

СХІДНОУКРАЇНСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ВОЛОДИМИРА ДАЛЯ

Навчально-науковий інститут (факультет) інформаційних технологій та електроніки

Кафедра інформаційних технологій та програмування

Пояснювальна записка

до магістерської дипломної роботи

магістр

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему Система інтелектуального управління безпілотним літальним апаратом

Виконав: студент 2 курсу, групи ІСТ-21дм
126 «Інформаційні системи та технології

(шифр і назва спеціальності)

Айвас А. Ю.

(прізвище та ініціали)

Керівник Лифар В.О.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Кряжич О.О.

(прізвище та ініціали)

Сєверодонецьк – 2022 року

СХІДНОУКРАЇНСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ВОЛОДИМИРА ДАЛЯ

Навчально-науковий інститут (факультет) інформаційних технологій та електроніки
Кафедра інформаційних технологій та програмування
Освітньо-кваліфікаційний рівень магістр
спеціальність 126 «Інформаційні системи та технології»
(шифр і назва спеціальності)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри ІТП,
д.т.н., доцент
_____ д.т.н., доц. Лифар В.О.
(підпис)
«__» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дипломну роботу студенту

Айвас Артур Юрійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи Система інтелектуального управління безпілотним літальним апаратом. _____ керівник роботи
доцент, д.т.н Лифар Володимир Олексійович _____
(вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ім'я, по батькові)

затверджений наказом університету від «__» _____ 2022 року №

2. Строк подання студентом роботи 20 листопада 2022 р.

3. Вихідні дані до роботи Матеріали науково-дослідної практики, науково-методична література; _____ дані _____ інтернет-мережі; _____

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

4.1 Вступ

4.2 Аналітичний огляд питання (огляд публічних джерел інформації)

4.3 Основна частина, в якій висвітлити методи, які будуть використовуватися для реалізації проекту.

4.4 Практична частина – огляд технологій, які використовуються під час реалізації проекту.

4.4 Висновки

4.5 Перелік використаних джерел

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

6. Консультанти розділів проєкту (роботи)

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв

7. Дата видачі завдання 8 жовтня 2022 року.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Одержання завдання на виконання роботи	8.10.2022	
2	Укладання і погодження з керівником плану і етапів виконання роботи	10.10.2022	
3	Узагальнення даних літературних джерел	13.10.2022	
4	Аналіз шляхів виконання завдання. Вибір і погодження з керівником оптимального шляху виконання завдання	17.10.2022	
5	Аналіз технічних засобів та існуючих систем	25.10.2022	
6	Реалізація практичної частини завдання	01.11.2022	
7	Укладання, оформлення та погодження пояснювальної записки з керівником	08.11.2022	
8	Здача пояснювальної записки на кафедрі	20.11.2022	
9	Підготовка доповіді та презентації	25.11.2022	

Студент _____ Айвас А.Ю.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник роботи _____ Лифар В.О.
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Магістерська дипломна робота: 61 стор., 2 табл., 39 рис., 20 джерел.

Об'єкт дослідження – безпілотний літальний апарат(БПЛА) як об'єкт управління.

Мета роботи – Розробити інтелектуальний алгоритм керування БПЛА в режимі польоту по заданій траєкторії.

Практична цінність отриманих результатів полягає в тому, що на основі досліджених підходів розроблено алгоритм керування конкретним безпілотним літальним апаратом з вертикальним зльотом. Отриманий алгоритм дозволяє здійснювати політ по заданих траєкторіях з високою точністю.

Проведені в дипломній роботі дослідження привели до створення алгоритму керування, що забезпечує безпечне керування нормальним режимом польоту безпілотного літального апарату конкретної конструкції.

ABSTRACT

Master`s thesis: 69 pages, 2 tables, 39 pictures, 25 sources.

The object of research is an unmanned aerial vehicle (UAV) as a control object.

Purpose - To develop an intelligent algorithm for UAV control in flight mode along a given trajectory.

The practical value of the results obtained is that, based on the studied approaches, an algorithm for controlling a specific unmanned aerial vehicle with vertical takeoff was developed. The resulting algorithm allows you to fly along specified trajectories with high accuracy.

The research conducted in the thesis led to the creation of a control algorithm that provides safe control of the normal flight mode of an unmanned aerial vehicle of a specific design.

Зміст

Вступ	7
1. Дослідження БПЛА як об'єкта управління.....	9
1.1. Практичне значення БПЛА	9
1.2. Склад бортового обладнання БПЛА.....	10
1.3. Класифікація аеродинамічних схем БПЛА	12
1.4. Опис об'єкта дослідження	13
1.5. Визначення вимог	16
2. Розробка імітаційної моделі системи авіатренажера	19
2.1 Вибір середовища моделювання.....	19
2.2 Динаміка руху в середовищі JSBSim.....	20
2.3 Створення конфігураційних даних БПЛА у форматі XML для середовища "JSBSim"	22
2.4 Створення графічної моделі та її анімації для FGFS.	26
3 Створення розширеної математичної моделі.....	30
3.1 Обґрунтування необхідності створення імітаційної моделі.....	30
3.2 Вимоги до побудови математичної моделі	30
3.3 Органи керування літальними апаратами та системи координат	31
3.4 Модель поздовжнього руху літака	33
3.5 Моделювання динаміки поздовжнього переміщення об'єкта	36
3.6 Повна модель просторового руху літака	38
3.7 Моделювання в Matlab.	41
3.8 Опис роботи автопілота	45
3.9 Моделювання та налаштування ПД-регулятора.....	46
3.10 Моделювання блоку автопілота	50
Висновок	54
Бібліографія.....	55
Додаток А.....	57
Додаток В, Список скорочень	61

Вступ

Поштовхом до розвитку безпілотної авіації в усьому світі стала потреба в легких, відносно недорогих літальних апаратах з високою маневреністю, здатних виконувати широкий спектр завдань. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) успішно використовуються у військових операціях по всьому світу, в той же час успішно виконуючи цивільні завдання.

На сьогоднішній день більшість існуючих безпілотних літальних апаратів управляються вручну, за допомогою пультів дистанційного керування, що працюють по радіоканалах. Ручне керування БПЛА має труднощі, пов'язані з підготовкою пілотів, недостатньою дальністю дії, обмеженнями, пов'язаними з погодними умовами.

Керувати БПЛА – це завдання для добре підготовленого професіонала. Наприклад, в армії США оператори БПЛА стають активними пілотами ВПС після року навчання та навчання. У багатьох відношеннях це складніше, ніж пілотування літака, і, як ви знаєте, більшість аварій дронів відбувається через помилку оператора та механічну несправність.

У даній магістерській роботі як об'єкт дослідження розглядається БПЛА зі специфічною конструкцією: літальний апарат оснащений чотирма рухомими елевонами, розташованими в хвостовій частині літального апарату, на яких кріпиться літальний апарат у злітно-посадочних положеннях. БПЛА в такому положенні здатний злітати з будь-якої горизонтальної поверхні, що дозволяє використовувати його в будь-якій точці Землі без спеціальних стартових майданчиків або аеропортів. Розроблена модель БПЛА не має конструктивних аналогів, і створення алгоритмів керування такою системою є актуальним завданням.

Мета роботи: Розробити алгоритм керування БПЛА в режимі польоту по заданій траєкторії.

Завдання:

- Аналіз існуючих алгоритмів керування БПЛА;
- Встановлення вимог до якості управління;
- Аналіз систем моделювання та вибір середовища для створення динамічної

моделі БПЛА;

- Візуалізація імітаційної моделі;
- Створення динаміки моделі в обраному середовищі моделювання;
- Розробка алгоритмів моделі керування БПЛА;
- Розробка алгоритмів на створеній імітаційній моделі;
- Оцінка результатів, отриманих при проведенні модельних експериментів у

різних умовах польоту.

Практична цінність отриманих результатів полягає в тому, що на основі досліджених підходів розроблено алгоритм керування конкретним безпілотним літальним апаратом з вертикальним зльотом. Отриманий алгоритм дозволяє здійснювати політ по заданих траєкторіях з високою точністю.

Проведені в дипломній роботі дослідження привели до створення алгоритму керування, що забезпечує безпечне керування нормальним режимом польоту безпілотного літального апарату конкретної конструкції. При цьому були отримані такі основні наукові результати:

- досліджує БПЛА заданого класу як об'єкт управління;
- розроблено динамічну модель літака для перевірки алгоритму керування;
- створено алгоритм керування БПЛА.

Робота складається з чотирьох розділів.

У першому розділі розглядається БПЛА як об'єкт управління. Більш детально розкрито практичне значення використання літаків. Дано: класифікація аеродинамічних схем, обґрунтування вибору каналів керування, постановка вимог до якості керування, обґрунтування та вибір середовища моделювання БПЛА.

У другому розділі представлено огляд різноманітних систем візуального моделювання – авіасимуляторів. Описано процес розробки імітаційної моделі в авіасимуляторі.

Третій розділ присвячений опису математичної динамічної моделі польоту для розв'язування задач динаміки в програмному середовищі Simulink, описано створену систему автоматичного керування та процеси її регулювання. Також представлені результати дослідження.

1. Дослідження БПЛА як об'єкта управління

1.1. Практичне значення БПЛА

Сам БПЛА є лише частиною складного багатофункціонального комплексу. На відміну від пілотованих літальних апаратів, БПЛА потребують додаткових елементів системи підтримки. До них належать сам безпілотний транспортний засіб, робоча станція оператора, програмне забезпечення, лінії передачі даних та елементи, необхідні для виконання цілей польоту.

Сфера використання безпілотних літальних апаратів у цивільному секторі не обмежена, але за сучасного стану законодавчої бази використання повітряного простору літати важко. В інтересах національної економіки БПЛА можуть бути використані в наступних сферах:

- Проводити пошукові роботи;
- Проведення геологічних досліджень;
- Аерофотозйомка місцевостей;
- Проведення аерохімічних робіт;
- Моніторинг територій та об'єктів;
- Ведення відеоспостереження.

Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг:

По-перше, для виконання тих самих завдань легкі безпілотні апарати значно дешевші за пілотовані літальні апарати, які повинні бути оснащені системами життєзабезпечення, захисту, кондиціонування тощо. Пілотів треба навчати, а це коштує великих грошей. У підсумку виходить, що відсутність екіпажу на борту значно здешевлює виконання певного завдання, а також збільшує корисне навантаження літака.

По-друге, легкі (порівняно з пілотованими) БПЛА споживають менше палива.

По-третє, на відміну від пілотованих літаків, безпілотним літкам не потрібні конкретні аеропорти. Більшість аеропортів потребують реконструкції, а темпи оновлення сьогодні не встигають розібратися з придатністю злітно-посадкових смуг.

1.2.Склад бортового обладнання БПЛА

Для забезпечення виконання завдань моніторингу підстильної поверхні Землі в режимі реального часу під час польоту та цифрової фотозйомки виділених ділянок місцевості, у тому числі важкодоступних, а також визначення координат досліджуваних ділянок місцевості, корисне навантаження БПЛА повинно містити:

- Супутникова навігаційна система (GPS);
- Пристрої командно-навігаційного радіозв'язку з антенно-фідерним пристроєм;
- Пристрій для обміну командною інформацією;
- Бортовий цифровий комп'ютер.

Вбудований блок живлення забезпечує узгодження напруги і струму бортового джерела живлення і пристроїв, що входять до складу корисного навантаження, а також оперативний захист від коротких замикань і перевантажень в електричній мережі. Залежно від класу БПЛА корисне навантаження може бути доповнено різними типами радіолокаційних станцій (РЛС), датчиками екологічного, радіаційного та хімічного моніторингу. Комплекс управління БПЛА – це складна багаторівнева структура, основним завданням якої є забезпечення виведення БПЛА в заданий район і виконання операцій відповідно до польотного завдання, а також забезпечення доставки інформації, отримані від бортових засобів БПЛА на пункт управління.

Управління БПЛА здійснюється на основі контролера ArduPilot mega 2560[2], призначеного для використання в автономних літаках, автомобілях або кораблях. Бортовий комплекс «Ардупілот» — це повнофункціональний засіб навігації та керування безпілотним літальним апаратом зі схеми літака. Комплекс забезпечує: визначення навігаційних параметрів, кутів орієнтації та параметрів руху БПЛА (кутових швидкостей і прискорень); навігація та керування БПЛА під час польоту по заданій траєкторії; стабілізація кутів орієнтації БПЛА в польоті; виведення на канал передачі телеметричної інформації про навігаційні параметри, кути орієнтації БПЛА. Центральним елементом бортового комплексу (БК) «Ардупілот» є малогабаритна інерціальна навігаційна система (ІНС), інтегрована з приймачем супутникової навігаційної системи.

Статичний тиск забезпечує динамічне визначення висоти та вертикальної швидкості.

Склад БК: блок інерціальної навігаційної системи; приймач супутникової навігаційної системи (SNS); блок автопілота; зберігання польотних даних; датчик швидкості повітря. Комплекс сумісний з радіоканалом РСМ (імпульсно-кодова модуляція) і дозволяє керувати БПЛА як в ручному режимі зі штатного пульта дистанційного керування, так і в автоматичному режимі, за командами автопілота. Команди керування автопілотом генеруються у формі стандартних сигналів із широтно-імпульсною модуляцією (ШІМ), які підходять для більшості типів приводів. Фізичні характеристики:

Розміри та вага:

- блок автопілота, мм - 40 x 72 x 20;
- маса, кг - 0,135. Електричні характеристики:
- напруга живлення, В - 10...27;
- споживана потужність (макс.), Вт - 5. Навколишнє середовище:
- температура, місто С - від мінус 40 до плюс 70;
- вібрація/удар, g - 20.

Це повністю програмована плата автопілота, підключивши до неї модуль GPS і датчики, можна отримати повнофункціональний електронний блок управління безпілотними літальними апаратами (БПЛА). Автопілот здатний як до стабілізації польоту, так і до навігаційного керування, усуваючи потребу в окремій системі стабілізації. Автопілот підтримує режим fly-by-wire. В основі плати лежить мікроконтролер Atmega 16 МГц. Зв'язок з контролером здійснюється за допомогою аналогового приймача «HiTEC RCD 9500».

ArduPilot був обраний через можливість вільно налаштовувати код і вносити зміни в алгоритм. Також однією з причин є доступність ринку. Забезпечення автоматичного зльоту і посадки спрощує управління.

Також є повна підтримка симуляторів Xplane[3] і Flight Gear[4]. Технічні характеристики Atmega:

- Цифрових входів/виходів 54;
- Аналогові входи 16;

Обладнання включає наступне:

- трьохосьовий гіроскоп;
- триосьовий акселерометр;
- Датчик барометричного тиску для визначення висоти;
- GPS модуль 10 Гц;
- Контроль напруги акумулятора;
- На борту 16 Мб пам'яті для зберігання журналів польотів. Завдання будуть збережені автоматично та можуть бути експортовані в KML.
- Можливість автоматичного повернення в початкову точку в разі втрати сигналу;
- Реле включення і виключення приладів за сценарієм;
- 3-осьовий компас (магнітометр) HMC5883L.

1.3.Класифікація аеродинамічних схем БПЛА

Сьогодні в Україні немає загальноприйнятої класифікації БПЛА. Запропонована класифікація включає такі категорії:

- мікро- та міні БПЛА малої дальності (злітна маса до 5 кг, дальність 25...40 км);
- легкі БПЛА малої дальності (злітна маса 5...50 кг, дальність 10...70 км);
- легкі БПЛА середньої дальності (злітна маса 50...100 кг, дальність 70...150 км);
- середні БПЛА (злітна маса 100...300 кг, дальність 150...1000 км);
- середні важкі БПЛА (злітна маса 300...500 кг, дальність 70...300 км);
- важкі БПЛА середньої дальності (злітна маса понад 500 кг, дальність 70...300 км);
- важкі БПЛА з великою тривалістю польоту (злітна маса понад 1500 кг, дальність близько 1500 км);
- бойовий безпілотний літак (злітна маса понад 500 кг, дальність близько 1500 км).

1.4. Опис об'єкта дослідження

БПЛА відноситься до класу «міні», оскільки має масу близько 4 кілограмів (рис. 1.1). Згідно з проектними характеристиками, літак зможе перебувати в повітрі не менше двох з половиною годин, а в режимі «зависання» – до 30 хвилин. Номінальна висота польоту - 1 кілометр.

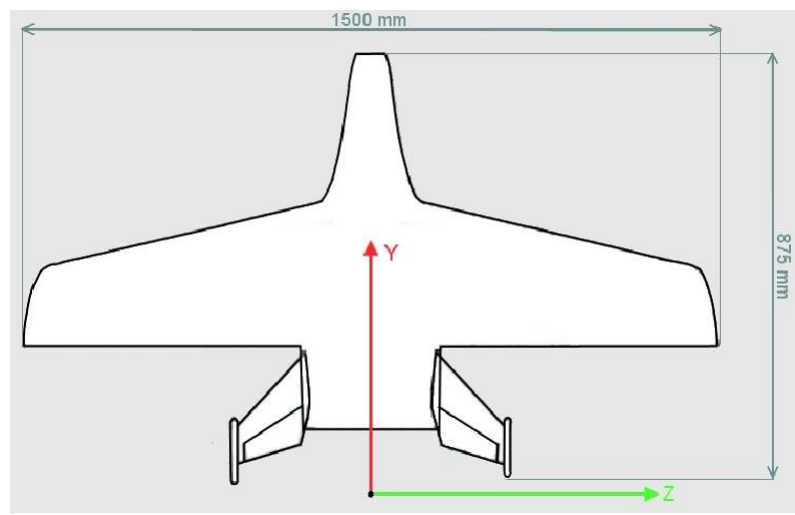


Рис. 1.1. Безпілотний літальний апарат Таблиця 1.1. Вихідні геометричні параметри досліджуваного БПЛА:

Помах крил, m	1.2
Довжина літака, м	0,875
Висота літака, м	0,24
Площа крила, м ²	2.02
Довжина САХ (середня аеродинамічна хорда) m	0,218
Поперечне V крило	0°
Кут крила	13°
Слевонський район	0,286
Профіль крила;	NASA-W-5 68009
площа поперечного перерізу, м ²	0,12
Вага, кг	
- порожній літак	3.06
- максимальний розліт	вісім
тип двигуна	Електричний
потужність, кВт	2,2
Максимальна швидкість, км/год	200
Крейсерська швидкість, км/год	150
Практична дальність, км	400

САХ позначеного крила означає хорду прямокутного крила з тією ж площею та основними аеродинамічними характеристиками, що й справжнє крило.

За конструктивними характеристиками БПЛА можна класифікувати як літак вертикального зльоту і посадки (VTOL). VTOL - вертикальний зліт і посадка

— літальний апарат, здатний здійснювати зліт і посадку з нульовою горизонтальною швидкістю, використовуючи потужність двигуна. Основна відмінність літака VTOL від різних вертольотів полягає в тому, що в режимі горизонтального польоту на крейсерській швидкості, як і у звичайного літака, нерухоме крило створює підйомну силу.

Пілотування такого типу машини дуже складне для пілота і вимагає від нього високих навичок техніки пілотування. Найбільше це стосується режимів «зависання» і переходу в польоті - в моменти переходу від «зависання» до горизонтального польоту і навпаки. По суті, пілот VTOL повинен передавати підйомну силу і, відповідно, вагу машини - від крила до вертикальних потоків тягового струменя двигуна або навпаки.

Ця характеристика техніки пілотування ставить перед пілотом VTOL складні завдання. Крім того, у зависанні та перехідних режимах літаки VTOL зазвичай нестабільні, схильні до бокового ковзання, і можливе пошкодження підйомних двигунів є основною небезпекою в цей час. Така несправність часто стає причиною аварій на серійних і експериментальних літаках СВВП. Також до недоліків можна віднести значно меншу корисну вантажопідйомність і дальність польоту літака VTOL порівняно зі звичайними літаками, велику витрату палива на режимах вертикального польоту, загальну складність і високу вартість конструкції літака VTOL. Що ускладнює розробку та експлуатацію літаків такої конструкції.

Для роботи літального апарату необхідні алгоритми автоматичного керування двома режимами: висіння та траєкторія польоту. Режим «зависання» дозволяє літальному апарату злетіти вертикально за допомогою тяги переднього двигуна на задану висоту і залишатися на ній протягом заданого періоду часу або негайно перевести апарат у горизонтальне положення. А траєкторний режим польоту дозволяє літати літаком на нормальній крейсерській швидкості, як у звичайного літака, підйомна сила забезпечується нерухомими крилами літака. Ці

маневри вимагають складної інтелектуальної системи управління (ІСУ) з можливістю переходу в ручний режим під час зльоту і посадки.

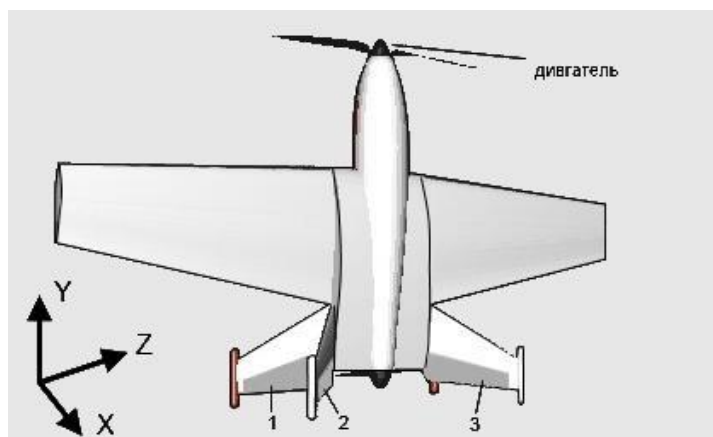


Рис. 1.2. Хвостове оперення БПЛА (елементи пронумеровані 1-3)

БПЛА, як і більшість класичних літаків, має два крила, прикріплені до фюзеляжу літака, які забезпечують підйомну силу. Однак ці крила не мають відхиляючих менших консолей.

У класичних схемах керування використовуються кермо, руль висоти (аеродинамічний орган керування літальним апаратом, який обертає його навколо поперечної осі) та елерони (аеродинамічні органи керування, розташовані симетрично на задній кромці панелей крила класичного літака [9]), які розроблені до створення моментів повороту відносно трьох ортогональних осей літака.

Хвостове оперення БПЛА складається з чотирьох крил - елевонів (аеродинамічних органів управління літальним апаратом, симетрично розташованих на задній кромці консолей крила) (рис. 1.2), розташованих перпендикулярно один до одного на однаковій відстані один від одного, в форма хреста. Елерони діють як елерони, коли вони контролюють кут крену (обертання об'єкта навколо своєї поздовжньої осі) літака, і руль висоти, коли вони контролюють нормальне прискорення тангажу (кутовий рух літака відносно головної поперечної осі) і рыскання (кут повороту тіла літака в горизонтальній площині). Для керування кутом крену літака елерони відхиляються диференціально, тобто. для перекачу літака вправо праві елевони повертаються вгору, а ліві вниз; і навпаки. Синфазне відхилення елевонів дозволяє контролювати нормальне перевантаження літака, тобто збільшити тангаж літака в горизонтальному польоті, всі елевони піднімаються вгору. Таке керування

літальним апаратом створює великі труднощі при ручному пілотуванні, тому було запропоновано розробити алгоритм керування БПЛА.

1.5. Визначення вимог

При управлінні рухом літака виникають аеродинамічні сили і моменти. Кути відхилення тангажу, відхилення курсу, тангаж і тяга двигуна використовуються як регулюючі фактори, які дозволяють впливати на літак для керування його рухом.

БПЛА як об'єкт керування є складною динамічною системою через наявність великої кількості взаємопов'язаних параметрів та складних перехресних взаємодій між ними. Складний рух часто поділяють на його найпростіші види: кутовий рух і рух центру мас, поздовжній і бічний рух. Елементи керування, які створюють дії керування, можна розділити на дві групи:

- поздовжні органи управління, що забезпечують переміщення в поздовжній площині;
- елементи керування бічним рухом, які забезпечують необхідний характер для зміни кутів нахилу, ковзання та повороту.

Таке поділ органів управління є умовним, оскільки можна дати режими польоту, в яких органи керування перехресно впливають на інші рухи. Водночас такий підхід дозволяє виокремити основні функції конкретних органів і каналів управління та самостійно вирішувати багато відносно простих і практичних завдань.

Для забезпечення повної автоматизації управління польотом необхідні чотири канали управління:

- канал керування двигуном (тяги);
- канал регулювання висоти;
- канал керування креном;
- канал керування зміщенням.

Канал управління двигуном регулює тягу відповідно до заданої програми польоту.

Наступні три канали управління забезпечують необхідне кутове положення апарату в просторі.

Інформація про рух БПЛА надходить по відповідних каналах, де формуються

команди для рулів, елеронів і важеля керування двигуном, які забезпечують задане керування польотом.

Система управління літальним апаратом служить для забезпечення польоту по заданій траєкторії шляхом створення необхідних аеродинамічних сил і моментів на крилі і оперенні [10].

Існує три типи систем управління - ручна, напівавтоматична і автоматична.

У системі ручного керування пілот-оператор, оцінюючи обстановку, забезпечує генерацію керуючих імпульсів і за допомогою важелів керування через пульти керування відхиляє рулі, утримуючи їх у потрібному положенні.

У напівавтоматичній системі сигнали управління пілота-оператора перетворюються і посилюються різними видами автоматики і підсилювачів, забезпечуючи оптимальну стійкість і керованість літака.

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

У процесі регулювання кута або висоти управління польотом літака в автоматичці на вхід контролера надходять потрібні значення кутів або висоти, а вихідні змінні контролера будуть відхилятися кути елевонів по тангажу, канали кроку і відхилення.

Вимоги до системи менеджменту:

- мінімальний час переходу,
- без переливу (аперіодичний процес).

Необхідно, щоб система управління забезпечувала набір
налаштування перехідний процес.

Проблема, поставлена в даній дипломній роботі, вимагає дослідження наступних питань:

- Обґрунтування математичного опису об'єкта управління.
- Побудова імітаційної моделі.
- Дослідження динаміки моделі.
- Застосування законів, що регулюють об'єкт управління.

Завданням синтезу системи польоту є вибір структури та параметрів каналів

керування, що забезпечують задану якість керування польотом на основі динамічних властивостей.

Виконавчі механізми органів керування вибираються з умови, щоб їх навантажувальні характеристики забезпечували необхідну динаміку процесів керування, іншими словами, вони повинні забезпечувати рух навантаженого зовнішніми силами або зовнішніми моментами органу керування із заданою швидкістю.

Для розглянутого БПЛА класичне регулювання каналів управління не підходить через нестандартну схему конструкції управління польотом. Виникла необхідність перевести стандартну систему управління каналом на управління чотирма елевонами. Виходячи з цього, постає задача складання чотириелевонних алгоритмів керування на каналах тангажу, тангажу та повороту.

Основним завданням є створення повністю автоматичної системи інтелектуального управління, яка регулює відхилення рулів для польоту літака по заданій траєкторії.

2. Розробка імітаційної моделі системи авіатренажера

2.1 Вибір середовища моделювання

З метою розробки алгоритмів керування БПЛА та фактичного дослідження його поведінки була створена імітаційна модель в комп'ютерному авіасимуляторі. Використання таких моделей для підготовки до польоту справжнього літального апарату може значно скоротити кількість реальних польотів безпілотників.

При цьому модель комп'ютера повинна відповідати наступним вимогам:

- забезпечує розробку всіх завдань, для вирішення яких призначений БПЛА, включаючи планування польотних завдань та управління польотами;
- імітувати політ БПЛА максимально наближено до реальних умов;
- моделювання дій в аварійних ситуаціях і при виході з ладу окремих систем БПЛА.

Для створення імітаційної комп'ютерної моделі було обрано ігровий авіасимулятор через їх високу відповідність динаміки моделей реальній динаміці літака.

На початковому етапі створення системи управління стоїть завдання створити реалістичну модель БПЛА, за допомогою якої можна вивчати поведінку різних систем управління. Для моделювання було вирішено вибрати такий авіасимулятор, який би створював реалістичну поведінку моделі. Розглядалися такі авіасимулятори, як MSFS [11], X-Plane [3], FlightGear [4].

X-Plane моделює поведінку літака на основі геометрії, маси, розташування та характеристик двигуна.

FlightGear дозволяє вибрати тип динаміки польоту моделі (FDM), а за бажанням розробника можна зробити моделі з геометричним зображенням (YASIM[12]) або функціональним (JSBSIM[13]).

MSFS розглядає рух на основі інтегральних характеристик моделі. У цих FDM вхідними даними є графіки сил і моментів, що діють на модель.

Симулятор FlightGear був обраний для моделювання через його широкі можливості моделювання динаміків. Симулятор польотів FlightGear — це кросплатформний проект із відкритим кодом, розроблений командою.

Весь вихідний код проекту доступний і ліцензований згідно з GNU General Public License [10].

На перших етапах була створена графічна модель для FlightGear. Динаміка була створена в середовищі JSBSim. JSBSim — це одна з програм моделювання динаміки польоту, бібліотека функцій, яка розраховує геометричне положення літального апарату в режимі реального часу залежно від сил керування, що прикладаються до літака. Він також створює моделювання двигуна та керування

Значення положення джойстика надходять на вхід JSBSim. Результатом є три координати, три похідні за часом і три вторинні похідні. На основі цих даних сам симулятор показує рух моделі літака у віртуальному 3D-просторі за допомогою OpenGL[11] (графічна система). На додаток до вбудованої програми розрахунку динаміки польоту JSBSim разом з візуальною моделлю можна використовувати динамічну модель інших програмних додатків.

2.2 Динаміка руху в середовищі JSBSim

Програмне забезпечення JSBSim розраховує рух моделі за допомогою класичного методу коефіцієнтів. На рис. 2.1 показано рух літака в горизонтальному польоті.

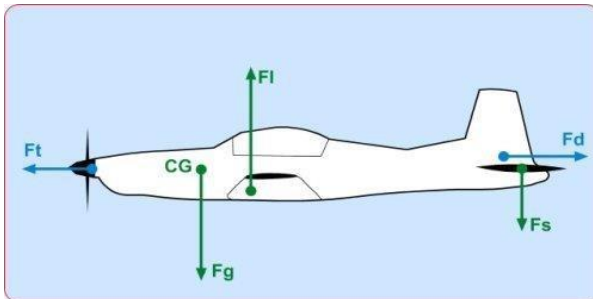


Рис. 2.1. Сили, що діють на літак в поздовжньому руслі

На літак у горизонтальному польоті діють кілька аеродинамічних сил (рис. 2.1), які компенсують одна одну: сила тяжіння F_G , підйомна сила крила F_L , тяга двигуна F_T , сила опору повітря F_D , стабілізуюча сила F_S , компенсуюча поздовжній момент, якщо точки застосування сили тяжіння та підйомної сили не збігаються.

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

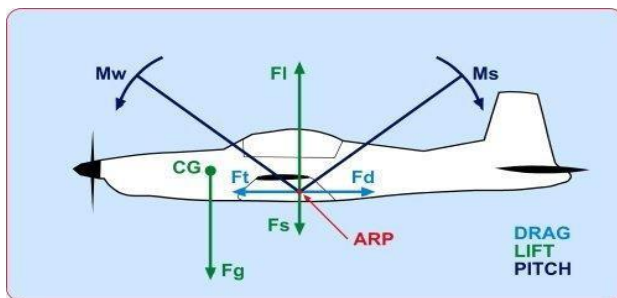


Рис. 2.2. Сили і моменти, що діють на літак

Сили, що діють на площину, перераховуються і зводяться до однієї точки, але через те, що фактичні точки прикладання цих сил різні, використовуються моменти[13]. Моменти обертають площину навколо осей, як сили переміщують площину вздовж осей. Всього літак має 6 ступенів свободи, рух по координатах осей X , Y , Z і обертання навколо осей X , Y , Z .

Літак обертається навколо свого центру ваги, а точка прикладання сил і моментів є його аеродинамічним центром. Під час польоту положення аеродинамічного центру може змінюватися, але для розрахунку сил і моментів необхідно знати початкове, вихідне положення аеродинамічного центру. Ця позиція визначається Aero Reference Point (ARP), це координата в динамічному файлі.

У JSBSim є дві системи координат (СК) — Body Frame і Structural Frame. Корпус являє собою систему координат, яка рухається разом з літаком, початок КС знаходиться в центрі ваги літака. Вісь U в цьому СК спрямована вперед, V - вправо по крилу, W - вниз по вертикальній площині по осі симетрії. У цій системі координат JSBSim розраховує швидкості та прискорення вздовж координатних осей. Обертання системи координат 180 навколо осі OW призводить до структурної системи координат рамки. Конструкційний каркас КА також рухається разом з літальним апаратом, але його орієнтир не відповідає центру тяжіння, а знаходиться на нульовій точці установки, координати якої записані розробниками у конфігураційному файлі. Нульова установка може бути де завгодно, але частіше зустрічається в крайній передній точці, на носі моделі.

Координати, записані в динамічний файл, відраховуються від заданої нульової точки в КС каркаса конструкції. Позиціонування моделі здійснюється за опорною точкою Visual Reference Point (VRP), це зміщення центру координат

візуальної моделі.

JS Structural Frame використовується в розрахунках моделі JSBSim. Вісь X в цьому СК спрямована проти руху моделі, вісь Y – вправо вздовж крила, а вісь Z – вгору по осі симетрії у вертикальній площині.

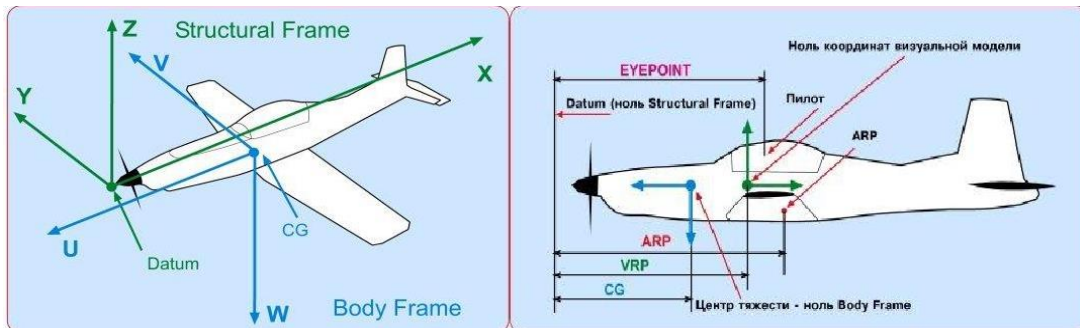


Рис. 2.3. Системи координат та їх опорні точки

2.3 Створення конфігураційних даних БПЛА у форматі XML для середовища "JSBSim"

Інформація про модель зберігається в спеціальному конфігураційному файлі, розташованому в каталозі моделі. Це текстовий файл у форматі XML (English eXtensible Markup Language)[12]. Весь файл динамічної моделі JSBSim складається з дев'яти розділів: заголовок файлу, метрика, mass_balance, ground_reactions, propulsion, flight_control, аеродинаміка, вихід. Формат кожного розділу різний залежно від призначення та ролі розділів.

У розділі metrics (метрики) зберігаються дані про геометрію моделі: розміри моделі, зміщення опорних точок, площі крил, розмах крил, САХ (середня арифметична хорда), кут установки крила, площа і плече горизонтального оперення, площа і плече по вертикалі оперення. Розділ метрик також містить координати ARP, EYEPOINT, VRP. ТОЧКА ОКА є фокусною точкою камери.

Розділ «баланс мас» (mass_balance) містить дані про масу порожнього літака, а також моменти інерції, осьові: i_x , i_y , i_z . Момент інерції — міра інерції при обертальному русі навколо осі. Він характеризується розподілом мас у тілі: момент інерції дорівнює сумі добутків елементарних мас на квадрат їх відстаней до базової множини.

Розділ «взаємодія із землею» (ground_reactions) містить дані про координати та властивості точок, якими літак може торкатися землі. Для контакту з землею описані орієнтири моделі, на яких розміщується модель під час зльоту та посадки.

Можна також описати кінцеві точки моделі, де модель може контактувати з землею: конус носа, хвіст, краї крил. Опис цих точок виглядає як напрямки для координат і коефіцієнтів пружності (`spring_coeff`) і коефіцієнта демпфування (`damping_coeff`)[17].

У розділі двигуни (рушійна установка) зберігається інформація про двигуни та паливні баки. Точніше, вказується ім'я або шлях до файлу, де власне знаходиться інформація про характеристики двигуна і гвинта (пропелера). JSBSim дозволяє імітувати різні типи двигунів, у тому числі електричні. Оскільки в нашому випадку використовується електричний тип двигуна, то в конфігураційному файлі для нього є характеристики залежності потужності у ватах від величини, що подається на нього з ручки тяги. Файл конфігурації гвинта, який керує літальним апаратом, містить дані про характеристики гвинта, такі як діаметр гвинта, тип лопаті, моменти інерції, кількість лопатей тощо.

Після вказівки необхідних конфігураційних файлів вказується положення розміщення в координатах, а також напрямок за креном, тангажем і поворотом. Оскільки модель спочатку спрямована вгору під час зльоту, вектор тяги також спрямований вгору вздовж каналу тангажу на 90°.

Розділ "flight_control" описує рух поверхонь управління та інших рухомих частин літака, які можуть впливати на аеродинаміку. По суті, flight_control — це динамічний інтерфейс із зовнішнім світом. Команди надаються на вхід Flight_control ззовні, змінюючи вхідні змінні з програмного пакета симулятора польоту, або зі сценаріїв, або через мережу. Ці команди в розділі flight_control перетворюються на змінні, які впливатимуть на розділ аеродинаміки. Секція керування польотом розділена на канали тангажу, крену та повороту, що описує послідовний ланцюжок елементів, які перетворюють дані для подальшого розрахунку загальної динаміки літака. Розглянемо один з каналів відділів управління польотом.

Вхідними даними для роликового каналу є положення керма `fcs/elevator-command` і положення ролика.

`<channelname="Pitch">`//ім'я канал керування

`<summer name="Pitch TrimСума">`//суматор положення

```

<input>fcs/elevator-cmd-norm</input>// колонки та тримери/
<input>fcs/pitch-trim-cmd-norm</input>
<clipto>//роздільник
<x6>-1</x6> // вихідне значення/
<max>1</max>
<clipto>
</summer>
<summer name="Пімч АбсуСума">//суматор Сигнал АБСУ і
<summer name="Pitch TrimСума">// дані з «суматора висоти тону
<input>fcs/pitch-trim-sum</input>// всього"/
<input>fcs/absu-pitch</input>
<clipto>
<x6>-1</x6>
<max>1</max>
<clipto>
</summer>
<aerosurface_scale name="ЛіфтControl">//transform вхід
<input>fcs/pitch-absu-sum</input> // цінності вихідного дня
<scope> // діапазон мінус 0,506
<min>-0,506</min> // до плюс 0,28/
<max>0,28</max></range>
<output>fcs/elevator-pos-rad</output>//вихід значення
</aerosurface_scale> // отримані в радіанах /
</channel>

```

У текстовому фрагменті XML вище видно два елементи - літо та aerosurface_scale. Літній елемент - це суматор, який розраховує положення колони і тримера. Другий суматор підсумовує дані з виходу суматора і положення з вихідним сигналом АБСУ (автоматична бортова система керування). Елемент aerosurface_scale виконує завдання перетворення вхідного значення у вихідне значення в діапазоні від мінус 1 до плюс 1 за допомогою тегу clipto.

У розділі «аеродинаміка» (аеродинаміка) розраховується загальна динаміка (сили і моменти) за зареєстрованими і розрахунковими даними про маси, стан атмосфери, розрахункове положення рулів, тягу двигуна і т.д. Після розрахунку сил і моментів динаміка обчислює нові положення центру ваги, кутові відхилення

моделі, швидкості, прискорення, кути атаки та багато інших параметрів руху.

Так само, як і секція управління польотом, секція аеродинаміки розділена на кілька каналів, яких може бути будь-яка кількість, з яких є шість обов'язкових аеродинамічних осей: підйомна, лобова, бокова, тангажна, тангажна, поворотна. забрати підйом, сторона – це сили, які переміщують центр тяжіння моделі вздовж відповідних осей, у ньютонах або фунтах. PITCH, ROLL, YAW — це моменти, які обертають модель навколо відповідної осі, що проходить через центр ваги (одиниці якої — ньютони на метр або фунти на фут).

Кожен канал або розділ містить функції, які обчислюють різні параметри залежно від місця призначення. Кожен розділ може мати будь-яку кількість функцій. Для перетину сил функції повертають параметр сили у відповідній системі мір, те ж саме буде вірно для моментів. В результаті динаміка підсумовує всі сили і моменти вздовж відповідних осей.

Також можна створювати власні функції, не пов'язані з жодними осями. Ці функції будуть у розділі без міток, і їхній результат не підсумовується по осях, але може використовуватися як результат глобальної функції як вхідні дані для розрахунків сили або моменту.

```

<aеродинаміка>
<назва осі="ПІДЙОМ"unit="LBS"> //назва розділ аеродинаміки
<функціяname="aero/coefficient/CLalpha"> //назва обчислювальні функції
<description>Lift_due_to_alpha</description>//коментарі
<продукт> //мат функція множення
<property>aero/qbar-psf</property>//змінні які розмножуються
<property>metrics/Sw-sqft</property>
<таблиця> //змінна у вигляді табличних даних
<independentVar>aero/alpha-rad</independentVar>
<tableData>
-1 571,23
-0,250,1
00
0,250,1
1.571.23
</tableData>

```

```

</table>
</product>
</function>
</axis>
</аеродинаміка>

```

Наведений вище приклад показує зріз (axis) над каналом LiFT, виходом якого є метричне значення LBS (міра ваги в англійській системі вимірювання). Нижче наведено назву використовуваної функції `function name="аеро/coefficient/CLalpha">`. Наведений вище приклад демонструє зв'язок між підйомною силою та кутом атаки. У функціях усі вирази описуються як теги, що містять математичні функції. Наступні арифметичні функції доступні в JSBSim:

Таблиця 2.1. Арифметичні функції, доступні для JSBSim

сума (кілька аргументів)	Підсумуйте предмети
продукт (кілька аргументів)	Розмножує елементи
коефіцієнт (два аргументи)	Знаходить частку при діленні
pow (два аргументи)	Збільшується до ступеня
exp (два аргументи)	Знаходить експонента
abs (один аргумент)	Приймає значення за модулем
grіx (один аргумент)	Знаходить значення синуса
cos (один аргумент)	Знаходить значення косинуса
tan (один аргумент)	Знаходить значення дотичної
asin (один аргумент)	Знаходження кута за допомогою синуса
acos (один аргумент)	Знаходить кут за косинусом
atan (один аргумент)	Знаходить кут при дотичній
atan2 (два аргументи)	Повертає кут, тангенс відношення двох вказані числа.

2.4 Створення графічної моделі та її анімації для FGFS.

Для створення візуальної тривимірної моделі БПЛА та використання її в симуляторі використовувався пакет безкоштовної тривимірної комп'ютерної графіки Blender [18]. Blender — це проект з відкритим вихідним кодом, розроблений за активної підтримки Blender Foundation і поширюється під GNU GPL[10]. Також плюсом є те, що система координат, яка використовується в

редакторі Blender 3D, дійсна і для авіасимулятора FlightGear. Blender підтримує популярний текстовий формат .ac для 3D-графіки. За допомогою Blender була створена 3D-графічна модель БПЛА, яка потім була передана в симулятор FGFS.



Рис. 2.4. Графічна модель БПЛА в графічному редакторі Blender

Модель і анімація розміщені в різних файлах. Під час завантаження моделі завантажуються лише тривимірні об'єкти. Анімація у FlightGear виконується окремо, через спеціальний інтерфейс і окремі конфігураційні файли. Графічний файл розміщується в каталозі симулятора польоту.

```
<PropertyList>
<path>model.ac</path> //назва використовуванй графічний файл моделі
<зміщення>
<xm>0,0</xm>
<ym>0,0</ym>
<zm>3,5</zm>
<heading-deg>90.0</heading-deg> //поворот візерунки навколо осі z під кутом 90 градусів
</offsets>
</PropertyList>
```

Вище описано команди для використання файлу 3D-моделі. Встановіть ім'я файлу 3D моделі - model.ac і встановіть початкові зміщення: нуль по осях "вперед-назад" і "вліво-вправо". Також у конфігураційному файлі можна задати координати точок огляду камери, додати візуальні ефекти, налаштувати початкові положення двигунів, закрилків тощо.



Рис. 2.5 Візуалізація у світі FlightGear

У FlightGear анімація налаштовується за допомогою спеціальних команд конфігурації в xml-файлі моделі. Команди конфігурації анімації є текстовим інтерфейсом для матриць перетворення OpenGL. Як правило, анімація пов'язана з однією або декількома змінними з дерева властивостей (переглядач властивостей JSBSim[13]). Для об'єктів FlightGear доступні такі типи «справжніх» анімацій:

- Translate - переміщення об'єкта;
- Rotate - повертати об'єкт на заданий кут;
- Spin - обертання об'єкта із заданою швидкістю;
- Scale – масштабування, зміна розміру;
- Billboard - поворот об'єкта в бік спостерігача.

Для анімації нам потрібно знати імена об'єктів моделі у візуальному файлі, які ми хочемо перемістити, а в деяких випадках і координати.

```

<анімація>
<type>rotation</type> // Тип анімації
<object-name>left-flaps</object-name> // Назва об'єкта з файлу моделі
<property>/model/left-flaps</property> // Ім'я керуючої змінної
<фактор>0,8</фактор> // Фактор пропорційності
<offset-deg>30</offset-deg> // Кут, який об'єкт буде повертатися
<центр> // Точка, навколо якої проходитиме анімація
<xm>-1871</xm>
<ym>-0,078</ym>
<zm>0,0</zm>

```

```

</center>
<вісь>// Вісь для переміщення
<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>

```

У цьому прикладі описано обертання об'єкта left-claps (це ім'я має відповідати імені об'єкта у файлі model.ac). Кут у градусах, на який обертається об'єкт, отримується множенням змінної /model/left-flaps на коефіцієнт 0,8. Результат - значення кута в радіанах.

Після численних випробувань моделі JSBSim були зроблені наступні висновки: літак поводить себе адекватно, літак може злітати вертикально на несучому гвинті. Швидкість можна змінювати шляхом додавання тяги двигуна. Через конструктивні особливості моделі та нестандартне управління виникли труднощі, оскільки симулятор FlightGear розрахований на стандартні (класичні) схеми літаків. Виявилось, що під час зльоту киль створює крутий момент без компенсації, який дестабілізує модель.

3 Створення розширеної математичної моделі

3.1 Обґрунтування необхідності створення імітаційної моделі

Раніше побудована модель літака, яка використовувала вбудовані засоби моделювання тренажера, дозволила провести ряд досліджень, які допомогли виявити неточності в динаміці моделі та в аеродинамічних розрахунках. Специфіка завдання вимагає більшої визначеності в деталях моделі. Тому виникла потреба у створенні більш точної динамічної моделі, яка дала б змогу розробити алгоритми керування. Модель динаміки польоту в FlightGear важко налаштовується, в програмі відсутня інтерактивність, швидкість процесу синтезу автопілота знижується через тривалий процес налагодження, оскільки методи розрахунку в ній строго зафіксовані, а коефіцієнти, які підходять тільки для літаків класичної конструкції.

MATLAB - Simulink - це інтерактивний інструмент для моделювання, імітації та аналізу динамічних систем. Це дає можливість будувати графічні блок-схеми, діаграми, моделювати динамічні системи, досліджувати працездатність систем, оцінювати їх стійкість і керованість. Simulink повністю інтегровано з MATLAB, забезпечуючи прямий доступ до широкого спектру інструментів аналізу та проектування. Ці переваги роблять Simulink найпопулярнішим інструментом проектування систем управління та моделювання систем.

MATLAB має необхідні засоби для обчислення динамічних моделей у реальному часі. Модель розраховується в MATLAB, а для візуального відображення використовується той самий симулятор FlightGear із попередньо створеною анімованою моделлю. Симулятор передає дані про поточне положення рулів і положення рукоятки тяги, і в свою чергу MATLAB, розраховуючи динаміку, повертає в симулятор координати і три кути, на які літальний апарат повертається на Поточний час. Все це відбувається в реальному часі. Для забезпечення обміну даними використовується протокол UDP (User Datagram Protocol [19]) з частотою 0,03(3) кГц.

3.2 Вимоги до побудови математичної моделі

Основою для створення системи керування траєкторією польоту є розробка математичної моделі БПЛА в MATLAB, яка розраховує всі аеродинамічні сили та моменти, які використовуються для уточнення алгоритму системи керування.

У моделюванні БПЛА розглядається як динамічний об'єкт, в якому зміна стану в часі описується диференціальними рівняннями. У даній роботі розглядається тільки жорстка конструкція БПЛА авіаційного типу.

Одним з головних моментів при складанні математичної моделі літального апарату є прийняття різних припущень, які спрощують реальний процес.

- постійна маса;
- відсутність рухомих столиків;
- міцна конструкція;
- головні осі збігаються з осями відповідної системи координат;
- вектор сили тяги лежить в площині симетрії і проходить через центр мас під деяким кутом до осі ОХ;
- вектори повного кінетичного моменту частин двигуна, що обертаються, спрямовані вздовж осі ОХ;
- потік повітря квазілінійний з нелінійними залежностями від кутів атаки та ковзання;
- атмосфера стандартна.

3.3 Органи керування літальними апаратами та системи координат

Реалізація алгоритму руху БПЛА по траєкторії базується на створенні сил і моментів, що змінюються за величиною та напрямком і впливають на БПЛА.

Літак, про який йде мова, оснащений системою управління тягою двигуна і чотирма аеродинамічними рулями - елевонами. При зміні положення елевонів змінюються і напрямки повітряних потоків, через що виникають додаткові аеродинамічні сили. Для управління чотирма одинадцятками був зроблений перерахунок з класичного варіанту управління креном, тангажем і поворотом. Використовувалась матриця перерахунку від керування трьома каналами до чотирьох відхилень елевона, що керує поворотами навколо осей.

$$elevon1 = roll + pitch + yaw$$

$$elevon2 = roll - pitch + yaw$$

$$\left(\begin{array}{c} \\ \\ \end{array} \right).$$

$$elevon3 = roll + pitch - yaw$$

$$elevon4 = roll - pitch - yaw$$

У роботі використовуються такі позначення кутових відхилень органів

керування: - ступінчасте відхилення; - прогин рулону; - відхилення курсу; - відхилення рукоятки тяги, нормований показник якої інтерполюється від 0 до 1, а для рулів від мінус 1 до плюс 1.

Зазвичай на практиці рівняння руху БПЛА записують у проекціях на осі обраних систем координат. Розглянемо найпоширеніші системи координат (СК):

Земна система координат (звичайна земна СК). За вихідну точку вибирають будь-яке місце на поверхні Землі, при цьому напрямки осей збігаються з напрямками осей координатної сітки. Вісь O_oX_g вказує на північ (у горизонтальній площині), вісь O_oZ_g — на схід (у горизонтальній площині), а вісь O_oY_g — угору у вертикальній.

Нормальна система координат. Точка відліку розташована в центрі мас літака, але осі паралельні осям земної системи координат, тобто. осі OX_g і OY_g в горизонтальних площинах спрямовані відповідно на північ і схід, а вісь OZ_g спрямована вгору по вертикалі. Положення між цими системами координат визначається вектором r між їх опорними точками (рис. 3.1). Вектор r у проекціях на вісь OY_g називають геометричною висотою.

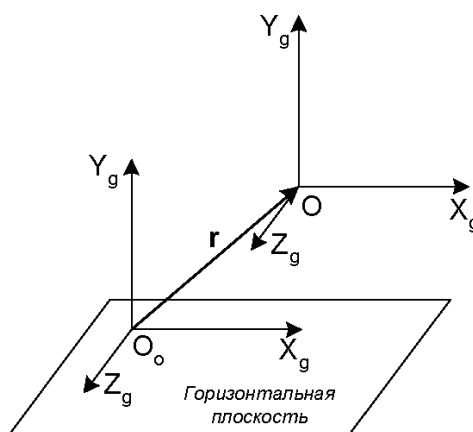


Рис. 3.1. Земля і нормальна система координат

Пов'язана система координат. Точкою відліку є центр мас літака. Вісь OX (поздовжня вісь) спрямована вперед уздовж носа літака. Вісь OZ (поперечна вісь) спрямована вздовж крил вправо. Вісь OY (нормальна вісь) спрямована вгору в площині симетрії площини (рис. 3.2).

Взаємне положення літака між пов'язаною та нормальною системами координат визначається дев'ятьма напрямними косинусами [22]. Частіше для

визначення відносного положення використовують кути Ейлера. При перерахунку за допомогою кутів Ейлера послідовність поворотів у кутах така: поворот на кут Ψ (навколо осі OY), поворот на кут θ (навколо нового положення осі OZ) і поворот на кут повороту φ (навколо осі OX).

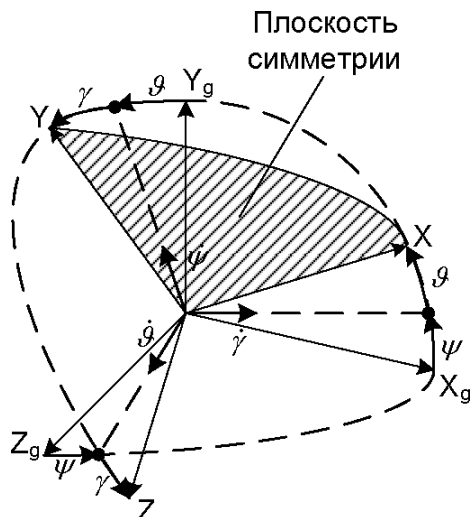


Рис. 3.2. Нормальна та суміжні системи координат

Система координат швидкості. Точкою відліку є центр мас літака. Вісь OX_a (вісь швидкості) спрямована вздовж вектора швидкості літака відносно повітря. Вісь OZ_a (латеральна вісь) спрямована вправо від осі OX_a . Вісь OY (вісь підйомної сили) лежить у площині симетрії і спрямована вгору.

Відносне кутове положення зв'язаної та швидкісної систем координат визначається кутами атаки α та бокового ковзання β . (Рис. 3.3).

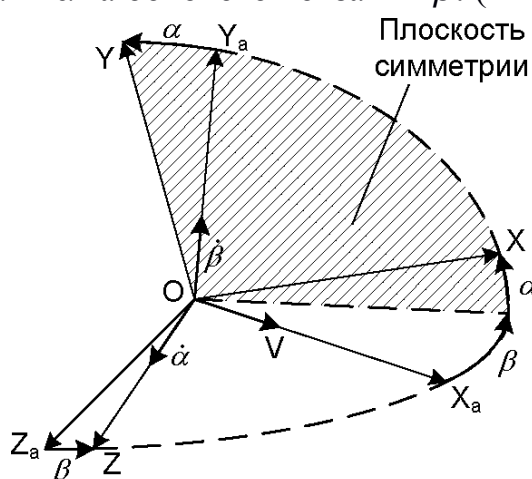


Рис. 3.3. Система координат зв'язаної та швидкості.

3.4 Модель поздовжнього руху літака

На початковому етапі для дослідницьких цілей не будуть використовуватися параметри, що відповідають за бічний рух.

Уявімо, що літак летить у вертикальній площині, і площина симетрії літака

завжди буде збігатися з площиною польоту: це можливо завдяки ідеальній стабілізації крену.

Цей рух називається поздовжнім. Під час поздовжнього руху змінюються такі параметри - V , Θ , α , θ , ω_z , X , Y , P , H , δ (рис. 3.4).

V – швидкість ПС у відповідному КА; Θ – кут нахилу траєкторії; θ – кут нахилу ската; ω_z – кутова швидкість; X - передній опір повітря; Y - підйомна сила; P - тяга двигуна; H - висота польоту; δ – прогин крену поверхні керування.

Поздовжній рух літака складається з поступальних рухів центру мас по осях OX , OY (тобто в площині симетрії OXY) і обертального руху навколо осі OZ .

Можна вважати, що за весь час польоту немає збурень, які порушують симетрію руху. Іншими словами, відсутні відхилення управління курсом і тангажем і відхилення параметрів бокового руху від їх нульових значень в результаті впливу вітру. На практиці ця умова означає, що ці порушення необхідно досить швидко усунути.

В результаті рух літака у вертикальній площині (поздовжній рух) описується такими рівняннями:

$$G = m g,$$

де G – сила тяжіння; m – маса літака; g — прискорення сили тяжіння, що дорівнює $9,8 \text{ м/с}^2$.

$$\frac{dV}{dt} = P \cdot \cos(\alpha) - X - G \cdot \sin(\theta) - X_v,$$

де X_v – збурювальна сила опору.

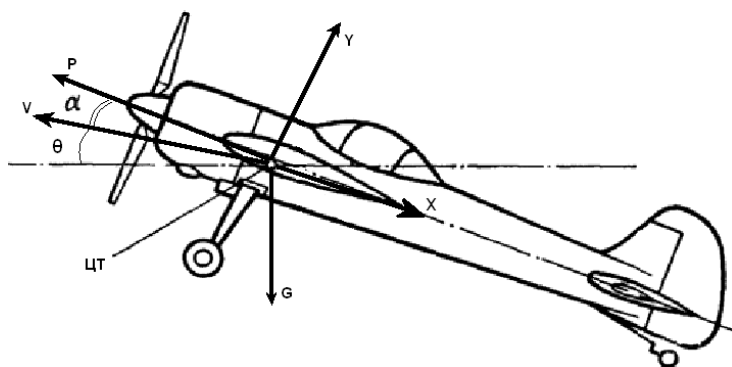


Рис. 3.4. Сили, що діють на літак у повітрі

Відхилення органів управління, а точніше ліфта, створює керуючий момент, тобто. рух навколо центру мас. Відхилення ліфта з негативним кутом викликає негативний, т. зв момент пірнання. Позитивний або калібрувальний момент

створюється шляхом зміщення ліфта на позитивний кут.

Аеродинамічні сили зазвичай представляють у вигляді:

$$X = C_x * S_x * q,$$

де C_x – коефіцієнт сили опору повітря; S_x – лобова площа літака, q – швидкість повітряного потоку.

$$Y = C_y * S_y * q,$$

де C_y – коефіцієнт підйому; S_y - площа крила літака.

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

$$Y = Y_\alpha + Y_M,$$

де Y_α - аеродинамічна підйомна сила на куті атаки; Y_M - аеродинамічна підйомна сила через число M (Маха) відношення швидкості польоту літака до швидкості звуку.

$$M = \frac{V}{a}.$$

Аеродинамічна підйомна сила під кутом атаки Y_α виникає через наявність кута атаки та пов'язаного з ним асиметричного потоку повітря навколо літака. Поява аеродинамічної підйомної сили крила при наявності кута атаки обумовлена нерівномірним розподілом тиску набігаючого повітряного потоку на нижню і верхню поверхні крила, а зі збільшенням кута атаки, розрідження на верхній поверхні збільшується, а на нижній зменшується.

Сила опору X визначається двома складовими:

$$X = X_\alpha + X_M,$$

де X_α – сила опору по відношенню до кута атаки α , X_M – сила опору по відношенню до числа M .

Сила лобового опору при куті атаки X_α обумовлена тим, що зі збільшенням кута атаки тиск на крило перерозподіляється, змінюється діаграма швидкості в прикордонному шарі, що призводить до зміни тертя і тиску. опори. Сила опору X_M зумовлена проявом стисливості повітря. Вираз для сили опору можна записати так:

$$X = (\alpha, M, q) = (C_\alpha + C_M)S * q$$

де $(C_\alpha + C_M)$ компоненти коефіцієнта опору S через кут атаки α і число M відповідно.

Залежність $C(\alpha, M)$ в робочій області мод є майже лінійною і виражається відповідними частинними похідними C_α та C_M .

Типова залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки збільшенням кута атаки він стає параболічним (рис. 3.5).

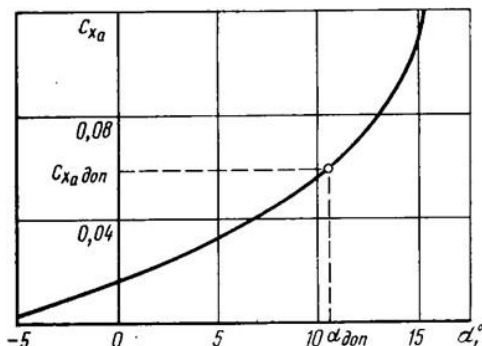


Рис. 3.5. Залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки

3.5 Моделювання динаміки поздовжнього переміщення об'єкта

Для побудови загальної схеми застосуємо рівняння, отримані в попередньому параграфі. Для зручності роботи розіб'ємо схему на блоки. Simulink дає змогу розділити модель на конкретні підсистеми з входами та виходами. Це значно спрощує аналіз моделей, особливо складних, що включають багато рівнів ієрархії, і допомагає краще зрозуміти принцип їх роботи.

Загальна схема показана на рис. 3.6.

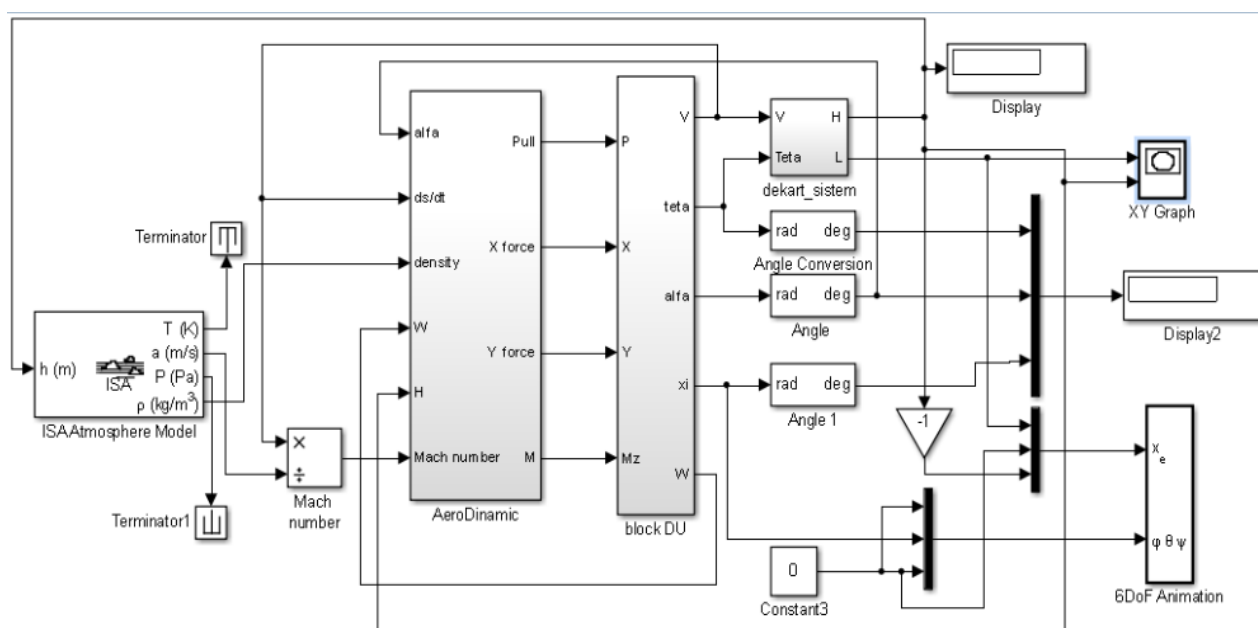


Рис. 3.6. Загальна схема моделі поздовжнього переміщення органу керування, що включає систему керування

Розглянемо кожну з підсистем моделі окремо.

Підсистема "ISA Atmosphere model":

Блок виконує математичні розрахунки міжнародних стандартних значень атмосфери, таких як температура повітря, тиск, щільність і швидкість звуку, за параметром висоти польоту.

Для цієї моделі знадобляться лише параметри швидкості звуку V_3 та густини повітря ρ кг м⁻³ (рис. 3.6).

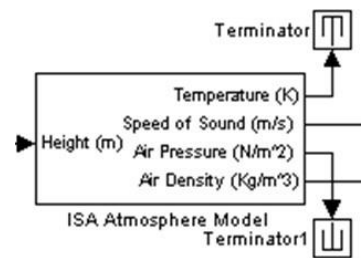


Рис. 3.6. Підсистема «ISA Atmosphere model»

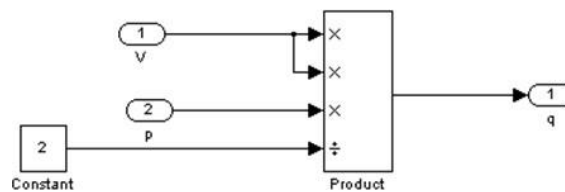
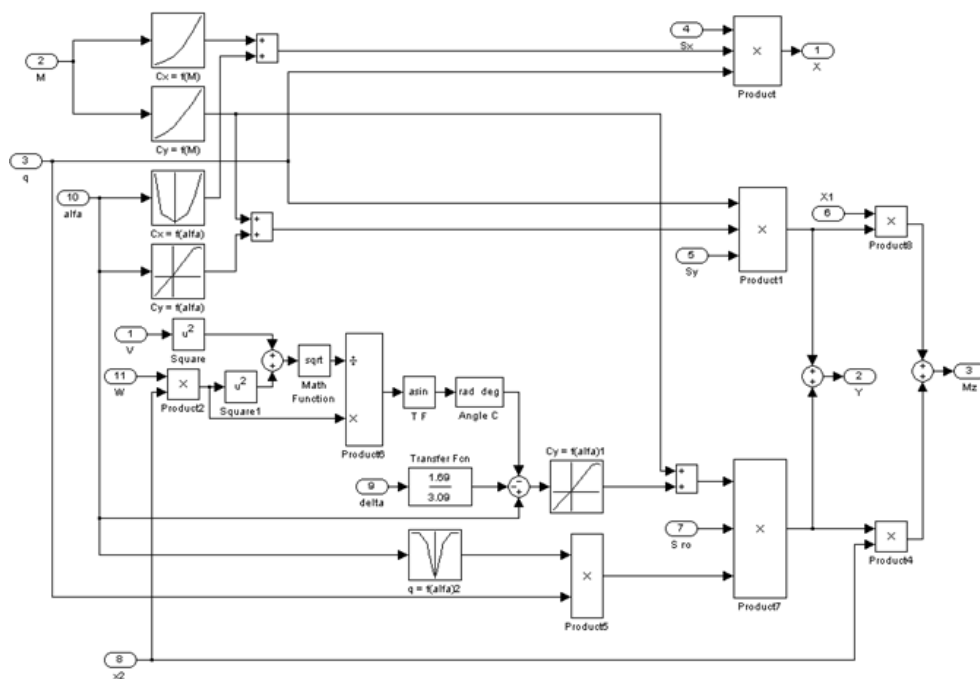


Рис. 3.7. Підсистема розрахунку густини повітряного потоку "q"

Підсистема «Аеродинаміка».

Розраховує силу опору, підйомну силу та загальний момент нахилу

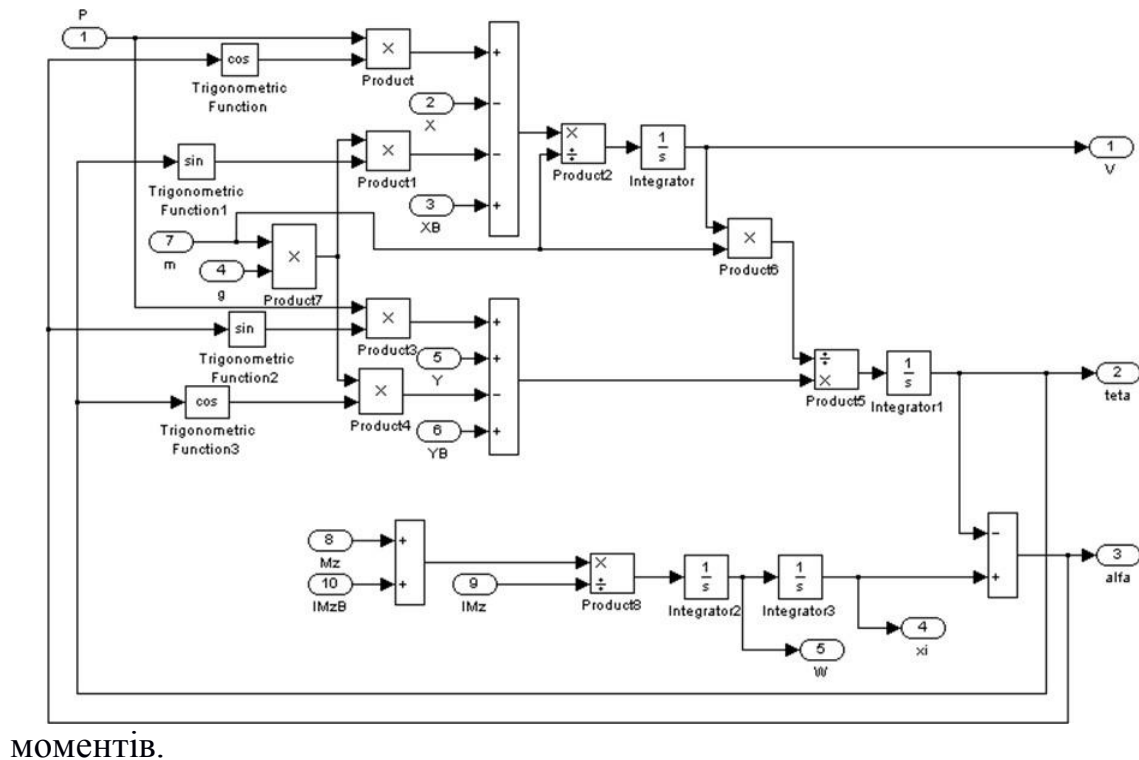
Ці підйомні сили розташовані не в центрі маси, а на деякій відстані від нього, тому ці підйомні сили, помножені на плечі сил x_1 і x_2 , створюють моменти сил $M_x = 1$ $M_z = 2$ (рис. 3.9). Слід зазначити, що плече $x_2 < 0$, оскільки ця відстань



проведена в протилежному напрямку до осі ОХ.

Рис. 3.8. Підсистема «Аеродинаміка».

Слід зазначити, що цей блок забезпечує входи для збурюючих сил і



МОМЕНТІВ.

Рис. 3.9. Блок розв'язування системи диференціальних рівнянь

3.6 Повна модель просторового руху літака

Повна модель враховує поздовжні переміщення, включаючи маневри в просторі. Для створення повної моделі необхідно врахувати всі сили, що діють на літак. Розглянемо рух літака вперед. Рівняння сили в зв'язаній системі координат має такий вигляд:

$$\begin{aligned} V_x & \quad V_z m_z - V_y m_z \\ m [V_y] + m [V_x m_z - V_z m_x] &= F, \\ V_z & \quad V_y m_z - V_x m_y \end{aligned}$$

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

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

Прискорення по осях моделі

$$\begin{aligned} \dot{T} &= rv - qw - G \sin \theta + \bar{q} S C_z + T, \\ \dot{Q} &= qu - pv + G \sin \theta \cos \theta + \bar{q} S C_y, \end{aligned}$$

$$\ddot{P} = -ru + pw + G \cos T \cos \theta + \bar{q} S C_{x_m}$$

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

Кінематичні рівняння

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

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, тангажу та висхідного; відповідно;

m_x, m_y, m_z – коефіцієнти моменту нахилу,

нишпорення і тангажу відповідно.

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

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

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

Вектор сили тяжіння у нормальній системі координат

$$G_g = [0 \ 0 \ -gm]^T,$$

де $g = 9.8$ м/с² – прискорення вільного падіння.

Аеродинамічні сили, що діють на літальний апарат,

визначаються конфігурацією ЛА та характером

обтікання його повітряним потоком. У пов'язаній СК

$$R = qS \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix},$$

де C_x, C_y, C_z – аеродинамічні коефіцієнти сил.

$$C_x = C_{x0} +$$

$$\begin{aligned}
 & \frac{1}{eR} (C_y - C_{y0})^2 + C_{\delta e} \frac{\delta f + x}{C_{\delta a}} \frac{\delta a + x}{C_{\delta r}} \frac{\delta r + x}{CMM}, \\
 & C = C_{yy} + C_{aa} + C_{\delta e} \delta f + C_{\delta a} \delta e + b_a (C_{a'} a' + C_{wz} w_z) + CMM, \\
 & C = C_{\beta\beta} + C_{\delta a} \delta a + C_{\delta r} \delta r + 1 \left(\frac{C_{\omega x}}{2V} + \frac{C_{\omega y}}{C_{\omega z}} \right) + CMM,
 \end{aligned}$$

C_{x0}, C_{y0} - аеродинамічні постійні; e – коефіцієнт Освальда (поправочний коефіцієнт залежності підйомної сили від лобового опору [23]); V - модуль

вектора швидкості пов'язаної СК; α, β - кути атаки і ковзання, $\delta e, \delta a, \delta r$ – відхилення

по крену, тангажу та нишпоренню відповідно.

$$\begin{aligned}
 \Delta R &= l^2, \\
 M &= \frac{S}{V_{snd}}
 \end{aligned}$$

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

Модуль вектора швидкості руху ЛА у зв'язаній СК набуде наступного вигляду:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$

Кути атаки та ковзання:

$$a = -\arctan \frac{V_z}{V_x}$$

$$\beta = -\arcsin \frac{V_y}{V}$$

Положення літального апарату у просторі, представлене у нормальній СК

$$\begin{aligned}
 & \text{longitude} \quad V_x \\
 & [\text{latitude}] = (D_{CB})^T [V_y] * \Delta t, \\
 & \text{altitude} \quad V_z
 \end{aligned}$$

де матриця переходу від пов'язаної до нормальної СК $(D)^T = DCB$.

3.7 Моделювання в Matlab.

Загальна схема розширеної моделі в Matlab Simulink наведена на рис. 3.11.

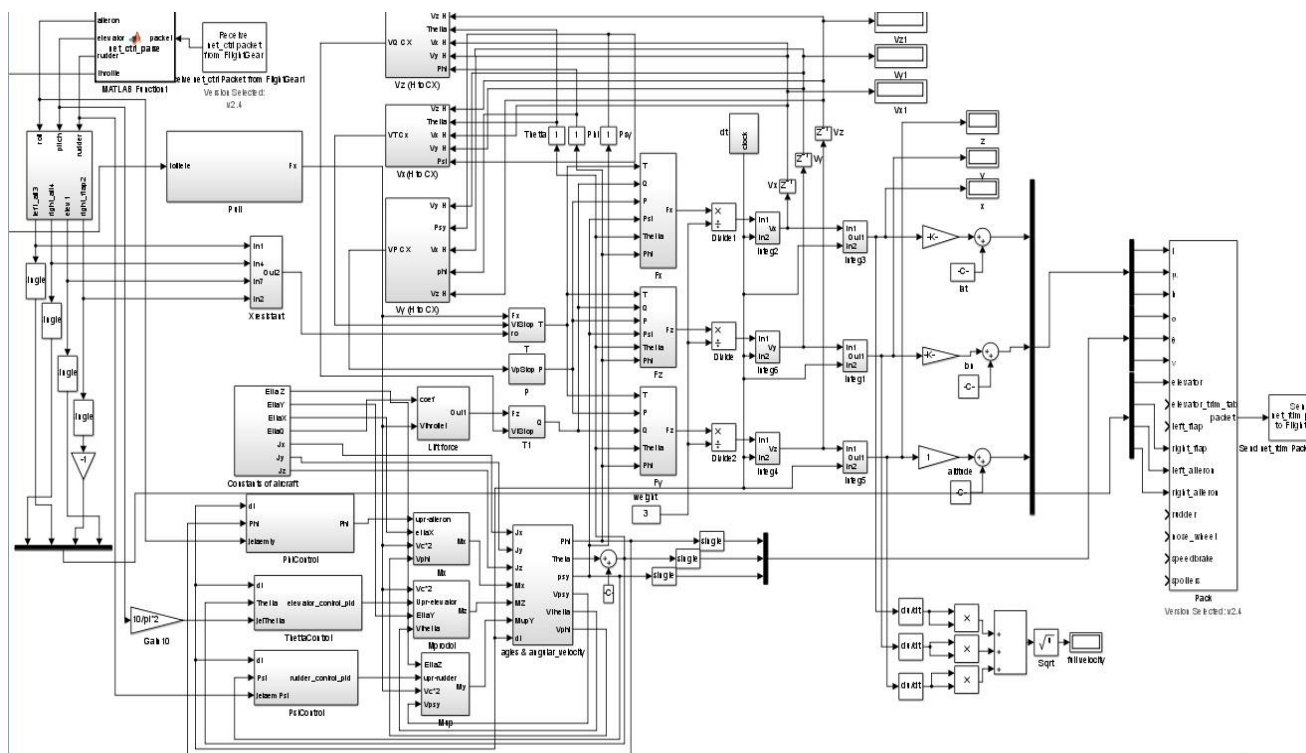


Рис. 3.10. Загальна схема повної моделі в Matlab Simulink

Рівняння, отримані в попередньому розділі, були використані для побудови повної схеми літака. Схема поділяється на блоки та підблоки. Розглянемо кожну підсистему окремо.

Підсистема прийому даних та їх обробки.

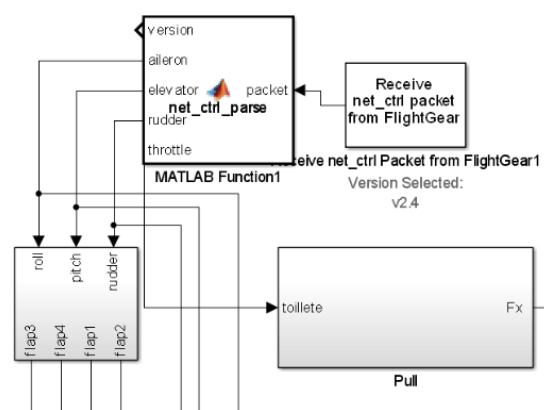


Рис. 3.11. Приймач пакетів від FlightGear

Для системних розрахунків потрібні деякі дані з симулятора FlightGear, які можуть вплинути на динаміку польоту, ці дані приймаються блоком пакетів Receive net_ctrl у вигляді пакетів. Блок зчитує дані по каналу UDP 30 разів на секунду, цієї частоти достатньо для розрахунку динаміки та її подальшої

візуалізації. Отримані дані розпаковані із функціонального блоку, який містить код розпакування. Для моделювання динаміки польоту літака необхідними даними, отриманими з тренажера, є положення тяги, а також відхилення поверхонь управління, а саме відхилення крену, тангажу та повороту. Як було описано раніше в розділі 3.2, для перерахунку управління з трьох каналів крену, тангажу і рыскання в положеннях елевон літака використовується матриця переходів, блок розрахунку якої показаний на рис. 3.11. У блоці Pull (рис. 3.11-3.12) відбувається перерахунок сили, створюваної пропелером двигуна, залежно від густини повітря та рукоятки тяги. Залежність отримана для висоти 500 метрів, де густина повітря $\rho = 1,1672 \text{ кг/м}^3$.

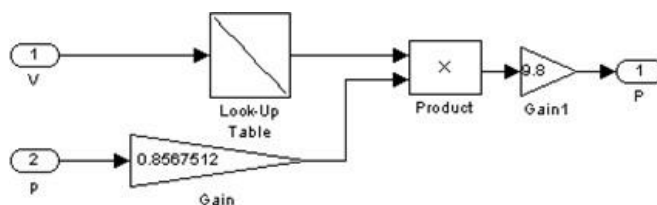


Рис. 3.12. Вигляд блок-схеми двигуна.

Підсистема розрахунку сил, що діють на осі у відповідній системі координат.

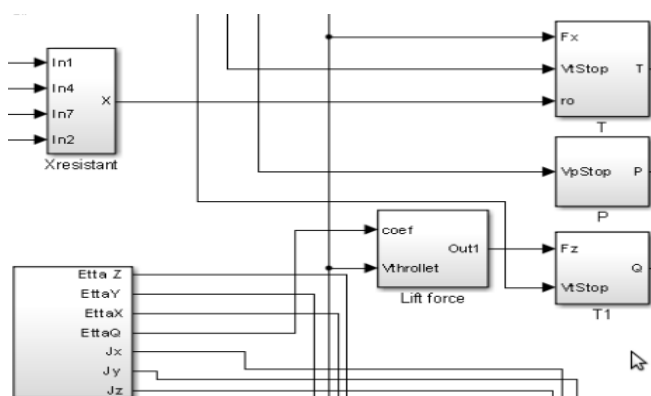


Рис. 3.13. Розрахунок сил, що діють на осі площини

Для визначення сил, що діють на літак, необхідно розрахувати аеродинамічні сили опору повітря, підйомної сили, напливу тощо, вирази для знаходження яких описані в розділах побудови математичної моделі поздовжнього руху та просторового руху модель (3,20 - 3,23). Використовуються також постійні безрозмірні коефіцієнти, необхідні для деяких розрахунків.

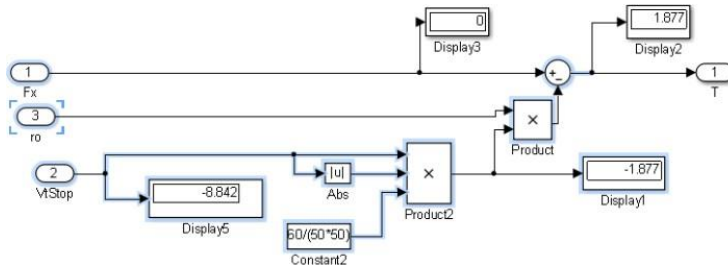


Рис. 3.14. Сила, що діє вздовж осі X у зв'язаній системі координат
Підсистема розрахунку моментів відносно осей і перерахунку кутів φ , θ , Ψ .

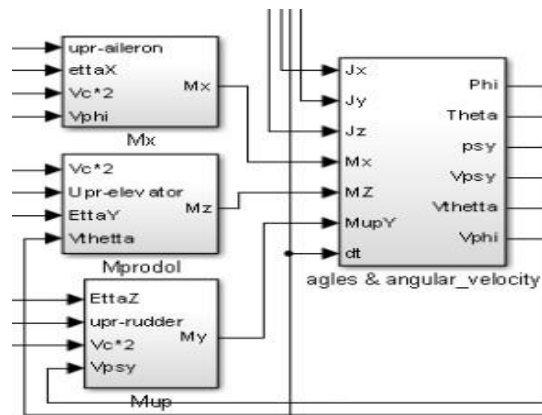


Рис. 3.15. Обчислення моментів і перетворення кутів. Моменти розраховуються за загальною формулою 3.26 - 3.28.

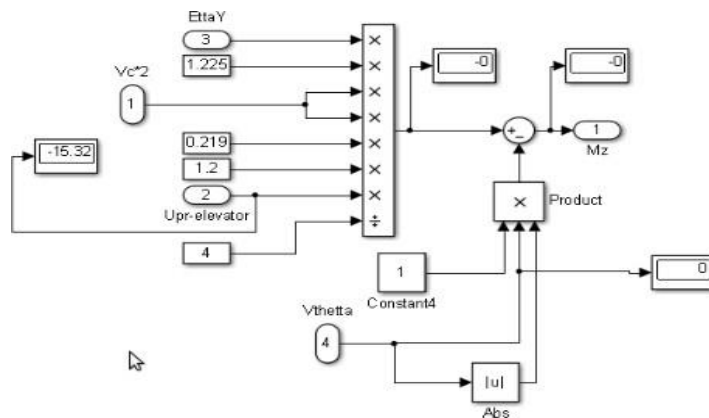


Рис. 3.16. Блок розрахунку моментів M_y .

Під час польоту літака моменти визначаються відносно осей відповідної системи координат. Це дозволяє виключити з розгляду момент, який створюється силою тяжіння $G = mg$, прикладеною в центрі мас.

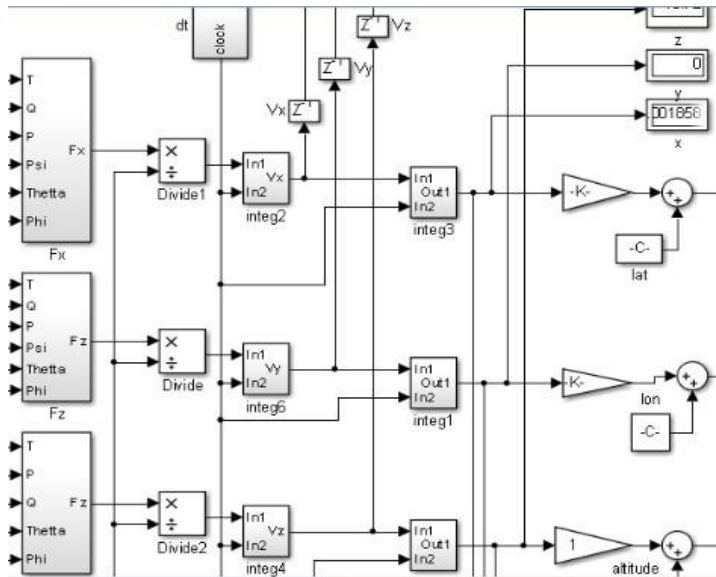
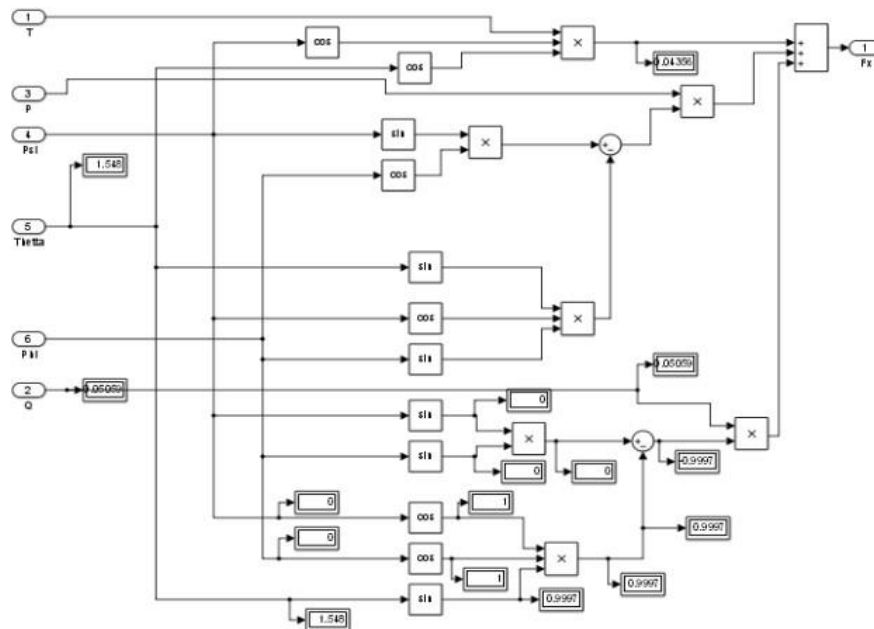


Рис. 3.17. Загальний вигляд системи перетворення сил у нормальній (земній) системі координат.

Зусилля, перераховані у відповідній системі координат, подаються на блоки, що відповідають за осі в нормальній системі координат, де в залежності від кутів, отриманих з блоку Кутових швидкостей, розраховуються сили, що діють на осі. Інтегрування прискорення дозволяє знайти швидкість, а рух літака в земній



системі координат виходить повторним інтегруванням.

Рис. 3.18. Перерахунок сили для осі X від границі до нормалі SC

Оскільки моделювання виконується в реальному часі, то при інтегруванні значення рівнянь руху множаться на розрахований крок за часом. Це робиться шляхом вимірювання часу Δt , взятого для кожного циклу (рис. 3.19), та інтегрування за формулою

$$\Delta t = |t_i - t_{i-1}| \times k,$$

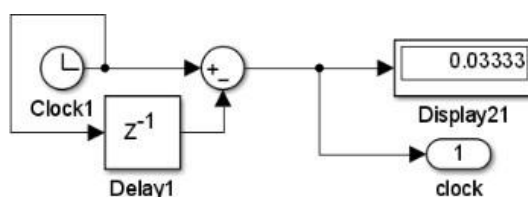


Рис. 3.19. Блок розрахунку часу одного циклу.

3.8 Опис роботи автопілота

Сьогодні сучасні автопілоти (АП) являють собою комплекс спільно працюючих пристроїв, які забезпечують стабілізацію літака за кутами при польоті по заданій траєкторії, а саме стабілізацію висоти польоту, керування маневрами літака.

Типові автопілоти складаються з кількох автопілотів, які працюють разом. Кожен автомат контролює лише один параметр: курс, крен, швидкість, висоту тощо. На рис. 4.1. вимірювальні прилади (ВВ) для кожного автомата вимірюють заданий для нього параметр режиму польоту, званий контрольним параметром: курс, висота, тяга, кути крену. Автоматичний пристрій формує сигнал, пропорційний поточному значенню вимірюваного параметра. З регулятора виводиться сигнал, відповідний бажаному значенню контрольованого параметра. Різниця від отриманих сигналів надходить на підсилювачі (U), а потім на регулятори. Органи керування, у свою чергу, відхиляють кермо або рульове керування у відповідне положення за допомогою сервосистем. Так коригуються параметри польоту.



Рис. 4.1. Функціональна схема регулювання регулювання

Негативний зворотний зв'язок забезпечує стійкість і швидке затухання коливань в системі. Жорсткий зворотний зв'язок забезпечує стабільну пропорційність між поворотом керма та поворотом літака. Регулюючий закон

такий.

$$\delta e, r, a = k_{e, r, a} \Delta u,$$

де $\delta e, r, a$ – кути відхилення по тангажу, рысканню та крену; $k_{e, r, a}$ – передавальне число автопілота по тангажу, орієнтації та крену відповідно; Δu – кут відхилення від заданого значення БПЛА відповідно по тангажу, курсу та крену.

Для створення плавної стабілізації також враховується швидкість зміни.

регульований параметр (кут) $\frac{d\Delta u}{dt}$. При різких відхиленнях літака рух керма

також буде гострим.

На рис. 4.2. представлена схема простого регулятора зі зворотним зв'язком.

Блок Р

— контролер, Р — об'єкт керування, r — задане значення, e — похибка керування, u — вихідне значення контролера, y — контрольоване значення, також зворотний зв'язок.

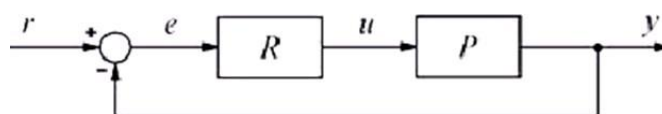


Рис. 4.2. Схема автоматичного керування зі зворотним зв'язком

3.9 Моделювання та налаштування ПІД-регулятора.

Три аналогових ПІД-регулятора зібрані в MATLAB для керування нахилом, креном і поворотом. На вхід контролера надходять значення поточного кута (крену, рыскання) або висоти польоту і бажаного значення (сеттер). Різниця між цими значеннями подається на складові компоненти контролера пропорційно, інтегральний, диференціальний, де вони множаться на відповідні коефіцієнти, результати яких підсумовуються.

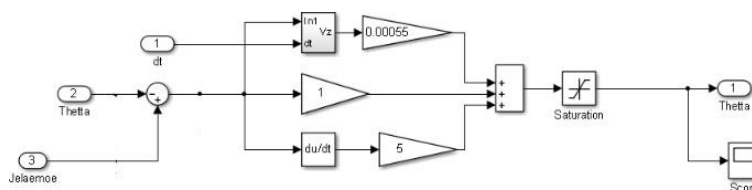


Рис. 4.3. Структурна схема ПІД-регулятора в Matlab Simulink

Існує багато різних розрахункових методів для розрахунку коефіцієнтів ПІД-регуляторів. Давайте розглянемо деякі з них.

Метод Циглера-Ніколса:

а) Ми використовуємо інженерний підхід для вибору коефіцієнтів ПІД-регулятора за допомогою методу Циглера-Ніколса, який описано в наступних кроках:

б) Усі коефіцієнти встановлюються на нуль, за винятком коефіцієнта kr , який поступово збільшується, поки система не перевищить межі стабільності.

с) Граничне значення kr , при якому система була стабільною, будемо позначати як ki , а

період власних коливань p_u .

д) Значення коефіцієнтів ПІД-регулятора розраховуються за формулами:

Метод біноміального розподілу (Ньютона) коренів [23]:

Біноміальний розподіл коренів використовується, якщо необхідно забезпечити перехід системи із заданою швидкістю в монотонний перехід. Стандартне біноміальне характеристичне рівняння має вигляд:

$$D_m(p) = (p + \Omega_0)^n = 0,$$

де Ω_0 – час початку нерегульованого перехідного процесу; n - дійсний і від'ємний корені характеристичного рівняння; P — оператор Лапласа.

Відповідні характеристичні рівняння вибираються з наступної таблиці 4.1.

Таблиця 4.1. Характеристичні рівняння в залежності від порядку системи

Порядок системи	час регулювання	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):

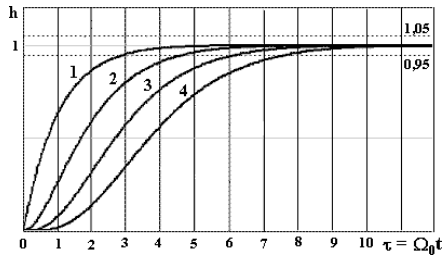


Рис. 4.4. Перехідні процеси для характеристичних рівнянь з порядками системи 1-4

Для розрахунку коефіцієнтів ПД-регулятора за описаною вище методикою виконуємо наступні дії:

а) Ми повідомляємо час початку перехідного процесу без коригування встановленого значення.

б) З графіків вибираємо відповідний перехід, який задовольняє нашу систему. У нашому випадку підходить система третього порядку $(p) = p^3 + 2\zeta p^2 + \omega_n^2$.

в) Необхідний час контролю для вибраного характеристичного рівняння отримуємо з таблиці. Для системи третього порядку час керування становить $6/\omega_n$.

г) Виконуємо перетворення Лапласа на обраному характеристичному рівнянні. Потім, знаючи шуканий час, знаходимо коефіцієнти.

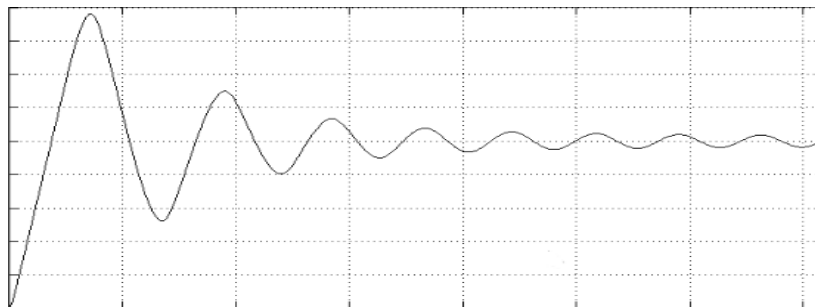


Рис. 4.5. Графік перехідного процесу схеми ПД-регулятора з ручним налаштуванням коефіцієнтів

Для одиничних коефіцієнтів графік перехідного процесу з регулюванням наведено на рис. 4.5. Одиничні коефіцієнти $p = 1$, $i = 1$, $d = 1$. системний процес має велику швидкість перерегулювання $\sigma = 82\%$, система набула усталеного стану в момент часу $t = 28$ с, похибка керування становить

$$\Delta(t_{28}) = 0,0342.$$

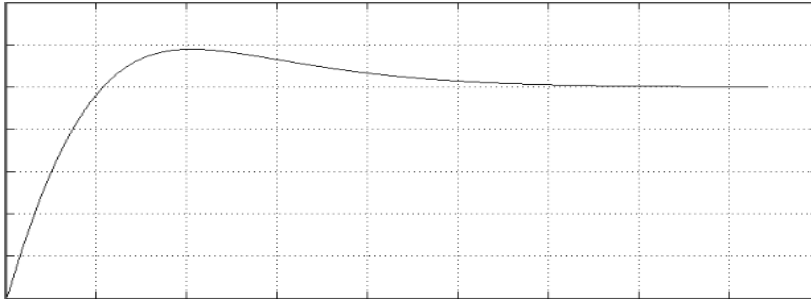
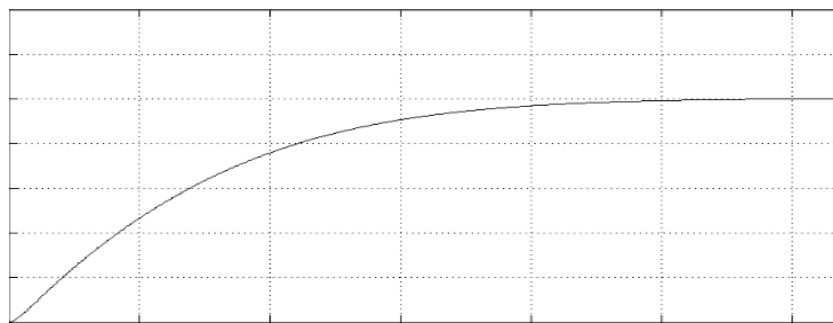


Рис. 4.6. Перехідна діаграма ПД з коефіцієнтами Циглера-Ніколса

Графік коефіцієнтів, підібраних методом Циглера-Ніколса, показаний на рис. 4.6. Результуючий перехідний процес має час керування $t=19$ с, невелике перерегулювання $\sigma = 9\%$, похибка керування становить $\Delta(t=19)=0,0072$, з



коефіцієнтами $p = 0.$, $i = 0.0$, $d = 0.13$.

Рис. 4.7. Перехідний графік PID з біноміальними кореневими коефіцієнтами

На рис. 4.7 показано процес переходу з розрахованими коефіцієнтами методом біноміального розподілу коренів. При коефіцієнтах $p = 0.2$, $i = 0.000$, $d = 3.$, процес монотонно виходить на стаціонарний стан без перерегулювання за час $t = 14$ с. Похибка розбіжності дорівнює $\Delta=41 \cdot 10^{-5}$.

З цих графіків можна зробити такі висновки:

З одиничними коефіцієнтами система досягає статистичної похибки $\Delta_s = 0,03$ власними флуктуаціями. Він має тривалий час конвергенції та величезне значення перерегулювання. Такі коефіцієнти в системі автопілота можуть призвести до катастрофи.

Метод Циглера-Ніколса дозволив розрахувати коефіцієнти коригування. Результатом є перехідний процес з невеликою похибкою та прийнятним перерегулюванням, але довгий час збіжності, який не є оптимальним.

Покращити процес переходу шляхом розрахунку коефіцієнтів за допомогою методу розподілу біноміального кореня. Перехідний процес займає близько 15 секунд, є незначне перерегулювання, а також мінімальна похибка, що відповідає

всім вимогам до системи автопілота. Величина перерегулювання близька до нуля, перехідний процес аперіодичний.

3.10 Моделювання блоку автопілота

Для встановлення траєкторії польоту використовуються географічні координати - широта, довгота і висота польоту. Завдання автопілота полягає в тому, щоб порівняти координати поточного положення літака з заданим положенням, за якими автопілот розрахує необхідні кути польоту для досягнення заданих координат. У системах автопілота поточні координати обчислюються за допомогою датчиків GPS. У симуляторі ці координати отримують шляхом розрахунку математичної моделі досліджуваних БПЛА.

Загальна схема автопілота:

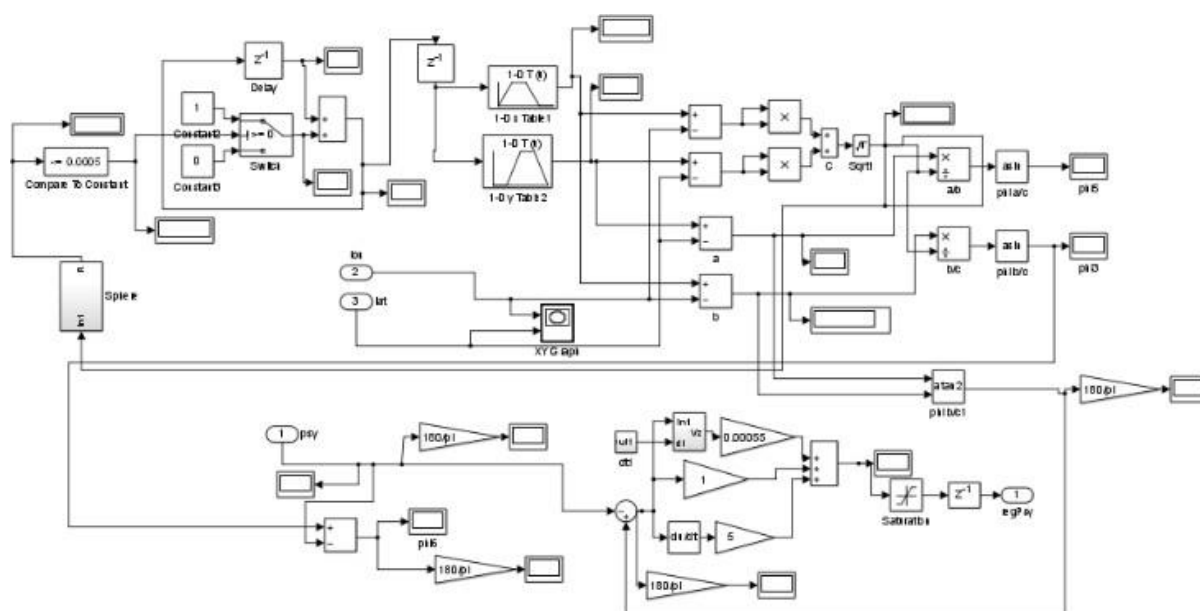


Рис. 4.8. Схема автопілота в Matlab Simulink

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

Для обчислення необхідних кутів польоту від заданої точки до наступної точки простору використовуються стандартні геометричні формули.

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

де x_1, y_1 – координати наступної точки траєкторії польоту літака; x_0, y_0 – координати по осях x, y поточного розташування літака.

Для утримання висоти польоту розраховується різниця між поточною і заданою висотою польоту, ці значення передаються в контролер, який керує каналом тангажу. Регулятор регулює відхилення закрилків до потрібного кута.

Точність досягнення координатної точки розраховується підсистемою розрахунку відстані між поточною координатою літака та наступним на шляху по траєкторії. Насправді відстань між точками визначається формулою для радіуса кулі.

$$R = \sqrt{(x1 - x0)^2 + (y1 - y0)^2 + (z1 - z0)^2}, (3,57) \quad \text{де } R$$

відстань між координатними точками ВС і точкою; $x1, y1, z1$ – координати наступної точки шляху на траєкторії; $x0, y0, z0$ – координати поточного місцезнаходження літака.

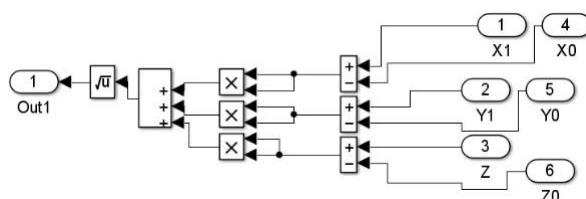


Рис. 4.9. Знаходження відстані між координатними точками площини.

Отримана відстань між точками порівнюється з необхідною точністю для досягнення заданої координати з літака. Для досягнення точності в 10 метрів на компараторі вказана константа 10^{-5} , такої точності достатньо, щоб покрити всю траєкторію з мінімальними відхиленнями.

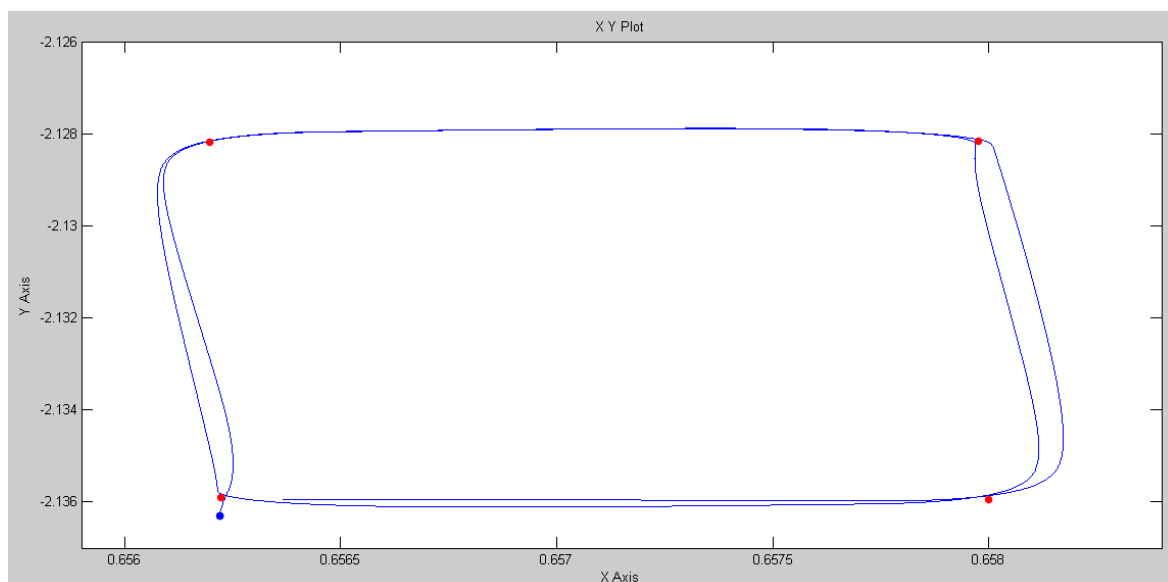


Рис. 4.10. Політ літака по круговій траєкторії в чотири точки

На рис. 4.10 зображено політ у горизонтальній площині. Синій маркер вказує початкову точку літака, а червоні маркери вказують задані точки координат.

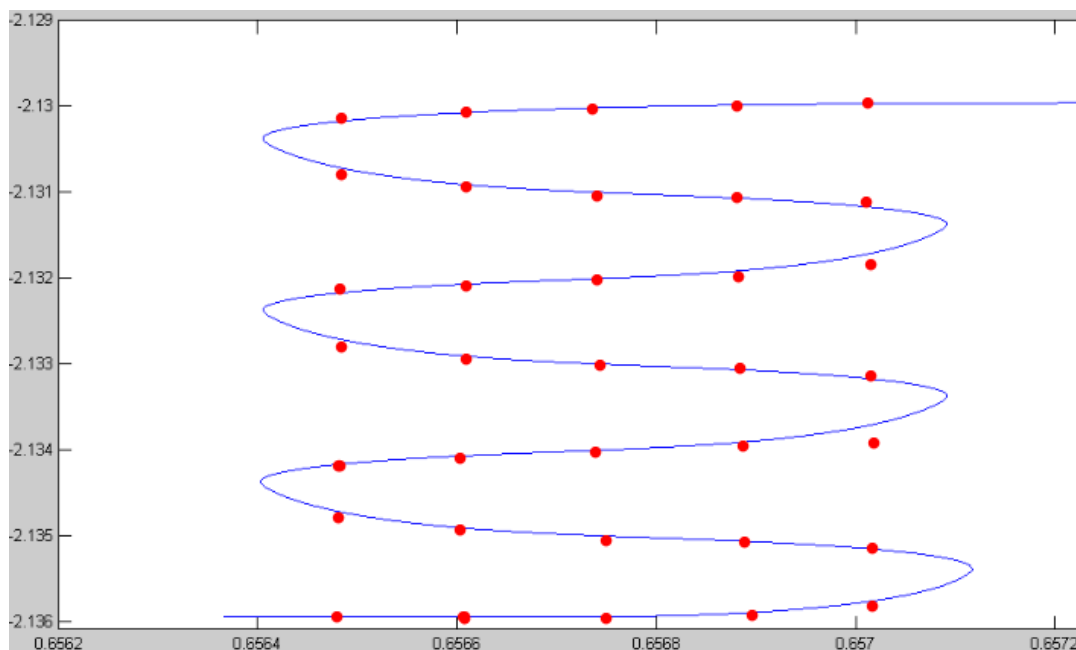


Рис. 4.11. Політ літака по траєкторії із заданих точок з точністю до 10м

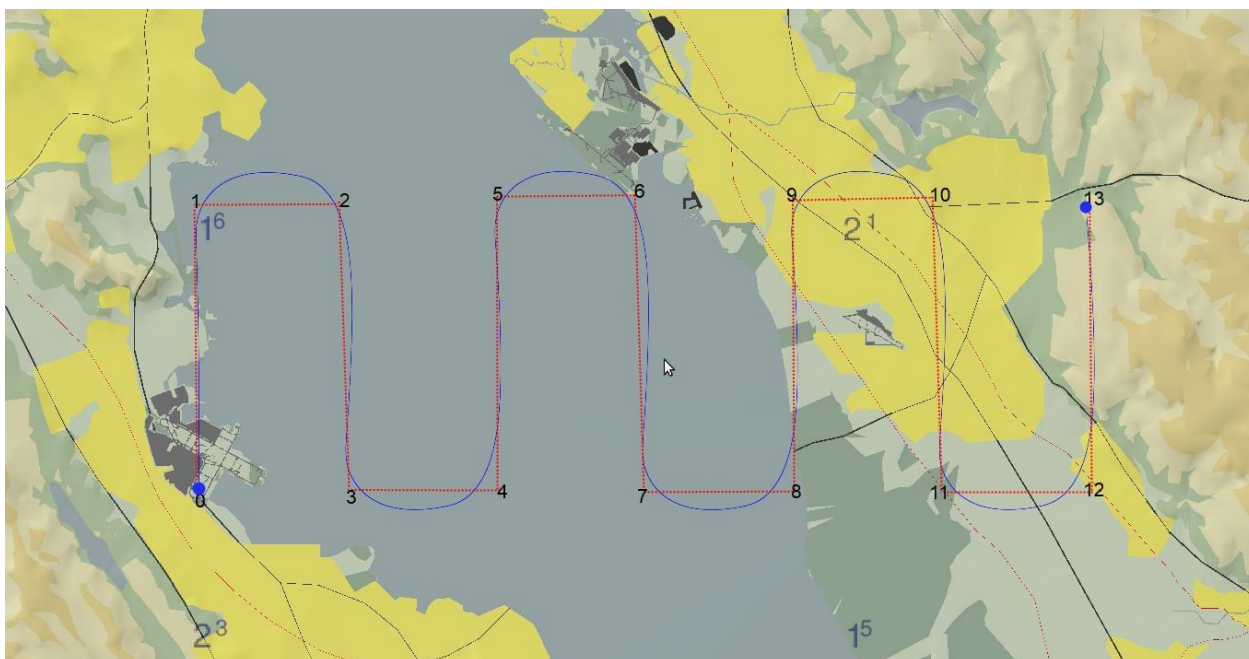


Рис. 4.12. Маршрут і траєкторія БПЛА

Проводяться дослідження побудованої системи автоматичного керування на різних швидкостях і по різних траєкторіях. На рис. 4.10-4.11 наведені результати моделювання БПЛА із заданими координатами траєкторії, видно, що БПЛА пройшов задані координати з мінімальним відхиленням від курсу.

Аналіз проведених досліджень показав, що система автоматичного керування на основі ПД-регуляторів здатна впоратися із завданням траєкторії польоту. Система з коефіцієнтами, розрахованими методом біноміального розподілу, може досягти точності відстеження 10 метрів. Для порівняння, системи автопілота на основі GPS мають середньоквадратичну похибку в діапазоні від 13 до 15 метрів. Тому побудована система має високий ступінь точності.

Висновок

У магістерській роботі зі створення системи інтелектуального керування виконувалися наступні завдання. На першому етапі були вивчені конструктивні особливості БПЛА, визначені цілі та технічні вимоги до системи керування. Для розробки систем керування запропоновано імітаційну модель, яка б замінила реальний об'єкт керування, звівши до нуля ризик пошкодження при помилках системи автоматичного керування, а також сприяла прискоренню розробки системи на імітаційна модель. Розглядаються різні варіанти моделювання з використанням авіасимуляторів. На етапі розробки була побудована експериментальна модель в авіасимуляторі FlightGear, що дозволило визначити подальший план роботи, а також візуалізувати імітаційну модель.

У даній роботі ПД-регулятори використовуються для вирішення задачі керування польотом літального апарату по заданій траєкторії. Розглянуто різні способи отримання коефіцієнтів ПД-регулятора. Отримано коефіцієнти, що відповідають вимогам системи автоматичного керування. На вхід диспетчера надходять похибки значень кутів тангажу і курсу літака, а на виході виходять значення кутів, на які відхиляються рулі управління. З отриманих графіків видно, що перехідний процес є стабільним і автопілот здатний впоратися із завданням польоту по заданій траєкторії будь-якого типу.

У майбутньому на основі існуючої імітаційної моделі можна побудувати більш складні алгоритми керування.

Бібліографія

1. Нік Терс, стаття в журналі TomDispatch «Проект американської імперії – війна роботів» 2012 р.
2. На офіційному сайті представництва Ardupilot [Електронний ресурс] розміщені дані про контролер Ardupilot.2012 Режим доступу:<http://ardupilot.com/>, безкоштовно
3. Офіційний сайт представника симулятора X-Plane. [Електронний ресурс], Містить базу знань для симулятора X-Plane. Режим доступу:<http://www.x-plane.com>, безкоштовно.
4. Офіційний сайт представника симулятора FlightGear. [Електронний ресурс], Містить базу знань симулятора FlightGear. Режим доступу:<http://www.flightgear.org/>, безкоштовно.
5. The Unmanned Aerial Vehicle Systems Association (UAVS), [Електронний ресурс] Режим доступу:<http://www.uavs.org/>, безкоштовно.
6. Профілі, [Електронний ресурс], БД аеропрофілів. режим доступу,http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html, безкоштовно.
7. Офіційний сайт магазину тренажерів. [Електронний ресурс], 2011 Microsoft Corporation Access Mode,<http://www.microsoft.com/games/flight/>, безкоштовно.
8. Сайт бібліотеки симулятора FlighGear, [Електронний ресурс], Опис моделювання та можливостей програми моделювання YAsim, Режим доступу,<http://wiki.flightgear.org/YASim>, безкоштовно.
9. Сайт бібліотеки симулятора FlighGear, [Електронний ресурс], Опис моделювання та можливостей програми моделювання JSBSim, Режим доступу,<http://wiki.flightgear.org/JSBSim>, безкоштовно.
10. Сайт GNU License Systems, [Електронний ресурс], GNU Licenses Documentation. режим доступу,<http://www.gnu.org/licenses/gpl-faq.html>, безкоштовно.
11. Офіційний сайт графічної бібліотеки OpenGL, [Електронний ресурс], Архів описів, Історія змін OpenGL, Режим доступу,<http://www.opengl.org/>, безкоштовно.
12. Сайт, присвячений текстовому формату XML, [Електронний ресурс],

Опис XML, Ліам Квін. 2012. Режим доступу, <http://www.w3.org/XML/>, безкоштовно.

13. Александров А.В. Потапов В. Д. Основи теорії пружності та пластичності: підручник для ін. спеціаліст. університети. – М.: Вищ. школа, 1990. - 400 с.
14. Кроністер Д. «Основи Blender 4-е видання». Blender Community, 2011, PDF-416
15. Сайт з описом протоколу UDP, [електронний ресурс], Режим доступу, <http://www.dcs.bbk.ac.uk/networks/transport-layer/udp.php> є безкоштовним.
16. Єгоренко Д. Л. та ін., «Основи математичного моделювання», [ru], 188с.
17. Лазарев Ж. «Моделювання процесів і систем в MATLAB. Навчальний курс, Пітер (ВХV, 2005), 512с.
18. Лурі А. І. «Аналітична механіка - М.: Фізматліт - 1961 - 824с.
19. Андерсон, Джон Д. (2008). "Введення в політ" Шосте видання. Хілл Макгроу. ISBN 0-07-126318-7.
20. Мірошник. ІV «Теорія автоматичного керування. Лінійні системи»- СПб, підручник, СПб 2005, - 336с.

Додаток А

Розшифровка символів

опис змінної	одиниці вимірювань	призначення
α	[рад]	Кут атаки
β	[рад]	кут ковзання
γ	[рад]	Кутовий нахил
δa	[рад]	Відхилення елерона
δe	[рад]	Деформація елеватора
δr	[рад]	Відхилення керма
$\delta_{throttle}$	-	Нормоване відхилення ручки регулювання тяги двигуна
π	-	пі
ρ	[кг/м ³]	Щільність повітря
ψ	[рад]	Кут відхилення
θ	[рад]	Кут нахилу траєкторії
ϑ	[рад]	кут нахилу
ω	[рад/с]	Вектор кутової швидкості
ω_x	[рад/с]	Швидкість перекидання
ω_y	[рад/с]	Швидкість відхилення
ω_z	[рад/с]	швидкість висоти
Ω	[рад/с]	Кутова швидкість гвинта
A	[м/с ²]	Вектор прискорень у зв'язаному СК
ba	[м]	Середня аеродинамічна хорда крила
c_{x0}	-	Мінімальний опір
$c_x^{\delta a}$	-	Похідна від керування креном (елерони)
$c_x^{\delta e}$	-	Похідна контролю висоти (ліфт)
$c_x^{\delta f}$	-	Похідна керування підйомною силою (закрилки)
$c_x^{\delta r}$	-	Похідна управління обертанням (руль напрямки)
c_x^M	-	Похідна числа Маха
c_{y0}	-	Коефіцієнт підйомної сили при нульовому куті нахилу
c_y^α	-	Похідна першого порядку по куту атаки
c_y^{\square}	-	Похідна другого порядку по куту атаки
Містер		

C_y^α	-	Похідна контролю висоти (ліфт)
$C_y^{\delta e}$	-	Похідна від швидкості тонни
$C_y^{\omega_z}$	-	Похідна числа Маха
C_y^M	-	Похідна по куту ковзання
C_z^β	-	Похідна від керування креном (елерони)
$C_z^{\delta a}$	-	Похідна управління обертанням (руль напрямки)
$C_z^{\delta r}$	-	Похідна відносно швидкості прокручування
$C_z^{\omega_x}$	-	Похідна відносно швидкості дрейфу
C_z^M	-	Похідна числа Маха
E	-	Коефіцієнт Освальда
G	[м/с ²]	Прискорення сили тяжіння
$g_{WGS 0}$	[м/с ²]	Прискорення вільного падіння на екваторі
ign	-	запалювання
m	[кг]	Вага БПЛА
m_x^β	-	Похідна першого порядку за кутим ковзання
$m_x^{\delta a}$	-	Похідна від керування креном (елерони)
$m_x^{\delta r}$	-	Похідна управління обертанням (руль напрямки)
$m_x^{\omega_x}$	-	Похідна відносно швидкості прокручування
$m_x^{\omega_y}$	-	Похідна відносно швидкості дрейфу
m_x^M	-	Похідна числа Маха
m_y^β	-	Похідна першого порядку за кутим ковзання
$m_y^{\delta a}$	-	Похідна від керування креном (елерони)
$m_y^{\delta r}$	-	Похідна управління обертанням (руль напрямки)
$m_y^{\omega_x}$	-	Похідна відносно швидкості прокручування
$m_y^{\omega_y}$	-	Похідна відносно швидкості дрейфу
m_y^M	-	Похідна числа Маха
m_y^β	-	Коефіцієнт підйомної сили при нульовому куті нахилу
$m_y^{\delta a}$	-	Похідна першого порядку по куту атаки
$m_y^{\delta r}$	-	Похідна другого порядку по куту атаки
m_y^β	-	Похідна керування підйомною силою (закрилки)
$m_y^{\delta a}$	-	Похідна контролю висоти (ліфт)
$m_y^{\delta r}$	-	Похідна від швидкості тонни

m_y^{0x}	-	Похідна числа Маха
L	[м]	Помах крил
P	[Па]	Тиск на поточній висоті
q	[кг/м с2]	швидкість голови
r_{AC}	[м]	Точка прикладання аеродинамічної сили
r_{CG}	[м]	Центр ваги БПЛА
r_{PC}	[м]	Точка тяги двигуна
x_g	[м]	Поточне положення літака в нормальному СК від OXg
z_g	[м]	Поточне положення літака в нормальному СК від OZг
C_p	-	Коефіцієнт тяги
C_T	-	Коефіцієнт потужності
D_{CB}^H	-	Матриця переходу від нормальної до зв'язної КС
D_H^{CB}	-	Матриця переходу від підключеного до звичайного СК
D_{CK}^H	-	Матриця переходу від нормальної до високошвидкісної СК
D_T^H	-	Матриця переходу від нормалі до траєкторії КС
F	[N]	Результативний вектор сил у зв'язаному СК

\mathbf{G}	[N]	Гравітаційний вектор у зв'язній КС
\mathbf{G}_g	[N]	Вектор сили тяжіння в нормальному СК
Hg	[м]	Поточне положення літака в нормальному СК від OY_g
\mathbf{J}	[кг м ²]	Матриця моменту інерції
Jeng	[кг м ²]	Момент інерції двигуна
Jx	[кг м ²]	Момент інерції вздовж ОХ
Jxy	[кг м ²]	Момент інерції за ОХУ
Jy	[кг м ²]	Момент інерції за ОУ
Jz	[кг м ²]	Момент інерції ОЗ
L	[кг рад м ² /с]	Вектор імпульсу
Lat	[град]	Поточна широта
Lon	[град]	поточна довжина
M	[Нм]	Результуючий вектор моментів у зв'язному СК
M	-	Число Маха
Maero	[Нм]	Вектор аеродинамічних моментів
Mprop	[Нм]	Вектор крутного моменту двигуна гіроскопа
P	[N]	Вектор тяги двигуна
S	[м ²]	Площа крила
V	[м/с]	Вектор швидкості в зв'язній КС
V	[м/с]	Модуль вектора швидкості на високій швидкості СК
VLat	[м/с]	Широта швидкості
VLon	[м/с]	Поздовжня швидкість
Vx	[м/с]	Швидкість вздовж осі ОХ у зв'язаному СК
Vy	[м/с]	Швидкість вздовж осі ОУ у зв'язаному СК
Vz	[м/с]	Швидкість вздовж осі ОЗ у зв'язаному СК

Додаток В, Список скорочень

Абревіатура	Значення
БПЛА	Безпілотний літальний апарат
ЛА	Літак
GPS	Глобальна система позиціонування
БЦВМ	Бортовий цифровий комп'ютер
INS	Інерціальна навігаційна система
MEM	Мікроелектромеханічний датчик
PCM	PCM
ШИМ	Модульована ширина імпульсу
SNA	супутникова навігаційна система
MAR	Середня аеродинамічна хорда
VTOL	Літак VTOL
ACS	Система автоматичного керування
XML	Розширювана мова розмітки
GNUGPL	GNUGeneralPublicLicense
АБСУ	Автоматична бортова система керування
PS	вимірювальний прилад
AP	Автопілот
SC	Система координат
UDP	User Datagram Protocol