необхідно помножити на їх денні оклади.

$$\text{ОЗП} = \sum N_i \cdot \text{ЗП}_{\text{ср}}; \quad (6.4)$$

де N_i – кількість днів, відпрацьоване i -ми виконавцями за стадіями;

$\text{ЗП}_{\text{ср}}$ – денні оклади i -х виконавців.

Додаткова заробітна плата (далі – ДЗП) розраховується за формулою:

$$\text{ДЗП} = \frac{20\% \cdot \text{ОЗП}}{100\%}; \quad (6.5)$$

$$\text{ДЗП} = \frac{20\% \cdot 13221}{100\%} = 2644,2 \text{ грн.}$$

Таким чином, основна заробітна плата за місяць згідно з формулою (8.4) складе:

$$\text{ОЗП} = 295 \cdot 11 + 213 \cdot 7 + 213 \cdot 7 + 250 \cdot 8 + 454 \cdot 11 = 13221 \text{ грн.}$$

Далі необхідно розрахувати вартість покупних виробів, необхідних для виготовлення системи. Перелік покупних виробів наведено в табл. 6.6.

Таблиця 6.6 – Перелік покупних виробів

№	Елементи	Кількість	Ціна, грн	Вартість, грн
1	Плата	1	20	20
2	Мікросхема АТmega16	1	50	50
3	Мікросхема AD7824	1	25	25
4	Мікросхема TLC561С	1	49	49
5	Мікросхема К590КН3	1	35	35
6	Мікросхема LM324	1	25	25
7	Кварцовий резонатор 20МГц НС-49/U	1	16	16
8	Кварцовий резонатор НС-49/U	1	10	10
9	Роз'єм ТВ-5.0-Р-3Р/ВL	1	6	6
10	Роз'єм ТВ-5.0-Р-5Р/ВL	1	7	7
11	Конденсатор К50-35 30пФ	2	4	8
12	Резистор МЛТ-125-1к±5%	5	11,5	57,5
13	Резистор МЛТ-125-2к±5%	2	2	4
14	Резистор МЛТ-125-4,3к±5%	5	2	10
15	Резистор МЛТ-125-8,2±5%	5	2	10
16	Резистор МЛТ-125-10к±5%	5	2	10
17	Кнопка PS12RD	1	5	5
Загальна вартість				347,5

Таблиця 6.7 – Вартість основних засобів

Устаткування	Кількість, шт	Ціна за одиницю, грн.	Сума, грн	Призначення
Стіл	4	600	2400	Для розміщення матеріалів та обладнання
Стілець	4	150	600	Для зручності роботи
Лампа	3	120	360	Для зручності роботи
Комп'ютер	3	15000	45000	Для реалізації
Паяльна станція	1	500	500	Для реалізації
Інструменти	1	500	500	Для реалізації
Всього			49360	

Таким чином, з таблиці 6.7 видно, що вартість обладнання становить 49360 грн.

Далі необхідно зробити розрахунок амортизації, норма амортизації становить 25% від основних коштів, для виготовлення 1 виробу по формулі:

$$A_m = \frac{OC \cdot 0,25 \cdot D_p}{D_r}; \quad (6.6)$$

$$A_m = \frac{49360 \cdot 0,25 \cdot 17}{264} = 794,62 \text{ грн};$$

де ОС – вартість обладнання;

D_p – тривалість робочих днів;

D_r – кількість робочих днів у році.

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в таблиці 6.8.

Таблиця 6.8 – Розрахунок собівартості і ціни виробу за статтями

№	Статті	Формула	Сума, грн
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	$OZP = \sum N_i \cdot 3P_{cp}$	13221
2	Додаткова ЗП (ДЗП)	20% від ОЗП	2644,2
3	Єдиний соціальний фонд	22%*(ОЗП+ДЗП)	3490,34
4	Матеріали й куплені вироби (C_m)	таблиця 6.6	347,5
5	Амортизація	$A_m = \frac{OC \cdot 0,25 \cdot D_p}{D_r}$	794,62
6	Витрати на утримання обладнання	10% від вартості основних засобів	4936
7	Додаткові витрати	40% від ОЗП	5288,4
8	Виробнича вартість (С)	п.1+п.2+п.3+...+п.7	30722,06
9	Адміністративні витрати	45% від ОЗП	5949,45
10	Витрати на збут	2,5% від п.8	768,05
11	Собівартість власних робіт	п.1+п.2+...+п.10	68161,62
12	Прибуток (П)	20% від п.11	13632,32
13	Ціна без ПДВ	П+п.11	81793,94
14	ПДВ	20% від ціни без ПДВ	16358,79
15	Ціна з ПДВ	п.13+п.14	98152,73

Таким чином, собівартість власних робіт проекту системи складає 68161,62 грн, а ціна проекту (з ПДВ) – 98152,73 грн.

Кількість замовлених екземплярів має бути не менше ніж 551 штук.

Виробнича собівартість одного екземпляра (ВС) визначається за формулою:

$$BC_0 = \frac{BC}{КП}; \quad (6.7)$$

де ВС – виробничі витрати;

КП – кількість замовлених екземплярів.

$$BC_0 = \frac{30722,06}{551} = 55,76 \text{ грн.}$$

Повна собівартість одного екземпляру продукту СП складається з суми виробничої собівартості ВСП, адміністративних витрат АВ і витрат на збут ВЗ, які приходяться на один екземпляр продукту:

$$СП_0 = BC_0 + АВ_0 + ВЗ_0. \quad (6.8)$$

Адміністративні витрати АВ₀, які приходяться на один екземпляр продукту, визначаються за формулою:

$$АВ_0 = \frac{АВ}{КП}. \quad (6.9)$$

$$АВ_0 = \frac{5949,45}{551} = 10,8 \text{ грн.}$$

Витрати на збут ВЗ₀, які приходяться на один екземпляр продукту, визначаємо за формулою:

$$ВЗ_0 = \frac{ВЗ}{КП}. \quad (6.10)$$

$$ВЗ_0 = \frac{768,05}{551} = 1,39 \text{ грн.}$$

Таким чином:

$$СП_0 = 55,76 + 10,8 + 1,39 = 67,95 \text{ грн.}$$

Рентабельність продукції (норма продукту) – це відношення загальної суми прибутку до витрат виробництва і реалізації продукції (відносна величина прибутку, що припадає на 1 грн поточних витрат):

$$P_{\Pi} = \frac{\Pi - BC}{BC} \cdot 100\%; \quad (6.11)$$

де Ц – ціна одиниці продукції;

C – собівартість одиниці продукції.

$$P_{\pi} = \frac{98152,73 - 68161,62}{68161,62} \cdot 100\% = 44\%.$$

Отже, рентабельність складає 44%.

Розрахуємо величину оптової ціни одного продукту ЦП (без врахування ПДВ):

$$\text{ЦП} = \text{СП} \cdot \left(1 + \frac{P_{\pi}}{100}\right); \quad (6.12)$$

де P_{π} – коефіцієнт рентабельності.

$$\text{ЦП} = 67,95 \cdot \left(1 + \frac{44}{100}\right) = 97,85 \text{ грн.}$$

Розрахуємо точку беззбитковості. Дохід від реалізації знаходимо множенням ціни одного виробу на кількість замовлених примірників виробу:

$$\text{ДР} = \text{ЦП} * \text{КП}; \quad (6.13)$$

$$\text{ДР} = 97,85 * 551 = 53914,25 \text{ грн.}$$

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат $\text{РП}_{\text{ост}}\text{В}$ на різницю між ціною одного виробу ЦП і змінними витратами, які приходяться на один екземпляр виробу ($\text{З}_\text{м}\text{В}_0$), тобто

$$\text{РКП} = \frac{\text{РП}_{\text{ост}}\text{В}}{\text{ЦП} - \text{З}_\text{м}\text{В}_0}.$$

Річні постійні витрати $\text{РП}_{\text{ост}}\text{В}$ складаються із суми наступних витрат:

$$\text{РП}_{\text{ост}}\text{В} = \text{ВУО} + \text{А}_\text{м} + \text{ДВ} + \text{АВ} + \text{ВЗ}; \quad (6.14)$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

$\text{А}_\text{м}$ – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$PP_{\text{ост}}B = 4936 + 794,62 + 5288,4 + 5949,45 + 768,05 = 17736,52 \text{ грн}$$

Річні змінні витрати $PZ_M B$ складаються із суми наступних витрат:

$$PZ_M B = BM + \Phi O\Pi + \epsilon C B \Phi O\Pi; \quad (6.15)$$

де BM – матеріали та куплені вироби;

$\Phi O\Pi$ – фонд оплати праці;

$\epsilon C B \Phi O\Pi$ – єдиний соціальний внесок.

$$PZ_M B = 347,5 + (13221 + 2644,2) + 3490,34 = 19703,04 \text{ грн.}$$

Змінні витрати, які приходяться на один екземпляр продукту, визначаємо діленням річних змінних витрат на річну програму випуску продукту:

$$Z_M B_0 = PZ_M B / K\Pi. \quad (6.16)$$

$$Z_M B_0 = \frac{19703,04}{551} = 35,76 \text{ грн}$$

$$PK\Pi = \frac{17736,52}{97,85 - 35,76} = 285,66 \approx 286 \text{ шт.}$$

Річний дохід в точці беззбитковості:

$$DP_{B3} = 97,85 \cdot 286 = 27951,66 \text{ грн.}$$

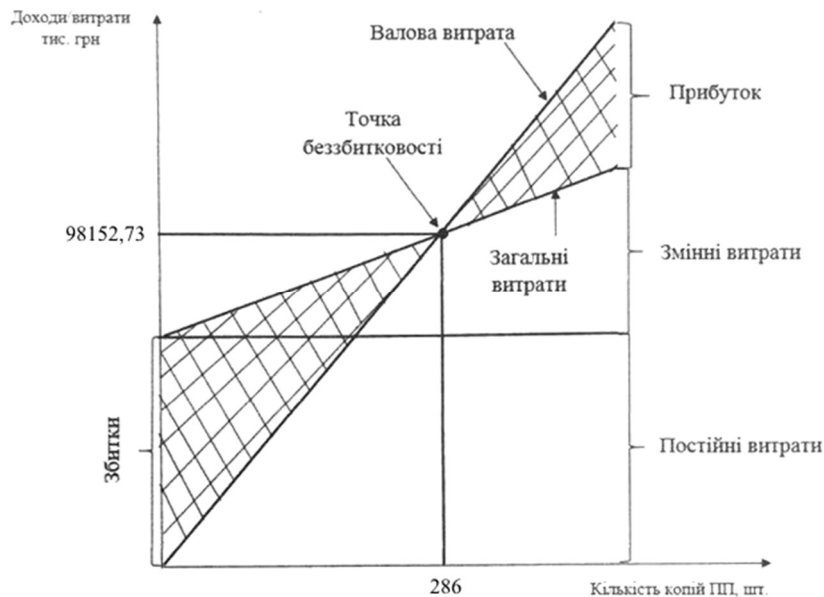


Рисунок 6.1 – Визначення критичної програми випуску виробів

6.5 Висновки

В даному розділі в ході аналізу ринку було виявлено, що наринку є потреба в розробці системи кутової стабілізації БПЛА у бічному русі. Також були виявлені основні конкуренти, що розробляють подібну систему. Була виявлена висока конкурентоспроможність розроблюваної системи. В даному розділі були проведені наступні розрахунки:

- 1) повна собівартість одного екземпляру виробу складає 67,95 грн;
- 2) точка беззбитковості досягається після продажу 286 копій виробу;
- 3) річний дохід в точці беззбитковості складає 27951,66 грн.

У рік необхідно випустити 551 штук виробу, а прибуток буде з 286 копії. Отже, розроблюваний продукт є рентабельним.

ВИСНОВКИ

В даній роботі була досліджена системи управління конвертопланом, а також спроектовано та реалізовано програмний продукт – керування конвертопланом за допомогою мобільного додатку. Розробка являє собою мобільний додаток до операційної системи Android, завдяки чому відсутня необхідність у спеціальному обладнанні для використання програмного продукту.

В ході виконання даної роботи було проведено аналіз існуючих рішень, були обрані всі необхідні елементи, для розробки системи, отримані математичні моделі по задаючому і збурюючому впливам, оцінені властивості моделі і були визначені необхідні показники якості. Розроблено функціональну схему для системи автоматичного управління, на основі якої була побудована структурна схема. Побудовано характеристики для системи автоматичного управління. Було отримано характеристики моделі скоригованої системи, проведено її експериментальне відпрацювання, і отримані її динамічні характеристики. Були розглянуті різні типи регуляторів (коригуючих пристроїв), такі як регулятори П і ПД. Спочатку був перевірений П-регулятор, в результаті система виконала керуючу дію адекватно, але не задовольнила необхідні показники якості, тому необхідно було ввести диференціальний компонент. Синтез регуляторів П і ПД проводили за допомогою методу Зігнера-Нікольса, а регулятори програмували на контролері.

Під час розробки проектної частини були зроблені порівняльні характеристики датчиків і виконавчих механізмів, була сформована функціональна схема контролера, на основі якої формувалися вимоги до контролера. Відповідно до вимог обран контролер, який підходить і відповідає всім вимогам системи. Одночасно була розроблена схема для підключення компонентів системи. В результаті розробляється алгоритм роботи системи.

Були сформован алгоритм роботи системи керування висотою конвертоплана. Був проведений вибір засобів реалізації, а саме датчики, мікроконтролер та виконавчі механізми, спроектован інтерфейс і функціональні модулі. Сформовано керівництво користувача.

В результаті виконання експериментальної частини успішно спроектован інтерфейс і функціональні модулі програми. Сформовано керівництво користувача.

В економічній частині був проведений розрахунок собівартості і ціни плати керуючого обчислювача.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Кулік А.С. Конспект лекцій по курсу «Теорія автоматичного управління» / А.С. Кулік – Харков, ХАІ, 2014 – 2015.
2. Яцун С.Ф. Моделирование полёта конвертоплана в различных режимах движения / С. Ф. Яцун, О. В.Емельянова, А. И. Савин, С. П.Стуканёва //Известия ЮЗГУ. Серия техника и технологии. 2015. - №1(14) – С. 55-66.
3. Мартинез Л.А.С. Разработка конструкции конвертоплана на основе трикоптера / Л.А.С. Мартинез [и др.].
4. Кулик А.С. Методы расчёта цифровых систем управления. – Харьков: Харьков авиац. ин-т, 1989. – 97 с.
5. А. Гребеников, А.М. Гуменный, В.А. Урбанович, Л.Ю. Буйвал. Анализ схем конвертопланов. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. № 73, 2016.
6. Динаміка зльоту и посадки літаків [Текст] М.Г. Котик. М: Машинобудування, 1987 р.
7. Системи автоматичного управління літальними машинами [Текст] А.А.Красовській, Ю.А.Вавілов, А.І.Сучков. Х: ВВІА ім. М.С.Жуковського, 1985.-476с.
8. С.М. Горлин, Экспериментальная аэромеханика.- М .: Высшая школа, 1970.-423 с.
9. Рэндал У.Биард. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика/ Рэндал У.Биард, Тимоти У. МакЛейн // Москва:ТЕХНОСФЕРА, 2015.- 312 с.
10. Хачумов М.В. Задача облета беспилотным летательным аппаратом с учетом ветровых нагрузок/М.В. Хачумов// Второй всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта» (БТС-ИИ-2015)»: Труды семинара. – Санкт – Петербург: Изд-во «Политехника-сервис», □2015. □С.130-135.
11. Р.Н. Набиев, А.А. Абдуллаев. Обзор этапов развития, конструкций и проблем проектирования БПЛА типа мультикоптер // Современная наука: Актуаль-ные проблемы теории и практики. Серия Естественные и технические науки. Москва, 2017. №3-4. с 16-21.
12. Павловский В. Е. Математическое моделированиеробота с переменным вектором тяги/ В. Е. Павловский, С. Ф. Яцун, О. В. Емельянова, С. П. Стуканёва // Второй всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта» (БТС-ИИ-

2015)»: Труды семинара. – Санкт –Петербург: Изд-во «Политехника-сервис», 2015. □С.99-106.

13. Яцун С. Ф. Моделирование движения квадрокоптера при отклонении осей несущих винтов относительно корпуса / С. Ф. Яцун, О.В. Емельянова, А.И. Савин // Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст.: в 2ч. Ч.1/ Юго-Зап. гос. ун-т. Курск. 2014. С.329- 338.

14. Яцун С.Ф. Математическое моделирование конвертоплана с центрально расположенным управляемым приводом./ С. Ф. Яцун, О. В. Емельянова, А. И. Савин // Известия ЮЗГУ. Серия техника и технологии. □2015. - №4(17) – С. 31-37.

15. Яцун С.Ф. Алгоритм управления движением конвертоплана с центральным управляемым вектором тяги / С.Ф. Яцун, О.В. Емельянова, Г.В.Климов, С.П.Стуканева// Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст.: в 2ч. Ч.1/ Юго-Зап. гос. ун-т. Курск, 2016. □С.50- 62.

16. Микроконтроллерные системы: структуры и практическое применение/В.Г. Джулгаков, В.В.Нарожный, К.И. Руденко, А.Н. Таран. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк авиац. ин-т», 2003. – 126 с.;

17. Порядок оформления учебных и научно-исследовательских документов / В.Н. Павленко, А.С. Набатов , И.М. Тараненко. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 65 с.

18. Спеціалізована БД "Винаходи (корисні моделі) в Україні" [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://base.uipv.org/searchINV/>, вільний.

19. Используя модельно-ориентированное проектирование, Bell Helicopter создает первый в мире гражданский конвертоплан. [Электронный ресурс]. <https://matlab.ru/success-story/Bell-Helicopter.pdf>

20. Разработка конструкции конвертоплана [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://karfidovlab.ru/razrabotka-konstrukcii-konvertoplana/>

21. Skywalker X8. Assembly manual, january 2013 [Электронный ресурс]. www.raygrauberger.com

22. Skywalker X8 Installation Manual. [Электронный ресурс]. www.Fpvmodel.com

23. Неприжившиеся проекты: французский конвертоплан-разведчик. [Электронный ресурс]. <http://www.novate.ru/blogs/310115/29821/>

24. Русский беспилотный конвертоплан совершил первый полет. [Электронный ресурс]. <http://zema.su/blog/russkii-bespilotnyi-konvertoplan-sovershil-pervyi-polet>

25. Уголок неба-большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс]. Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>.

ДОДАТОК А

Таблиця А.1 – Патентний аналіз

№	Номер патента, клас, країна, рік, автор	Назва патента	Опис винаходу	Постанова задачі	Результат	Недоліки
1	2	3	4	5	6	7
1	RU 2723516 C1 Сабадаш Андрей Андреевич Милевский Александр Владимирович	Конвертоплан	Изобретение относится к области авиации, а именно к конструкциям конвертопланов. Конвертоплан содержит фюзеляж, систему управления, аэродинамические консоли крыла с аэродинамическими управляющими поверхностями, цельноповоротное переднее горизонтальное оперение с аэродинамическими управляющими поверхностями, хвостовое оперение и винтомоторные группы с воздушными винтами. Винтомоторные группы с воздушными винтами размещены с возможностью поворота на законцовках переднего горизонтального оперения и на хвостовом оперении. Конвертоплан выполнен с возможностью обеспечения совпадения аэродинамического центра давления и результирующего вектора тяги, с возможностью их взаимного динамического и статического скалярного управления за счет работы аэродинамических управляющих поверхностей и управления вектором тяги каждой из винтомоторных групп. Винтомоторные группы, расположенные на законцовках переднего горизонтального оперения, выполнены с встречным вращением воздушного винта и с возможностью обеспечения динамического смещения центра давления, а также возможностью смещения оси вращения передних ВМГ в плоскости ZX.	Задачей, решаемой заявленным изобретением является решение проблем, устойчивости, сложности механики, сложности алгоритмов управления, надежности, аэродинамической, топливной и экономической эффективности, посадки и взлета с неровных поверхностей; присущих классическим схемам летательных аппаратов, требующих постоянного вмешательства при предполетном и послеполетном обслуживании человеком, мешающим полной автоматизации процесса эксплуатации. Интеграция разработанного конвертоплана с последующей полной эксплуатацией процесса эксплуатации позволят не только внедрить беспилотные технологии в широкий спектр областей промышленности, но также и на порядок повысить экономическую эффективность за счет ускорения процесса дистанционного, беспилотного, воздушного мониторинга земли в кратчайшие сроки с исключением человеческого фактора.	Технический результат достигается за счет того, что конвертоплан содержит фюзеляж, систему управления, аэродинамические консоли крыла с аэродинамическими управляющими поверхностями, переднее горизонтальное оперение с аэродинамическими управляющими поверхностями, хвостовое оперение, и винтомоторные группы с воздушными винтами, причем винтомоторные группы с воздушными винтами размещены с возможностью поворота на законцовках переднего горизонтального оперения и на хвостовом оперении, при этом конвертоплан выполнен с возможностью обеспечения совпадения аэродинамического центра давления и результирующего вектора тяги, а также с возможностью их взаимного динамического и статического скалярного управления за счет работы аэродинамических управляющих поверхностей и управления вектором тяги каждой из винтомоторной групп, а винтомоторные группы, расположенные на законцовке переднего горизонтального оперения выполнены с встречным вращением воздушного винта и с возможностью обеспечения динамического смещения центра давления, при этом винтомоторные группы выполнены с осевой степенью свободы, а также с возможностью независимого управления друг от друга изменением вектора тяги, оборотов и управлением углом установки лопастей.	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
2	№ 2282566 Малкин Валентин Алексееви ч (RU)	Конвертоплан	Конвертоплан, содержащий фюзеляж, крылья с мотогондолами, по крайней мере два винта, установленных с возможностью изменения положения от вертикального к горизонтальному посредством привода и соединенных соответствующей трансмиссией с соответствующим двигателем, неподвижно установленным в мотогондоле, отличающийся тем, что мотогондолы удлинены и установлены в средней части крыльев, причем на передней подвижной части каждой мотогондолы за винтом размещено переднее горизонтальное оперение, а на неподвижной задней части установлено заднее вертикальное хвостовое оперение.	Задача, решаемая полезной моделью, - повысить возможность активного управления на всех режимах полета при использовании более простой по конструкции системы управления, обусловленной максимально выгодным исполнением конвертоплана по схеме «утка», что одновременно повышает и безопасность эксплуатации данного летательного аппарата.	Технический результат от использования изобретения заключается в том, что за счет выполнения конвертоплана по схеме «утка», мотогондолы выполняются удлиненными, винты при этом выносятся вперед фюзеляжа, что позволяет, при необходимости, иметь больший диаметр винтов, а размещение на передней поворотной части каждой мотогондолы за винтом - переднего горизонтального оперения (ПГО), приводит к управляемому поведению конвертоплана при вертикальных и переходных режимах полета. При этом ПГО на всех режимах полета находится в зоне индуктивного воздушного потока от винта и соответственно на всех режимах полета используется одна и та же, более простая, система управления конвертопланом посредством управления ПГО.	
3	R и Дуров Дмитрий Сергеевич R U	Безпілотний конвертоплан з арочним крилом	Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям беспилотных гибридных конвертопланов. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом (БКАК), содержит на консолях крыла две мотогондолы, в передних и задних окончаниях которых смонтированы по два винта, имеет хвостовое оперение, двигатели силовой установки (СУ), передающие валами трансмиссии мощность на поворотные винты, создающие горизонтальную и вертикальную тягу, и трехопорное колесное шасси. БКАК представляет собой тандемный высокоплан, каждое разрезное крыло которого выполнено из двух внутренних секций, смонтированных уступом. При этом внутренние секции крыла выполнены соответственно в виде полукольцевого канала, снабженного по передней кромке внутренним профилированным ребром жесткости и имеющего аэродинамический профиль, хорда которого составляет 3/4 от САХ крыла, и в виде цельноповоротного закрылка, имеющего хорду 1/5 от САХ крыла и зазор между кромками секций, равный 1/20 от САХ крыла.	Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном многоцелевом вертолете-самолете - увеличение аэродинамического качества и повышение маневренности при переходных маневрах и на малых скоростях полета, снижение на 41% взлетной скорости и скорости сваливания, увеличение топливной эффективности, весовой отдачи и коэффициента поднятия в производстве статической подъемной и подъемной силе при горизонтальном полете.	БКАК исполнения ТРНВ-Х2+2 с аэродинамической схемой тандем высокоплан, имеющий переднее и заднее арочные крылья с соответствующими винтами на ЦПЗ и V-образное оперение, представляет собой четырехвинтовой беспилотный конвертоплан. При выборе такой схемы БКАК большую роль играет необходимость обеспечения условий безопасного его использования на протяженных трассах при длительном времени крейсерского режима полета в самолетной конфигурации, но и, особенно, при выполнении переходного маневра, заходе на зависание и во время самой вертикальной посадки. Снижение аварийности достигается уменьшением скорости полета и принятием специальных мер (тандемная схема с арочными полуэллиптическими крыльями обеспечат соответственно хорошие противосрывные и противоштопорные характеристики).	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
4	WO2014062 097A1 2013 Элдар Али Оглы РАЗРОЕВ	Конвертоплан (варианты)	<p>Принципиально, конвертоплан представляет собой летательный аппарат (ЛА) с поворотными двигателями, которые на взлёте и при посадке работают как подъёмные, а в горизонтальном полёте - как тянущие/толкающие (при этом подъёмная сила обеспечивается крылом самолётного типа). Центральные части симметрично расположенных фюзеляжей совместно с передним межфюзеляжным горизонтальным оперением и задним межфюзеляжным горизонтальным оперением образуют жесткий замкнутый силовой контур, который также включает в себя кили, расположенные на задних частях фюзеляжей. Крыло состоит из консольных частей, жестко закрепленных на фюзеляжах. Внешние части крыла могут быть выполнены также в виде замкнутой крыльевой системы. Конвертоплан в разных вариантах исполнения может содержать одну, две или более плоскостей центроплана. Плоскости центроплана соединены с фюзеляжами через поворотные узлы, с возможностью их поворота по углу атаки более чем на 90°. В центральной части центропланов закреплены винтомоторные группы с соосными воздушными винтами разного направления вращения. Винты имеют возможность поворота относительно оси центроплана. Центр тяги винтов, при вертикальном положении осей винтомоторных групп, расположен над расчетным центром масс конвертоплана. Описанная конструкция позволяет повысить устойчивость полета и, как следствие, повысить безопасность полета.</p>	<p>Задача, решаемая созданием предлагаемой группой полезных моделей, состоит в создании принципиально новой конструкции конвертоплана, с отличными от существующих принципов перехода к режиму горизонтального полета, и управления полетом. При этом технический результат, который может быть получен при решении поставленной задачи, состоит в упрощении и облегчении конструкции ЛА, повышении его маневренности на всех этапах полета, улучшении его аэродинамических свойств, как то, устойчивости и аэродинамического качества. Для достижения поставленного результата предлагается в первом из заявленных вариантов конвертоплана, содержащего фюзеляж, крыло и двигательные группы, каждую двигательную группу выполнить в виде, по меньшей мере, одного, двигателя, размещенного с возможностью поворота, при этом двигатели в группах выполнены из условия изменения тяги друг относительно друга и/или групп, а двигательные группы расположены на конце соответствующего крыла, в хвостовой и носовой частях фюзеляжа.</p>	<p>Для достижения поставленного результата предлагается во втором из заявленных вариантов конвертоплана, содержащего фюзеляж, крыло и четыре двигательные группы, крыло выполнить комбинированным в виде переднего крыла обратной и заднего крыла прямой стреловидности, каждая двигательная группа выполнена в виде, по меньшей мере, одного двигателя, размещенного с возможностью поворота, при этом двигатели в группах выполнены из условия изменения тяги друг относительно друга и/или групп, а группы расположены на конце соответствующего крыла.</p>	Відсутні

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
5	№ 2488524 2010 Сабиржан Равиль Абдрауфович (RU)	Конвертоплан	Конвертоплан, содержащий фюзеляж, горизонтальное и двойное вертикальное оперение, крыло и два двигателя, расположенные в корпусе фюзеляжа, соединенные валом через трансмиссию с двумя движителями, отличающийся тем, что движители - воздушные винты расположены на концах крыла и выполнены изменяемого шага с противоположным направлением вращения, а двигатели установлены в корпусе фюзеляжа навстречу друг другу и расположены над пассажирским салоном, причем двигатели соединены с воздушными винтами через трансмиссию с общим валом, одновременно являющимся валом синхронизации, при этом оси винтов выполнены поворотными в плоскостях, параллельных плоскости симметрии летательного аппарата	Решаемой задачей является упрощение конструкции аппарата и повышение его надежности и безопасности. Техническим результатом при использовании является создание высокоэкономичного и высокоскоростного легкого и малоразмерного СВВП, обладающего высокой степенью надежности и безопасности.	Технический результат достигается тем, что в конвертоплане, содержащем фюзеляж, горизонтальное и двойное вертикальное оперение, крыло и два двигателя, расположенные в корпусе фюзеляжа, соединенные валом через трансмиссию с двумя движителями, движители - воздушные винты расположены на концах крыла и выполнены изменяемого шага с противоположным направлением вращения, а двигатели установлены в корпусе фюзеляжа навстречу друг другу и расположены над пассажирским салоном, причем двигатели соединены с воздушными винтами через трансмиссию с общим валом, одновременно являющимся валом синхронизации, при этом оси винтов выполнены поворотными в плоскостях, параллельных плоскости симметрии самолета.	
6	№ 2456208 2012 Гайнутдинов Владимир Григорьевич (RU), Крикун Константин Георгиевич (RU), Левшонков Никита Викторович (RU)	Конвертоплан	Конвертоплан, содержащий фюзеляж, крыло, двигатели, оперение, шасси, отличающийся тем, что в него введены пилоны, выполненные с возможностью вращения и расположенные на концах крыла, при этом на них установлены по два двигателя, причем один двигатель расположен впереди центра масс конвертоплана, а другой двигатель - позади.	Решаемой задачей является создание перспективного летательного аппарата для транспортирования, простой конструкции, сбалансированного на всех режимах полета, способного совершать горизонтальный полет, вертикальные взлет и посадку и зависать на одном месте.	Технический результат направлен на повышение эффективности конвертоплана. Технический результат достигается тем, что в конвертоплан, содержащий фюзеляж, крыло, двигатели, оперение, шасси, введены пилоны, выполненные с возможностью вращения и расположенные на концах крыла, при этом на пилонах установлено по паре двигателей, причем один двигатель расположен впереди центра масс конвертоплана (ЦМ), а другой двигатель - позади.	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
7	U А Нахаба Олександр Олександрович	Мультироторний (48-роторний) конвертоплан дискольотної форми (багатодвигуневий мультироторний конвертоплановий дисколіт) з децентралізованою системою роздільного паралельного керування його двигунами	Мультироторний ідеально підходить для використання у сучасній санітарній авіації (доставці хворих із невідкладною патологією, постраждалих від ДТП та катастроф, а також поранених з місця подій одразу до медичних центрів 4 рівня для надання одразу спеціалізованої медичної допомоги, уникаючи усі попередні ланки надання медичної допомоги), підходить для використання у пожежній службі (для гасіння пожеж у самих важкодоступних ділянках міських густонаселених кварталів), у структурах МВС (для виконання екстрених вильотів співробітників міліції на місце скоєння злочину та для ефективного затримання або переслідування із подальшим затриманням будь-якої наземної, надводної або повітряної цілі), у структурах МНС (для проведення оперативно-рятувальних робіт), для проведення антитерористичних спецоперацій, підходить для охорони морських судів від морських піратів (служба охорони корабля знаходиться на даному апараті на верхній палубі, у разі нападу - зліт та знищення усіх піратських цілей з повітря), та для інших галузей де необхідна екстрена доставка пасажирів, вантажів та спецтехніки на великі відстані на великій швидкості як на великих, так і на малих висотах. Задачею запропонованої корисної моделі є розробка багатоцільового авіаційного транспорту із можливістю польоту на дозвукових швидкостях звичайного літака, а також можливістю плавного вертикального зльоту-посадки і високоточного маневрування.	Задачею запропонованої корисної моделі є розробка багатоцільового авіаційного транспорту із можливістю польоту на дозвукових швидкостях звичайного літака, а також 45 можливістю плавного вертикального зльоту-посадки і високоточного маневрування.	Поставлена задача вирішується тим, що до параболічного (куполоподібного) крила дискольота форми двовипуклої лінзи 1 по всій його площині, прикріплені двигуни вертикального зльоту (вертикальної тяги) 2 (у даному випадку їх 48, але їх кількість, при необхідності, збільшують до будь-якого числа, кратного двом), що направлені догори та до передньої частини 50 (тобто поздовжня вісь двигунів вертикального зльоту 5 розташована під кутом 60 градусів до поздовжньої осі 4 дискольота (в залежності від потреб у максимальному прискоренні дискольота даний кут змінюють з 10 градусів до 80 градусів), половина двигунів вертикального зльоту обертається за годинниковою стрілкою, друга половина обертається проти годинникової стрілки (для компенсації обертання за віссю ризику), як шасі використовуються телескопічні 55 опори 9, при цьому передні опори більш довгі, ніж дві опори, таким чином, що при стоянці на Землі поздовжня вісь дискольота знаходиться під певним (від 10 градусів - до 80 градусів) кутом до площини Землі 6 (частіше під кутом 30 градусів), а передня частина дискольота (ніс) знаходиться вище його задньої частини - хвоста (при необхідності кількість телескопічних опор збільшують в залежності від розмірів та ваги дискольота), якщо дисколіт не дуже сильно 60 завантажений, і якщо необхідні великі прискорення	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
8	№216.013.96DD 2015 Бормотов Андрей Геннадьевич Ошкуков Иван Александрович	Конвертоплан с реактивным приводом роторов, управляемый роторами посредством автоматов перекоса через рычаги управления, не требующий дополнительных средств управления	Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. Конвертоплан содержит фюзеляж, стабилизатор, киль, расположенные в хвостовой части фюзеляжа, консоли, установленные вблизи центра тяжести по обе стороны от фюзеляжа, обтекатели, колонки, роторы с лопастями, автоматы перекоса, средства управления автоматами перекоса. Консоли соединены с фюзеляжем посредством шарниров, обеспечивающих возможность изменения угла поворота в диапазоне от 100 до -10 градусов относительно горизонта независимо друг от друга. Колонки жестко соединены с консолями и закрыты обтекателями. Роторы содержат лопасти с реактивными двигателями, соединенные с колонками посредством торсионов, закрепленных на свободно вращающихся валах колонок в подшипниках. Реактивные двигатели расположены в консольной части лопастей и имеют сопла, ориентированные в сторону задней кромки лопастей. Достигается возможность управления конвертопланом исключительно посредством автоматов перекоса	Задача изобретения состоит в создании легкого конвертоплана, обладающего следующей совокупностью технических характеристик: а) радиус действия более 1000 км; б) скорость в самолетном режиме не менее 500 км/час; в) малонагруженные роторы с реактивным приводом; г) возможность вертикального взлета и посадки с малых площадок и на неподготовленные для приземления горизонтальные поверхности, допускающие небольшой уклон; д) возможность взлета и посадки на воду.	Вышеуказанная задача решена благодаря тому, что конвертоплан содержит в себе: фюзеляж; стабилизатор и киль, выполненные с возможностью поддержания курсовой устойчивости в самолетном режиме и расположенные в хвостовой части фюзеляжа; консоли, установленные вблизи центра тяжести по обе стороны от фюзеляжа и соединенные с ним посредством шарниров, обеспечивающих возможность изменения угла поворота в диапазоне от 100 до -10 градусов относительно горизонта независимо друг от друга; обтекатели (19); колонки (12) жестко соединены с консолями (2) и закрыты обтекателями (19); роторы (6) содержат движители (5), имеющие лопасти (7) с реактивными двигателями (8), жестко соединенные с колонками (12) консолей (2) посредством торсионов (9), закрепленных на свободно вращающихся валах (10) колонок (12), в подшипниках (11); реактивные двигатели (8), расположенные в консольной части лопастей (7), имеющие сопла, ориентированные в сторону задней кромки лопастей-движителей (7); автоматы перекоса (14), выполненные с возможностью изменения общего и циклического шага лопастей-движителей (7) посредством изменения угла установки упомянутых лопастей-движителей (7); средства управления (16), выполненные с возможностью изменения общего и циклического шага упомянутых лопастей (7) роторов (6).	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
9	№218.016.6036 2018 Хагеев Василий Саналович Файзиєв Раим Мусаєвич	Трехвинтовой конвертоплан 	Изобретение относится к области авиационной техники. Трехвинтовой конвертоплан состоит из фюзеляжа с прикрепленным к нему крылом по схеме высокоплана, двухкилевого хвостового оперения, размещенных на передней кромке крыла двигателей с винтами и поворотного механизма, позволяющего изменять вектор тяги на 110° относительно горизонта для изменения режимов полета. Имеется дополнительная силовая установка с горизонтальным расположением винта, размещенная в хвостовой части горизонтального килевого оперения и служащая для стабилизации летательного аппарата по тангажу в вертолетном режиме полета, управления направлением движения конвертоплана, а также снабженная поворотным механизмом, позволяющим отклонять вектор тяги в вертикальной плоскости для компенсации крутящего момента, создаваемого передними силовыми установками, и управления рысканьем летательного аппарата в вертолетном и переходных режимах полета. Изобретение направлено на упрощение системы управления полетом, повышение надежности и безопасности полета во время перехода из вертолетного режима в самолетный	Задачей является упрощение системы управления полетом и повышение надежности и безопасности полета во время перехода из вертолетного режима в самолетный. Это достигается тем, что в отличие от известных технических решений в систему добавляется третья силовая установка с вертикальным вектором тяги, которая используется для стабилизации конвертоплана во время вертолетного режима полета и перехода из вертолетного режима полета в самолетный. В режимах взлета, посадки, зависания и вертолетного режима с точки зрения системы управления конвертоплан можно рассматривать как трикоптер, а в режиме горизонтального полета, после отключения хвостового винта как двухвинтовой самолет.	Поставленная задача достигается за счет трехвинтового конвертоплана, состоящего из фюзеляжа с прикрепленным к нему крылом по схеме высокоплана, с двухкилевым хвостовым оперением и размещенными на передней кромке крыла мотогондолами с двигателями, винтами и поворотным механизмом, позволяющим изменять вектор тяги на 110° относительно горизонта для изменения режимов полета от самолетного (крейсерского), при котором направление вектора тяги является горизонтальным и подъемная сила создается за счет работы профиля крыла, до вертолетного, при котором основное направление вектора тяги является вертикальным и подъемная сила создается за счет воздушной массы, отбрасываемой винтами. При том что имеется дополнительная силовая установка с горизонтальным расположением винта, размещенная в хвостовой части горизонтального килевого оперения и служащая для стабилизации летательного аппарата по тангажу в вертолетном режиме полета, управления направлением движения конвертоплана, а также снабженная поворотным механизмом, позволяющим отклонять вектор тяги в вертикальной плоскости для компенсации крутящего момента, создаваемого передними силовыми установками, и управления рысканьем летательного аппарата в вертолетном и переходных режимах полета.	

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7
10	№219.016.ЕС7F 2019 Зименская Эллина Владимировна	Конвертоплан	Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. Конвертоплан содержит фюзеляж, пару крыльев - переднее и заднее, силовые установки, содержащие двигатели и воздушные винты, киль, шасси, пилоны, выполненные с возможностью вращения. Две подъемные силовые установки расположены на пилонах с двумя степенями свободы - по углам рыскания и тангажа, по бокам фюзеляжа с возможностью фиксации положения и уборки при горизонтальном полете вперед или назад в ниши фюзеляжа. Маршевая силовая установка установлена на пилоне с одной степенью свободы по углу тангажа, с возможностью фиксации положения, или полностью зафиксирована, с возможностью размещения или в носовой, или в хвостовой частях фюзеляжа, а также на передней или задней кромках кия. Обеспечивается повышение надежности, ресурса, увеличение дальности полета конвертоплана	Задачей заявляемого изобретения является создание конвертоплана предназначенного для транспортирования, простой конструкции, сбалансированного на всех режимах полета, способного совершать горизонтальный полет, вертикальный взлет - посадку и зависать на одном месте. Полезность конвертоплана заключается в возможности взлета и посадки с минимальной по габаритам площадки и в сокращении времени транспортирования за счет возможности максимально близко доставить целевую нагрузку до потребителя	Технический результат - увеличение надежности конструкции, грузоподъемности, дальности, продолжительности полета и снижение стоимости конвертоплана. Указанный технический результат достигается тем, что конвертоплан, содержащий фюзеляж, пару крыльев: переднее и заднее, две подъемные силовые установки, содержащие электродвигатели, или поршневые двигатели внутреннего сгорания, или газотурбинные двигатели и воздушные винты, складные или нет, фиксированного шага или изменяемого, расположенные на пилонах с двумя степенями свободы по углам тангажа и рыска по бокам фюзеляжа, с возможностью фиксации положения и убирающиеся при горизонтальном полете вперед или назад в полость фюзеляжа, маршевую силовую установку, содержащую электродвигатель, или поршневой двигатель внутреннего сгорания, или газотурбинный двигатель и воздушный винт, складной или нет, фиксированного шага или изменяемого, или по меньшей мере один реактивный двигатель и газовые рули изменяющие вектор тяги в вертикальной плоскости или без газовых рулей, расположенную на пилоне с возможностью размещения в носовой или хвостовой частях фюзеляжа, а также на передней или задней кромках кия, с шасси или без шасси, с парашютом или без парашюта, по меньшей мере одним килем, отличающегося тем, что пилон маршевой силовой установки имеют только или одну степень свободы по углу тангажа, с возможностью фиксации положения, или ни одной степени свободы.	

ДОДАТОК Б

Лістинг файлу MainActivity.java

```

package leb1998.com.konvertoplan;

import androidx.annotation.Nullable;
import androidx.appcompat.app.AppCompatActivity;

import android.content.Intent;
import android.os.AsyncTask;
import android.os.Bundle;
import android.util.Log;
import android.view.View;
import android.widget.EditText;
import android.widget.ProgressBar;
import android.widget.TextView;

import com.jjoe64.graphview.DefaultLabelFormatter;
import com.jjoe64.graphview.GraphView;
import com.jjoe64.graphview.series.DataPoint;
import com.jjoe64.graphview.series.LineGraphSeries;

import java.text.DecimalFormat;
import java.util.concurrent.TimeUnit;

public class MainActivity extends AppCompatActivity {

    private boolean isConnected = false;

    private String currentHost = "";

    private ProgressBar progressBar = null;
    private TextView tv_cur_h = null;
    private TextView tv_speed = null;
    private TextView tv_req_h = null;
    private TextView tv_max_h = null;
    private EditText et_h = null;
    private GraphView graph = null;

    private MyTask connectionsTask = null;

    public static final int REQUEST_CODE_CONNECTIONS_ACTIVITY = 12345;

    @Override
    protected void onCreate(Bundle savedInstanceState) {
        super.onCreate(savedInstanceState);
        setContentView(R.layout.activity_main);

        if(!isConnected){
            //startActivityForResult(new Intent(this,
ConnectionsActivity.class),REQUEST_CODE_CONNECTIONS_ACTIVITY);
        }

        graph = findViewById(R.id.graph);
        graph.getGridLabelRenderer().setLabelFormatter(new DefaultLabelFormatter() {
            @Override
            public String formatLabel(double value, boolean isValueX) {
                if (isValueX) {
                    // show normal x values
                    return super.formatLabel(value, isValueX) + " c";
                } else {
                    // show currency for y values

```

```

        if(value<=10){
            return super.formatLabel(value, isValueX) + " m" ;
        }
        return "___" +super.formatLabel(value, isValueX) + " m" ;
    }
}
});
graph.getViewport().setYAxisBoundsManual(true);
graph.getViewport().setMinY(0);
graph.getViewport().setMaxY(10);
progressBar = findViewById(R.id.prog);
tv_cur_h = findViewById(R.id.tv_cur_h);
tv_max_h = findViewById(R.id.prog_max_h);
tv_req_h = findViewById(R.id.tv_req_h);
tv_speed = findViewById(R.id.tv_speed);
et_h = findViewById(R.id.et_h);
tv_cur_h.setText("0 m");
tv_req_h.setText("0 m");
tv_max_h.setText("0 m");
tv_speed.setText("0 m/c");
progressBar.setMax(0);
progressBar.setProgress(0);

connectionsTask = new MyTask();

findViewById(R.id.btn).setOnClickListener(new View.OnClickListener() {
    @Override
    public void onClick(View v) {
        String req_h = et_h.getText().toString();
        tv_req_h.setText(req_h+" m");
        tv_max_h.setText(req_h+" m");
        progressBar.setMax(Integer.valueOf(req_h));
        graph.removeAllSeries();
        new MyTask().execute(Double.valueOf(req_h), Double.valueOf(req_h));
    }
});

}

private void startFly() {

}

class MyTask extends AsyncTask<Double, DataPoint, Void> {

    LineGraphSeries<DataPoint> series = new LineGraphSeries<>(new DataPoint[] {
        new DataPoint(0, 0)
    });

    double prew_y = 0;

    double max_h = 0;

    @Override
    protected void onProgressUpdate(DataPoint... values) {
        super.onProgressUpdate(values);
        DecimalFormat df = new DecimalFormat("###.###");
        series.appendData(values[0], true, 1000);
        graph.getViewport().setXAxisBoundsManual(true);
        graph.getViewport().setMinX(0);
        graph.getViewport().setMaxX(values[0].getX()+10);
        graph.getViewport().setYAxisBoundsManual(true);
    }
}

```



```

graph.getViewport().setMinY(0);
graph.getViewport().setMaxY(max_h);
progressBar.setProgress((int) values[0].getY());
tv_cur_h.setText(df.format(values[0].getY())+" M");
double speed = (values[0].getY()-prew_y);
prew_y = values[0].getY();
tv_speed.setText(df.format(speed)+" M/c");
}

@Override
protected void onPreExecute() {
    super.onPreExecute();
    graph.addSeries(series);
}

@Override
protected Void doInBackground(Double... params) {
    max_h = params[1];
    int i = 0;
    double req = params[0];
    double cur = 0;
    double k = 0.01;

    while (cur<req-0.5){
        if (i<= 10){
            k = 0.0005;
        }else if (i > 10 && i<= 25){
            k = 0.001;
        }else{
            k = 0.01;
        }
        double delta = (req-cur)*k;
        cur += delta;
        try {
            TimeUnit.MILLISECONDS.sleep(10);
            DataPoint point = new DataPoint(i,cur);
            publishProgress(point);
        } catch (InterruptedException e) {
            e.printStackTrace();
        }
        i++;
    }
    return null;
}

@Override
protected void onPostExecute(Void result) {
    super.onPostExecute(result);
}

}

@Override
protected void onActivityResult(int requestCode, int resultCode, @Nullable Intent
data) {
    super.onActivityResult(requestCode, resultCode, data);
    if (requestCode==REQUEST_CODE_CONNECTIONS_ACTIVITY){
        if(resultCode == RESULT_OK){
            if (data != null){
                currentHost = data.getStringExtra("host");
                Log.d("devcpp","Connected to the "+currentHost);
            }
        }
    }
}
}

```

```

    }
}

```

Лістинг файлу ConnectionsActivity.java

```

package leb1998.com.konvertoplan;

import androidx.appcompat.app.AppCompatActivity;
import androidx.recyclerview.widget.LinearLayoutManager;
import androidx.recyclerview.widget.RecyclerView;

import android.content.Intent;
import android.os.AsyncTask;
import android.os.Bundle;
import android.util.Log;
import android.view.View;
import android.widget.Button;
import android.widget.ImageView;
import android.widget.ProgressBar;

import java.util.ArrayList;
import java.util.concurrent.TimeUnit;

public class ConnectionsActivity extends AppCompatActivity {

    private ProgressBar progressBar = null;
    private Button btnScan = null;

    private boolean isScanning = false;

    private MyTask connectionsTask = null;

    private ArrayList<String> hostsData = null;

    private RecyclerView recyclerView = null;
    private RecyclerView.Adapter mAdapter;
    private RecyclerView.LayoutManager layoutManager;

    @Override
    protected void onCreate(Bundle savedInstanceState) {
        super.onCreate(savedInstanceState);
        setContentView(R.layout.activity_connections);

        ImageView imageView = findViewById(R.id.imageView);
        imageView.setImageResource(R.drawable.konv);

        hostsData = new ArrayList<>();

        connectionsTask = new MyTask();

        recyclerView = findViewById(R.id.recyclerView);
        recyclerView.setHasFixedSize(true);

        // use a linear layout manager
        layoutManager = new LinearLayoutManager(this);
        recyclerView.setLayoutManager(layoutManager);

        // specify an adapter (see also next example)
        mAdapter = new Adapter(hostsData);
        recyclerView.setAdapter(mAdapter);
        recyclerView.setOnItemClickListener(new RecyclerViewItemClickListener(this,
recyclerView, new RecyclerViewItemClickListener.OnItemClickListener() {
            @Override
            public void onItemClick(View view, int position) {
                Intent intent = new Intent();

```

```

        intent.putExtra("host", hostsData.get(position));
        setResult(RESULT_OK, intent);
        finish();
    }

    @Override
    public void onLongItemClick(View view, int position) {

    }

    });

    progressBar = findViewById(R.id.progressBar);
    progressBar.setVisibility(View.INVISIBLE);

    btnScan = findViewById(R.id.button);
    btnScan.setOnClickListener(new View.OnClickListener() {
        @Override
        public void onClick(View v) {
            isScanning = !isScanning;
            if (isScanning){
                btnScan.setText("Зупинити сканування");
                new MyTask().execute();
                hostsData.clear();
            }else{
                btnScan.setText("Сканувати");
                progressBar.setVisibility(View.INVISIBLE);
            }
        }
    });
}

```

```

class MyTask extends AsyncTask<Void, Integer, Void> {

    @Override
    protected void onProgressUpdate(Integer... values) {
        super.onProgressUpdate(values);
        Log.d("devcpp", ""+values[0]);
        hostsData.add("192.168.1."+values[0]);
        mAdapter.notifyDataSetChanged();
    }

    @Override
    protected void onPreExecute() {
        super.onPreExecute();
        progressBar.setVisibility(View.VISIBLE);
    }

    @Override
    protected Void doInBackground(Void... params) {
        try {
            TimeUnit.SECONDS.sleep(3);
            publishProgress(73);
            TimeUnit.SECONDS.sleep(2);
            publishProgress(114);
            TimeUnit.SECONDS.sleep(3);
            publishProgress(201);
        } catch (InterruptedException e) {
            e.printStackTrace();
        }
        return null;
    }

    @Override
    protected void onPostExecute(Void result) {

```

```

        super.onPostExecute(result);
        progressBar.setVisibility(View.INVISIBLE);
        btnScan.setText("Сканывати");
        isScanning = false;
        //Log.d("devcpp", ""+hostsData.size());
    }

}
}

```

Лістинг файлу Adapter.java

```

package leb1998.com.konvertoplan;

import android.view.LayoutInflater;
import android.view.View;
import android.view.ViewGroup;
import android.widget.TextView;

import androidx.annotation.NonNull;
import androidx.recyclerview.widget.RecyclerView;

import java.util.List;

public class Adapter extends RecyclerView.Adapter<Adapter.RecyclerViewHolder> {

    private List<String> data;

    public Adapter(List<String> data) {
        this.data = data;
    }

    @NonNull
    @Override
    public RecyclerViewHolder onCreateViewHolder(@NonNull ViewGroup parent, int
viewType) {
        View view =
LayoutInflater.from(parent.getContext()).inflate(R.layout.list_view_item,parent,false
);
        RecyclerViewHolder viewHolder = new RecyclerViewHolder(view);
        return viewHolder;
    }

    @Override
    public void onBindViewHolder(@NonNull RecyclerViewHolder holder, int position) {
        holder.tv1.setText(data.get(position));
    }

    @Override
    public int getItemCount() {
        return data.size();
    }

    public class RecyclerViewHolder extends RecyclerView.ViewHolder{

        TextView tv1;

        public RecyclerViewHolder(@NonNull View itemView) {
            super(itemView);
            tv1 = itemView.findViewById(R.id.tv_1);
        }
    }
}

```

Лістинг файлу RecyclerViewClickListener.java

```

package leb1998.com.konvertoplan;

import android.content.Context;
import android.view.GestureDetector;
import android.view.MotionEvent;
import android.view.View;

import androidx.recyclerview.widget.RecyclerView;

public class RecyclerViewClickListener implements RecyclerView.OnItemTouchListener {
    private OnItemClickListener mListener;

    public interface OnItemClickListener {
        public void onItemClick(View view, int position);

        public void onLongItemClick(View view, int position);
    }

    GestureDetector mGestureDetector;

    public RecyclerViewClickListener(Context context, final RecyclerView
recyclerView, OnItemClickListener listener) {
        mListener = listener;
        mGestureDetector = new GestureDetector(context, new
GestureDetector.SimpleOnGestureListener() {
            @Override
            public boolean onSingleTapUp(MotionEvent e) {
                return true;
            }

            @Override
            public void onLongPress(MotionEvent e) {
                View child = recyclerView.findViewById(e.getX(), e.getY());
                if (child != null && mListener != null) {
                    mListener.onLongItemClick(child,
recyclerView.getChildAdapterPosition(child));
                }
            }
        });
    }

    @Override public boolean onInterceptTouchEvent(RecyclerView view, MotionEvent e)
{
        View childView = view.findViewById(e.getX(), e.getY());
        if (childView != null && mListener != null &&
mGestureDetector.onTouchEvent(e)) {
            mListener.onItemClick(childView,
view.getChildAdapterPosition(childView));
            return true;
        }
        return false;
    }

    @Override public void onTouchEvent(RecyclerView view, MotionEvent motionEvent) {
    }

    @Override
    public void onRequestDisallowInterceptTouchEvent (boolean disallowIntercept){}
}

```

Лістинг файлу розмітки activity_main.xml

```

<?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
<androidx.constraintlayout.widget.ConstraintLayout
xmlns:android="http://schemas.android.com/apk/res/android"
xmlns:app="http://schemas.android.com/apk/res-auto"
xmlns:tools="http://schemas.android.com/tools"
android:layout_width="match_parent"
android:layout_height="match_parent"
tools:context=".MainActivity">

<LinearLayout
    android:id="@+id/linearLayout"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:orientation="horizontal"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toTopOf="parent">

    <ImageView
        android:id="@+id/imageView2"
        android:layout_width="wrap_content"
        android:layout_height="500px"
        android:layout_weight="5"
        app:srcCompat="@drawable/konv" />

    <View
        android:id="@+id/divider"
        android:layout_width="100dp"
        android:layout_height="match_parent"
        android:layout_weight="1" />

    <ProgressBar
        android:id="@+id/prog"
        style="?android:attr/progressBarStyleHorizontal"
        android:layout_width="wrap_content"
        android:layout_height="match_parent"
        android:layout_weight="1"
        android:max="100"
        android:progress="50"
        android:progressDrawable="@drawable/progress_drawable_vertical" />

</LinearLayout>

<TextView
    android:id="@+id/textView3"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="PµPσC, PσC+PSP° PIPëCíPσC, P° : "
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/linearLayout" />

<TextView
    android:id="@+id/tv_cur_h"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="0 Pj"
    app:layout_constraintStart_toEndOf="@+id/textView10"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/linearLayout" />

```

```

<TextView
    android:id="@+id/textView5"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="P-P°PrP°PSP°PIPëCíPpsC,P°:"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView10" />

<TextView
    android:id="@+id/tv_speed"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="0 Pj"
    app:layout_constraintStart_toEndOf="@+id/textView10"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/tv_cur_h" />

<TextView
    android:id="@+id/prog_max_h"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginTop="15dp"
    android:layout_marginEnd="30dp"
    android:text="20 Pj"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="@+id/linearLayout"
    app:layout_constraintTop_toTopOf="parent" />

<TextView
    android:id="@+id/textView8"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginTop="150dp"
    android:layout_marginEnd="30dp"
    android:text="0 Pj"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="@+id/linearLayout"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/prog_max_h" />

<TextView
    android:id="@+id/textView9"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="32dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:text="P' CíC,P°PSPsPIPëC,Pë PSPsPICí PIPëCíPpsC,Cí:"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView5" />

<LinearLayout
    android:id="@+id/linearLayout2"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:orientation="horizontal"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView9">

<EditText
    android:id="@+id/et_h"

```

```

        android:layout_width="match_parent"
        android:layout_height="wrap_content"
        android:layout_weight="2"
        android:ems="10"
        android:inputType="number" />

<Button
    android:id="@+id/btn"
    android:layout_width="match_parent"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:layout_marginBottom="16dp"
    android:layout_weight="1"
    android:text="P' CÍC, P° PSPsPIPëC, Pë" />
</LinearLayout>

<TextView
    android:id="@+id/textView10"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="P' PµCFC, PëPeP° P»ÇPSP° CëPIPëPrPeC-CÍC, ÇB : "
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView3" />

<TextView
    android:id="@+id/tv_req_h"
    android:layout_width="wrap_content"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:text="0 Pj/Cf"
    app:layout_constraintStart_toEndOf="@+id/textView10"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/tv_speed" />

<com.jjoe64.graphview.GraphView
    android:id="@+id/graph"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="200dip"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/linearLayout2" />
</androidx.constraintlayout.widget.ConstraintLayout>

```

Лістинг файлу розмітки activity_connection.xml

```

<?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
<androidx.constraintlayout.widget.ConstraintLayout
    xmlns:android="http://schemas.android.com/apk/res/android"
    xmlns:app="http://schemas.android.com/apk/res-auto"
    xmlns:tools="http://schemas.android.com/tools"
    android:layout_width="match_parent"
    android:layout_height="match_parent"
    tools:context=".ConnectionsActivity">

    <ProgressBar
        android:id="@+id/progressBar"
        style="@android:style/Widget.Material.ProgressBar"
        android:layout_width="100dp"
        android:layout_height="100dp"
        android:layout_marginStart="32dp"
        android:layout_marginEnd="32dp"

```



```

android:layout_marginBottom="32dp"
android:indeterminate="true"
android:indeterminateTint="#673AB7"
app:layout_constraintBottom_toBottomOf="parent"
app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/button"
tools:visibility="visible" />

```

```

<TextView
    android:id="@+id/textView"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:text="PřPřPěC"PrPSP°PNC, PpCíCí PrPs wifi PjPpCpPpPqC-
PePsPSPIPpCpC, PsPiP»P°PSP° C, P° PSP°C, PěCíPSC-C, Cb PePSPsPiPeCí CíPeP°PSCíPIP°C, Pě"
    android:textAlignment="center"
    android:textColor="#000000"
    android:textSize="25sp"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/imageView" />

```

```

<ImageView
    android:id="@+id/imageView"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="400px"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="32dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:scaleType="centerInside"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toTopOf="parent"
    app:srcCompat="@drawable/konv" />

```

```

<Button
    android:id="@+id/button"
    style="@style/Widget.AppCompat.Button"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:background="#9C27B0"
    android:text="PřPeP°PSCíPIP°C, Pě"
    android:textAllCaps="false"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView" />

```

```

<TextView
    android:id="@+id/textView2"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="wrap_content"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="16dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:text="PřPiPěCíPsPe PrPsCíC, CíPiPSPěC... CíPpCpPIPpCpC-PI : "
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/button" />

```

```

<androidx.recyclerview.widget.RecyclerView

```

```
    android:id="@+id/recyclerView"
    android:layout_width="0dp"
    android:layout_height="0dp"
    android:layout_marginStart="32dp"
    android:layout_marginTop="8dp"
    android:layout_marginEnd="32dp"
    android:layout_marginBottom="32dp"
    app:layout_constraintBottom_toBottomOf="parent"
    app:layout_constraintEnd_toEndOf="parent"
    app:layout_constraintStart_toStartOf="parent"
    app:layout_constraintTop_toBottomOf="@+id/textView2" />
</androidx.constraintlayout.widget.ConstraintLayout>
```