

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

Приладобудівний факультет
Кафедра виробництва приладів

«На правах рукопису»
УДК 681.865.8

«До захисту допущено»
В.о. завідувача кафедри
Антонюк В.С.

10. 12 2020р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою
«Комп'ютерно-інтегровані технології виробництва приладів»
зі спеціальності 151 – «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології»
на тему: Автоматизована система управління безпілотним літальним
апаратом по заданій траєкторії

Виконав:
студент II курсу, групи ПБ-91мп
Карасьов П.І.

Науковий керівник:
к.т.н., доц. Стельмах Н.В.

Консультант з розробки стартап-проекту:
д.е.н., доцент. Бояринова К.О.

Рецензент: к.т.н., доцент кафедри
оптичних та оптико-електронних
приладів Согуренко В.М.

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Приладобудівний факультет
Кафедра виробництва приладів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність 151 – «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма - «Комп'ютерно-інтегровані технології виробництва приладів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувач кафедри

 Антоніюк В.С.
(підпис) (ініціали, прізвище)

26 10 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту
Карасьову Павлу Ігоровичу

1. Тема дисертації «Автоматизована система управління безпілотним літальним апаратом по заданій траєкторії», науковий керівник дисертації Стельмах Наталія Володимирівна, доцент, к.т.н., затверджені наказом по університету від «05» листопада 2020р. № 3228-с
2. Термін подання студентом дисертації: 07 грудня 2020р.
3. Об'єкт дослідження - система автоматизованого керування польотом.
4. Предмет дослідження - модель системи керування безпілотним літальним апаратом по заданій траєкторії.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 5.1 Провести аналіз існуючих алгоритмів управління БПЛА.
 - 5.2 Визначити вимоги до якості управління.
 - 5.3 Проаналізувати системи моделювання і вибір середовища створення динамічної моделі БПЛА.
 - 5.4 Створити візуалізацію імітаційної моделі.
 - 5.5 Створити динаміку моделі в вибраному середовищі моделювання.
 - 5.6 Розробити алгоритми моделі керування БПЛА. Відпрацювати алгоритми на створеній імітаційній моделі.
 - 5.7 Дати оцінку результатів, одержаних при проведенні модельних експериментів в різних умовах польоту.
 - 5.8 Розробити стартап-проект реалізації моделі системи керування польотом безпілотного літального апарату по заданій траєкторії
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:

Математична модель системи керування польотом, структурні схеми керування польотом, структурні схеми роботи автопілоту.

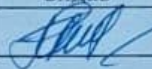
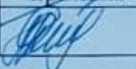
7. Орієнтовний перелік публікацій:

Опубліковано статтю у збірнику XII Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених «Погляд у майбутнє приладобудування», м. Київ, НТУУ «КПІ», 15-16 травня 2019р.

Опубліковано статтю у збірнику XV Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених «Ефективність інженерних рішень у приладобудуванні», м. Київ, НТУУ «КПІ», 10-11 грудня 2019р.

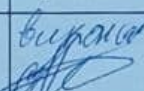
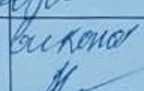
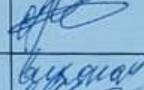
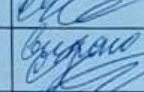
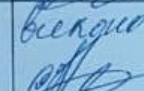
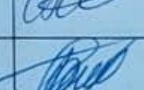
Опубліковано статтю у збірнику XVI Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених «Ефективність та Автоматизація інженерних рішень у приладобудуванні», м. Київ, НТУУ «КПІ», 8-9 грудня 2020р.

8. Консультанти розділів дисертації^{1*}

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стартап-проект	Бояринова К.О., д.е.н., доцент		

9. Дата видачі завдання 10.09.2020р.

Календарний план

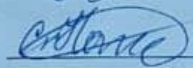
№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз існуючих алгоритмів управління БПЛА; Постановка вимоги до якості управління;	15.09.2020	
2	Аналіз систем моделювання і вибір середовища створення динамічної моделі БПЛА; Візуалізація імітаційної моделі;	25.09.2020	
3	Створення динаміки моделі в вибраному середовищі моделювання;	15.10.2020	
4	Розробка алгоритмів керування моделі управління БПЛА;	1.11.2020	
5	Відпрацювання алгоритмів на створеній імітаційній моделі; Оцінка результатів, одержуваних при проведенні модельних експериментів в різних умовах польоту.	15.11.2020	
6	Розробка стартап-проекту реалізації системи моделювання виробничих процесів структурно-логічним методом	30.11.2020	

Студент



П.І. Карасьов

Науковий керівник дисертації



Н.В. Стельмах

^{1*} Якщо визначені консультанти. Консультантом не може бути зазначено наукового керівника магістерської дисертації.

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаної літератури та додатків у вигляді тексту програм, результату програм, графічного матеріалу, списку наукових праць та акту впровадження. Робота складається з 94 аркушів, до неї входять ілюстрації, таблиці, список літератури та додатків.

Метою даної роботи є розробка алгоритму управління БПЛА в режимі польоту по заданій траєкторії, що дозволить покращити керованість та стабільність літального апарату в режимі автоматичного польоту.

В магістерській дисертації проведено дослідження безпілотного літального апарату (БПЛА) як об'єкта управління, в результаті був обраний специфічний літальний апарат з можливістю вертикального взльоту, його параметри та бортове навантаження, також був вибраний польотний контроллер ArduPilot через можливість вільно коригувати код і вносити зміни в алгоритм. Також однією з причин є доступність на ринку.

В результаті виконання даної роботи були вивчені конструктивні особливості БПЛА, визначено мету і технічні вимоги до системи керування. Для відпрацювання систем керування запропонована імітаційна модель, яка б замінила реальний об'єкт керування, знизивши ризик поломки в випадках допущення помилок системою автоматичного керування до нуля, а також сприяла прискоренню відпрацювання системи на імітаційній моделі. Розглянуто різні варіанти моделювання з використанням авіасимуляторів. В стадії розробки САК побудована експериментальна модель в авіасимуляторі FlightGear, що дозволила визначити подальший план роботи, а також візуалізувати імітаційну модель. Підсумкова модель побудована в програмному комплексі MATLAB Simulink.

Ключові слова: моделювання, автоматизована система керування польотом, імітаційна модель, система моделювання, БПЛА.

ABSTRACT

The master's dissertation consists of an introduction, five chapters, conclusions, a list of references and appendices in the form of program text, program results, graphics, a list of scientific papers and an act of implementation. The work consists of 91 sheets, it includes illustrations, tables, bibliography and appendices.

The purpose of this work is to develop an algorithm for controlling the UAV in flight mode on a given trajectory, which will improve the controllability and stability of the aircraft in automatic flight mode.

In the master's dissertation the research of the unmanned aerial vehicle (UAV) as object of management is carried out, as a result the specific aircraft with a possibility of vertical take-off, its parameters and onboard loading was chosen, the ArduPilot flight controller was chosen because of possibility to freely adjust the code and make changes. algorithm. Also one of the reasons is the availability in the market ..

As a result of this work, the design features of the UAV were studied, the purpose and technical requirements for the control system were determined. To test the control systems, a simulation model is proposed, which would replace the real control object, reducing the risk of failure in case of errors of the automatic control system to zero, as well as accelerate the testing of the system on the simulation model. Different variants of modeling using flight simulators are considered. An experimental model in the FlightGear flight simulator was built at the stage of SAC development, which allowed to determine the further work plan, as well as to visualize the simulation model. The final model is built in the MATLAB Simulink software package.

Keywords: modeling, automated flight control system, simulation model, modeling system, UAV.

ЗМІСТ

ВСТУП	8
1. ДОСЛІДЖЕННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ (БПЛА) ЯК ОБ'ЄКТА КЕРУВАННЯ	11
1.1 Призначення та основні функції БПЛА	11
1.2 Структура бортового обладнання БПЛА	12
1.3 Класифікація аеродинамічних схем БПЛА	15
1.4. Класифікація аеродинамічних схем БПЛА	16
1.5. Визначення вимог до системи автоматизованого керування	19
2. РОЗРОБКА ІМТАЦІЙНОЇ МОДЕЛІ НА БАЗІ АВІАСИМУЛЯТОРА	24
2.1. Вибір середовища моделювання	24
2.2. Динаміка руху в середовищі JSBSim	25
2.3. Створення конфігураційних даних БПЛА в форматі XML для середовища «JSBSim»	27
2.4. Створення графічної моделі та її анімування для FGFS.	33
3. СТВОРЕННЯ РОЗШИРЕНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ	37
3.1. Обґрунтування необхідності створення імітаційної моделі	37
3.2. Вимоги до побудови математичної моделі	38
3.3. Органи керування літального апарату і системи координат	38
3.4. Модель поздовжнього руху ЛА	42
3.5. Моделювання динаміки повздовжнього руху об'єкта	46
3.6. Повна модель просторового руху літака	50
3.7. Моделювання в Matlab	55
4. ОПИС РОБОТИ АВТОПІЛОТА	62
4.1. Моделювання та налаштування ПД - регулятора	63
4.2. Моделювання блоку автопілота	68
5. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ	73
5.1. Опис та технологічний аналізідеї проекту	73
5.2. Аналіз можливостей ринку для запуску стартап-проекту	83
5.3. Розробка ринкової стратегії проекту	88
5.4. Висновки до розділу	90

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ ДО РОБОТИ	94
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	95
Додаток А	101
Додаток Б Список скорочень	103

ВСТУП

Стимулом до розвитку безпілотної авіації у всьому світі стала потреба в легких та відносно дешевих літальних апаратах, що володіють достатніми маневреними характеристиками та здатні виконувати широкий спектр завдань. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) успішно застосовуються в ході військових операцій в усьому світі, а також не менш успішно виконують завдання цивільного призначення.

На сьогоднішній день більшість існуючих безпілотних літальних апаратів пілотуються вручну, за допомогою пультів дистанційного керування, що працюють на радіоканалах. При ручному управлінні БПЛА виникають труднощі, пов'язані з підготовкою операторів, недостатньою робочою дальністю, а також обмеженнями, що пов'язані з погодними умовами.

Керування БПЛА - це завдання для добре підготовлених професіоналів. Наприклад, в армії США операторами БПЛА є діючі пілоти ВПС після річної підготовки та спеціальних тренінгів. У багатьох аспектах це складніше, ніж звичайне пілотування літака. Як відомо, більшість аварій безпілотних ЛА, стаються через помилки пілотів-операторів та механічні відмови. За офіційними даними, у ВПС США за весь час зазнали аварій більш ніж 70 літаків безпілотників. [1]

В даній магістерській дисертації в якості об'єкта дослідження розглянуто БПЛА зі специфічною конструкцією: літак обладнано чотирма рухомими елевонами, що розташовані в хвостовій частині літака, за допомогою яких даний БПЛА здатен злітати з будь-якої горизонтальної поверхні, що дозволяє використовувати його в будь-яких регіонах Землі без спеціальних стартових майданчиків чи пускових установок. Розроблена модель БПЛА не має конструктивних аналогів, та створення алгоритмів керування для такої системи є актуальним завданням.

Мета дослідження: розробка алгоритму управління БПЛА в режимі польоту по заданій траєкторії, що дозволить покращити керованість та стабільність літального апарату в режимі автоматичного польоту.

Завдання магістерської дисертації:

1. Визначення вимог до якості аналізу існуючих алгоритмів керування БПЛА;
2. Визначення вимог до якості системи керування польотом;
3. Аналіз систем моделювання та вибір середовища створення динамічної моделі БПЛА
4. Створення динаміки моделі у вибраному середовищі моделювання;
5. Розробка алгоритму моделі керування БПЛА;
6. Відпрацювання алгоритму для створення імітаційної моделі;
7. Оцінка результатів, що отримані при проведенні модельних експериментів в різних умовах польотів.

Практична цінність отриманих результатів полягає в тому, що на основі досліджених підходів розроблено алгоритм керування специфічним безпілотним літальним апаратом з можливістю вертикального зльоту. Отриманий алгоритм дозволяє літати по заданим траєкторіям з високим ступенем точності.

Проведені в магістерській дисертації дослідження привели до створення алгоритму керування, що забезпечує безпечне керування в штатному режимі польоту безпілотного літального апарату зі специфічною конструкцією. При цьому отримано такі наукові результати:

- досліджено БПЛА заданого класу як об'єкт керування;
- розроблено динамічну модель літака для відпрацювання алгоритму керування;
- Створено алгоритм керування для БПЛА.

Дисертаційна робота складається з п'яти розділів.

У першому розділі досліджується БПЛА як об'єкт керування. Більш детально розкривається практична цінність використання ЛА. Наводиться: класифікація аеродинамічних схем, обґрунтування вибору каналів керування, постановка вимог до якості керування, обґрунтування та вибір середовища для моделювання БПЛА.

У другому розділі виконано огляд різних візуальних систем моделювання - авіасимуляторів. Описано процес розробки імітаційної моделі в авіасимуляторі.

В третьому розділі представлена математично динамічна модель польоту в програмному середовищі Simulink.

У четвертому розділі описана створена автоматизована система керування, та процеси її регулювання. Також наведені результати досліджень.

У п'ятому розділі було розроблено стартап проект розробки алгоритму управління БПЛА в режимі польоту по заданій траєкторії, що дозволить покращити керованість та стабільність літального апарату в режимі автоматичного польоту.

1. ДОСЛІДЖЕННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ (БПЛА) ЯК ОБ'ЄКТА КЕРУВАННЯ

1.1 Призначення та основні функції БПЛА

БПЛА - це складний льотний комплекс що може бути застосований для безлічі цілей, як військових так і цивільних. На відміну від пілотованої авіації для БПЛА потрібні додаткові елементи системи забезпечення. До них відносяться безпосередньо безпілотний апарат, робоче місце оператора, програмне забезпечення, лінії передачі даних та елементи, що необхідні для виконання цілей польоту.

Спектр застосування безпілотних літальних апаратів в цивільному секторі не обмежений, але при нинішньому стані правової бази щодо використання повітряного простору виконання польотів дещо ускладнено. В інтересах народного господарства БПЛА можуть застосовуватися в наступних сферах:

- для ведення пошукових робіт;
- виконання геологічної розвідки;
- аерозйомки місцевостей;
- виконання авіаційних хімічних робіт;
- моніторингу територій і об'єктів;
- ведення відеоспостереження.

Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг:

По-перше, для виконання одних і тих же завдань, легкі безпілотні апарати обходяться на багато дешевше пілотованих літаків, які потрібно оснащувати системами життєзабезпечення, захисту, кондиціонування і т. д. Потрібно готувати пілотів, а це коштує великих грошей. У підсумку виходить, що відсутність екіпажу на борту істотно знижує витрати на виконання різних завдань, а також підвищується корисне навантаження ЛА.

По-друге, легкі (в порівнянні з пілотованими літаками) безпілотні літальні

апарати споживають менше палива.

По-третє, на відміну від пілотованих літаків, машинам без пілота не потрібні аеродроми з бетонним покриттям. Більшість аеродромів потребують реконструкції, а темпи ремонту сьогодні не встигають стежити за придатністю злітно посадкових смуг.

По-четверте, важливою перевагою при використанні систем автоматичного і напіваавтоматичного керування можна вважати виключення людського фактору при виконанні поставленого завдання.

1.2 Структура бортового обладнання БПЛА

Для забезпечення завдань спостереження за заданими територіями Землі в реальному масштабі та часі в процесі польоту і цифрового фотографування обраних ділянок місцевості, включаючи важкодоступні ділянки, а також визначення координат досліджуваних ділянок місцевості. Корисне навантаження БПЛА повинне містити в своєму складі:

- Супутникову навігаційну систему (ГЛОНАСС / GPS);
- Пристрої командно-навігаційної радіолінії з антенно-фідерним пристроєм;
- Пристрій обміну командною інформацією;
- Бортова цифрова обчислювальна техніка.

Вбудований блок живлення забезпечує узгодження напруг і струмів споживання бортового джерела живлення і пристроїв, що входять до складу корисного навантаження, а також оперативний захист від коротких замикань і перевантажень в електромережі. Залежно від класу БПЛА корисне навантаження може доповнюватися різними видами радіолокаційних станцій (РЛС), датчиками екологічного, радіаційного та хімічного моніторингу. Комплекс керування БПЛА є складною, багаторівневою структурою, основне завдання якої - забезпечити виведення БПЛА в заданий район і виконання операцій відповідно до польотного завдання, а також забезпечити доставку інформації, отриманої бортовими засобами БПЛА, на пункт керування.

Керування БПЛА здійснюється на базі контролера ArduPilot mega 2560 [2] створеного для застосування в автономних літальних апаратах, автомобілях або судах. Бортовий комплекс "Ardupilot" є повнофункціональним засобом навігації і керування безпілотного літального апарату літакової схеми. Комплекс забезпечує: визначення навігаційних параметрів, кутів орієнтації і параметрів руху БПЛА (кутових швидкостей та прискорень); навігацію й керування БПЛА при польоті по заданій траєкторії; стабілізацію кутів орієнтації БПЛА в польоті; видачу в канал передачі телеметричної інформації про навігаційні параметри, кути орієнтації БПЛА. Центральним елементом бортового комплексу (БК) "Ardupilot" є малогабаритна інерціальна навігаційна система (ІНС), інтегрована з приймачем супутникової системи навігації. Побудована на базі мікроелектромеханічних датчиків (гіроскопів і акселерометрів) за принципом ІНС, система є унікальним високотехнологічним виробом. Вбудований датчик статичного тиску забезпечує динамічне визначення висоти і вертикальної швидкості.

Вибір характеристик для досліджуваного об'єкту:

Склад БК: блок інерціальної навігаційної системи; приймач супутникової навігаційної системи (СНС); блок автопілота; накопичувач льотних даних; датчик повітряної швидкості. Комплекс сумісний з радіоканалом ІКМ (імпульсно-кодова модуляція) і дозволяє керувати БПЛА як в ручному режимі зі стандартного пульта дистанційного керування, так і в автоматичному, по командам автопілота. Керуючі команди автопілота генеруються в формі стандартних широтно - імпульсно-модульованих (ШІМ) сигналів, що підходять до більшості типів виконавчих механізмів.

Фізичні характеристики:

Розміри і вага:

- блок автопілота, мм - 40 x 72 x 20;
- вага, кг - 0,135.

Електричні характеристики:

- напруга живлення, В - 10 ... 27;
- споживча потужність (макс.), Вт - 5.

Навколишнє середовище:

- температура, град С - від мінус 40 до плюс 70;
- вібрація / удар, g - 20.

Це повністю програмована плата-автопілот, підключивши до якої GPS модуль і датчики, можна отримати повністю функціональний електронний блок керування для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Автопілот здатний одночасно стабілізувати політ і керувати навігацією, що усуває необхідність в окремій системі стабілізації. Автопілот підтримує режим "дистанційно керованого польоту" ("fly-by-wire"). Плата розроблена на базі 16МГц мікроконтролера Atmega. Зв'язок з контролером здійснюється за допомогою аналогового приймача «HiTEC RCD 9500».

ArduPilot обраний через можливість вільно коригувати код і вносити зміни в алгоритм. Також однією з причин є доступність на ринку. Забезпечення автоматичного зльоту і посадки це зручний спосіб упорядкування.

Є також повна підтримка симуляторів Xplane [3] і Flight Gear [4].

Технічні характеристики Atmega:

- Цифрові Входи / Виходи 54;
- Аналогові входи 16;
- Тактова частота 16 MHz.

Обладнання включає в себе наступні пристрої:

- трьохосьовий гіроскоп;
- трьохосьовий акселерометр;
- Барометричний датчик тиску для визначення висоти;
- 10Hz GPS модуль;
- Контроль напруги батареї;

- На борту 16Mb пам'яті для зберігання логів польотів. Завдання будуть автоматично записуватися і їх можна експортувати в KML.
- Можливість автоматичного повернення в точку старту при втраті сигналу;
- Реле для включення і виключення пристроїв за сценарієм;
- Трьохосьовий компас (магнітометр) HMC5883L.

1.3 Класифікація аеродинамічних схем БПЛА

На сьогоднішній день в Україні не існує загальноприйнятої класифікації БПЛА. Інтернет сайт Missiles.Ru [5] спільно з Uav.Ru [6] пропонує сучасну класифікацію БПЛА літакового типу, розроблену на основі підходів організації UAV International [7] з урахуванням специфіки і ситуації саме українського ринку. Пропонована класифікація включає наступні категорії:

- мікро-і міні-БПЛА ближнього радіусу дії (злітна маса до 5 кг, дальність дії 25 ... 40 км);
- легкі БПЛА малого радіусу дії (злітна маса 5 ... 50 кг, дальність дії 10 ... 70 км);
- легкі БПЛА середнього радіусу дії (злітна маса 50 ... 100 кг, дальність дії 70 ... 150 км);
- середні БПЛА (злітна маса 100 ... 300 кг, дальність дії 150 ... 1000 км);
- середньо-важкі БПЛА (злітна маса 300 ... 500 кг, дальність дії 70 ... 300 км);
- важкі БПЛА середнього радіусу дії (злітна маса понад 500 кг, дальність дії 70 ... 300 км);
- важкі БПЛА великої тривалості польоту (злітна маса понад 1500 кг, дальність дії близько 1500 км);
- безпілотні бойові літаки (злітна маса понад 500 кг, дальність дії близько 1500 км).

1.4. Класифікація аеродинамічних схем БПЛА

Безпілотний літальний апарат, що розглядається в магістерській дисертації відноситься до класу «міні», оскільки має масу близько 4 кілограмів (рис. 1.1). Згідно з розрахунковими характеристиками літак зможе перебувати в повітрі не менше двох з половиною годин, а в режимі "зависання" - до 30 хвилин. Штатна висота польоту - 1 кілометр.

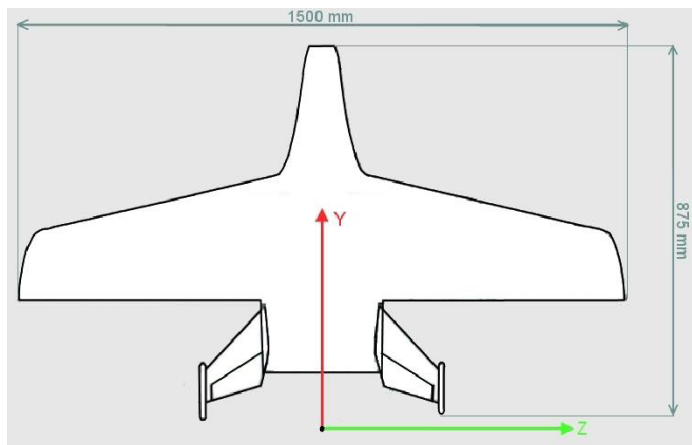


Рисунок 1.1. Безпілотний літальний апарат, що розглядається в магістерській дисертації .

Таблиця 1.1. Вихідні геометричні параметри досліджуваного БПЛА:

Розмах крила, м	1.2
Довжина літака, м	0.875
Висота літака, м	0.24
Площа крила, м ²	2,02
Довжина S_{ax} (середня аеродинамічна хорда) м	0,218
Поперечний V крила	0 °
Кут установки крила	13 °
Площа елевонів	0,286
Профіль крила;	NACA-W-5 68009 [8]
Площа середнього перетину, м ²	0,12
Маса, кг	
- Порожнього літака	3.06

- Максимальна злітна	8
Тип двигуна	Електричний
Потужність, кВт	2,2
Максимальна швидкість, км / год	200
Крейсерська швидкість, км / год	150
Практична дальність, км	400
Максимальна висота, м	2500
Корисне навантаження:	5 кг

За конструктивними ознаками БПЛА можна класифікувати як літак вертикального зльоту і посадки (СВВП) або англ. VTOL - Vertical Take-Off and Landing. Літак, здатний злітати і сідати при нульовій горизонтальній швидкості, використовуючи тягу двигуна. Принциповою відмінністю СВВП від різних гвинтокрилих машин є те, що в режимі горизонтального польоту на крейсерській швидкості, як і у літака традиційної схеми, підйомну силу створює нерухоме крило.

Пілотування такого типу машин досить складне для оператора і вимагає від нього високої кваліфікації в техніці пілотування. Особливо це позначається в польоті на режимах "зависання" і перехідних - в моменти переходу з "зависання" в горизонтальний політ і назад. Фактично, пілот СВВП повинен перенести підйомну силу, і відповідно, вагу машини - з крила на вертикальні потоки струменя тяги двигуна або навпаки.

Така особливість техніки пілотування ставить складні завдання перед пілотом СВВП. Крім того, в режимі зависання і перехідних режимах СВВП в цілому нестійкі, схильні до бічного ковзання, велику небезпеку в ці моменти представляє можливу відмову підйомних двигунів. Така відмова нерідко служить причиною аварій серійних і експериментальних СВВП. Також до недоліків можна віднести значно меншу в порівнянні з літаками звичайної схеми вантажопідйомність і дальність польоту СВВП, велика витрата палива на вертикальних режимах польоту, загальну складність і дороговизну конструкції СВВП. Що робить літаки цієї конструкції більш складними в розробці та

експлуатації.

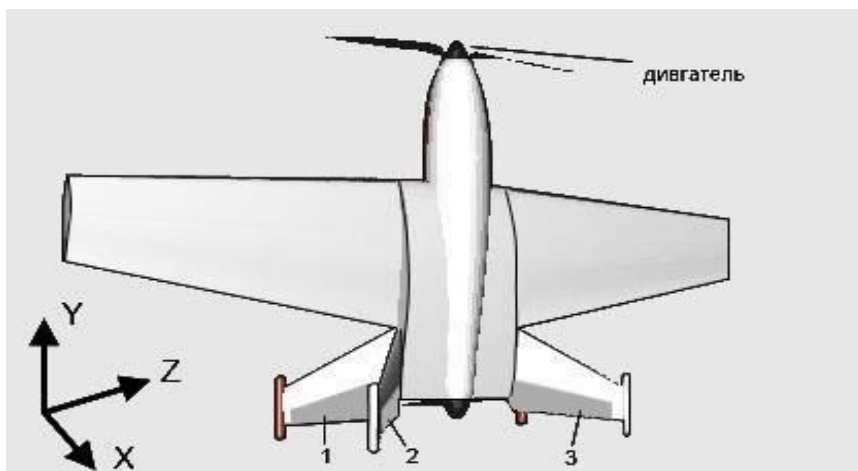
Експлуатація літального апарату вимагає наявності алгоритмів автоматичного керування для двох режимів: "зависання" і "політ по траєкторії". Режим «зависання» дозволяє літаку злетіти вертикально, використовуючи тягу переднього двигуна на задану висоту і залишатися там, протягом заданого проміжку часу або відразу перевести апарат в горизонтальне положення. А режим "польоту по траєкторії" дозволяє керувати літаком при звичайній крейсерській швидкості як звичайним літаком, підйомну силу забезпечують нерухомі крила літака. Для здійснення цих маневрів необхідна складна система автоматичного керування (САК) з можливістю перемикання в ручний режим під час зльоту і посадки.

БПЛА так як і більшість літаків класичної схеми, має два крила, з'єднані з фюзеляжем літака, які забезпечують підйомну силу. Однак ці крила не мають менших консолей, що відхиляються.

У класичних схемах керування використовують кермо напрямку, кермо висоти (аеродинамічний орган керування літака, який здійснює його обертання навколо поперечної осі) і елерони (аеродинамічні органи керування, симетрично розташовані на задній кромці консолей крила у літаків класичної схеми [9]) які призначені для створення керуючих моментів навколо трьох ортогональних осей літака.

Хвостове оперення БПЛА являє собою чотири крила - елевони (аеродинамічні органи керування літаком, симетрично розташовані на задній кромці консолей крила) (рис. 1.2), що розташовуються перпендикулярно один до одного на рівній відстані один від одного, в формі хреста.

Рисунок 1.2. Хвостове оперення БПЛА (цифрами 1-3 позначені елевони)



Елевони виконують роль елеронів при управлінні кутом крену (поворот об'єкту навколо його поздовжньої осі) літака, і керма висоти при управлінні перевантаженням по тангажу (кутовий рух літального апарата щодо головної поперечної осі) і нишпоренню (кут повороту корпусу літака в горизонтальній площині). Для керування кутом крену літака елевони відхиляються диференційно, тобто, для крену літака вправо праві елевони повертається вгору, а ліві - вниз; і навпаки. Синфазне відхилення елевонів дозволяє керувати нормальної перевантаженням літака, тобто, для збільшення тангажу літака в горизонтальному польоті всі елевони піднімаються вгору. Таке керування літаком створює великі труднощі при ручному пілотуванні, тому було запропоновано розробити алгоритм для керування БПЛА.

1.5. Визначення вимог до системи автоматизованого керування

Під час керування рухом ЛА виникають аеродинамічні сили і моменти. У якості регулюючих факторів, що дозволяють впливати на літальний апарат для керування його рухом, використовуються кути відхилення по тангажу, нишпоренню, крену і тяги двигуна.

БПЛА як об'єкт керування являє собою складну динамічну систему через наявність великої кількості пов'язаних між собою параметрів і складних перехресних взаємодій між ними. Складний рух часто розбивають на

найпростіші види: кутовий рух і рух центру мас, поздовжній і бічний рух. Органи керування, що створюють керуючі впливи, можна розділити на дві групи: органи поздовжнього керування, що забезпечують рух в поздовжній площині; органи керування бічним рухом, що забезпечують необхідний характер зміни кутів крену, ковзання і нищпорення.

Подібний розподіл органів керування є умовним, так як можна привести режими польоту, в яких органи керування надають перехресні впливи на інші рухи. У той же час такий підхід дозволяє виділити головні функції конкретних органів і каналів керування і незалежно вирішувати безліч відносно простих і мають практичну цінність завдань.

Для забезпечення повної автоматизації керування польотом необхідно чотири канали керування:

- канал керування двигуном (тяги);
- канал керування тангажу;
- канал керування креном;
- канал керування ристанням.

Канал керування двигуном здійснює регулювання тяги відповідно до заданої програми польоту. Три наступних канали керування, забезпечують необхідне кутове положення апарата в просторі.

Інформація про рух БПЛА надходить до відповідних каналів, де формуються команди на рулі, елерони і важіль керування двигуном, які забезпечують заданий керування польотом. Стабільне керування польотом неможливо без створення прийнятною за якістю системи автоматичного керування.

Система керування літаком служить для забезпечення польоту по заданій траєкторії шляхом створення на крилі і оперенні потрібних аеродинамічних сил і моментів [10].

Можливі три типи систем керування - ручна, напіваавтоматична і автоматична.

У ручній системі керування пілот-оператор, оцінюючи обстановку,

забезпечує вироблення керуючих імпульсів і за допомогою командних важелів через пульти керування відхиляє кермові поверхні, утримуючи їх в потрібному положенні.

У напіваавтоматичній системі керуючі сигнали пілота-оператора перетворюються і посилюються різного роду автоматами і підсилювачами, забезпечуючи оптимальні характеристики стійкості і керованості літака.

Автоматичні системи забезпечують повну автоматизацію окремих етапів польоту, звільняючи пілота-оператора від безпосередньої участі в керуванні літаком.

У процесі регулювання керування по кутах або висоті польоту ЛА в автоматичній системі, на вхід регулятора надходять бажані значення кутів або висоти, а вихідні змінні регулятора будуть відхиляти кути елевонов по каналах тангажа, крену і рискання.

Вимоги до системи керування:

- мінімальний час перехідного процесу,
- відсутність перерегулювання (аперіодичний процес).

Необхідно, щоб система керування забезпечувала задані параметри перехідного процесу.

Поставлене в даній дипломній роботі завдання вимагає дослідження наступних питань:

- Обґрунтування математичного опису об'єкта керування.
- Побудова імітаційної моделі.
- Дослідження динаміки моделі.
- Реалізація законів керування об'єктом керування.

Завданням синтезу пілотажної системи є вибір структури і параметрів каналів керування, що забезпечують отримання заданої якості керування польотом, на підставі динамічних властивостей.

Невід'ємною частиною систем автоматичного керування рухом БПЛА є виконавчі механізми. Включення математичних моделей цих пристроїв в об'єкт керування дозволяє врахувати їх динамічні та статичні властивості.

Виконавчі приводи рульових органів вибираються з умови, щоб їх характеристики навантажень забезпечували необхідну динаміку процесів керування, іншими словами, від них вимагається забезпечення переміщення із заданою швидкістю рульового органу, навантаженого зовнішніми силами або зовнішніми моментами.

На рис. 1.3 представлена спрощена схема регулювання каналів керування тягою двигуна. Через U_1 і U_2 позначені відповідно вектори стану руху виконавчих механізмів, які є вхідними сигналами окремих каналів керування. На схемі також зазначені перехресні впливи каналів керування. На підставі отриманих даних з САУ пересилаються керуючі регулюючі дії на ЛА через вектори δ_1 і δ_2 .

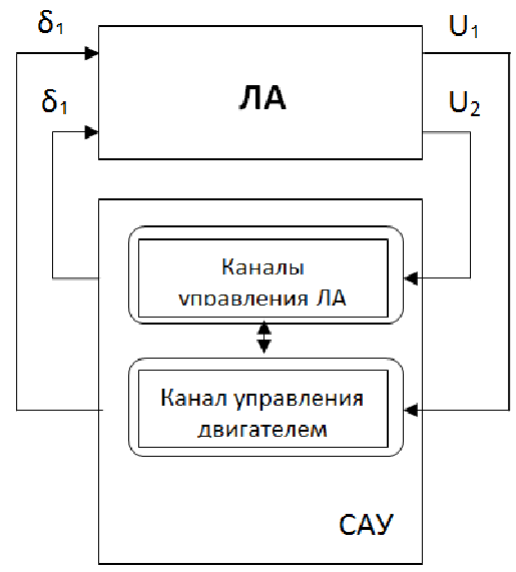


Рис. 1.3. Функціональна схема автоматичного керування польотом

Для розглянутого БПЛА класичне регулювання каналів керування не підходить, через нестандартну схему конструкції керування польотом. Є необхідність транслювати стандартну систему регулювання по каналах на керування чотирма елевонами. На підставі цього виникає завдання складання алгоритмів керування чотирма елевонами на каналах крену, тангажу і ристання.

Основним завданням є створення повністю автоматичної САК, яка буде регулювати відхилення керуючих поверхонь для польоту ЛА за бажаною траєкторією.

Висновок: в даному розділі досліджується БПЛА як об'єкт керування. Більш детально розкривається практична цінність використання ЛА. Наводиться: класифікація аеродинамічних схем, обґрунтування вибору каналів керування, постановка вимог до якості керування, обґрунтування та вибір середовища для моделювання БПЛА. Також важливим завданням було визначення вимог до системи автоматизованого керування, оскільки сам літальний апарат, як об'єкт керування являє собою складну динамічну систему через наявність великої кількості пов'язаних між собою параметрів і складних перехресних взаємодій між ними.

2. РОЗРОБКА ІМІТАЦІЙНОЇ МОДЕЛІ НА БАЗІ АВІАСИМУЛЯТОРА

2.1. Вибір середовища моделювання

Для відпрацювання алгоритмів керування БПЛА і для реального вивчення його поведінки створили імітаційну модель в комп'ютерному авіасимулятор. Використання таких моделей для підготовки до керування реальним літаком дозволяє значно скоротити кількість реальних польотів безпілотної апарату.

При цьому комп'ютерна модель повинна відповідати наступним вимогам: забезпечувати відпрацювання всіх завдань, для яких призначений БПЛА, включаючи планування польотного завдання і керування польотом та максимально наближено до реальних умов моделювати політ БПЛА, а також моделювати дії в аварійних ситуаціях і в разі виходу з ладу окремих систем БПЛА.

Для створення імітаційної комп'ютерної моделі обраний ігровий симулятор польотів через його високу відповідність динаміки моделей реальним динамікам літаків.

На початковому етапі створення системи керування стоїть завдання створити реалістичну модель БПЛА, на якій будуть проведені дослідження поведінки різних систем керування. Для моделювання вирішено вибрати авіасимулятор, який буде створювати реалістичну поведінку моделі. Були розглянуті такі авіасимулятори як: MSFS [11], X-Plane [3], FlightGear [4].

X-Plane моделює поведінку ЛА, ґрунтуючись на даних про геометрію, масу, розташування і характеристики двигунів.

FlightGear дозволяє вибирати тип льотної динаміки моделі (FDM), і за бажанням розробника, можна робити моделі з геометричним представленням (YASIM [12]) або функціональним (JSBSIM [13]).

MSFS моделює рух на основі інтегральних характеристик моделі. У цих

FDM вихідними даними є графіки сил і моментів, що діють на модель.

Для моделювання обраний симулятор FlightGear через його широких можливостей моделювання динамік. Авіасимулятор FlightGear це крос-платформенний проект з відкритим вихідним кодом, що розробляється колективно. Весь вихідний код проекту доступний і ліцензований на умовах ліцензії GNU General Public License [14].

На перших етапах для FlightGear створена графічна модель. Потім створювалася динаміка в середовищі JSBSim. JSBSim - одна з імітаційних програм обчислення польотної динаміки, бібліотека функцій, яка розраховує геометричне положення літака в реальному часі, в залежності від прикладених до літака керуючих зусиль. Також вона виробляє моделювання двигунів і керуючих поверхонь. На вхід JSBSim подаються значення положень джойстика. На виході - три координати, три їх похідні за часом, три інші похідні. На основі цих даних, сам симулятор відображає рух моделі літака в віртуальному тривимірному просторі, використовуючи OpenGL [15] (графічна система). Крім вбудованої програми обчислення польотної динаміки JSBSim, разом з візуальної моделлю може використовуватися динамічна модель інших програмних додатків.

2.2. Динаміка руху в середовищі JSBSim

Програмний засіб JSBSim розраховує рух моделі класичним методом коефіцієнтів. На рис. 2.1 представлено рух літака в горизонтальному польоті.

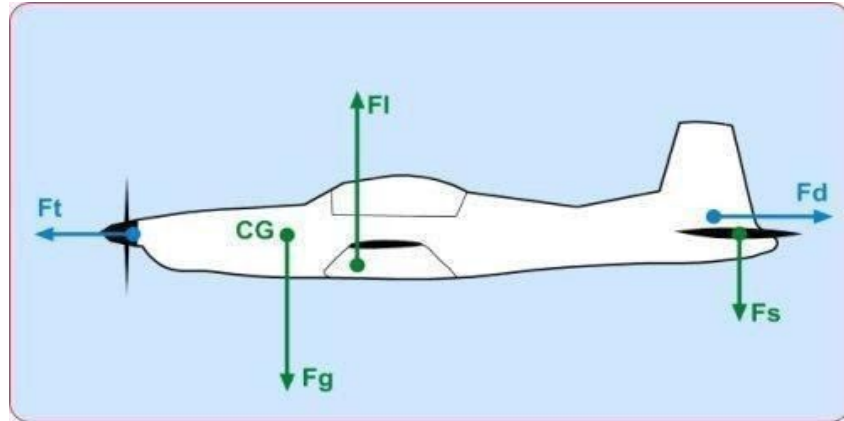


Рис. 2.1. Сили, що діють на літак в продольному каналі

На літак в горизонтальному польоті діють кілька аеродинамічних сил (рис 2.1), які компенсують один одного: сила тяжіння F_g , підйомна сила крила F_L , сила тяги двигуна F_t , сила опору повітря F_d , сила стабілізатора F_s компенсує поздовжній момент якщо точки прикладання сили тяжіння і підйомної сили не збігаються.

Коли всі сили в літаку врівноважені (векторна сума дорівнює нулю), літак рухається прямолінійно з постійною швидкістю. Всі ці сили перераховуються в модулі динаміки для моделювання (рис 2.2).

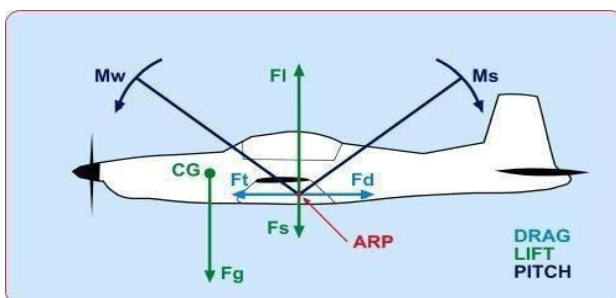


Рис. 2.2. Сили та моменти, що діють на літак

Сили, що діють на літак, перераховані і зведені до однієї точки, але через те що в дійсності точки прикладання цих сил різні використовуються моменти [13].

Моменти обертають літак навколо осей, подібно до того, як сили зміщують літак вздовж осей. Сумарно у літака з'являється 6 ступенів свободи, рух по координатам осей X , Y , Z і обертання навколо осей X , Y , Z .

Літак обертається навколо його центра мас, а точка прикладення зусиль і моментів є його аеродинамічним центром. У польоті положення аеродинамічного центру може змінюватися, але для розрахунків сил і моментів необхідно знати початкове, опорна положення аеродинамічного центру. Такий стан задається через точку Aero Reference Point (ARP), це координата в файлі динаміки.

У JSBSim існує дві системи координат (СК), Body Frame і Structural Frame. Body Frame - це система координат, яка рухається разом з ЛА, початок відліку СК знаходиться в центрі ваги літака. Ось U в цій СК спрямована вперед, V - вправо по крилу, W - вниз вертикальній площині по осі симетрії. У цій системі координат JSBSim обчислює швидкості і прискорення по осях координат. При повороті системи координат на 180 навколо осі OW виходить система координат Structural Frame. СК Structural Frame теж рухається разом з ЛА, але її точка початку відліку не відповідає центру ваги, а знаходиться вона в установчому нулі, координати яких записані розробниками в файлі конфігурації. Установчий нуль може перебувати в будь-якому місці, але частіше його розташовують в крайній передній точці, на носі моделі.

Координати, записані в файлі динаміки, відраховується від установленної нульової точки в СК Structural Frame. Позиціонування моделі проводиться через опорну точку Visual Reference Point (VRP), це зміщення центру координат візуальної моделі.

У розрахунках JSBSim моделі використовується СК Structural Frame. Ось X в цій СК спрямована проти руху моделі, вісь Y - вправо уздовж крила, а вісь Z - спрямована вгору по осі симетрії у вертикальній площині.

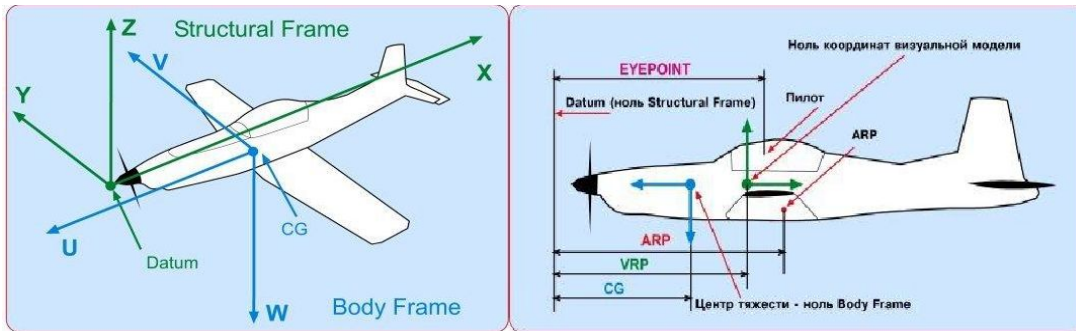


Рис. 2.3. Системи координат та їх опорні точки

2.3. Створення конфігураційних даних БПЛА в форматі XML для середовища «JSBSim»

Інформація про модель зберігається в спеціальному файлі конфігурації, що знаходиться в директорії моделі. Це текстовий файл у форматі XML (англ. EXtensible Markup Language) [16]. Весь файл динамічної моделі JSBSim складається з дев'яти секцій: Fileheader, metrics, mass_balance, ground_reactions, propolution, flight_control, aerodynamics, output. Формат кожної секції різний в залежності від призначення і ролі секцій.

Секція «метричні характеристики» (metrics) зберігає в собі дані про геометричні дані моделі: розміри моделі, зміщення опорних точок, площі крил, розмаху крил, Сах (середня арифметична хорда), установчий кут крила, площа і плече горизонтального оперення, площа і плече вертикального оперення. Також секція metrics містить координати ARP, EYEPOINT, VRP. EYEPOINT - точка фокусу камери.

Секція «баланс мас» (mass_balance) містить дані про масу порожнього літака, а так само про моментах інерції, осьові: ix , iy , iz . Момент інерції - міра інертності в обертальному русі навколо осі. Характеризується розподілом мас у тілі: момент інерції дорівнює сумі творів елементарних мас на квадрат їх відстаней до базового безлічі.

Секція «взаємодія з землею» (ground_reactions) містить дані про координати і властивості точок, з якими ЛА може стикатися земля. Для

контакту з землею описуються опорні точки моделі, на які встановлюється модель при зльоті та посадці. Також можуть бути описані крайні точки моделі з якими модель може стикнутися з землею: носовий обтічник, хвостове оперення, краї крил. Опис цих точок виглядає у вигляді вказівок координат і коефіцієнтів пружності (`spring_coeff`) і коефіцієнта демпфування (`damping_coeff`) [17].

Секція «двигуни» (`propulsion`) зберігає інформацію про двигуни і паливних баках. Точніше кажучи, вказується назва або шлях до файлу, де дійсно знаходиться інформація про характеристики двигуна і рушія (гвинта). JSBSim дозволяє моделювати різні типи двигунів, в тому числі і електричні. Так як в нашому випадку використовується електричний тип двигуна, для нього в конфігураційному файлі вказані характеристики залежності потужності у ватах від поданого на нього значення з ручки керування тягою. У файлі конфігурації гвинта, який і приводить в рух літальний об'єкт, міститься дані про характеристики гвинта, такі як діаметр гвинта, тип пір'я, моменти інерції, кількість пір'я та інші.

Після вказівки необхідних конфігураційних файлів, вказується положення розміщення в координатах, а також напрямок по курсам крену, тангажу і ролу. Так як модель при зльоті спочатку спрямована вгору, то і вектор тяги спрямований вгору, по каналу тангажа на 90.

У секції «керування польотом» (`flight_control`) описується рух керуючих поверхонь і інших рухомих частин літака, які можуть впливати на аеродинаміку. По суті `flight_control` це інтерфейс динаміки із зовнішнім світом. На вхід `flight_control` подаються команди ззовні шляхом зміни вхідних змінних програмним комплексом авіасимулятора, або з скриптів, або по мережі. Ці команди в секції `flight_control` перетворюються в змінні, які будуть впливати вже на секцію аеродинаміки. Секція `flight_control` ділиться на канали тангажу, крену, ролу, де описується послідовна ланцюжок елементів, які перетворюють дані для подальших обчислень повної динаміки ЛА. Розглянемо один з каналів секції `flight_control`.

Вхідними параметрами каналу крену є положення штурвальної колонки

fcs / elevator-cmd-norm і положення триммера по крену.

```
<channel name="Pitch">                // н а з в а          к а н а л у
к е р у в а н н я/
<summer name="Pitch Trim Sum">        // с у м м а т о р
п о л о ж е н н я
<input>fcs/elevator-cmd-norm</input>    //          к о л о н к и          т а
т р и м е р и/
<input>fcs/pitch-trim-cmd-norm</input>
<clipto>                                // о б м е ж у в а ч
<min>-1</min>                            //          в и х і д н о г о
з н а ч е н н я/
<max>1</max>
<clipto>
</summer>
<summer name="Pitch Absu Sum">          // с у м м а т о р
с и г н а л у А Б С У т а
<summer name="Pitch Trim Sum">          // д а н і з "с у м м а т о р а
pitch
<input>fcs/pitch-trim-sum</input>        // trim sum"/
<input>fcs/absu-pitch</input>
<clipto>
<min>-1</min>
<max>1</max>
<clipto>
</summer>
<aerosurface_scale name="Elevator Control"> // п е р е т в о р ю є
В х і д н і
```

```

<input>fcs/pitch-absu-sum</input>           //   з н а ч е н н я   в
В и х і д н і в
<range>                                       //   д і а п а з о н і   в і д
м і н у с 0.506
<min>-0.506</min>                           //   д о п л ю с 0.28/
<max>0.28</max>                             </range>
<output>fcs/elevator-pos-rad</output>       // в и х і д н е
з н а ч е н н я
</aerosurface_scale>                        //   о т р и м у є т ь с я   в
р а д і а н а х /
</cannel>

```

На наведеному вище фрагменті тексту XML видно два елементи - summer і aerosurface_scale. Елемент Summer є сумматором та обчислює положення колонки і триммера. Другий суматор підсумовує дані з виходу суматора і положенням з вихідним сигналом АБСК (Автоматична Бортова Система Керування). Елемент aerosurface_scale робить роботу з перетворення вхідного значення в вихідний в діапазоні від мінус 1 до плюс 1 за допомогою тега clipTo.

Секція «аеродинаміка» (aerodynamics) обчислює повну динаміку (сили і моменти) на основі прописаних і обчислених даних про маси, стан атмосфери, обчислених положень керуючих поверхонь, тяги двигуна і т.д. Обчисливши сили і моменти, динаміка розраховує нові положення центра ваги, кутові відхилення моделі, швидкості, прискорення, кути атаки, безліч інших параметрів руху.

Так само як секція flight_control секція aerodynamics ділиться на кілька каналів, яких може бути довільне число, з яких шість обов'язкових аеродинамічних осей lift, drag, side, pitch, roll, yaw. Lift. lift, side - це сили, які зміщують центр ваги моделі за відповідними осями, задаються в ньютонках або в фунтах. Pitch, Roll, Yaw - це моменти які повертають модель навколо

відповідної осі, що проходить через центр ваги (одиниці вимірювання яких - ньютон на метр або фунт на фут).

Кожен канал або розділ містить функції, які обчислюють різні параметри в залежності від призначення. У кожному розділі може бути будь-яка кількість функцій. Для розділу сил функції повертають параметр сили у відповідній системі мір, також це буде справедливо і для моментів. В результаті динаміка підсумовує всі сили і моменти по відповідним осям.

Так само є можливість створювати власні функції, що не належать до жодних осей. Ці функції будуть знаходитися не в тегах розділу, і їх результат не підсумовується по осях, а може бути використаний подібно результату глобальної функції як на дійсне значення обчислення сили або моментів.

`< aerodyn a mics>`

`< axis n a me= "LIFT" unit="LBS">` // н а з в а р о з ді л у
а е р о д и н а м і к и

`<function n a me=" a ero/coefficient/CL a lph a">` // н а з в а ф у н к ц і ї
о б ч и с л е н н я

`<description>Lift_due_to_ a lph a</description>` // к о м е н т а р і

`<product>` // м а т е м а т и ч н а

ф у н к ц і я м н о ж е н н я

`<property> a ero/qb a r-psf</property>` // з м і н н і щ о
п е р е м н о ж а ю т ь с я

`<property>metrics/Sw-sqft</property>`

`<t a ble>` // з м і н н а в в и д і
т а б л и ч н и х д а н и х

`<independentV a r> a ero/ a lph a-r a d</independentV a r>`

`<t a bleD a t a>`

-1.57

1.23

-0.25	0.1
0	0
0.25	0.1
1.57	1.23

</t a bleD at a >

</t a ble>

</product>

</function>

</ a xis>

</ a erodyn a mics>

На представленому вище прикладі відображається розділ (axis) по каналу LiFT, вихідною величиною якої є метрична величина LBS (міра ваги в англійській система вимірі). Далі йде назва використовуваної функції function name = "aero / coefficient / CLalpha">. У наведеному прикладі відображається залежність підйомної сили від кута атаки. У функціях всі вирази описується в вигляді тегів, що містять математичні функції. Існують наступні арифметичні функції в JSBSim:

Таблиця 2.1. Арифметичні функції, що доступні для JSBSim

sum(декілька аргументів)	Сумує елементи
product (декілька аргументі)	Перемноже елементи
quotient (два аргумента)	Знаходить частку від ділення
pow (два аргумента)	Підносить до ступеню
exp (два аргумента)	Знаходить експоненту
abs (один аргумент)	Бере значення по модулю
sin (один аргумент)	Знаходить значення по синусу
cos (один аргумент)	Знаходить значення по косинусу
tan (один аргумент)	Знаходить значення по тангенсу
asin (один аргумент)	Знаходить кут по синусу

acos (один аргумент)	Знаходить кут по косинусу
atan (один аргумент)	Знаходить кут по тангенсу
atan2 (два аргумента)	Повертає кут, тангенс відношення двох заданих чисел.

2.4. Створення графічної моделі та її анімування для FGFS.

Для створення візуальної тривимірної моделі БПЛА і використання її в симуляторі застосований вільний пакет для створення тривимірної комп'ютерної графіки Blender [18]. Blender є проектом з відкритим вихідним кодом і розвивається при активній підтримці Blender Foundation, а так само поширюється на умовах ліцензії GNU GPL [14]. Так само плюсами є те що система координат використовується в 3D редакторі Blender справедлива і для авіасимулятора FlightGear. Blender підтримує популярний текстовий формат для тривимірних графік .asc. З використанням Blender була створена тривимірна графічна модель БПЛА, яка потім була перенесена в симулятор FGFS.



Рис. 2.4. Графічна модель БПЛА в графічному редакторі Blender

Модель і анімація розміщені в різних файлах. При завантаженні моделі завантажуються тільки тривимірні об'єкти. Анімація в FlightGear робиться окремо, за допомогою спеціального інтерфейсу і окремих конфігураційних

файлів. Графічний файл поміщений в директорію авіасимулятора.

```
<PropertyList>
```

```
<path>model.ac</path>    //назва графічного файла  
моделі, що використовується
```

```
<offsets>
```

```
<xm>0.0</xm>
```

```
<ym>0.0</ym>
```

```
<zm>3.5</zm>
```

```
<heading-deg>90.0</heading-deg> //поворот                моделі  
навколо осі z на 90 градусів
```

```
</offsets>
```

```
</PropertyList>
```

Вище описані команди для використання файлу тривимірної моделі. Зазначено назва файлу тривимірної моделі - model.ac, а також визначені початкові зміщення: нульові по осі «вперед-назад» і «вліво-вправо». Також в конфігураційному файлі можна задавати координати точок огляду камери, додавати візуальні ефекти, регулювати початкові положення двигунів, закрилків, і т.д.



Рис. 2.5 Візуалізація в середовищі FlightGear

У FlightGear анімація задається за допомогою спеціальних конфігураційних команд в xml-файлі моделі. Команди конфігурації анімації - текстовий інтерфейс до матриць перетворення OpenGL. Зазвичай анімація пов'язана з однією або декількома змінними з property tree (браузер властивостей JSBSim [13]). Для об'єктів FlightGear доступні наступні види «справжньої» анімації:

Translate — зміщення об'єкту;

Rotate — поворот об'єкту на заданий кут;

Spin — поворот об'єкту з заданою швидкістю; Scale — маштабування, зміна розміру;

Billboard — поворот об'єкту до спостерігача.

Для анімації, необхідно знати назви об'єктів моделі в візуальному файлі, які ми хочемо привести в рух, і в деяких випадках - координати.

< animation>

<type>rotate</type> // Тип анімації

<object-name>left-flaps</object-name> // Ім'я об'єкту з файлу моделі

<property>/model/left-flaps</property> // Ім'я керуючої змінної

<factor>0.8</factor> // Коефіцієнт пропорційності

<offset-deg>30</offset-deg> // Кут, на який буде повертатися об'єкт

<center> // Точка, навколо якої буде відбуватися анімація

```

<xm>-1.871</xm>
<ym>-0.078</ym>
<zm>0.0</zm>
</center>
<axis>                //   О с ь,   п о   я к і й   б у д е
    п р о в о д и т и с ь   п е р е м і щ е н н я
<x1-m> 4.9</x1-m>
<y1-m> 7.1</y1-m>
<z1-m>-1.0</z1-m>
<x2-m> 5.9</x2-m>
<y2-m>11.2</y2-m>
<z2-m>-0.5</z2-m>
</axis>
</animation>

```

В даному прикладі описано обертання об'єкта left-flaps (це ім'я має відповідати імені об'єкта у файлі model.ac). Кут в градусах, на який повертається об'єкт, виходить з множення змінної / model / left-flaps на множник 0.8. На виході виходить значення кутів в радіанах.

Після багаторазових випробуванні JSBSim моделі, були зроблені висновки: що літак поводить себе адекватно, літак здатний злітати вертикально на несучому гвинті. Є можливість змінювати швидкість, додаючи тягу двигуна. В зв'язку з конструктивними особливостями моделі і нестандартним керуванням, виникли складнощі, оскільки симулятор FlightGear розрахований на стандартні (класичні) схеми літаків. З'ясувалося, що при зльоті гвинт створює крутий момент, без компенсації якого модель дестабілізується.

Висновок: в даному розділі основним завданням було розробити імітаційну модель польоту літального апарату на базі авіасимулятора. Було вибрано середовище моделювання в якому комп'ютерна модель могла

відповідати могла відповідати наступним вимогам: забезпечувати відпрацювання всіх завдань, для яких призначений БПЛА, включаючи планування польотного завдання і керування польотом та максимально наближено до реальних умов моделювати політ, а також моделювати дії в аварійних ситуаціях. Був розглянутий ряд авіасимуляторів та обраний найбільш підходящий.

3. СТВОРЕННЯ РОЗШИРЕНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ

3.1. Обґрунтування необхідності створення імітаційної моделі

Побудована раніше модель ЛА, що використала вбудовані засоби моделювання симулятора, дозволила провести ряд досліджень, які допомогли виявити неточності в динаміці моделі і в аеродинамічних розрахунках. Специфіка завдання вимагає більшої достовірності в деталях моделі. Отже, виникла необхідність у створенні більш точної динамічної моделі, яка дозволила відпрацювати алгоритми керування. Модель динаміки польоту в FlightGear складно коригувати, відсутня інтерактивність в програмі, швидкість процесу синтезу автопілота знижується через тривалого процесу налагодження, так як в ньому жорстко закріплені методи розрахунків, і коефіцієнти які добре підходять тільки для ЛА з класичною конструкцією. У зв'язку з цим вирішено використовувати для розробки розширеної моделі пакет MATLAB (прикладна програма для вирішення завдань технічних обчислень [20]).

MATLAB - Simulink - інтерактивний інструмент для моделювання, імітації та аналізу динамічних систем. Він дає можливість будувати графічні блок-схеми, діаграми, імітувати динамічні системи, досліджувати працездатність систем, оцінювати їх стійкість і керованість. Simulink повністю інтегрований з MATLAB, що забезпечує прямий доступ до широкого спектру інструментів аналізу і проектування. Ці переваги роблять Simulink найбільш популярним інструментом для проектування систем керування і моделювання систем.

MATLAB має інструменти, необхідні для розрахунку динамічних моделей в реальному часі. Модель розраховується в MATLAB, а для візуального відображення використовується все той же симулятор FlightGear з створеної раніше анімованої моделлю. З симулятора передаються дані про поточний стан керуючих поверхонь і положенні ручки тяги і, в свою чергу, MATLAB, розраховуючи динаміку, передає назад на симулятор координати і три кути, на

які повернуть ЛА в поточний момент часу. Все це відбувається в режимі реального часу. Для забезпечення обміну даними використовується протокол UDP (англ. User Datagram Protocol - протокол призначених для користувача датаграм [19]) з частотою в 0.03 (3) кГц.

3.2. Вимоги до побудови математичної моделі

Основою в створенні системи керування польотом по траєкторії є розробка математичної моделі БПЛА в MATLAB, яка розраховує всі аеродинамічні сили і моменти, які використовуються для відпрацювання алгоритму системи керування. При моделюванні БПЛА розглядається як динамічний об'єкт, у якого зміна стану в часі описується диференціальними рівняннями. В роботі розглядатися тільки жорстка конструкція БПЛА літакового типу.

Одним з основних моментів у складанні математичної моделі ЛА є прийняття різних припущень, що спрощують реальний процес.

- незмінна маса;
- відсутність переміщаються мас;
- жорстка конструкція;
- головні осі збігаються з осями зв'язаної системи координат;
- вектор сили тяги лежить в площині симетрії і проходить через центр мас під деяким кутом з віссю OX;
- вектори сумарного кінетичного моменту обертових частин двигуна спрямовані вздовж осі OX;
- обтікання повітряним потоком квазілінійну з нелінійними залежностями від кутів атаки і ковзання;
- атмосфера стандартна.
-

3.3. Органи керування літального апарату і системи координат

Реалізація алгоритму руху БПЛА по траєкторії заснована на створенні змінюваних за величиною і напрямком сил і моментів, що впливають на БПЛА. Розглянутий ЛА оснащений органами керування тягою двигуна і чотирма аеродинамічними рулями - елевонами. При зміні положень елевонів змінюються і напрямку повітряних потоків, через які виникають додаткові аеродинамічні сили. Для керування чотирма елевонами проведений перерахунок з класичного варіанту керування по крену, тангажу, нишпоренню. Використана матриця перерахунку з керування трьома каналами на чотири відхилення елевонів керуючих обертанням навколо осей.

У роботі використовуються наступні позначення кутових відхилень керуючих органів: - відхилення по тангажу; - відхилення по крену; - відхилення по нишпоренню; - відхилення ручки тяги, нормований показник якого інтерполюється від 0 до 1, а для керівників поверхонь від мінус 1 до плюс 1. Зазвичай в практиці рівняння руху БПЛА записуються в проекціях на осі обраних систем координат. Розглянемо найбільш поширені системи координат (СК):

Земна система координат (нормальна земна СК). Точкою відліку вибирається будь-яке місце на поверхні Землі, при цьому напрямку осей збігаються з напрямом осей координатної сітки. Ось Pro_0X_g спрямована на північ (в горизонтальній площині), вісь Pro_0Z_g спрямована на схід (в горизонтальній площині), а вісь O_0Y_g спрямована вгору по вертикалі.

Нормальна система координат. Точка відліку знаходиться в центрі мас літального апарату, але при цьому осі паралельні осям земної системи координат, т. Е. Осі OX_g і OY_g в горизонтальних площинах спрямовані на північ і схід відповідно, а вісь OY_g спрямована вгору по вертикалі. Положення між цими системами координат визначається вектором r між їх точками відліку (рис. 3.1). Вектор r в проекціях на вісь OY_g називається геометричній висотою.

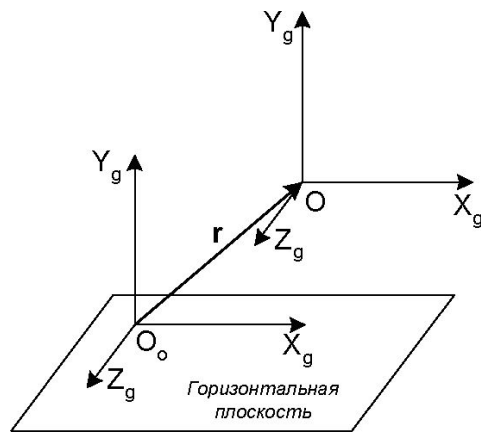


Рис. 3.1. Земна і нормальна система координат

Пов'язана система координат. Точка відліку знаходиться в центрі мас літака. Ось OX (поздовжня вісь) спрямована вперед вздовж носа літака. Ось OZ (поперечна вісь) спрямована уздовж крил вправо. Ось OY (нормальна вісь) спрямована вгору в площині симетрії літака (рис. 3.2).

Відносне положення ЛА між зв'язаною і нормальною системою координат визначається через дев'ять напрямних косинусів [22]. Найчастіше для визначення відносного положення використовують кути Ейлера. При перерахунку через кути Ейлера послідовність поворотів по кутах така: поворот на кут нишпорення Ψ (навколо вісь OY), поворот на кут тангажу θ (навколо нового положення осі OZ) і поворот на кут крену ϕ (навколо осі OX).

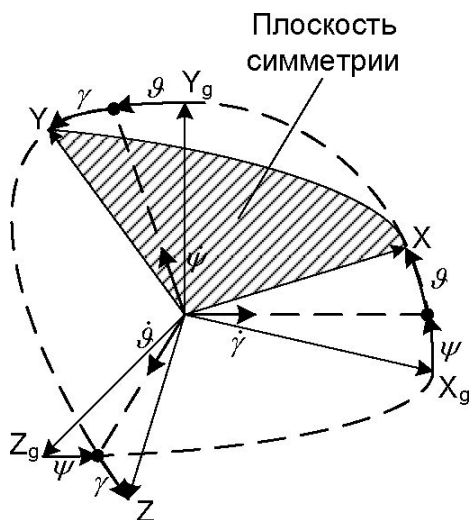


Рис. 3.2. Нормальна і пов'язана системи координат

Матриця переходу від нормальної до пов'язаної СК має наступний вигляд:

$$\mathbf{D}_{CB}^H = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \psi + & \cos \gamma \sin \psi + \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta & \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \cos \psi - & \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta \end{bmatrix}. \quad (3.1)$$

Швидкісна система координат. Точка відліку знаходиться в центрі мас ЛА. Ось OX_a (швидкісна вісь) спрямована вздовж вектора швидкості ЛА щодо повітряного середовища. Ось OZ_a (бічна вісь) спрямована вправо від осі OX_a . Ось OY_a (вісь підйомної сили) лежить в площині симетрії і спрямована вгору.

Відносне кутове положення пов'язаної і швидкісної системи координат визначається кутами атаки α і бічного ковзання β . (рис. 3.3).

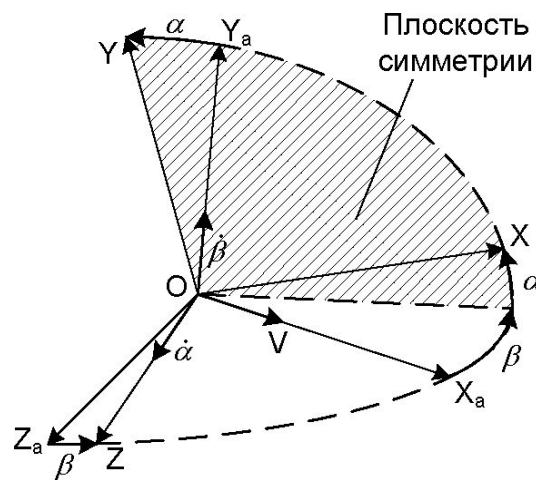


Рис. 3.3. Пов'язана і швидкісна система координат

Матриця переходу від пов'язаної СК до швидкісної:

$$\mathbf{D}_{CK}^{CB} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

тут - кут між хордою крила і проекцією його швидкості V на площину OXY

пов'язаної системи координат; - кут в горизонтальній площині ЛА між площиною симетрії літака і напрямком потоку повітря, що набігає.

3.4. Модель поздовжнього руху ЛА

На початковому етапі в дослідницьких цілях параметри, що відповідають за бічний рух використані не будуть. [30] Уявімо, що політ ЛА відбувається у вертикальній площині, і площину симетрії апарату буде весь час збігатися з площиною польоту: це можливо в результаті ідеальної стабілізації по крену.

Такий рух називається поздовжнім. У поздовжньому русі змінюються наступні параметри - V , Θ , α , θ , ω_z , X , Y , P , H , δ (рис. 3.4).

V - швидкість руху ЛА в пов'язаної СК; Θ - кут нахилу траєкторії; θ - кут тангажу; ω_z - кутова швидкість; X - лобове опір повітря; Y - підйомна сила; P - сила тяги двигуна; H - висота польоту; δ_e - відхилення керуючої поверхні по крену.

Поздовжнє рух ЛА складається з поступальної ходи центру мас уздовж осей OX , OY (т. Е. В площині симетрії OXY) і обертального руху щодо осі OZ .

Можна припустити, що за весь час польоту не виникає збурень, які порушують симетрію руху. Іншими словами, не виникає відхилень органів керування ризиканням і креном і відхилень бічних параметрів руху від їх нульових значень в результаті впливу вітру. Практично ця умова означає, що зазначені обурення повинні достатньо швидко ліквідуватися.

В результаті рух літального апарату в вертикальній площині (поздовжній рух) описується наступними рівняннями:

$$G = m * g \quad ,$$

(3.4)

де G - сила тяжіння; m - маса літака; g - прискорення вільного падіння, рівне 9.8 м / с^2 .

$$\text{— } \frac{dv}{dt} = P * \cos(\alpha) - G * \sin(\theta) - X_B, \quad (3.5)$$

де X_B - збурююча сила лобового опору.

$$\text{— } m \frac{d\Theta}{dt} = P * \sin(\alpha) - Y * \cos(\theta) - Y_B, \quad (3.6)$$

де Y - підйомна сила, Y_B - обурюються підйомна сила.

$$\theta = \alpha + \Theta, \quad (3.7)$$

де θ - кут тангажу.

$$I_z \frac{d\omega}{dt} = M_z + M_{Z_B}, \quad (3.8)$$

де I_z - момент інерції щодо осі OZ , ω_z - швидкість обертання щодо осі OZ , $M_{z-\text{момент}}$ обертання щодо осі OZ або момент тангажа, M_{Z_B} - збурює момент обертання.

$$\frac{dv}{dt} = \omega \quad (3.9)$$

Останні два рівняння можна замінити одним.

$$I_z \frac{d^2 v}{dt^2} = M_z + M_{zB}. \quad \text{—} \quad (3.10)$$

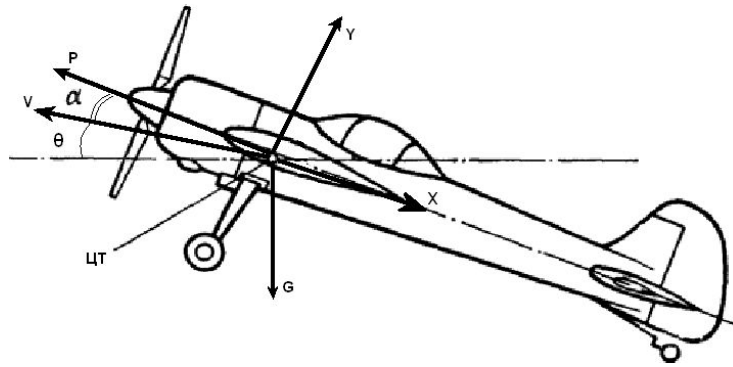


Рис. 3.4. Сили, що діють на літак в повітрі

Відхилення органів керування, а точніше керма висоти створює керуючий момент, тобто рух навколо центру мас. Відхилення керма висоти на негативний кут викликає негативний, т.зв. пікіруючий момент. Позитивний або калібруючий момент створюється відхиленням керма висоти на позитивний кут.

Аеродинамічні сили прийнято представляти у вигляді:

$$X = C_x * S_x * q \quad , \quad (3.11)$$

де C_x - коефіцієнт сили опору повітря; S_x - лобова площа літака, q - швидкісний напір повітряного потоку.

$$q = \frac{\rho v^2}{2} \quad , \quad (3.12) \quad \text{—}$$

тут ρ - щільність повітря. (3.13)

$$Y = C_y * S_y * q$$

де C_y - коефіцієнт підйомної сили; S_y - площа крила літака.

При відсутності керуючих впливів і зовнішніх збурень аеродинамічна підйомна сила Y в основному визначається двома складовими

$$Y = Y_\alpha + Y_m \quad , \quad (3.14)$$

де Y_α - аеродинамічна підйомна сила за кутом атаки; Y_m - аеродинамічна

підйомна сила за кількістю (Маха) стосовно швидкості польоту літака до швидкості звуку.

$$M = \frac{v}{a} \quad . \quad -$$

(3.15)

Аеродинамічна підйомна сила за кутом атаки виникає внаслідок наявності кута атаки і пов'язаним з цим несиметричним обтіканням літака повітряним потоком. Виникнення аеродинамічній підйомної сили крила при наявності кута атаки обумовлено нерівномірним розподілом тиску набігаючого повітряного потоку на нижній і верхній поверхнях крила, причому зі збільшенням кута атаки розрідження на верхній поверхні збільшується, а на нижній зменшується.

Сила лобового опору X визначається двома складовими:

$$X = X_{\alpha} + X_m \quad ,$$

(3.16)

де X_{α} - сила лобового опору по куту атаки α , X_m - сила лобового опору по числу M .

Сила лобового опору по куту атаки обумовлена тим, що при збільшенні кута атаки перерозподіляється тиск на крилі, змінюється епюра швидкостей в пограничному шарі, що призводить до зміни опорів тертя і тиску. Сила лобового опору обумовлена проявом стисливості повітря. Вираз для сили опору повітря може бути записано як:

$$X = (\alpha, M, q) = (C_x^{\alpha} + C_x^M) S_x * q \quad ,$$

(3.17)

де $(C_x^{\alpha} + C_x^M)$ Складові коефіцієнта лобового опору, обумовлені відповідно кутом атаки α і числом M .

Залежність $C_x^{(\alpha, M)}$ в експлуатаційній області режимів майже лінійна і виражається через відповідні приватні похідні C_x^{α} та C_x^M .

Типова залежність коефіцієнта лобового

опору від кута атаки зі зростанням кута атаки стає параболічної (рис. 3.5).

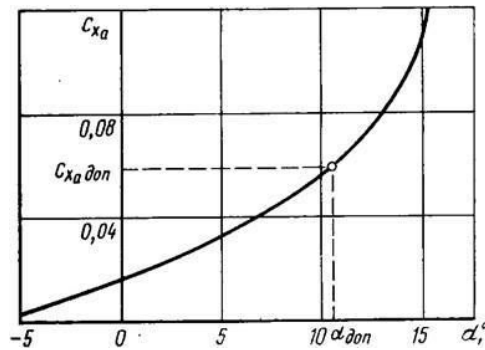


Рис. 3.5. Залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки

3.5. Моделювання динаміки повздовжнього руху об'єкта

Для побудови загальної схеми застосуємо рівняння, отримані в попередньому розділі. Для простоти роботи розділимо схему на блоки. Simulink дає можливість розділяти модель на певні підсистеми з входами і виходами. [31] Це дуже спрощує аналіз моделей, особливо складних, що включають багато рівнів ієрархії, і допомагає краще зрозуміти принцип їх функціонування. Загальна схема приведена на рис. 3.6.

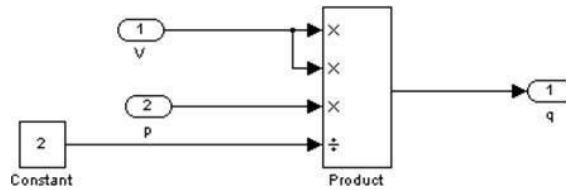


Рис. 3.7. Підсистема розрахунку щільності повітряного потоку «q»

Підсистема «Аеродинаміка».

Розраховує силу опору повітря, підйомну силу і сумарний момент тангажа. По вхідному сигналу M , підсистема отримує значення числа Маха, і з його допомогою розраховує аеродинамічні коефіцієнти $C_x^M + C_y^M$. Складаючи їх з коефіцієнтами $C_x^\alpha + C_y^\alpha$, Розрахованими по куту атаки α , отримує повні аеродинамічні коефіцієнти C_x та C_y , які, помножені на відповідну площу поверхні літака $S_x(S_y)$ і швидкісний напір повітряного потоку q , створюють відповідно силу опору повітря X і підйомну силу Y . Підйомна сила створюється на крилі літака і на горизонтальному оперенні. Ці підйомні сили розташовуються не в центрі мас, а на певній відстані від нього, таким чином ці підйомні сили, збільшуючись на плечі сил x_1 і x_2 , створюють моменти сил $M_{kp} = x_1 * Y_{kp}$ і $M_{го} = x_2 * Y_{го}$ (рис. 3.9).

Слід зазначити, що плече $x_2 < 0$, так як це відстань відкладається в напрямку протилежному осі OX .

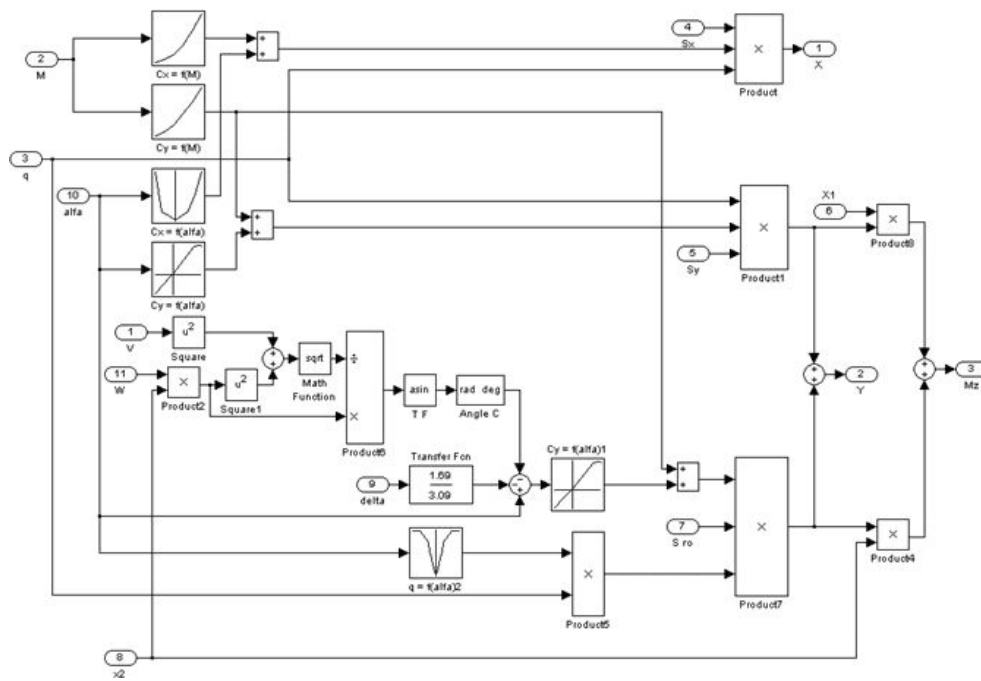


Рис. 3.8. Підсистема «Аеродинаміка»

Блок рішення системи диференціальних рівнянь (рис. 3.10). Вирішує систему диференціальних рівнянь необхідних для визначення параметрів поздовжнього руху.

$$m \frac{dv}{dt} = P \cdot \cos(\alpha) - X - G \cdot \sin(\Theta) - X_B;$$

$$m \frac{d\Theta}{dt} = P \cdot \sin(\alpha) - Y - G \cdot \cos(\Theta) - Y_B;$$

$$v = \alpha + \Theta;$$

$$I_z \frac{d^2v}{dt^2} = M_z.$$

Про ці рівняння детально було написано вище, в розділі опису моделі поздовжнього руху ЛА в рівняннях 3.6-3.10.

Слід зазначити, що в цьому блоці передбачені входи для сил, що обурюють і моменти.

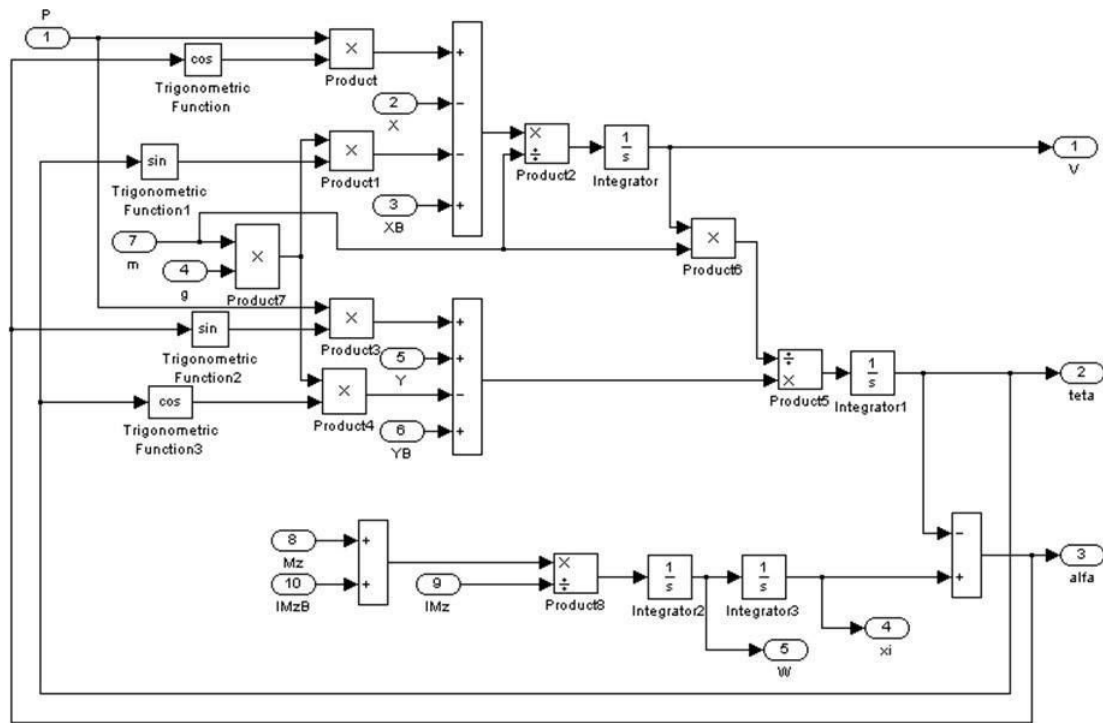


Рис. 3.9. Блок рішення системи диференціальних рівнянь

3.6. Повна модель просторового руху літака

Повна модель враховує поздовжнє рух, включаючи маневри в просторі. Для створення повної моделі необхідно враховувати всі сили діють на ЛА. Розглянемо поступальний рух літального апарату. [29] Рівняння сил у зв'язаній системі координат має такий вигляд:

$$m \begin{bmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} V_z \omega_z - V_y \omega_z \\ V_x \omega_z - V_z \omega_x \\ V_y \omega_z - V_x \omega_y \end{bmatrix} = F, \quad (3.18)$$

де $\mathbf{F}$ - головний вектор сил у зв'язаній СК; m - маса літального апарату; $[\omega]$ - вектор кутових швидкостей в пов'язаній СК.

Для обліку всіх сил, таких як підйомна сила, тяга двигуна, сила тяжіння, сила лобового опору їх простіше згрупувати по осях, уздовж яких вони впливають.

Прискорення по осях моделі

$$\begin{aligned}\dot{T} &= rv - qw - G\sin\theta + \frac{\bar{q}SC_z + T}{m}, \\ \dot{Q} &= qu - pv + G\sin\Psi\cos\theta + \frac{\bar{q}SC_y}{m}, \\ \dot{P} &= -ru + pw + G\cos\Psi\cos\theta + \frac{\bar{q}SC_x}{m},\end{aligned}$$

тут T - сила вздовж осі OX , P - бічна сила вздовж осі OY , Q - сила уздовж вертикальної осі OZ . R - кутова складова по Z осі тіла (рад / ссек), U - поступательное рух по X осі тіла (м / с), W - поступательное рух по Z осі тіла (м / с), P - вектор сили тяги, G - вектор сили тяжіння, - безрозмірний силовий коефіцієнт по осі Z .

Кінематичні рівняння

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= P + \tan\theta(Q\sin\varphi + R\cos\varphi), \\ \dot{\theta} &= Q\cos\varphi - R\sin\varphi, \\ \dot{\Psi} &= (Q\sin\varphi + R\cos\varphi)/\cos\theta.\end{aligned}$$

Рівняння моментів

$$\begin{aligned}M_x &= m_x * q * S * l, \\ M_y &= m_y * q * S * l, \\ M_z &= m_z * q * S * b_a.\end{aligned}$$

M_x , M_y , M_z - моменти крену, ристання та тангажу відповідно.

Головний вектор сил F , представлений в проекції пов'язаної СК

$$F = G + P + R,$$

(3.28)

де G - вектор сили тяжіння в пов'язаної СК; P - вектор сили тяги двигуна в пов'язаної СК; R - рівнодіюча вектор аеродинамічних сил у зв'язаній СК.

Вектор сили тяжіння в нормальній системі координат

$$G_g = [0 \quad 0 -gm],$$

Де $g = 9.8 \text{ м / с}^2$ - прискорення вільного падіння.

Аеродинамічні сили, що діють на літальний апарат, визначаються конфігурацією ЛА і характером обтікання його повітряним потоком. В пов'язаній СК

$$R = qS \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix}, \quad (3.29)$$

де C_x, C_y, C_z - аеродинамічні коефіцієнти сил.

$$C_x = C_{x0} + \frac{(C_y - C_{y0})^2}{\pi e R} + C_x^{\delta e} \delta f + C_x^{\delta a} \delta a + C_x^{\delta r} \delta r + C_x^M M, \quad (3.30)$$

$$C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta e} \delta f + C_y^{\delta a} \delta e + \frac{b_a}{2V} (C_y^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_y^{w_z} \omega_z) + C_y^M M, \quad (3.31)$$

$$C_z = C_z^\beta \beta + C_z^{\delta a} \delta a + C_z^{\delta r} \delta r + \frac{1}{2V} (C_z^{\omega_x} \omega_x + C_z^{\omega_y} \omega_y) + C_z^M M, \quad (3.32)$$

C_{x0}, C_{y0} - аеродинамічні сталі; e - коефіцієнт Освальда (поправочний коефіцієнт залежно підйомної сили від лобового опору[23]); V - модуль вектора швидкості в пов'язаній СК; α, β - кути атаки і ковзання, - відхилення по крену, тангажу і роллю відповідно.

$$AR = \frac{l^2}{S}, \quad (3.33)$$

$$M = \frac{V}{V_{snd}}, \quad (3.34)$$

де l - розмах крила; V_{snd} швидкість звуку на поточній висоті.

Модуль вектора швидкості руху ЛА в пов'язаній СК прийме наступний вигляд:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}. \quad (3.35)$$

Кути атаки і ковзання:

$$\alpha = -\arctan \frac{V_z}{V_x}, \quad (3.36)$$

$$\beta = -\arcsin \frac{V_y}{V}. \quad (3.37)$$

Положення літального апарату в просторі, представлене в нормальній СК

$$\begin{bmatrix} \text{longitude} \\ \text{latitude} \\ \text{altitude} \end{bmatrix} = (D_{CB}^H)^T \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} * \Delta t, \quad (3.38)$$

де матриця переходу від пов'язаної до нормальної СК $(D_{CB}^H)^T = D_H^{CB}$,

Розглянемо обертальний рух літального апарату. Вектор моменту кількості руху L в пов'язаної СК

$$L = J * \omega, \quad (3.39)$$

де $L = [L_x \ L_y \ L_z]$ - вектор моменту кількості руху; J - матриця моментів інерції БПЛА. Відповідно до прийнятих допущеннями

$$J = \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}. \quad (3.40)$$

Обертальний рух БПЛА

$$J \cdot \dot{\omega} + \omega \times J \cdot \omega = M, \quad (3.41)$$

де M - головний вектор моментів ЛА. Запишемо вираз (3.41) в матричному вигляді

$$\begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = M. \quad (3.42)$$

Чинний на літальний апарат головний вектор моментів є сумою вектора аеродинамічного моменту і гіроскопічного моменту двигуна

$$M = M_{aero} + M_{prop} + (r_{AC} - r_{CG}) \times R + (r_{PC} - r_{CG}) \times P, \quad (3.43)$$

де M_{aero} - аеродинамічний момент; M_{prop} - момент, що створюється двигуном;
 r_{AC} - точка докладання аеродинамічної сили; r_{PG} - точка прикладання сили
двигуна; r_{CG} - точка положення центру мас.

Аеродинамічний момент M_{aero}

$$M = qSB \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}, \quad (3.44)$$

де $B = \text{diag} [1 \quad 1 \quad b]$ - діагональна матриця характерних лінійних розмірів
ЛА; l - розмах крила; m_x, m_y, m_z - аеродинамічні коефіцієнти моментів, які
визначаються як

$$m_x = m_x^\beta \beta + m_x^{\delta a} \delta a + m_x^{\delta r} \delta r + \frac{1}{2V} (m_x^{\omega x} \omega_x + m_x^{\omega y} \omega_y) + m_x^M M, \quad (3.44)$$

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\delta a} \delta a + m_y^{\delta r} \delta r + \frac{1}{2V} (m_y^{\omega x} \omega_x + m_y^{\omega y} \omega_y) + m_y^M M, \quad (3.45)$$

$$m_z = m_z^0 + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta f} \delta f + m_z^{\delta e} \delta e + \frac{b a}{2V} (m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\omega z} \omega_z) + m_z^M M, \quad (3.46)$$

де, $m_x^\beta, m_x^{\delta a}$ - аеродинамічні сталі.

Кутові прискорення $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ відповідно

$$\begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}^{-1} \cdot M - \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & 0 \\ -J_{xy} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (3.47)$$

Матриця переходу від нормальної до пов'язаної СК, враховуючи сили, що діють
на ЛА, буде виглядати так:

$$X_{lon} = T \cos \theta \cos \varphi + P(-\cos \Psi \sin \varphi + \sin \Psi \sin \theta \cos \varphi) + Q(\sin \Psi \sin \varphi + \cos \Psi \sin \theta \cos \varphi), \quad (3.48)$$

$$Y_{lat} = T \cos \theta \sin \varphi + P(\cos \Psi \cos \varphi + \sin \Psi \sin \theta \sin \varphi) + Q(-\sin \Psi \cos \varphi + \cos \Psi \sin \theta \sin \varphi), \quad (3.49)$$

$$Z_{alt} = T \sin \theta - P \sin \Psi \cos \theta - Q \cos \Psi \cos \theta, \quad (3.50)$$

Підсистема прийому даних і їх обробки.

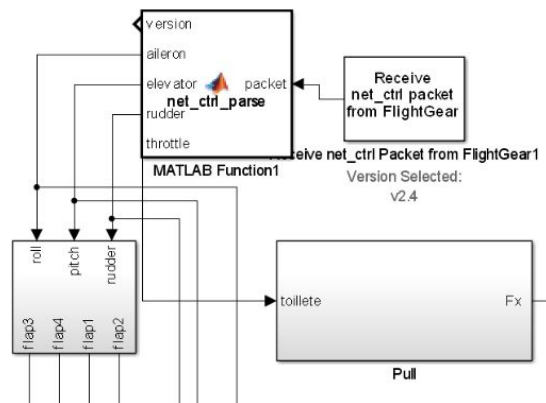


Рис. 3.11. Приймач пакетів з FlightGear

Для розрахунків системи необхідні деякі дані з симулятора FlightGear, які можуть впливати на динаміку польоту, ці дані приймає блок Receive net_ctrl packet у вигляді пакетів. Блок зчитує дані по каналу UDP 30 раз в секунду, цієї частоти досить для розрахунку динаміки і її подальшої візуалізації. Отримані дані розпаковуюються функціональним блоком, який містить програмний код розпакування пакетів. [32] Для моделювання динаміки польоту ЛА необхідними даними, які отримуються з симулятора, є положення ручки тяги, а також відхилень керуючих поверхонь, а саме відхилення по крену, тангажу і рискання. Як описувалося раніше в розділі 3.2, для перерахунку керування з трьох каналів крену, тангажу і рискання в положення елевонів ЛА використовується матриця переходу, блок розрахунку якої представлений на рис. 3.11. У блоці Pull (рис. 3.11-3.12) відбувається перерахунок сили що створюється гвинтом двигуна в залежності від щільності повітря і ручки тяги. Залежність була отримана для висоти 500 метрів, де щільність повітря $\rho = 1.1672 \text{ кг / м}^3$.

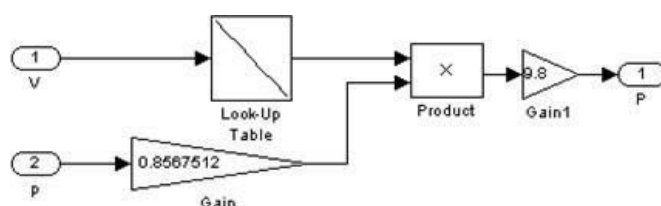


Рис. 3.12. Вид схеми блоку «Двигун»

Підсистема обчислення сил діючих по осях в пов'язаній система координат.

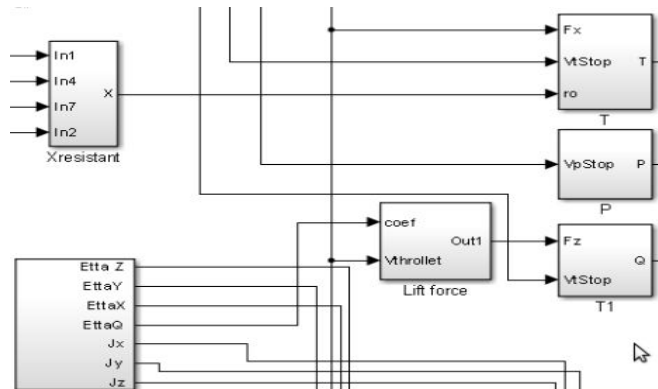


Рис. 3.13. Розрахунок сил діючих по осях на ЛА

Для визначення сил, діючих на ЛА, необхідні розрахунки аеродинамічних сил опору повітря, підйомної сили, набігаючого потоку і т.д., вирази для знаходження яких зазначені у пунктах побудови математичної моделі поздовжнього руху та просторового руху моделі (3.20 - 3.23). Також використовуються постійні безрозмірні коефіцієнти, необхідні для деяких розрахунків.

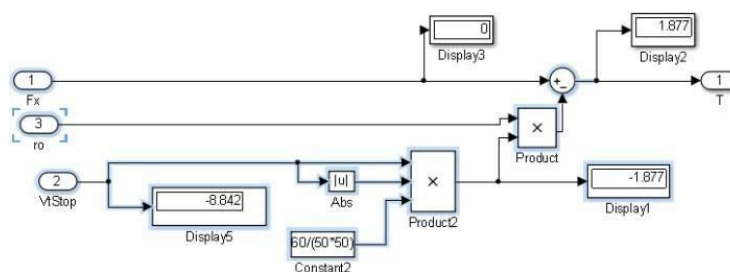


Рис. 3.14. Сила, що діє по осі X в зв'язаній системі координат

Підсистема розрахунку моментів навколо осей і перерахунку кутів ϕ , θ , Ψ .

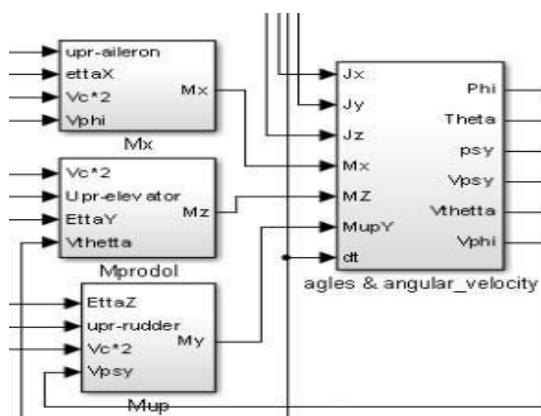


Рис. 3.15. Розрахунок моментів і перерахунок кутів. Моменти розраховуються відповідно до загальної формулю 3.26 - 3.28.

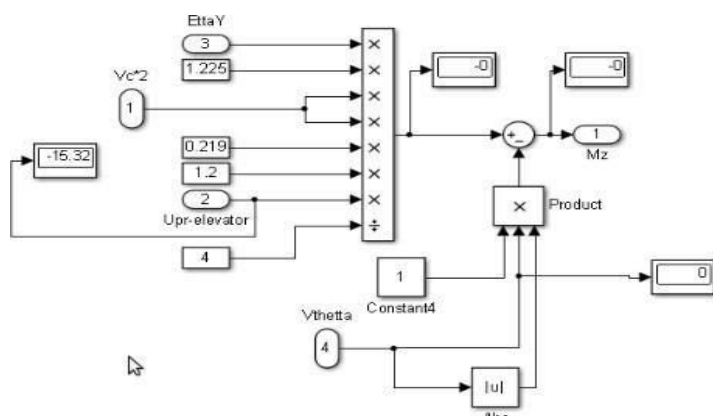


Рис. 3.16. Блок розрахунку моменту M_y .

При польоті ЛА моменти визначаються щодо осей зв'язаної системи координат. Це дозволяє виключити з розгляду момент, створюваний силою тяжіння $G = mg$, яка додається в центр мас.

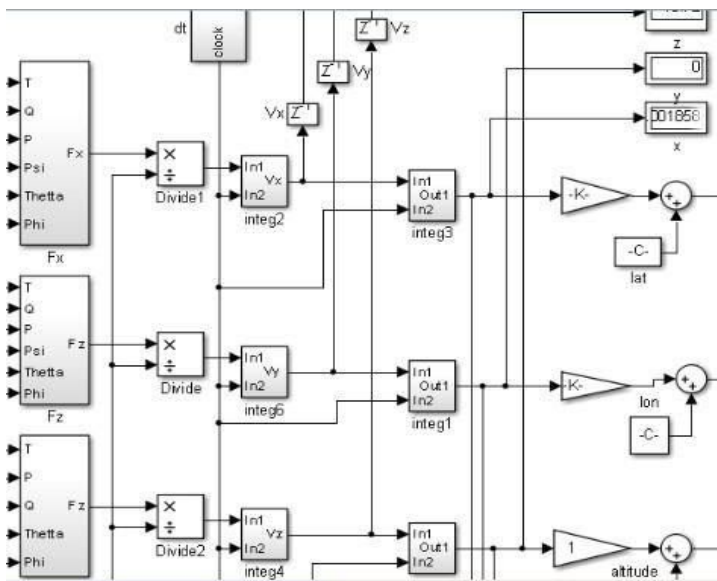


Рис. 3.17. Загальний вигляд системи перерахунку сил в нормальну (земну) систему координат.

Сили перелічені в зв'язаній системі координат подаються на блоки, що відповідають за осі в нормальній системі координат, де в залежності від кутів, отриманих з блоку *Angles velocities* обчислюються сили, що діють по осях. Інтегрування прискорення дозволяє знайти швидкість, а переміщення літального апарату в земній системі координат виходить шляхом повторного інтегрування.

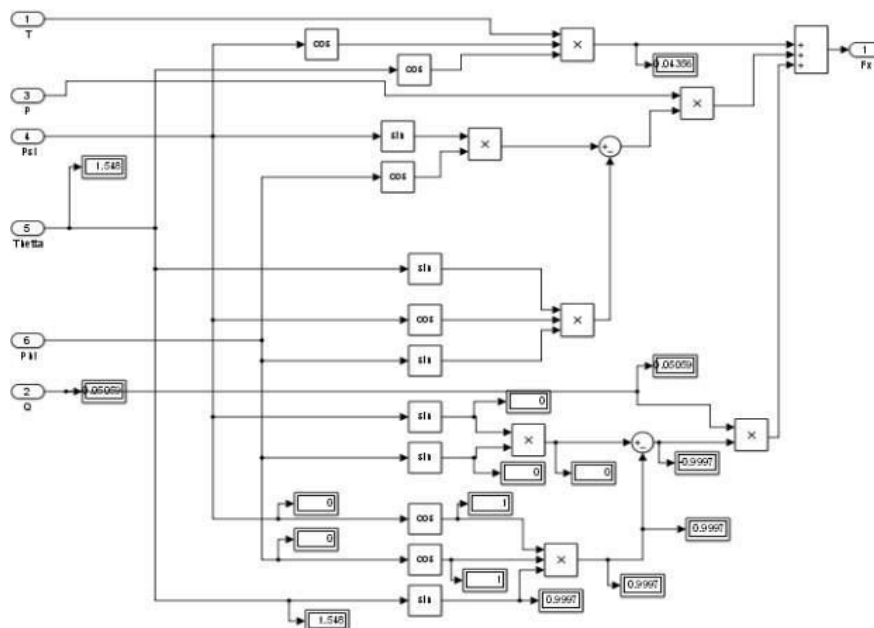


Рис. 3.18. Перерахунок сили для осі X в з пов'язаної в нормальну СК

Так як моделювання відбувається в реальному часі, при інтегруванні значення рівнянь руху множаться на розрахований крок за часом. Це здійснюється шляхом вимірювання часу Δt прийнятого на кожному циклі (рис.

3.19) і інтегрування за формулою $\Delta t = |t_i - t_{i-1}| \times k$, (3.54).

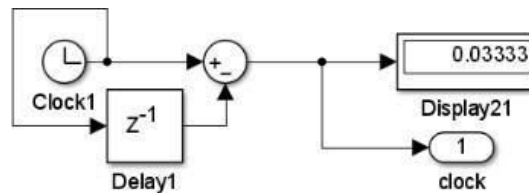


Рис. 3.19. Блок розрахунку часу одного циклу.

Висновок: в даному розділі було обґрунтовано доцільність створення розширеної математичної моделі, адже в процесі проведених моделювань та досліджень, виявилось, що специфіка завдання вимагає більшої достовірності в деталях моделі, що й призвело до створення більш точної динамічної моделі що дозволила відпрацювати алгоритм керування. Були сформовані вимоги до побудови математичної моделі, в результаті чого середовище моделювання було замінено на MATLAB SIMULINK. В результаті всіх досліджень поведінки літального апарату в процесі польоту та їх моделювань було створено модель поздовжнього руху ЛА.

4. ОПИС РОБОТИ АВТОПІЛОТА

Сьогодні сучасні автопілоти (АП) представляють комплекс спільно діючих механізмів, що забезпечують стабілізацію ЛА по кутах при польоті по заданій траєкторії, а саме стабілізацію висоти польоту, керування маневрами ЛА.

Типовий автопілот складається з декількох автоматів, що працюють спільно. Кожен автомат контролює тільки один параметр: курс руху, крен, швидкість, висоту і ін. На рис. 4.1. вимірювальні пристрої (ВП) у кожного автомата вимірюють певний для нього параметр режиму польоту званим параметром регулювання: курс, висоту, тягу, кути крену. Автоматичний блок виробляє сигнал, який пропорційний поточному значенню вимірюваного параметра. З задатчика видається сигнал, який відповідає бажаному значенню регульованого параметра. Різниця отриманих сигналів надходить на підсилювачі (У), після чого на органи керування. Органи керування в свою чергу відхиляють кермо або орган керування в відповідне положення за допомогою сервоприводів. Так відбувається регулювання параметрами польоту. Коли регульований параметр досягне заданого значення, зникне неузгодженість, органи керування припинять свій рух і настане рівновага в регульованому параметрі.



Рис. 4.1. Функціональна схема регулювання керування

Негативний зворотний зв'язок забезпечує стійкість і швидке загасання коливань в системі. Жорстка зворотний зв'язок дає пропорційність в сталому стані між відхиленням керма і відхиленням ЛА. Закон регулювання виглядає наступним чином.

$$\delta_{e,r,a} = k_{e,r,a} \cdot \Delta v,$$

де $\delta_{e,r,a}$ - кути відхилення по — тангажу, нишпоренню і крену; $k_{e,r,a}$ - передавальне число автопілота по тангажу, нишпоренню і крену відповідно; Δv - кут відхилення від заданого значення БПЛА по тангажу, нишпоренню і крену відповідно. Для створення плавної стабілізації так само враховують швидкість [33] зміни регульованого параметра (кута). При різких відхиленнях ЛА, рух ручки керма також буде різким. Таке рівняння матиме вигляд:

$$\delta_{e,r,a} = k_{e,r,a} \cdot \Delta v + k'_{e,r,a} \frac{d\Delta v}{dt},$$

де $k_{e,r,a}$, $k'_{e,r,a}$ - передавальні числа автопілота по куту і кутовій швидкості по каналах тангажа, ристання і крену відповідно.

На рис. 4.2. представлена схема найпростішого регулятора зі зворотним зв'язком. Блок R є регулятором, P - об'єкт регулювання, r - задане значення уставки, e - помилка регулювання, u - вихідна величина регулятора, y - регульована величина, так само зворотний зв'язок.

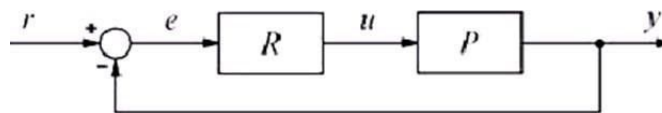


Рис. 4.2. Схема автоматичного регулювання зі зворотним зв'язком

У системах автоматичного керування технологічним процесом частіше використовують вираз, що характеризує вихідну змінну як:

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(t) + k_d \frac{de(t)}{dt}, \quad (4.1)$$

де, k_i , k_p , k_d - пропорційний, інтегральний і диференціальні коефіцієнти відповідно. Такий регулятор називається скорочено ПІД - регулятором. Бувають випадки, коли відсутні деякі компоненти: пропорційний, інтегральний або диференціальний, такі регулятори називають І-, П-, ПД, ПІ-регуляторами.

4.1. Моделювання та налаштування ПД - регулятора

В MATLAB зібрані схеми трьох аналогічних ПД-регуляторів керуючих креном тангажу і рисканням. На вході регулятора приходять значення поточного кута (крену, нишпорення) або висоти польоту і необхідного бажаного значення (здатчика). Різниця цих значень надходить на складові компоненти регулятора пропорційну, інтегральну, диференціальну, де вони перемножуються на відповідні коефіцієнти, результати яких підсумовуються.

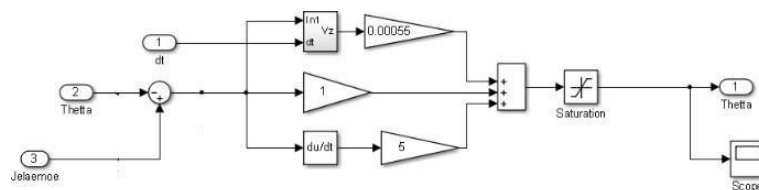


Рис. 4.3. Схема блоку ПД-регулятора в Matlab Simulink

Для розрахунку коефіцієнтів ПД регуляторів існує безліч різних методик розрахунку. Розглянемо деякі з них.

Метод Циглера-Ніколса:

- Використовуємо інженерний підхід до підбору коефіцієнтів ПД регулятора за методом Циглера-Ніколса, який описується наступними кроками:
- Всі коефіцієнти встановлюються в нуль, крім коефіцієнта який поступово збільшується до тих пір, поки система не вийде за рамки стійкості.
- Граничне значення в якому система була стійка позначиться як, а період автоколивань p_u .
- Значення коефіцієнтів ПД-регулятора розраховується за формулами:

$$0.6k_u, k_i = 1.2(k_u/p_u), k_d = 3k_u p_u/40.$$

Метод біномного розподілу (Ньютона) коренів [23]:

Біноміальний розподіл коренів використовують при необхідності забезпечити перехідному процесу системи заданий швидкодію при

монотонному перехідному процесі. Стандартне біноміальне характеристичне рівняння має вигляд:

$$D_{\text{ж}}(p) = (p + \Omega_0)^n = 0,$$

Де Ω_0 - початковий час перехідного процесу без регулювання; n - дійсні і негативні коріння характеристичних рівнянь; P - оператор Лапласа.

Відповідні характеристичні рівняння вибираються з наступної таблиці 4.1.

Таблиця 4.1. Характеристичні рівняння залежать від порядку системи

Порядок системи	Час регулювання, τ_p	Характеристичне рівняння
1	$3 / \Omega_0$	$D(p) = p + \Omega_0$
2	$4,5 / \Omega_0$	$D(p) = p^2 + 2\Omega_0 p + \Omega_0^2$
3	$6 / \Omega_0$	$D(p) = p^3 + 3\Omega_0 p^2 + 3\Omega_0^2 p + \Omega_0^3$
4	$7,6 / \Omega_0$	$D(p) = p^4 + 4\Omega_0 p^3 + 6\Omega_0^2 p^2 + 4\Omega_0^3 p + \Omega_0^4$

Перехідні процеси для таких характеристичних рівнянь виглядають так (рис.4.4):

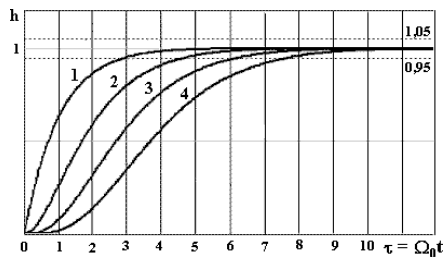


Рис. 4.4. Перехідні процеси для характеристичних рівнянь з порядками системи від 1 до 4

Для розрахунку коефіцієнтів ПІД-регулятора за описаним вище методом, виконуємо наступні кроки:

а) Прораховуємо початковий час перехідного процесу без регулювання до

встановленого значення.

б) З графіків вибираємо відповідний перехідний процес, що задовольняє нашій системі. У нашому випадку підходить система третього порядку

$$D(p) = p^3 + 2\Omega p^2 + 2\Omega^2 + \Omega^3 .$$

с) По таблиці отримують необхідний час регулювання для обраного характеристичного рівняння. Для системи третього порядку час регулювання рівно $6 / \Omega_0$.

д) Проводимо перетворення Лапласа в обраному характеристичний рівнянні. Після чого, знаючи бажаний час, знаходимо коефіцієнти.

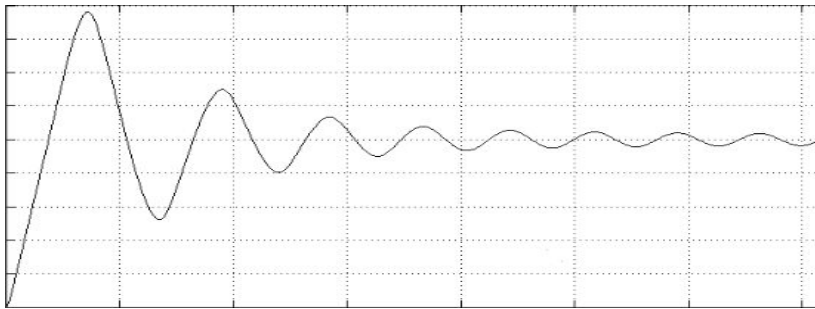


Рис. 4.5. Графік з перехідним процесом схеми ПІД-регулятора з коефіцієнтами налаштованими вручну

Для одиничних коефіцієнтів графік перехідного процесу з регулюванням представлений на рис. 4.5. поодинокі коефіцієнти $K_p = 1$, $K_i = 1$, $K_d = 1$

Перехідний процес системи має великий відсоток перерегулювання $\sigma = 82\%$, сталий стан система набула при часу $t = 28$ с, помилка регулювання становить $\Delta(t_{28}) = 0.0342$.

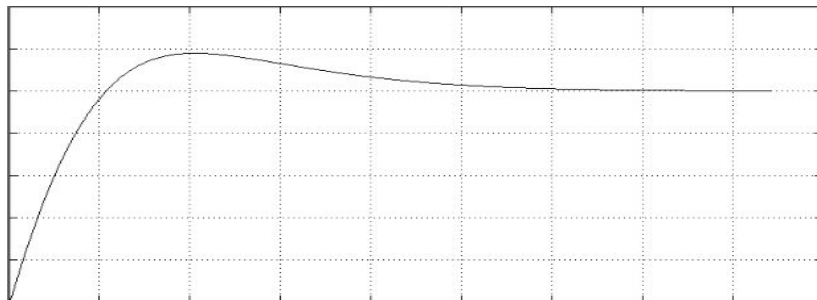


Рис.4.6. Графік з перехідним процесом схеми ПІД-регулятора з коефіцієнтами,

розрахованими за методом Циглера-Ніколса

Графік з коефіцієнтами, підібраними методом Циглера-Ніколса, зображений на рис. 4.6. Отриманий перехідною володіє часом регулювання в $t = 19$ с, невеликим перерегулюванням $\sigma = 9\%$, помилка регулювання дорівнює Δ (t_{19}) = 0.0072, при коефіцієнтах.

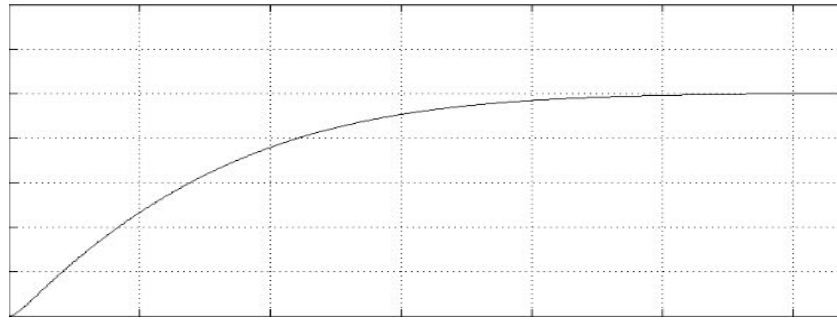


Рис. 4.7. Графік з перехідним процесом схеми ПД-регулятора з коефіцієнтами, розрахованими за методом біномного розподілу коренів

На рис. 4.7 представлений перехідною процес з коефіцієнтами, розрахованими методом біномного розподілу коренів. Процес монотонно спадає на усталене положення без перерегулювання за час $t = 14$ с. Помилка неузгодженості дорівнює $\Delta = 41 \cdot 10^{-5}$.

За наведеними графіками можна зробити наступні висновки:

З одиничними коефіцієнтами система приходить до статистичної помилку $\Delta_c = 0.03$ з автоколиваннями. Володіє великим часом сходження і величезним значенням перерегулювання. Такі коефіцієнти в системі автопілотування можуть призвести до катастрофи.

Метод Циглера-Ніколса дозволив розрахувати настроювальні коефіцієнти. В результаті отримано перехідний процес з малою помилкою і допустимим перерегулюванням, але великим часом сходження, що не є оптимальним. Поліпшити перехідний процес, розрахувавши коефіцієнти за методом біномного розподілу коренів. Перехідний процес займає близько 15 секунд, має несуттєве перерегулювання, а також мінімальну помилку, що

задовольняє всім вимогам до системи автопілотування. Величина перерегулювання близька до нуля, перехідний процес є апериодическим.

4.2. Моделювання блоку автопілота

Для завдання траєкторії польоту використовуються географічні координати широта, довгота, а також висота польоту. У завдання автопілота входить порівняння координат поточного становища ЛА із заданим положенням, з яких автопілот буде обчислювати необхідні кути польоту для досягнення зазначених координат. У системах автопілотування поточні координати обчислюються за допомогою GPS датчиків. У симуляторі ці координати отримані при розрахунку математичної моделі досліджуваного БПЛА.

Загальна схема автопілота:

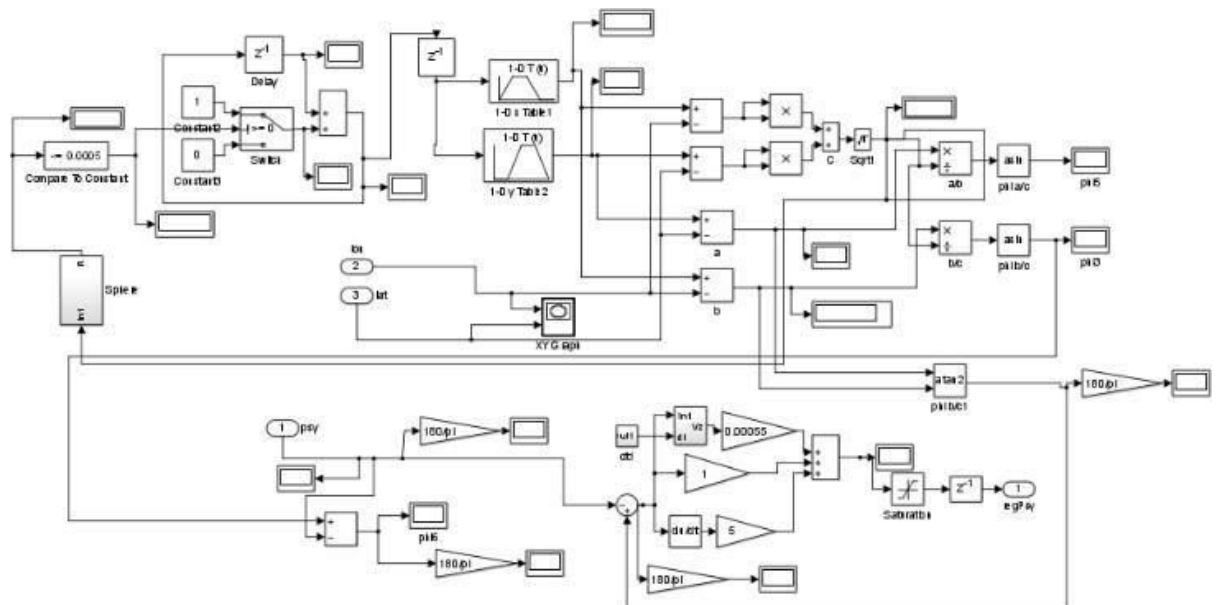


Рис. 4.8. Схема автопілота в Matlab Simulink

На бажаній траєкторії польоту вказуються координати ключових точок. Ці точки записуються в систему через табличні дані. На вхід таблиці надходять сигнали про досягнення поточної контрольної точки, після чого з таблиці

видаються наступні координати траєкторії.

Для розрахунку необхідних кутів польоту з заданої точки до наступної точки простору використовуються стандартні геометричні формули.

$$\varphi = \arctan \frac{x_1 - x_0}{y_1 - y_0},$$

де x_1, y_1 - координати наступної точки на траєкторії польоту ЛА; x_0, y_0 - координати по осях x, y поточного розташування ЛА.

Для утримання висоти польоту обчислюється різниця між поточною висотою польоту і заданою, ці значення передаються регулятору, керуючому каналом тангажу. Регулятор задає відхилення закрилків на необхідний кут.

Точність досягнення точки координати обчислюється підсистемою розрахунку відстані між поточною координатою ЛА і наступної на шляху в траєкторії. Насправді відстань між точками визначається формулою радіуса сфери.

$$R = \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2},$$

де R - відстань між точками координат ЛА і точкою шляху; x_1, y_1, z_1 - координати наступної точки на шляху в траєкторії; x_0, y_0, z_0 - координати поточної точки знаходження ЛА.

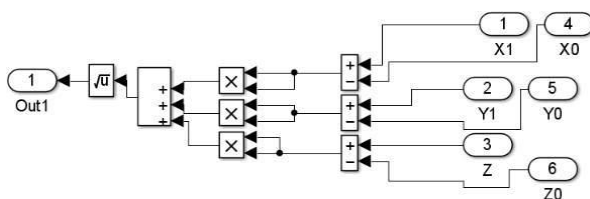


Рис. 4.9. Знаходження відстань між точками координат ЛА.

Отримана відстань між точками порівнюється з необхідною точністю досягнення ЛА зазначеної координати. Для досягнення точності в 10 метрів на порівняльному елементі вказується константа в 10^{-5} така точність є достатньою для проходження всієї траєкторії з мінімальними відхиленнями.

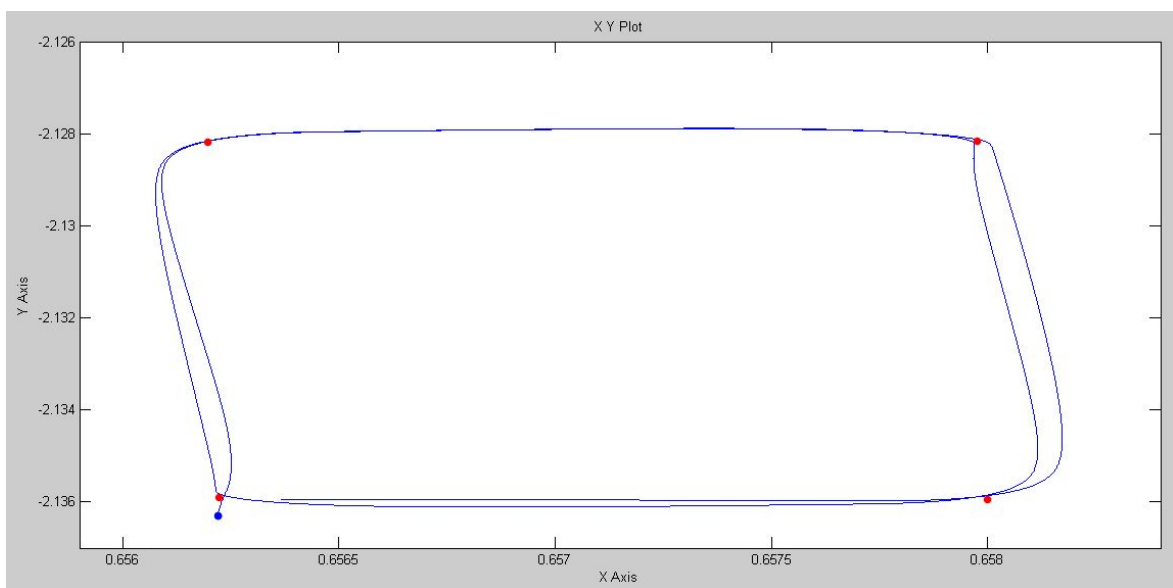


Рис. 4.10. Політ ЛА по круговій траєкторії з чотирьох точок

На рис. 4.10 зображений політ на горизонтальній площині. Синім маркером зображена точка старту ЛА, а червоні маркери позначають задані координатні точки.

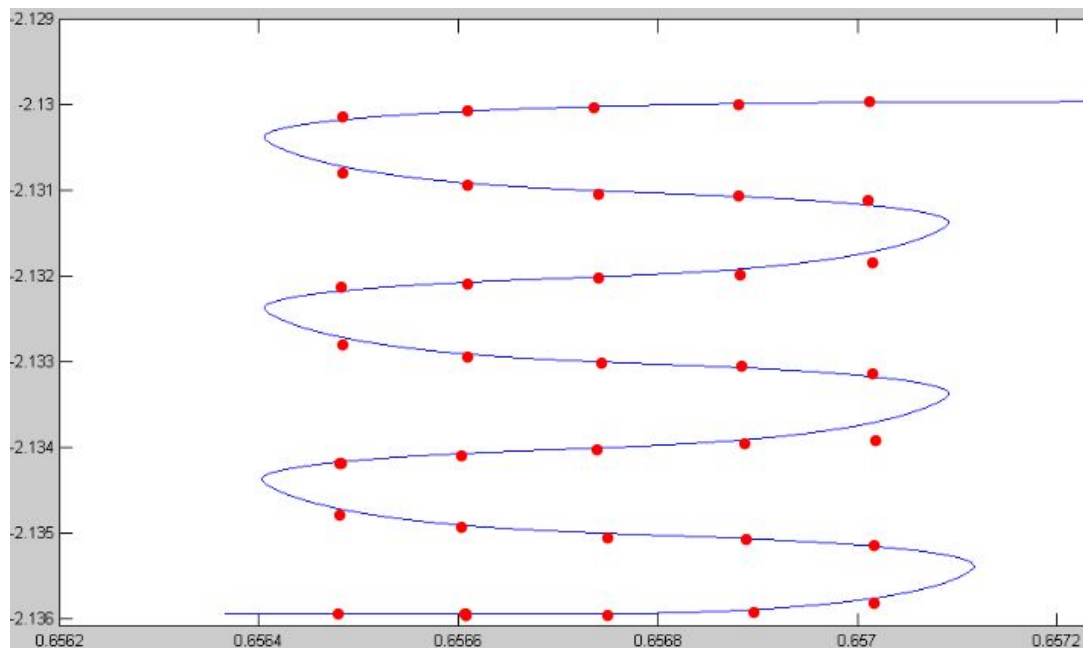


Рис. 4.11. Політ ЛА по траєкторії з заданих точок шляху з точністю в 10м

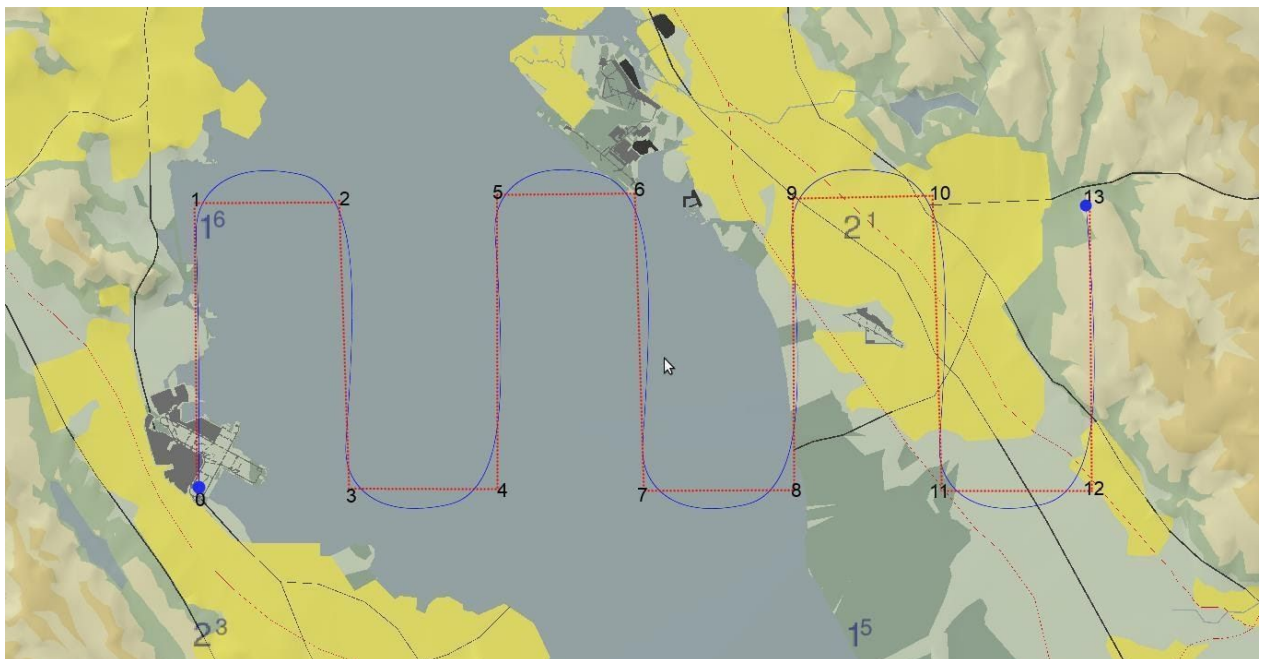


Рис. 4.12. Маршрут і траєкторія польоту БПЛА

Проведено дослідження побудованої автоматичної системи керування при різних швидкостях і на різних траєкторіях. На рис. 4.10-4.11 наведені

результати моделювання БПЛА з заданими координатами шляхів траєкторії, очевидно, що БПЛА проходив задані координати з мінімальним відхиленням від курсу.

Аналіз проведених досліджень показав, що система автоматичного керування на ПІД-регуляторах здатна справлятися з поставленим завданням польоту по траєкторії. Система з коефіцієнтами розрахованими методом біномного розподілу може досягати точності проходження в 10 метрів. Для порівняння, у систем автопілотування на основі GPS приймачів середньоквадратичне значення похибки знаходиться в діапазоні від 13 до 15 метрів. Отже, побудована система має високий ступінь точності.

Висновок : в даному розділі було описано принципи та алгоритми роботи автопілота. Знаючи з яких автоматів складається автопілот, та які окремі параметри контролює кожен з автоматів, було виміряно конкретний режим польоту для кожного з них. Для створення плавної стабілізації польоту було враховано швидкість зміни регульованого параметра (кута відхилення органу керування). Була представлена схема регулятора з простим зворотнім зв'язком. Були змодельовані та налаштовані ПІД-регулятори в МАТЛАБ, для цього був застосований метод Циглера-Ніколаса, що дозволило обрахувати необхідні коефіцієнти.

5. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ

5.1 Опис та технологічний аналіз ідеї проекту

Сам по собі безпілотний літальний апарат - лише частина складного багатофункціонального комплексу. На відміну від пілотованої авіації для БПЛА потрібні додаткові елементи системи забезпечення. До них відносяться безпосередньо безпілотний апарат, робоче місце оператора, програмне забезпечення, лінії передачі даних та елементи, що необхідні для виконання цілей польоту.

Спектр застосування безпілотних літальних апаратів в цивільному секторі не обмежений, але при нинішньому стані правової бази щодо використання повітряного простору виконання польотів дещо ускладнено. В інтересах народного господарства БПЛА можуть застосовуватися в наступних сферах:

- Для ведення пошукових робіт;
- Виконання геологічної розвідки;
- Аерозйомки місцевостей;
- Виконання авіаційних хімічних робіт;
- Моніторингу територій і об'єктів;
- Ведення відеоспостереження.

Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг:

По-перше, для виконання одних і тих же завдань, легкі безпілотні апарати обходяться на багато дешевше пілотованих літаків, які потрібно оснащувати системами життєзабезпечення, захисту, кондиціонування і т. д. Потрібно готувати пілотів, а це коштує великих грошей. У підсумку виходить, що відсутність екіпажу на борту істотно знижує витрати на виконання різних завдань, а також підвищується корисне навантаження ЛА.

По-друге, легкі (в порівнянні з пілотованими літаками) безпілотні

літальні апарати споживають менше палива.

По-третє, на відміну від пілотованих літаків, машинам без пілота не потрібні аеродроми з бетонним покриттям. Більшість аеродромів потребують реконструкції, а темпи ремонту сьогодні не встигають стежити за придатністю злітно посадкових смуг.

По-четверте, важливою перевагою при використанні систем автоматичного і напівавтоматичного керування можна вважати виключення людського фактору при виконанні поставленого завдання.

Для забезпечення завдань спостереження за заданими територіями Землі в реальному масштабі та часі в процесі польоту і цифрового фотографування обраних ділянок місцевості, включаючи важкодоступні ділянки, а також визначення координат досліджуваних ділянок місцевості. Корисне навантаження БПЛА повинне містити в своєму складі:

- Супутникову навігаційну систему (ГЛОНАСС / GPS);
- Пристрої командно-навігаційної радіолінії з антенно-фідерним пристроєм;
- Пристрій обміну командною інформацією;
- Бортова цифрова обчислювальна техніка.

Вбудований блок живлення забезпечує узгодження напруг і струмів споживання бортового джерела живлення і пристроїв, що входять до складу корисного навантаження, а також оперативний захист від коротких замикань і перевантажень в електромережі. Залежно від класу БПЛА корисне навантаження може доповнюватися різними видами радіолокаційних станцій (РЛС), датчиками екологічного, радіаційного та хімічного моніторингу. Комплекс керування БПЛА є складною, багаторівневою структурою, основне завдання якої - забезпечити виведення БПЛА в заданий район і виконання операцій відповідно до польотного завдання, а також забезпечити доставку інформації, отриманої бортовими засобами БПЛА, на пункт керування.

Керування БПЛА здійснюється на базі контролера ArduPilot mega 2560 [2] створеного для застосування в автономних літальних апаратах,

автомобілях або судах. Бортовий комплекс "Ardupilot" є повнофункціональним засобом навігації і керування безпілотного літального апарату літакової схеми. Комплекс забезпечує: визначення навігаційних параметрів, кутів орієнтації і параметрів руху БПЛА (кутових швидкостей та прискорень); навігацію й керування БПЛА при польоті по заданій траєкторії; стабілізацію кутів орієнтації БПЛА в польоті; видачу в канал передачі телеметричної інформації про навігаційні параметри, кути орієнтації БПЛА. Центральним елементом бортового комплексу (БК) "Ardupilot" є малогабаритна інерціальна навігаційна система (ІНС), інтегрована з приймачем супутникової системи навігації. Побудована на базі мікроелектромеханічних датчиків (гіроскопів і акселерометрів) за принципом ІНС, система є унікальним високотехнологічним виробом. Вбудований датчик статичного тиску забезпечує динамічне визначення висоти і вертикальної швидкості.

Вибір характеристик для досліджуваного об'єкту:

Склад БК: блок інерціальної навігаційної системи; приймач супутникової навігаційної системи (СНС); блок автопілота; накопичувач льотних даних; датчик повітряної швидкості. Комплекс сумісний з радіоканалом ІКМ (імпульсно-кодова модуляція) і дозволяє керувати БПЛА як в ручному режимі зі стандартного пульта дистанційного керування, так і в автоматичному, по командам автопілота. Керуючі команди автопілота генеруються в формі стандартних широтно - імпульсно-модульованих (ШІМ) сигналів, що підходять до більшості типів виконавчих механізмів.

Ідея полягає в створенні системи керування, що уточнено наведено в таблиці 5.1.

В цьому розділі описаний аналіз стартап-проекту, що відобразить здатність даного продукту вийти на ринок та можливості для конкуренції з іншими продуктами, що вже існують [28].

Таблиця 5.1 Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Створення системи керування безпілотними літальними апаратами	1. Застосування в різноманітних галузях (відеоспостереження, авіафотозйомка, геодезія та інше)	Можливість використовувати систему в різних галузях цивільного застосування.
	2. Вдосконалення алгоритмів керування	Підвищення чіткості при фотозйомці та більш точне слідування маршрутом

Отже, пропонується використовувати модель автоматичної системи керування. Для відпрацювання моделі систем керування запропонована імітаційна модель, яка б замінила реальний об'єкт керування, знизивши ризик поломки в випадках допущення помилок системою автоматичного керування до нуля, а також сприяла прискоренню відпрацювання системи на імітаційній моделі.

Був виконаний аналіз потенційних технічних та економічних переваг ідеї в порівнянні з системами конкурентів конкурентів:

- визначаємо конкурентів (проектів-конкурентів) або товарів-аналогів, що вже існують на ринку, та збираємо інформацію, щодо значень техніко-економічних показників для ідеї наведеного проекту та проектів- конкурентів у відповідності до визначеного вище переліку;

- Порівнюємо показники для власної ідеї, а саме оцінюємо сильні, слабкі та нейтральні характеристики порівняно з конкурентами. Результати представлено в таблиці 5.2 [28].

Такими конкурентами визначено:

Конкурент 1– CopterControl3D (CC3D)

Конкурент 2– Pixhawk, польотний контролер нового покоління

Конкурент 3– Parrot AR.Drone 2.0.

Таблиця 5.2 Визначення сильних, слабких сторін та нейтральних

характеристик проекту

№ п / п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	Конкурент 1	Конкурент 2	Конкурент 3			
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1.	Створення бібліотек	+	+	-	+		+	
2.	Необмежені потоки випадкових чисел	+	+	+	-		+	
3.	Простий алгоритм керування	+	-	-	-			+
4.	Захист каналів передачі	-	+	-	+	+		
5.	Використання будь-яких мов програмування	+	-	-	-			+

Після проведення порівняння характеристик проекту з конкурентами отримано перелік сильних, слабких та нейтральних характеристик. До сильних відноситься: розробка власного інтерфейсу та досить простий алгоритм керування, який можна покращувати, а до слабких лише: захист каналів передачі. Визначено, що власний проект має більше переваг в порівнянні з конкурентами, що показує його конкурентну здатність на ринку [28].

Також проведено аналіз технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею створення проекту.

Визначено технологічну придатність до втілення ідеї проекту, що передбачає включення складових, які наведені в таблиці 5.3 [28].

Таблиця 5.3 Технологічна придатність до втілення ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Проектування моделі системи керування	Середовища моделювання	Наявні, і не потребують вивчення нових мов програмування	Доступні
2	Проектування алгоритмів керування	Спеціальні програмні бібліотеки вже існуючих систем)	Потребують доопрацювань	В повному об'ємі недоступні
3	Створення математичної моделі	Готові системи	Наявні, потребують введення нових показників	Доступні

Проаналізувавши таблицю робимо висновки, що даний проект може бути реалізований, так як всі необхідні технології для реалізації даних ідей наявні, також ідея не потребує вивчення нових мов програмування, проте має малий об'єм бібліотек. Необхідно доповнити спеціальні програмні бібліотеки, щоб даний продукт не мав недоліків при використанні клієнтом.

5.2 Аналіз можливостей ринку для запуску стартап-проекту

Визначаємо можливості ринку, які можна використати під час виходу проекту на ринок, та перешкоди для реалізації [28].

Це дозволяє спланувати напрямок розвитку проекту, враховуючи потреби ринку, його динаміку та пропозиції проектів-конкурентів. Спочатку проводимо аналіз попиту: наявність попиту, обсяг та динаміка ринку (таблиця 5.4).

Таблиця 5.4 Попередня характеристика потенційного ринку

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	80 000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Обмеження по кількості БПЛА що потребують модернізації
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Не змінна
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	70%

За результатами оцінювання виявлено, що ринок має гарний попит та динаміку на продукт, що запропоновано, тому є можливість увійти на ринок, хоча вже є інші конкуренти, проте за допомогою легкості роботи та можливості відпрацювання моделі системи керування за допомогою імітаційних моделей, можлива конкурентоспроможність.

Далі аналізуємо потенційних клієнтів, їх характеристики, розбиваємо їх на когорти та формуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 5.5) [28].

Таблиця 5.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінно сті у поведінці різних потенцій них цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
----------	--------------------------------	--	---	-----------------------------------

1	2	3	4	5
1	Система керування польотом	Підприємств а з виготовлення БПЛА	-мова програмування - ціна продукту	до продукції:- можливість доповнення та редагування; -заміна бібліотеки на свою.
2	Виявлення оптимального часу створення моделі системи керування	Підприємств а з виготовлення систем керування	-швидкість обробки інформації	до продукції: -простота використання; -можливість редагування; До компанії постачальника: -швидке налаштування.
3	Результати проектування	Підприємств а з автоматизації устарівших БПЛА	-наявність простого інтерфейсу;	до продукції: -простота використання; -доступний інтерфейс; до компанії постачальника: -швидке налаштування.

Отже потенційною групою клієнтів мають стати заводи, фірми, що хочуть модернізувати літальні апарати, щоб зробити їх більш технологічними, за допомогою нової системи керування, або запускають виробництво нових БПЛА.

При застосуванні даної технології можливі деякі загрози (таблиця 5.6). Необхідно якісне обладнання, важлива можливість перевірки і тестування систем керування на імітаційних моделях, а також працювати з такими програмами повинні фахівці, що розуміють мови програмування, вміють аналізувати дані та наявність самих баз даних для поновлення бібліотеки програми [28].

Таблиця 5.6 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
-------	--------	---------------	--------------------------

1	Збут	Покупець обирає постачальників за якістю роботи системи	Необхідно пропонувати дану систему фірмам, які тільки відкрилися
2	Корисність	Може не відповідати вимогам певних підприємств	Пропонувати системи на підприємства
3	Конкуренція	Наявність аналогічних систем	Безкоштовна підтримка та надання імітаційних моделей в користування.
4	Результативність	Виводить тільки кінцеві результати розрахунку	Надавати роз'яснення для виведених результатів

В таблиці 5.6 було приведено визначення факторів можливих загроз що перешкоджають виходу даного проекту на ринок, а також реакцію на ці фактори, щоб мінімізувати їх вплив. Фактори загроз є незначними в порівнянні з конкурентами, що вже є на ринку і не стануть на заваді реалізації даного продукту.

Але поруч з загрозами, існують і певні можливості (таблиця 5.7) [28].

Таблиця 5.7 Фактори можливостей

№ п/ п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	2	3	4
1	Наукова новизна	Оновити систему можливо будь-який момент	Проводити оновлення та налаштування системи
2	Корисність	Може бути важливим доповненням для проектування	Пропонування системи, що має найменший час виконання операцій
3	Метод проектування	Оптимальний метод створення алгоритмів керування	Спробувати використовувати інші методи проектування для порівняння результатів
4	Удосконалення продукту	Вдосконалення продукту може здійснити працівник компанії	Модернізація продукту, доповнення інформацією
5	Економічні	Підтримка інноваційного виробництва	Підвищення/пониження ціни на продукт.

В таблиці 5.7 було проведено визначення можливостей, що будуть сприяти даному продукту при його виході на ринок збуту, а також реакцію на них. Можливості є корисними й відносно простими в реалізації на будь-яких підприємствах де розробляють, виготовляють чи автоматизують БПЛА.

Таблиця 5.8 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1	2	3
1. Тип конкуренції - олігополія	Характеризується невеликою кількістю фірм (до 10), що повністю контролюють цінову політику сумісно з іншими олігополістами. Головною рисою, характеризуючою олігополію є те, що кількість компаній зовсім незначна відносно ринку, й кожна з цих фірм визнає тісний взаємозв'язок одно між одною	Пропонувати дану систему, заводам та компаніям, що хочуть оновити своє програмне забезпечення, та системи керування, проводити безкоштовне оновлення та налаштування систем
2. За рівнем конкурентної боротьби- локальний	Характеризується місцем використання системи	Пропонувати наповнення баз даних
3. За галузевою ознакою - внутрішньогалузева	Характеризується однією галуззю використання	Пропонувати наповнення баз даних різноманітними бібліотеками
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Характеризується товарами одного виду	Пропонувати наповнення баз даних різноманітними бібліотеками
5. За характером конкурентних переваг - нецінова	Проводиться головним чином за допомогою вдосконалення якості продукції, технології виробництва, інновацій, патентування і брендуння і умов її продажу.	Використовувати декілька систем моделювання для порівняння результатів

6. За інтенсивністю - не марочна	Торгова марка дуже не значна, але може бути присутньою на ринку	Створити бренд, який буде легко запам'ятовуватись
-------------------------------------	---	---

В даній таблиці наведений аналіз ринку збуту для даного продукту, а також визначені характеристики, що допоможуть вплинути на підприємства, що будуть використовувати даний продукт для створення систем керування та вдосконалення існуючих.

Після аналізу конкурентів проведемо більш детальний аналіз умов конкуренції в усій галузі [28].

Таблиця 5.9 Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

С кл ад ов і ан ал ізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачаль- ники	Клієнти	Товари- замінни-к и
	-Anylogic -Automod -Plant Simulati on	- Promodel	-Європа -СНГ	Літакобудівні та приладобудівні підприємства	Системи побудован і за допомого ю інших методів
Ви сн ов ки:	Конкурентна інтенсивніст ь з боку прямих конкурентів є значною	- Маємо можливість виходу на ринок -є потенційні конкуренти Строки виходу системи на ринок – 2020- 2021	Постачальни ки встановлюют ь вимоги роботи на ринку: відповідне оформлення систем	Клієнти встановлюють вимоги роботи на ринку: наповнення бібліотек; простота інтерфейсу та роботи з системою	Обмеження для роботи через товари – замінники

Відповідно до аналізу наведеного вище, основними факторами, що діють у конкурентній боротьбі в сфері проектування систем керування, без винятку є насиченість конкурентної боротьби серед вже існуючих на ринку продуктів.

Після всіх проаналізованих даних, визначається та обґрунтовується перелік факторів конкурентоспроможності. Доки проект не зайняв свого

місця на ринку, можна дати лише попередню оцінку конкурентоспроможності відповідно до таких факторів на даний момент [28].

Таблиця 5.10 Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор порівняння проектів значущим) для конкурентних
1	Оболонка	В наявності
2	Інтерпретатор	Здійснює запаралелювання інформації
3	Рівень мови створення ВС	Використано C++
4	Можливість редагування;	В головному коді програми та інтерфейсі програми
5	Оновлення бібліотек	В головному коді програми, за нестачею інформації
6	Простота використання	Можна використовувати не будучи спеціалістом в даній предметній області

Таблиця 5.11 Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «моделі ВС»

№ п / п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів конкурентів у порівнянні з моделлю ВС						
			– 3	– 2	– 1	0	+1	+2	+3
1	Оболонка	2						+	
3	Метод представлення	4							+
4	Можливість доповнення та редагування;	1					+		
5	Оновлення бібліотек	1					+		
6	Простота використання	5							+

З таблиць 5.10 та 5.11 випливає, що фактори конкурентоспроможності вагомі та несуть великий внесок при впровадженні нового продукту для моделювання. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін показав, що простота можливості редагування та метод представлення, дає перевагу над подібними конкурентними продуктами, саме тому проект може стати конкурентоспроможним на ринку [28].

Таблиця 5.12 SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: - розробка власного інтерфейсу; - використання будь-яких мов програмування.	Слабкі сторони: - захист каналів передачі даних;
Можливості: - попит; - корисність; - отримання замовлень від нових клієнтів; - збільшення продажів;	Загрози: - збут; - конкуренція; - втрата клієнтів через недостатню технічну підтримку;

В таблиці 5.12 приведено переваги й недоліки проекту, загроз та можливостей на ринку, який був створений на основі факторів переваг та недоліків, котрі ми створили раніше. Ринкові переваги та недоліки на відміну від факторів ще не являються реалізованими на ринку та не мають сто відсоткову ймовірність на здійснення.

На основі SWOT-аналізу буде розроблено альтернативи поведінки ринкових відносин та наведено орієнтовний час появи стартап-проекту на ринку, з аналізом конкурентів, що вже є на ринку [28].

Таблиця 5.13 Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Стратегія нейтралізації ринкових загроз	60%	1,5 роки
2	Стратегія заміни недоліків стартапу наявними ринковими можливостями	75%	1,5 роки

Відповідно до зазначених альтернатив, ми обираємо стратегію заміни недоліків стартапу на наявні ринкові можливості, тому що вона має більшу ймовірність отримання ресурсів за той же ж час, що й стратегія нейтралізації ринкових загроз. Також при даній стратегії можна досить сильно зменшити строк реалізації даного продукту, приблизно на 5-6

місяців.

Розробка ринкової стратегії спершу передбачає визначення стратегії охоплення ринку та опис цільових когорт потенційних споживачів [28].

Таблиця 5.14 Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готов- ність споживачів сприй- няти продукт	Орієн-товн ий попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсив- ність конкурен- ції в сегменті	Прос-то та входу в сегмент
1	Літакобудівні та приладобудівні підприємства	80%	85%	85%	10%
Які цільові групи обрано: Стратегія концентрованого маркетингу					

За результатами аналізу потенційних когорт споживачів ми обрали цільові групи які зацікавить даний продукт, для оптимізації. Відповідно до груп споживачів, ми обираємо стратегію концентрованого маркетингу, тому що компанія зосереджується на одному сегменті.

Для роботи в вибраному сегменті ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку [28].

Таблиця 5.15 Визначення базової стратегії розвитку

№ п / п	Обрана альтернати ва розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку *
1	Стратегія спеціалізаці ї	Стратегія спеціалізації	Передбачає охоплення деякої ніші одного сегменту, а не охоплення цілого ринку. Метою буде надання послуг більш якісного рівня ніж у конкурентів на ринку	Стратегія спеціалі- зації

За базову стратегію розвитку ми обрали стратегію спеціалізації, що передбачає фокус на потребах ніші одного сегменту, ніж охоплення усього ринку. Краще зосередитися за допомогою цієї стратегії на вибраному цільовому сегменті, ніж на конкурентах, тому що їхня кількість хоч і не значна, але може бути суттєвою для реалізації даного продукту на ринку. Зосередження на одному сегменті зможе дати неабиякі переваги для вирішення недоліків даного проекту та зможе покращити стан конкурентоспроможності на ринку.

Наступним кроком буде вибір стратегії конкурентної поведінки (таблиця 5.16) [28].

Таблиця 5.16 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п / п	Чи є проект «першопроходцем » на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конку рентн ої повед інки*
	Ні	Пошук нової цільової аудиторії.	Так - методологію - схожість систем	Стратегія заняття конкурен тної ніші

За базову стратегію конкурентної поведінки була прийнята стратегія зайняття конкурентної ніші, коли компанія в якості цільового ринку вибирає один чи декілька ринкових сегментів. Головною метою компанії буде підтримка своєї конкурентної переваги й формування лояльності споживачів, їх безкоштовна підтримка, надання імітаційних моделей в користування, а також оновлення баз даних новими бібліотеками інформації.

На основі вимог споживачів з обраного сегменту до продукту, а також в залежності від стратегії розвитку й стратегії конкурентної поведінки розробляємо стратегію позиціонування що визначається у формуванні ринкової позиції, за якою споживачі мають впізнати проект [28].

Таблиця 5.17 Визначення стратегії позиціонування

№ п / п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкуренто-с проможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувавши комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1	База даних	Стратегія спеціалізації	-Метод отримання нових даних	Позиціонування на низькій ціні Позиціонування за сферою використання Стратегія позиціонування за трьома ознаками
2	Ефективність та швидкість оновлення	Стратегія спеціалізації	Корисність Своєчасне оновлення	
3	Представлення результатів проектування	Стратегія спеціалізації	Вид представлення	

Компанія за стратегію розвитку обрала свою спеціалізацію і цільовою групою літакобудівні та приладобудівні підприємства й заводи, хоча у цих підприємств вже є постачальники, та все ж за рахунок нових технологій та методів можливо буде впровадити наш продукт для цих клієнтів й довести свою конкурентну перевагу. Невід’ємною частиною зручного використання клієнтами даного продукту окрім постійної підтримки, буде зручний та зрозумілий інтерфейс для користувача з відносно не високим рівнем у знанні мов програмування та проектування систем керування.

5.3 Розробка ринкової стратегії стартап-проекту

Під час розробки маркетингової програми першим і дуже важливим кроком є розробка маркетингової концепції товару, що отримає споживач.

У таблиці 5.18 підсумовуємо результати аналізу конкурентоспроможності товару [28].

Таблиця 5.18 Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	2	3	4
1	Оболонка	Є в наявності	+
2	Інтерпретатор бібліотек	Здійснює швидке та якісне перетворення інформації	+
3	Метод представлення знань	Структурно-логічний метод	+
4	Рівень мови придбання знань	Використання C++	+
5	Тип набутих знань	Символьний	Необхідно додати, табличний та зчитування рисунків
6	Оновлення бібліотек	В головному коді програми	Поповнення новими матеріалами
9	Простота використання	Можна використовувати не будучи спеціалістом в даній предметній області	+

За рахунок визначення головних переваг продукту перед конкурентами і стратегії диференціації, що передбачає надання товару важливих відмінних властивостей за такою ж ціною як і у конкурентів буде розроблено маркетингову програму стартап-проекту. Наявність оболонки, імітаційних моделей, простота використання та можливість мати не високий рівень мови програмування дає змогу даному продукту бути застосованим навіть у невеликих фірмах, котрі нещодавно

відкрилися.

Незначним недоліком все ж залишиться відносно невеликий рівень захисту каналів передачі сигналів [28].

Таблиця 5.19 Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові	
I.Товар за задумом	Створення моделі системи керування БПЛА	
II.Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	Size
	1. Комп'ютерна програма 2. Оригінальний код програми 3.Надійність (Якість продукції досягається завдяки правильно підбраному методу моделювання) 4. Надання в користування імітаційної моделі	25 mb
	Якість: довідники, нормативи.	
	Пакування: онлайн сервіси.	
	Марка: C++	
III.Товар із підкріпленням	До продажу: налаштування.	
	Після продажу: консультування.	

В таблиці 5.19 створено трьох - рівневу модель нашого продукту, що включає в себе основні характеристики, його спосіб поширення, методи використання, налаштування та консультації в разі необхідності після продажу продукту клієнту.

Наступним кроком буде визначення цінового діапазону, яким необхідно керуватися при встановленні ціни на потенційний товар, що передбачає аналіз цін товарів конкурентів, а також доходів споживачів продукту (таблиця 5.20) [28].

Таблиця 5.20 Визначення меж встановлення ціни

№ п / п	Рівень цін на товари- замінни ки	Рівень цін на товари-анало ги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1	5000 грн	80000грн	3000000грн	50000-250000 грн

В даній таблиці розглянуто ринкові ціни на подібні товари та їх замітники, а також середній рівень доходів потенційних споживачів. За отриманими даними буде встановлена верхня та нижня межа цінової політики.

Таблиця 5.21 Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальни к товару	Глиб ина кана лу збут у	Оптимальна система збуту
1	Звична купівля з деякими модифікаціями. Вона передбачає придбання дещо змінених товарів (послуг), або зміну ціни на товар (послугу), або зміну кількості постачання).	Налаштування та встановлення товару.	Канал нульового рівня	Власна система збуту. Виробник безпосередньо продає товар клієнту і використовує два способи прямого продажу : - Посилкова торгівля - Онлайн сервіси

Спираючись на специфіку ринкових відносин для потенційних клієнтів була обрана власна систему збуту, коли виробник безпосередньо продає товар клієнту через онлайн сервіси, а за глибину каналу збуту був обраний канал нульового рівня, так як компанія хоче мати безпосередній

контакт с покупцями [28].

Таблиця 5.22 Концепція маркетингових комунікацій

№ п / п	Специфі-ка поведін-ки цільових клієнтів	Канали комуні-кації, якими користу-ються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідом-лення	Концепт
1	Бути на зв'язку	-електронна пошта - телефонні дзвінки	Проектування технологічних процесів системи керування	Зацікавити у виборі проекту	“Все що може бути автоматизоване - має бути автоматизоване”

Простота використання продукту є головною перевагою продукту, за рахунок якого він буде кращим на ринку. Основним завданням становиться зацікавлення клієнта в продукті за рахунок надання можливості використовувати імітаційні моделі.

Висновки до розділу

Аналіз потенційних технічно-економічних переваг цієї ідеї, тобто чим саме вона буде відрізнятись від існуючих аналогів та замінників надала можливість визначити властивості та характеристики ідеї, та її конкурентів. Зробивши порівняльний аналіз було визначено основні сильні та слабкі, а також нейтральні сторони даного продукту. Основною перевагою виявилось використання імітаційної моделі для тестування системи керування без застосування її на справжніх БПЛА, та особливий

інтерфейс програми. Був оцінений стан ринку стартап-проекту, що виявило достатній попит та динаміку на запропонований продукт. Виходячи з цих даних, можна сказати що є можливість виведення його на ринок. За допомогою аналізу факторів загроз та можливостей було доволі просто обрати стратегію. Стратегію альтернативного ринкового впровадження потрібно реалізувати для досягнення прибутку при незначній конкуренції.

Провівши аналіз потенційних когорт споживачів було обрано цільові групи. А саме літакобудівні та приладобудівні підприємства, яких може зацікавити даний продукт. Спираючись на специфіку закупівельної поведінки цільових клієнтів і розробивши власну систему збуту, маємо добрі перспективи виходу даного продукту на ринок. Проблематикою впровадження на ринок є порівняно велика кількість товарів-аналогів, які вже мають свою нішу на ринку, проте порівняно із нашим проектом дана система керування оптимізує роботу, зменшує час на реакції органів керування, та повністю автоматизує процес польоту по заданій траєкторії, має достатню базу даних і можливість швидкого оновлення системи за рахунок чого вона може стати конкурентоспроможною на ринку.

Отже, за рахунок того, що було визначено переваги та недоліки даного продукту перед конкурентами і можливість надання товару важливіших відмінних властивостей можна мати добрі можливості для впровадження даного продукту на ринок з можливістю отримання достатнього прибутку за менший термін ніж було встановлено раніше. Вагомою частиною досягнення даної мети є вирішення та усунення недоліків, що зменшують конкурентоспроможність в порівнянні з аналогами даного продукту до того як буде прийнято рішення виводу його на ринок.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ ДО РОБОТИ

Магістерська дисертація присвячена створенню моделі автоматизованої системи керування безпілотним літальним апаратом. В роботі були виконані наступні завдання: визначені конструктивні особливості, сформульовано мету і технічні вимоги до системи керування. Для відпрацювання моделі системи керування запропонована імітаційна модель, яка б замінила реальний об'єкт керування, знизивши ризик поломки у випадках допущення помилок системою автоматичного керування до нуля, а також сприяла прискоренню відпрацювання системи на імітаційній моделі. Розглянуто різні варіанти моделювання з використанням авіасимуляторів. Під час розробки моделі САК побудована експериментальна модель в авіасимуляторі FlightGear, що дозволила визначити подальший план роботи, а також візуалізувати імітаційну модель. Фінішна модель спроектована в програмному комплексі MATLAB Simulink.

В роботі використані ПІД-регулятори для вирішення завдання керування польотом ЛА по заданій траєкторії. Розглянуто різні способи отримання коефіцієнтів ПІД-регулятора. Отримано коефіцієнти, що задовольняють вимогам системи автоматичного керування. На вхід регулятора подаються помилки значень по кутах тангажа і курсу літака, а на виході отримані значення кутів, згідно з якими відхиляються органи керування. З отриманих графіків можна побачити, що перехідний процес стійкий, а автопілот здатний справлятися з поставленим завданням польоту по заданій траєкторії довільного виду.

Надалі можна будувати на базі існуючої імітаційної моделі більш складні алгоритми керування.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Nick Ters, стаття для журналу TomDispatch «American empire project - Robot Warfare» 2012р.
2. Офіційний сайт представник Ardupilot, [Електронний ресурс], містить дані про контролер Ardupilot.2012.Режим доступу: <http://ardupilot.com/>, вільний
3. Офіційний сайт представник симулятора X-Plane. [Електронний ресурс], Містить базу знань про симуляторі X-Plane. Режим доступу: <http://www.x-plane.com>, вільний.
4. Офіційний сайт представник симулятора FlightGear. [Електронний ресурс], Містить базу знань про симуляторі FlightGear. Режим доступу: <http://www.flightgear.org/>, вільний.
5. Російський сайт про ракетній техніці і технології, [Електронний ресурс], Інформаційно-аналітичне інтернет-видання за авіаракетної техніці, режим доступу: <http://www.missiles.ru>, вільний.
6. Російський сайт, присвячений безпілотної авіації, [Електронний ресурс], Федутінов Д. Режим доступу: <http://www.uav.ru/>, вільний.
7. The Unmanned Aerial Vehicle Systems Association (UAVS), [Електронний ресурс] Режимдоступу: <http://www.uavs.org/>, вільний.
8. Аеродинамічні профілі, [Електронний ресурс], база даних профілів крила. http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html.
9. Е.Б. Мікіртумова. "Авіаційний моделізм". Навчальний посібник. 296 стр. ДОСААФ. Москва. 1956 р
10. В.А. Боднер, «Системи управління літальними апаратами», Москва, Машинобудування, 1973р.
11. Офіційний сайт магазин симулятора. [Електронний ресурс], 2011 Microsoft Corporation Режим доступу, <http://www.microsoft.com/games/flight/>, вільний.

12. Сайт бібліотека симулятора FlighGear, [Електронний ресурс], Опис моделювання та можливостей програми моделювання YASim, Режим доступу, <http://wiki.flightgear.org/YASim>, вільний.
13. Сайт бібліотека симулятора FlighGear, [Електронний ресурс], Опис моделювання та можливостей програми моделювання JSBSim, Режим доступу, <http://wiki.flightgear.org/JSBSim>, вільний.
14. Сайт про системи ліцензій GNU, [Електронний ресурс], Документація до ліцензій GNU. Режим доступу, <http://www.gnu.org/licenses/gpl-faq.html>, вільний. Офіційний сайт про графічні бібліотеки OpenGL, [Електронний ресурс], Архів описів, історії зміни про OpenGL, Режим [доступу, http://www.opengl.org/](http://www.opengl.org/), вільний.
15. Сайт присвячений текстовому формату XML, [Електронний ресурс], Опис XML, ЛіамКвін.2012. Режим доступу, <http://www.w3.org/XML/>, вільний.
16. Александров А.В. Потапов В. Д. Основи теорії пружності і пластичності: підручник для іт. спец. вузів. - М.: Вища. шк., 1990. - 400с.
17. Кроністер Д. «Основи Blender 4-е видання». Blender-спільнота, 2011, [рус] PDF- 416
18. Сайт з описом UDP протоколу, [електронний ресурс], Режим доступу, <http://www.dcs.bbk.ac.uk/networks/transport-layer/udp.php> вільний .
19. Єгоренко Д. Л. та інших. «Основи математичного моделювання», 188с.
20. Лазарєв Ж. "Моделювання процесів і систем в MATLAB. Навчальний курс, Пітер (BXV, 2005), (ru) -512с.
21. Лур'є А. І. «Аналітична механіка - М.: Фізматліт - 1961 г. - 824с.
22. Андерсон, Джон Д. (2008). «Введення в польоти» шосте видання. McGrawHill. ISBN 0-07-126318-7.
23. Мірошник. І. В. «Теорія автоматичного управління. Лінійні системи» - СПб, навчальний посібник, Пітер 2005р, - 336с.

24. Б.Р. Андрієвський, А.Л. Фрадков, «Сучасні напрямки синтезу систем автоматичного управління літальними апаратами», Санкт-Петербург, Інститут проблем машинознавства РАН, 2004р.
25. В.А. Боднер, «Системи управління літальними апаратами», Москва, Машинобудування, 1973р.
26. С.В. Богословський, А.Д. Дорофєєв, «Динаміка польотів літальних апаратів», навчальний посібник, СПбГУАП, 2002р.
27. Бессекерский В.А., Попов О.П. Москва, «Теорія автоматичного регулювання», Наука, 1975 р.
28. Розробка стартап проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. Ред. О.А. Гавриша. – Київ: НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.
29. Румбешта В.О., Стельмах Н.В. Прийняття рішень в автоматизованій системі технологічної підготовки приладобудівного виробництва на базі дискретної оптимізації // Наук. вісн. Кремен. ун-ту економіки, інформ. технол. і управ. Нові технології. — 2009. — № 1 (23). — С. 189—191.
30. Стельмах Н.В. Програмний модуль для прискореної технологічної підготовки складального дрібносерійного виробництва приладів // Вісн. НТУУ «КПІ». Машинобудування. — 2009. — № 54. — С. 12—17.
31. Стельмах Н.В. Сапон С., Рижук Я. Вибір оптимального технологічного процесу на базі автоматизованої оцінки його техніко-економічних параметрів. Технічні науки та технології. 2020. No 1 (19). С. 89-97. DOI:10.25140/2411-5363-2020-1(19)-89-97.
32. Антонюк В.С. Методологія наукових досліджень: [Текст] : навч. посіб./ В.С. Антонюк, Л.Г. Полонський, В.І. Аверченков, Ю.А. Малахов. – К.: НТУУ «КПІ», 2015. – 276 с.
33. Автоматизированное проектирование технологических процессов: Учеб. пособие / В.С. Антонюк, С.П. Выслоух, В.И. Аверченков – К. : УМК ВО, 1989. – 116 с.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ГОВ "Екстудер"

Бабченко В.В.

« » 2019 р.



АКТ

**про впровадження результатів магістерської дисертації
студента гр. ПБ-91мп
Національного технічного університету України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Карасьова Павла Ігоровича**

Комісія в складі голови – директора Бабченка Василя Васильовича і членів: головного конструктора Бабченка Олександра Васильовича і головного технолога Попова Євгена Віталійовича склали дійсний акт про те, що результати магістерської дисертації «Автоматизована система управління безпілотним літальним апаратом по заданій траєкторії», зокрема:

- аналіз існуючих алгоритмів управління безпілотним літальним апаратом (БПЛА);
- система моделювання і середовище створення динамічної моделі БПЛА;
- динаміка моделі в середовищі моделювання;
- алгоритми моделі керування БПЛА.

використані при моделюванні польоту безпілотних літальних апаратів.

Впровадження в технологічний процес обробки результатів магістерської роботи дозволило підвищити точність польоту по заданій траєкторії в 1,5-2 рази за рахунок вдало спроектованого алгоритму керування та математичній моделі.

ГОЛОВА КОМІСІЇ:

Директор

ЧЛЕНИ КОМІСІЇ:

Головний конструктор

Головний технолог

 Бабченко В.В.
 Бабченко О.В.
 Попов С.В.

Додаток А

Розшифровка символів

Опис змінної	Одиниці виміру	Призначення
α	[рад]	Кут атаки
β	[рад]	Кут ковзання
γ	[рад]	Кут крену
δ_a	[рад]	Відхилення елеронів
δ_e	[рад]	Відхилення керма висоти
δ_r	[рад]	Відхилення керма напрямку
$\delta_{throttle}$	-	Нормований показник відхилення ручки управління тягою двигуна
π	-	Число пі
ρ	[кг / м ³]	Щільність повітря
ψ	[рад]	Кут рискання
θ	[рад]	Кут нахилу траєкторії
θ	[рад]	Кут тангажа
ω	[рад / с]	Вектор кутових швидкостей
ω_x	[рад / с]	Кутова швидкість крену
ω_y	[рад / с]	Кутова швидкість рискання
ω_z	[рад / с]	Кутова швидкість тангажа
ω	[рад / с]	Кутова швидкість обертання пропелера
A	[м / с ²]	Вектор прискорень в пов'язаній СК
ba	[м]	Середня аеродинамічна хорда крила
c_{x0}	-	Мінімальна лобове опір
c_{δ_a}	-	Похідна з управління креном (елерони)
c_{δ_e}	-	Похідна з управління тангажу (кермо висоти)
c_{δ_f}	-	Похідна з управління підйомом (закрилки)
c_{δ_r}	-	Похідна з управління рисканням (кермо напрямку)

$c M_x$	-	Похідна за кількістю Маха
c_{y0}	-	Коефіцієнт підйому при нульовому вугіллі тангажа
c_y^{α}	-	Похідна першого порядку за кутом атаки
$c_y^{\ddot{\alpha}}$	-	Похідна другого порядку за кутом атаки
$c_{e_y}^{\delta}$	-	Похідна з управління тангажу (кермо висоти)
$\varepsilon_{\dot{y}}^{\omega}$	-	Похідна по кутовий швидкості тангажа
$c M_y$	-	Похідна за кількістю Маха
c_z^{β}	-	Похідна за кутом ковзання
$c_z^{\delta_a}$	-	Похідна з управління креном (елерони)
$c_z^{\delta_r}$	-	Похідна з управління ристанням (кермо напрямку)
$\varepsilon_{\dot{z}}^{\omega}$	-	Похідна по кутовий швидкості крену
$\varepsilon_{\dot{y}}^{\omega}$	-	Похідна по кутовий швидкості ристання

$c M_z$	-	Похідна за кількістю Маха
E	-	Коефіцієнт Освальда
G	[м / с ²]	Прискорення вільного падіння
$^s WGS 0$	[м / с ²]	Прискорення вільного падіння на екваторі
ign	-	Запалювання
m	[кг]	Маса БПЛА
m_x^{β}	-	Похідна першого порядку за кутом ковзання
$m_x^{\delta_a}$	-	Похідна з управління креном (елерони)
$m_x^{\delta_r}$	-	Похідна з управління ристанням (кермо напрямку)
ω_{x^x}	-	Похідна по кутовий швидкості крену

ω_x	-	Похідна по кутовий швидкості рискання
m_x^M	-	Похідна за кількістю Маха
m_y^β	-	Похідна першого порядку за кутом ковзання
m_{ay}^δ	-	Похідна з управління креном (елерони)
m_{ry}^δ	-	Похідна з управління рисканням (кермо наряду)
$m_y^{\omega_x}$	-	Похідна по кутовий швидкості крену
$m_y^{\omega_y}$	-	Похідна по кутовий швидкості рискання
m_y^M	-	Похідна за кількістю Маха
m_{z0}	-	Коефіцієнт підйому при нульовому вугіллі тангажа
m_z^α	-	Похідна першого порядку за кутом атаки
$m_z^{\alpha^2}$	-	Похідна другого порядку за кутом атаки
m_z^δ	-	Похідна з управління підйомом (закрилки)
m_z^e	-	Похідна з управління тангажу (кермо висоти)
ω_z	-	Похідна по кутовий швидкості тангажа
m_z^M	-	Похідна за кількістю Маха
L	[м]	Розмах крила
P	[Па]	Тиск на поточній висоті
q	[кг / м · с ²]	швидкісний напір
rAC	[м]	Точка додатки аеродинамічної сили
rCG	[м]	Центр тяжкості БПЛА
rPC	[м]	Точка прикладання сили тяги двигуна
x _g	[м]	Поточне положення ЛА в нормальній СК по OX _g
z _g	[м]	Поточне положення ЛА в нормальній СК по OZ _g
C _p	-	Коефіцієнт тяги
C _T	-	Коефіцієнт потужності
${}^B H_{CB}$	-	Матриця переходу від нормальної до пов'язаної СК
${}^B H_{CB}$	-	Матриця переходу від пов'язаної до

		нормальної СК
D_{CK}^H	-	Матриця переходу від нормальної до швидкісної СК
$D_{\vec{f}}^H$	-	Матриця переходу від нормальної до траєкторної СК
F	[Н]	рівнодіюча вектор сил у зв'язаній СК

G	[Н]	вектор сили тяжіння в пов'язаній СК
G_ε	[Н]	вектор сили тяжіння в нормальній СК
Hg	[м]	Поточне положення ЛА в нормальній СК по ОУg
J	[кг · м ²]	Матриця моментів інерції
Jeng	[кг · м ²]	Момент інерції двигуна
Jx	[кг · м ²]	Момент інерції і по ОХ
Jxy	[кг · м ²]	Момент інерції по ОХУ
Jy	[кг · м ²]	Момент інерції по ОУ
Jz	[кг · м ²]	Момент інерції по ОZ
L	[кг · радий · м ² / с]	Вектор моменту кількості руху
Lat	[град]	Поточна широта
Lon	[град]	Поточна довгота
M	[Н · м]	рівнодіюча вектор моментів в пов'язаній СК
M	-	Число Маха
Maero	[Н · м]	вектор аеродинамічних моментів
Mprop	[Н · м]	вектор гіроскопічних моментів двигуна
P	[Н]	вектор сили тяги двигуна
S	[м ²]	Площа крила
V	[м / с]	Вектор швидкостей в пов'язаній СК
V	[м / с]	Модуль вектора швидкостей в швидкісний СК
VLat	[м / с]	Швидкість по широті
VLon	[м / с]	Швидкість по довготі
Vx	[м / с]	Швидкість по осі ОХ в пов'язаній СК
Vy	[м / с]	Швидкість по осі ОУ в пов'язаній СК
Vz	[м / с]	Швидкість по осі ОZ в пов'язаній СК

Додаток Б
Список
скорочень

Абревіатур а	значення
БПЛА	Безпілотний літальний апарат
ЛА	літальний апарат
ГЛОНАСС	Глобальна навігаційна супутникова система
GPS	Global Positioning System
БЦВМ	Бортова цифрова обчислювальна машина
ІНС	Інерціальна навігаційна система
МЕМ	Мікро електромеханічний датчик
ІКМ	Імпульсно-кодова модуляція
ШІМ	Широтно-імпульсно-модульованих
СНС	Супутникова навігаційна система
Сах	Середня аеродинамічна хорда
СВВП	Літак вертикального зльоту і посадки
САУ	Система автоматичного управління
XML	eXtensible Markup Language (анг.)
GNU GPL	GNU General Public License
АБСУ	Автоматична Бортова Система Управління
IY	Вимірювальний пристрій
АП	Автопілот
СК	Система координат
UDP	User Datagram Protocol (анг)