

Зміст

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів.....	9
Вступ.....	13
1. Аналітичний огляд робіт по ідентифікації характеристик безпілотних літальних апаратів.....	15
Висновки по розділу.....	17
2. Класична методика розрахунку похідних аеродинамічних коефіцієнтів.....	18
2.1. Огляд систем координат, що будуть використані при проведенні розрахунків.....	18
2.2. Повздовжній рух.....	21
2.2.1. Силова установка.....	21
2.2.2. Сили ваги.....	23
2.2.3. Аеродинамічні сили та моменти.....	24
2.3. Боковий рух.....	27
2.3.1. Аеродинамічні сили та моменти.....	27
2.4. Перехресний зв'язок між поздовжнім та боковим рухом.....	29
2.5. Перехід до зв'язаної системи координат.....	31
Висновки по розділу.....	34
3. Розробка математичної моделі.....	35
3.1. Блок стандартної атмосфери.....	35
3.2. Блок рівнянь руху.....	37
3.3. Блок силової установки.....	40
3.4. Блок аеродинаміки.....	40
3.5. Зведення математичної моделі.....	42
Висновки по розділу.....	43

АЛ01мп0106.16.00.00.00 ПЗ				
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата
		Розроб. Сурков К.Ю.		
		Перевір. Мариношенко О.П.		
		Т. контр.		
		Н. контр. Поваров С.А.		
		Затв. Бондаренко О.М.		
Ідентифікація характеристик безпілотного літального апарата			Літ.	Аркуш
			7	82
КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-01мп				

4. Льотні випробування. Аналіз та постобробка даних льотних випробувань.....	44
4.1. Загальні відомості про БПЛА, бортове обладнання та систему запису даних.....	44
4.2. Льотні випробування.....	46
4.3. Постобробка та аналіз даних.....	48
Висновки по розділу.....	51
5. Визначення похідних аеродинамічних коефіцієнтів.....	52
5.1. Визначення підйимальної сили.....	52
5.2. Визначення сили опору та бокової аеродинамічної сили.....	54
5.3. Визначення аеродинамічних моментів.....	54
5.4. Розрахунок аеродинамічних похідних.....	55
Висновки по розділу.....	57
6. Верифікація результатів ідентифікації.....	58
6.1. Методика проведення верифікації.....	58
6.2. Результати верифікації.....	59
Висновки по розділу.....	60
7. Розробка стартап-проекту.....	62
Висновки по розділу.....	73
ВИСНОВКИ.....	74
Список використаних джерел.....	76
Додаток.....	78

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів

α	- кут атаки, рад;
β	- кут ковзання, рад;
ρ_H	- густина повітря на висоті польоту, кг/м ³ ;
ρ_{ref}	- густина повітря при проведенні випробувань, кг/м ³ ;
L	- розмах крила, м;
S	- площа крила, м ² ;
c	- середня аеродинамічна хорда, м;
$b_{ГО}$	- відстань між фокусом крила до фокуса горизонтального оперення, м;
$b_{ВО}$	- відстань між фокусом крила до фокуса вертикального оперення, м;
$X_{СУ}, Y_{СУ}, Z_{СУ}$	- координати розміщення силової установки у зв'язаній системі координат, м;
$\varphi_{СУ}$	- кут встановлення силової установки (кут між повздовжньою віссю силової установки та віссю O^BX^B), рад;
P	- сила тяги силової установки, Н;
\bar{I}	- тензор інерції;
u, v, w	- лінійні швидкості вздовж осей зв'язаної системи координат, м/с;
p, q, r	- кутові швидкості навколо осей зв'язаної системи координат, рад/с;
φ, θ, ψ	- кути крену, тангажу та рискання (кути Ейлера), рад;
$\delta_{ел}, \delta_{РВ}, \delta_{РН}$	- кути відхилення елеронів, руля висоти та руля напрямку відповідно, рад;
D	- аеродинамічна сила опору, Н;
Y	- аеродинамічна бокова сила, Н;
L	- аеродинамічна підймальна сила, Н;

l	- аеродинамічний момент крену, Нм;
m	- аеродинамічний момент тангажу, Нм;
n	- аеродинамічний момент ристання, Нм;
$C_D, C_Y, C_L,$ C_l, C_m, C_n	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів;
$D_\alpha, L_\alpha, m_\alpha$	- складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута атаки, Н;
$C_{D_\alpha}, C_{L_\alpha}, C_{m_\alpha}$	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута атаки;
$D_{\delta_{PB}}, L_{\delta_{PB}}, m_{\delta_{PB}}$	- складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута відхилення руля висоти, Н;
$C_{D_{\delta_{PB}}}, C_{L_{\delta_{PB}}}, C_{m_{\delta_{PB}}}$	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута відхилення руля висоти;
D_q, L_q, m_q	- складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за тангажем, Н;
$C_{D_q}, C_{L_q}, C_{m_q}$	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за тангажем;
$D_{\dot{\alpha}}, L_{\dot{\alpha}}, m_{\dot{\alpha}}$	- складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від швидкості зміни кута атаки, Н;
$C_{D_{\dot{\alpha}}}, C_{L_{\dot{\alpha}}}, C_{m_{\dot{\alpha}}}$	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від швидкості зміни кута атаки;
$Y_\beta, l_\beta, n_\beta$	- складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута ковзання, Н;
$C_{Y_\beta}, C_{l_\beta}, C_{n_\beta}$	- коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута ковзання;

- $Y_{\delta_{ел}}, l_{\delta_{ел}}, n_{\delta_{ел}}$ - складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута відхилення елеронів, Н;
- $C_{Y_{\delta_{ел}}}, C_{l_{\delta_{ел}}}, C_{n_{\delta_{ел}}}$ - коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута відхилення елеронів;
- $Y_{\delta_{РН}}, l_{\delta_{РН}}, n_{\delta_{РН}}$ - складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кута відхилення руля напрямку, Н;
- $C_{Y_{\delta_{РН}}}, C_{l_{\delta_{РН}}}, C_{n_{\delta_{РН}}}$ - коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від швидкості зміни кута відхилення руля напрямку;
- Y_p, l_p, n_p - складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за креном, Н;
- $C_{Y_p}, C_{l_p}, C_{n_p}$ - коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за креном;
- Y_r, l_r, n_r - складові відповідних аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за рисканням, Н;
- $C_{Y_r}, C_{l_r}, C_{n_r}$ - коефіцієнти відповідних складових аеродинамічних сил та моментів, що залежать від кутової швидкості за рисканням.

Скорочення

- БПЛА - безпілотний літальний апарат;
- ЛА - літальний апарат;
- СУ - силова установки;
- Ц.М. - центр мас;
- САХ - середня аеродинамічна хорда;
- IMU - (англ. Inertial measurement unit) інерційний вимірювальний пристрій;

РГ	- злітно-посадкова смуга;
ККД	- коефіцієнт корисної дії;
ГО	- горизонтальне оперення;
РВ	- руль висоти;
ВО	- вертикальне оперення;
РН	- руль напрямку;
ПЗ	- програмне забезпечення;
MEMS	- (англ. Micro-electro-mechanical system) мікро-електро-механічна система;
GNSS	- (англ. Global navigation satellite system) глобальна супутникова система навігації;
PWM	- (англ. Pulse-width modulation) широтно-імпульсна модуляція;
САК	- система автоматичного керування;

Вступ

Малі безпілотні літальні апарати набули стрімкого розвитку за останні 5 років. Доступність бортової електроніки зробило подібну техніку простою у виробництві, а, за рахунок масовості, ціна на подібні апарати є відносно не високою. Не відставала і програмна складова БпЛА, що дозволило перетворити на цілком автономні апарати навіть те, що в першу чергу розроблялося у якості іграшок. Саме така комбінація низької вартості, доступності та легкості у освоєнні призвела до того, що на сьогоднішній день малі БпЛА можуть використовуватися будь-де і будь-ким. За таких умов постає питання щодо рівня авіаційної безпеки. Оскільки надійність такої техніки дуже часто знаходиться на низькому рівні, навіть незважаючи на відносну простоту системи. При цьому оператори таких апаратів не просто не мають відповідної підготовки, а іноді не мають базового розуміння того, яким чином працює їх техніка і які фізичні процеси лежать в основі польоту вказаного безпілотного літального апарату. За таких умов, не може йти і мови про те, що оператор зможе забезпечити безпеку для себе і оточуючих за умов відмов певних елементів чи систем БпЛА. Тому враховуючи більший обсяг компетенцій системи автоматичного керування у порівнянні з оператором у вищенаведеній ситуації, протидія відмовам та забезпечення керованості БпЛА має відбуватися на борту шляхом покращення алгоритмів автопілоту.

Покращення алгоритмів може полягати у підвищенні якості навігації та керованості БпЛА, у тому числі і за умови виникнення відмов. Одним з варіантів подібного покращення може бути підвищення усвідомленості системи автоматичного керування про можливості БпЛА. Прикладом цього може бути покращення математичної моделі закладеної у контур керування шляхом уточнення аеродинамічної складової даної моделі. Уточнення інформації про те, як саме виникають чи перерозподіляються компоненти аеродинамічних сил та моментів в залежності від зовнішніх збурень та власних керуючих сигналів дозволить системі автоматичного керування з більшою

точністю прогнозувати поведінку БпЛА, у тому числі під час протидії відмовам. Крім вищезазначеного, це дозволить підвищити ефективність використання БпЛА у широкому спектрі задач без необхідності внесення змін у конструкцію та, як результат, у виробничі процеси. Даний метод підвищення характеристик стосується не лише БпЛА масового використання, але і спеціалізованих апаратів, хоча у такому випадку приріст ефективності скоріш за все буде не таким значним.

Власне уточнення аеродинамічної складової математичної моделі БпЛА відбувається за рахунок внесення у алгоритми системи керування додаткових “специфічних” аеродинамічних коефіцієнтів та їх похідних. Більшість з вищезгаданих коефіцієнтів не мають аналітичного методу розрахунку і можуть бути отримані лише за результатами ідентифікації на основі продувок у аеродинамічній трубі, комп’ютерного моделювання чи результатів льотних випробувань. Як було сказано вище, дана проблема гостро стоїть для БпЛА, що мають відносно простий набір бортового обладнання, що в свою чергу ускладнює процес ідентифікації, але у більшості випадків такий метод є більш простим у порівнянні з необхідністю проведення експериментів у аеродинамічних трубах чи освоєнні складних та дорогих пакетів програм для моделювання аеродинаміки. Тому у даній магістерській дисертації буде розглянуто методикку ідентифікації характеристик БпЛА на основі льотних випробувань та визначено похідні аеродинамічних коефіцієнтів сил та моментів.

1. Аналітичний огляд робіт по ідентифікації характеристик безпілотних літальних апаратів.

Тема ідентифікації характеристик літальних апаратів є досить складною. Незважаючи на стрімкий прогрес, розвиток електроніки, датчиків та обчислювальної електроніки, суттєвого прогресу з роками дана тема не досягла. До сьогоднішнього дня більшість даних залишаються емпіричними, а для проведення розрахунків необхідно провести величезну кількість випробувань, як льотних випробувань повнорозмірного зразка, так і продувок у аеродинамічних трубах та комп'ютерних моделювань.

Основним джерелом інформації, що буде використано у даній магістерській дисертації є книга “Aircraft system identification. Theory and practice”[1]. У даній книзі детально розглянуто динаміку руху ЛА, методи визначення параметрів та правила проведення експериментів для ідентифікації характеристик. Додатково наведено інформацію про теорію систем керування, що дозволяє краще зрозуміти принципи роботи автопілоту та закони керування, що у ньому закладено.

У статті “Ідентифікація аеродинамічних коефіцієнтів математичної моделі бокового руху літального апарату”[2] авторів А.Г. Казака, Р.В. Карнаушенко та О.П. Мариношенко розглянуто ідентифікацію бокового руху системи на основі синтезу адаптивної моделі. Частина з зазначених у статті принципів була використана при ідентифікації характеристик у рамках даної магістерської дисертації.

“Aircraft Dynamics: from Modeling to Simulation”[3] - книга професора Marcello R. Napolitano містить огляд принципів динаміки польоту з прикладами та статистичною інформацією, щодо значень похідних аеродинамічних коефіцієнтів та їх залежністю від режимів польоту. Також у даному джерелі наведено інформацію щодо математичного моделювання динаміки руху ЛА.

Серед схожих робіт по ідентифікації характеристик малих БпЛА варто зазначити статтю “Frequency Domain System Identification for a Small, Low-Cost, Fixed-Wing UAV”[4]. У даній статті детально розглянуто ідентифікацію характеристик малого БпЛА на основі даних отриманих з продувок у аеродинамічній трубі.

Стаття “Визначення істинних параметрів польоту”[5] за авторством Галецького В.В., Колесніченко В.Б та Прохорчука О.В досить детально описує підхід до обробки об’єктивної інформації, що отримується з датчиків БпЛА за результатами льотних випробувань. Інформація з даної статті була використана на підготовчій стадії льотних випробувань, а також у процесі постобробки результатів.

Книга “Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice”[6] окрім опису динаміки польоту малих БпЛА також розглядає принципи роботи окремих датчиків, що застосовуються на БпЛА, теорію автоматичного керування та взаємодію усіх компонентів БпЛА під час польоту.

Перший том РДК-43[7] та книга “Проектирование легких самолетов”[8] містять інформацію щодо принципів та методів розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА, тягових характеристик СУ, тощо. Дані книги є базовими для проведення будь-яких робіт (наукових чи конструкторських) у авіаційній галузі.

Другий том книги “Экспериментальная аэродинамика”[9] за авторства Юрьєва Б.М. детально розглядає питання розрахунку кутів скошу потоку за крилом. Вказана методика розрахунку була застосована у даній магістерській дисертації.

Висновки по розділу

У даному розділі наведено відомості про літературні джерела, що були проаналізовані у рамках роботи над магістерською дисертацією. Не всі з вищенаведених джерел мають пряме відношення до тематики ідентифікації, але, незважаючи на це, містять важливу інформацію, що буде використана під час підготовки та проведення ідентифікації, а також при аналізі результатів, що будуть отримані.

2. Класична методика розрахунку похідних аеродинамічних коефіцієнтів

Основна мета даного розділу – формування математичної моделі руху системи (БпЛА), що буде використана у подальшому дослідженні динаміки системи та стане основою до розрахунків, які будуть проведено.

2.1. Огляд систем координат, що будуть використані при проведенні розрахунків

Земна система координат $O^E X^E Y^E Z^E$ (індекс E виступає скороченням від «Earth» - Земля) (рис.2.1.1). Інерційна правостороння нерухома система координат, початок системи координат знаходиться у точці старту ЛА. Вісь $O^E Z^E$ напрямлена до центру Землі, вісь $O^E X^E$ направлена у напрямку на північ (магнітний нуль), вісь $O^E Y^E$ доповнює систему координат до правосторонньої та напрямлена на схід.

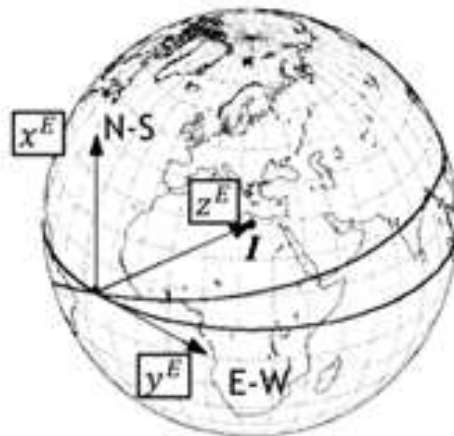


Рис.2.1.1. Земна система координат

Зв'язана система координат, $O^B X^B Y^B Z^B$ (індекс B виступає скороченням від «Body» - Тіло)(рис.2.1.2.). Неінерційна правостороння система координат. Початок системи координат розміщено у Ц.М. ЛА. Вісь $O^B X^B$ лежить у площині симетрії ЛА, паралельно САХ крила від хвостової до носової

частини. Вісь $O^B Z^B$ лежить у площині симетрії, перпендикулярно до вісі та напрямлена до нижньої частини ЛА. Вісь $O^B Y^B$ доповнює систему координат до правосторонньої, перпендикулярна до площини симетрії та напрямлена в сторону правого крила.

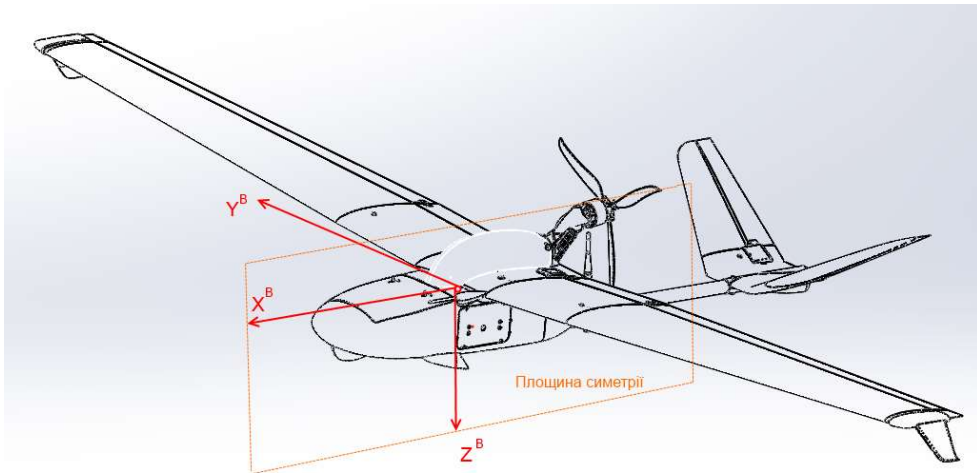


Рис.2.1.2. Зв'язана система координат.

Швидкісна система координат $O^A X^A Y^A Z^A$ (рис.2.1.3.) Неінерційна правостороння система координат. Початок системи координат розміщено у Ц.М. ЛА. Вісь $O^A X^A$ співпадає з вектором повітряної швидкості ЛА. Вісь $O^A Z^A$ лежить у площині симетрії або у площині, що їй паралельна, та напрямлена перпендикулярно до вісі $O^A X^A$ до нижньої частини ЛА. Вісь $O^A Y^A$ доповнює систему координат до правосторонньої, перпендикулярна до площини $O^A X^A Z^A$ та напрямлена в сторону правого крила.

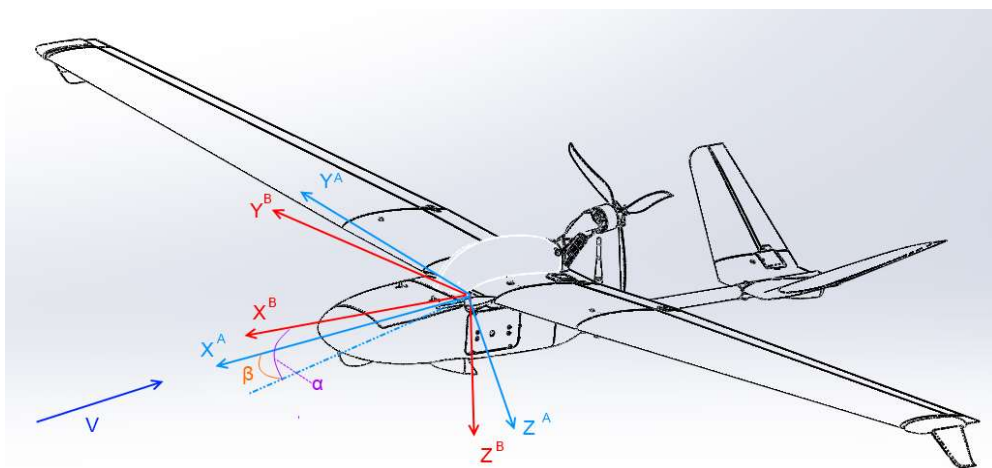


Рис.2.1.3. Швидкісна система координат.

Оскільки осі ІМУ жорстко закріплені відносно зв'язаної системи координат, а також, враховуючи складності перерахунку тензора інерції із зв'язаної системи координат у будь-яку іншу, ідентифікацію системи доцільно проводити саме у зв'язаній системі координат. У той же час, будь який вектор можна перерахувати з однієї системи координат в іншу використовуючи матриці переходу, що не додаватиме суттєвих складностей при розрахунках.

Для спрощення моделі руху БпЛА розділимо складний просторовий рух на дві відносно незалежні групи: повздовжній та боковий рух. Між даними рухами умовно відсутній перехресний зв'язок, а отже можемо розглядати їх окремо. Усі нижчевказані розрахунки проводитимуться у зв'язаній системі координат, якщо не вказано іншого.

Побудову моделі розпочнемо з визначення узагальнених складових сил та моментів, що діють на БпЛА у польоті. Для літака класичного компонування, маємо рівняння аеродинамічних сил для горизонтального польоту у зв'язаній системі координат (індекси "В" що вказують на те, що дані вектори визначені у зв'язаній системі координат тут і надалі опущено):

$$\overline{F}_{\Sigma} = \overline{F}_a + \overline{F}_{cy} + \overline{F}_3 + m\overline{g} \quad (2.1)$$

$$\overline{M}_{\Sigma} = \overline{M}_a + \overline{M}_{cy} + \overline{M}_3 \quad (2.2)$$

Оскільки ми розглядаємо рух БпЛА у процесі польоту, де відсутні земні сили \overline{F}_3 та моменти \overline{M}_3 (наприклад реакції поверхні ЗПС на стійки шасі), то система спрощується до вигляду

$$\overline{F}_{\Sigma} = \overline{F}_a + \overline{F}_{cy} + m\overline{g} \quad (2.4)$$

$$\overline{M}_{\Sigma} = \overline{M}_a + \overline{M}_{cy} \quad (2.5)$$

Перед проведенням аналізу, необхідно ввести деякі спрощення та припущення:

- Набігаючий потік завжди напрямлений до нормалі до площини обертання гвинта за рахунок ефектів підсосу гвинта.

- Через велику дискретність розрахунків та запису логу БПЛА, прирости тяги (а отже і обертів) в рамках малих проміжків часу є невеликими, а отже відбуваються миттєво, без затримки через інертність гвинта та ротора двигуна.
- Усі відхилення аеродинамічних поверхонь відбуваються миттєво.
- Зміна розподілу тиску, а як результат - зміна сил та моментів, через відхилення аеродинамічних поверхонь та кутів атаки і ковзання відбувається миттєво.

2.2. Поздовжній рух

2.2.1. Силова установка

Почнемо розгляд вказаної системи з розрахунку сили та моменту від СУ (рис.2.2.1.1)

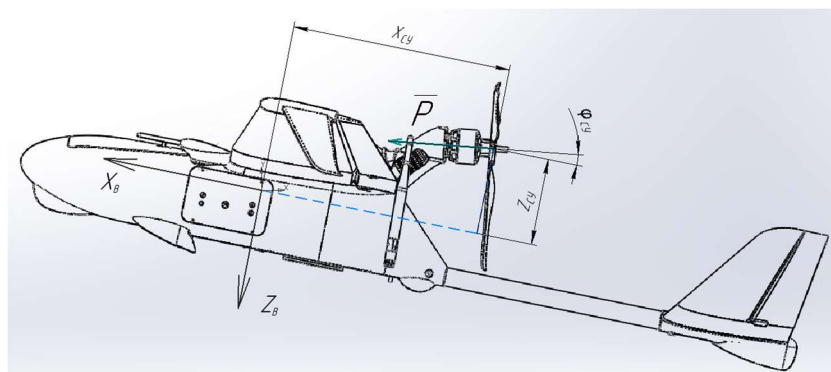


Рис.2.2.1.1. Загальна схема сил, що виникають у результаті роботи СУ.

СУ являє собою електродвигун з трилопатеvim гвинтом постійного кроку. Для визначення залежності статичної тяги від режиму газу (керуючого сигналу) було проведено стендові випробування, за результатами яких було отримано залежність, зображену на рис.2.2.1.2.

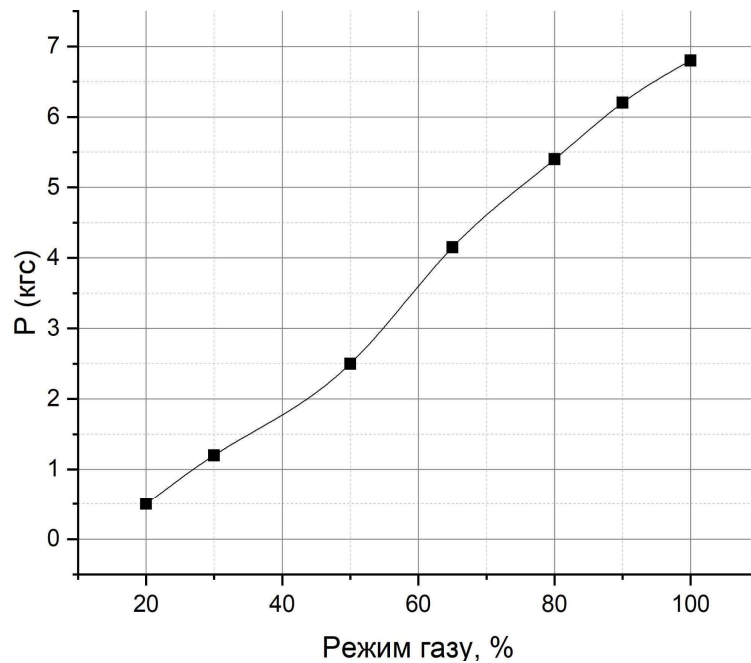


Рис.2.2.1.2. Залежність тяги від режиму газу

Як бачимо, залежність є досить лінійною, що суттєво спрощує подальші розрахунки. Відповідно до отриманих даних, можемо записати дану залежність як:

$$P = PГ \cdot 0.078 \quad (2.6),$$

де $PГ$ - режим газу у %.

Наступним кроком необхідно перерахувати тягу відповідно до зміни висоти польоту. Тяга з висотою при інших постійних параметрах змінюється відповідно до співвідношення густин за якої було проведено випробування та фактичній густині на висоті польоту[8]. Таким чином залежність набуває виду:

$$P = PГ \cdot 0.078 \cdot \frac{\rho_H}{\rho_{ref}} \quad (2.7)$$

І останнє, що необхідно врахувати це зменшення значення фактичної тяги при збільшенні швидкості набігаючого потоку через зміну ККД гвинта. Базуючись залежності тяги від швидкості потоку (рис.2.2.1.3) для вказаного гвинта і будемо виконувати подальші розрахунки.

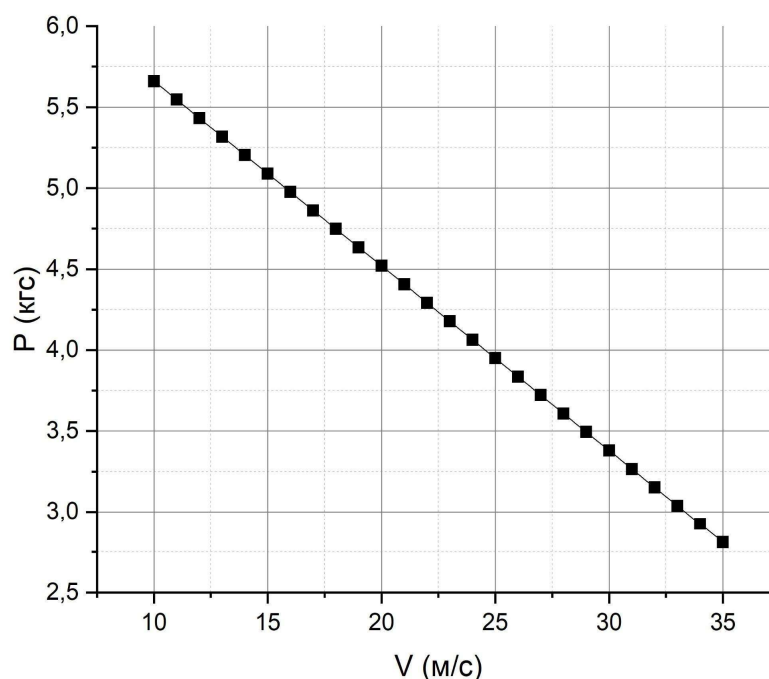


Рис.2.2.1.3. Залежність тяги від швидкості набігаючого потоку

Відповідно можемо бачити, що залежність також є близькою до лінійної на польотному діапазоні швидкостей. Таким чином остаточна формула для розрахунку тяги гвинта в залежності від режиму газу, висоти та швидкості польоту:

$$P = P_G \cdot 0.078 \cdot \frac{\rho_H}{\rho_{ref}} - 0.114 \cdot V \quad (2.8),$$

де V - швидкість набігаючого потоку у м/с.

Визначення моментів, що спричинені силовою установкою, будемо проводити через проєкції сили тяги на вісі зв'язаної системи координат. Маючи координати X_{cy} та Z_{cy} отримуємо

$$M_{cy} = P \cdot \cos(\varphi_{cy}) \cdot Z_{cy} - P \cdot \sin(\varphi_{cy}) \cdot X_{cy} \quad (2.9.)$$

2.2.2. Сили ваги

Вектор сили ваги завжди напрямлений вздовж осі $O^E Z^E$ нормальної земної системи координат.

$$W^E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Тому для подальших розрахунків необхідно перенести вказаний вектор у зв'язану систему координат. Для цього використаємо матрицю переходу L_{EB} , яка базується на кутах Ейлера. Таким чином, вектор сили ваги у зв'язаній системи координат можна знайти, як:

$$W^B = W^E \times L_{EB} \quad (2.11)$$

2.2.3. Аеродинамічні сили та моменти

Аеродинамічні сили та моменти будемо розглядати у швидкісній системі координат з подальшим їх переведенням у зв'язану. Також варто зазначити, що аеродинамічні характеристики зручно розглядати відносно лінії 0.25 САХ, тому після переведення сил та моментів у зв'язану систему координат необхідно буде врахувати зміщення фактичного центру мас ЛА відносно лінії 0.25 САХ.

У загальному випадку аеродинамічні сили та момент при повздовжньому русі можемо розкласти на складові (індекси "А" тут і надалі опущено):

$$L = L_\alpha + L_{\delta_{PB}} + L_q + L_{\dot{\alpha}} + L' \quad (2.12)$$

$$D = D_\alpha + D_{\delta_{PB}} + D_q + D_{\dot{\alpha}} + D' \quad (2.13)$$

$$m = m_\alpha + m_{\delta_{PB}} + m_q + m_{\dot{\alpha}} + m' \quad (2.14)$$

Розділивши значення складових рівняння сил на добуток $\frac{\rho \cdot V^2}{2} S$, а складові рівняння моментів на $\frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot c$, отримуємо систему рівнянь у вигляді суми аеродинамічних коефіцієнтів:

$$\begin{cases} C_L = C_{L\alpha} + C_{L\delta_{PB}} + C_{Lq} + C_{L\dot{\alpha}} + C_L' & (2.15) \\ C_D = C_{D\alpha} + C_{D\delta_{PB}} + C_{Dq} + C_{D\dot{\alpha}} + C_D' & (2.16) \\ C_m = C_{m\alpha} + C_{m\delta_{PB}} + C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} + C_m' & (2.17) \end{cases}$$

Значення коефіцієнтів $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$ та $C_{L\delta_{PB}}$, $C_{D\delta_{PB}}$, $C_{m\delta_{PB}}$ можна умовно вважати відомими, бо їх можна приблизно розрахувати використовуючи довідкові дані та приближені аналітичні розрахунки, а C_L' , C_D' , C_m' дуже часто не розглядають взагалі через їх малу величину та, як результат, незначний вплив на систему, тому в даних умовах можемо ними або знехтувати, або прийняти за дуже малу відому величину. Звідси можемо бачити, що отримана система з трьох рівнянь має 6 невідомих, що означає, що система є статично невизначеною. Тому для вирішення даної системи часто вводять додаткові рівняння.

Розглянемо природу коефіцієнтів C_{Lq} , C_{Dq} та C_{mq} . Це коефіцієнти сил та моменту, які виникають при наявності певної кутової швидкості по тангажу q . На схемі рис.2.2.3.1 зображено рух БПЛА з кутовою швидкістю q . У такому випадку на певному радіусі $b_{ГО}$ виникатиме лінійна швидкість, що напрямлена по нормалі до вказаного радіусу, що означає, що локальні кути атаки ГО будуть змінюватися, через додатковий поступальний рух відносно повітря.

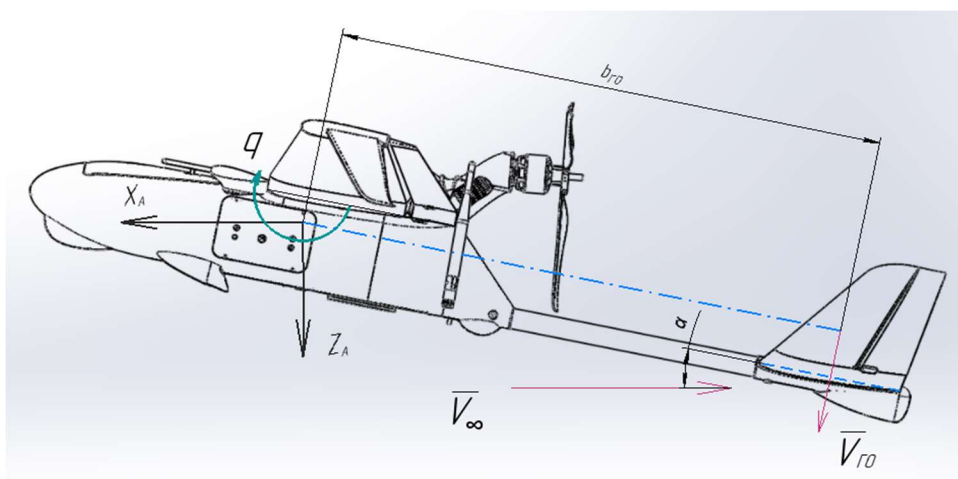


Рис.2.2.3.1. Загальна схема виникнення приросту сил через наявність кутової швидкості по тангажу.

Рух повітря відносно БПЛА буде рівний за швидкістю, але напрямлений у протилежний бік, тому у результаті отримаємо наступну розрахункову схему для визначення кута атаки ГО (рис.2.2.3.2).

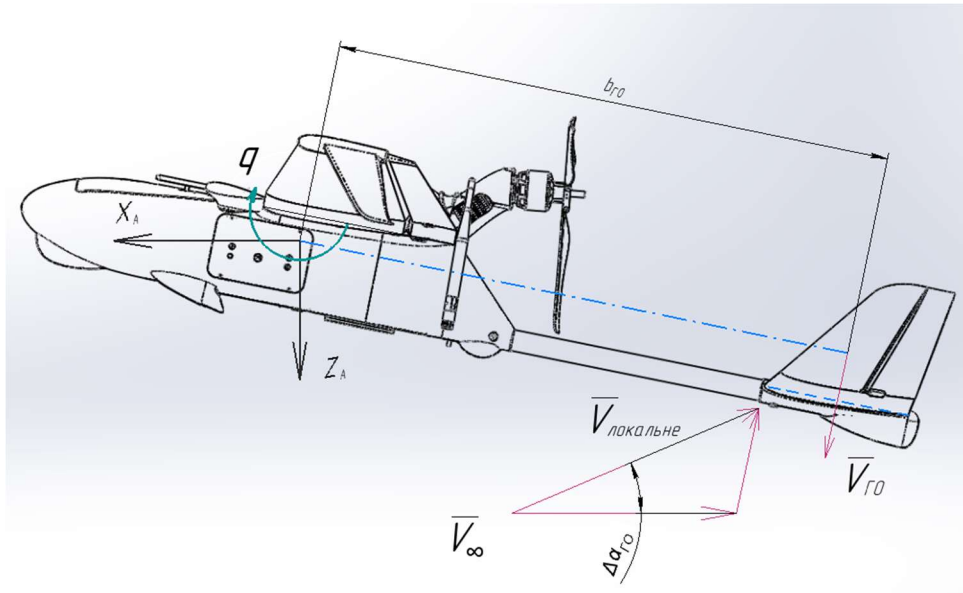


Рис. 2.2.3.4. Розрахункова схема визначення приросту кута атаки

Використовуючи геометричні залежності, можна отримати значення приблизне значення $\Delta\alpha_{ГО}$ для кожного моменту часу руху.

Знаючи даний кут, а також статичні аеродинамічні коефіцієнти можемо розрахувати додаткові силові фактори, які виникають при наявності кутової швидкості. У подальшому, пронормувавши дані величини, можемо отримати коефіцієнти C_{Lq} , C_{Dq} , C_{mq} та, відповідно, і їх похідні. Але варто пам'ятати, що розрахунок приросту сили через прирости кута атаки є досить приблизним методом, оскільки величина приросту кута залежить у тому числі і від швидкості та напрямку локального потоку, що може суттєво змінюватися.

У результаті вищевказаних дій, попередня система з трьох рівнянь (2.15)-(2.17) має лише по одній невідомій величині $C_{L\dot{\alpha}}$, $C_{D\dot{\alpha}}$ та $C_{m\dot{\alpha}}$ у кожному рівнянні, а отже система може бути вирішена.

Таким чином, у рамках даного підрозділу було розглянуто методику розрахунку похідних аеродинамічних коефіцієнтів для повздовжнього руху.

2.3. Боковий рух

Аналогічно до аналізу повздовжнього руху проведемо аналіз бокового руху ЛА. Загальна схема для бокового руху виглядає відповідно до рис.2.3.1.

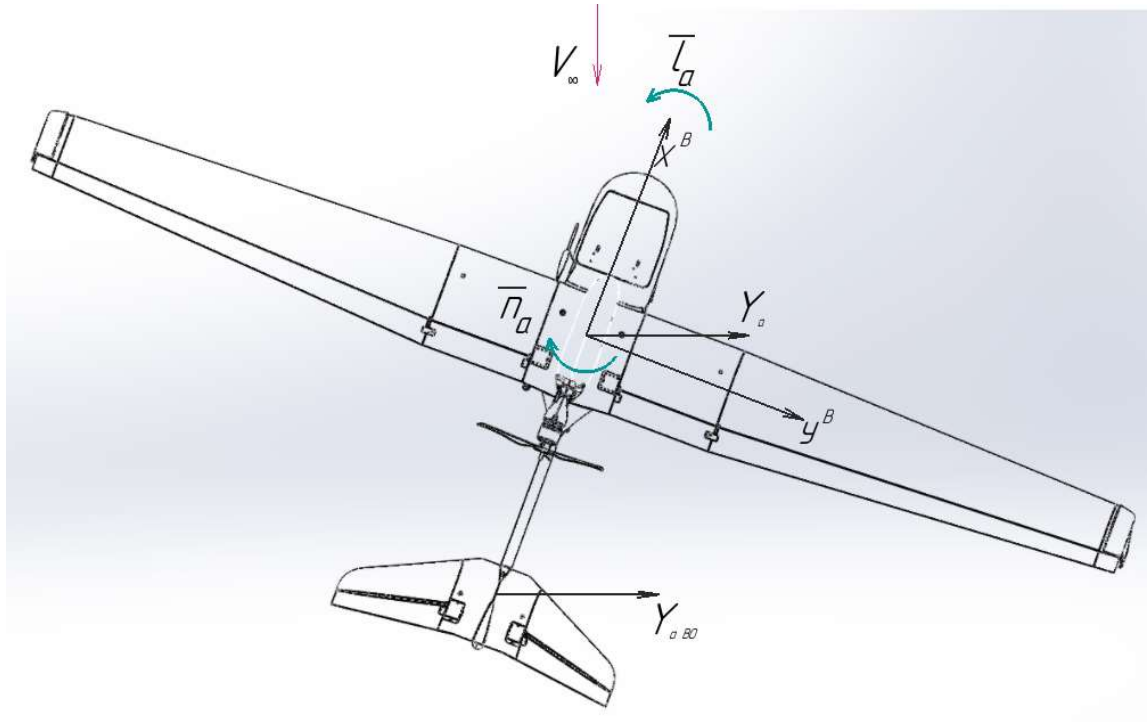


Рис. 2.3.1. Узагальнена схема аеродинамічних сил та моментів для бокового руху

У загальному випадку на у динаміці бокового руху бере участь СУ, оскільки на малих БпЛА та легких ЛА поширеною практикою є встановлення СУ під кутом до повздовжньої осі $O^B X^B$ у горизонтальній площині $O^B X^B Y^B$. Розрахунок моменту від СУ відносно осей $O^B Z^B$ та $O^B X^B$ проводиться аналогічно до розрахунків при аналізі повздовжнього руху (розділ 2.2.1).

2.3.1. Аеродинамічні сили та моменти

Аеродинамічні сили та моменти будемо розглядати у швидкісній системі координат з подальшим їх переведенням у зв'язану. Аналогічно до

аналізу повздовжнього руху, розрахунок проводитимемо відносно 0.25 САХ, тому після переведення сил та моментів у зв'язану систему координат необхідно буде врахувати зміщення фактичного центру мас ЛА відносно лінії 0.25 хорд. У загальному випадку при боковому русі силу та моменти можна розкласти на наступні складові (індекси “А” тут і надалі опущено):

$$Y = Y_{\beta} + Y_{\delta_{ел}} + Y_{\delta_{РН}} + Y_p + Y_r \quad (2.18)$$

$$l = l_{\beta} + l_{\delta_{ел}} + l_{\delta_{РН}} + l_p + l_r \quad (2.19)$$

$$n = n_{\beta} + n_{\delta_{ел}} + n_{\delta_{РН}} + n_p + n_r \quad (2.20)$$

Розділивши значення складові рівняння сили на добуток $\frac{\rho \cdot V^2}{2} S$, а складові рівняння моментів на $\frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot L$, отримуємо систему рівнянь у вигляді суми аеродинамічних коефіцієнтів:

$$\begin{cases} C_Y = C_{Y\beta} + C_{Y\delta_{ел}} + C_{Y\delta_{РН}} + C_{Yp} + C_{Yr} & (2.21) \\ C_l = C_{l\beta} + C_{l\delta_{ел}} + C_{l\delta_{РН}} + C_{lp} + C_{lr} & (2.22) \\ C_n = C_{n\beta} + C_{n\delta_{ел}} + C_{n\delta_{РН}} + nC_{np} + C_{nr} & (2.23) \end{cases}$$

Аналогічно до методики, описаної при розгляді поздовжнього руху, значення коефіцієнтів $C_{Y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ та $C_{Y\delta_{ел}}$, $C_{l\delta_{ел}}$, $C_{n\delta_{ел}}$, $C_{Y\delta_{РН}}$, $C_{l\delta_{РН}}$, $C_{n\delta_{РН}}$ можна умовно вважати відомими. Звідси отримуємо систему з трьох рівнянь, що містить 6 невідомих, що означає, що система є статично невизначеною.

Для вирішення системи, можна ввести додаткові рівняння для визначення коефіцієнтів, що пов'язані з кутовою швидкістю по рисканню чи крену. Оскільки при наявності обертального руху по рисканню необхідно окрім зміни кутів атаки ВО (у горизонтальній площині), також враховувати зміну кутів атаки крила, а зміна кутів атаки крила буде відбуватися не рівномірно за розмахом), то зручніше геометрично розрахувати значення C_{Yr} , C_{lr} , C_{nr} відповідно до методики, що розглядалася у розділі 2.2.3. Як результат,

кожне рівняння системи має по одному невідомому, а отже може бути вирішена аналітично.

2.4. Перехресний зв'язок між поздовжнім та боковим рухом

Як вже було сказано вище, поздовжній та боковий рухи прийнято розглядати як незалежні один від одного, оскільки між ними відсутній перехресний зв'язок. Але дана умова є лише одним із спрощень для зручності аналітичних досліджень.

Розглянемо детальніше, що викликає появу перехресного зв'язку:

1. Кут ковзання β - даний кут розглядається при аналізі бокового руху, але у той же час він має певний вплив і на поздовжній рух, оскільки наявність кута ковзання впливає в першу чергу на значення повного аеродинамічного опору. Оскільки, зі збільшенням абсолютної величини кута ковзання збільшується аеродинамічний опір.
2. Відхилення елеронів - відхилення елеронів може бути як симетричним (однаковий кут відхилення вгору та вниз) так і несиметричним. В обох випадках їх відхилення має вплив на поздовжній рух ЛА. Вважатимемо, що залежність підйимальної сили секції крила площею S' (рис.2.4.1) від кута відхилення елерона є лінійною. У такому випадку симетричне відхилення елеронів не викликатиме зміни повної підйимальної сили, але це буде причиною виникнення додаткового опору, оскільки залежність опору від підйимальної сили напівкрила є квадратичною залежністю (а асиметрія опору на правому та лівому напівкрилі є причиною виникнення моменту ристання). У випадку, якщо відхилення елеронів є асиметричним (що зазвичай робиться для запобігання або зменшення виникнення моменту ристання), то у такому випадку, відбувається зміна величини

повної аеродинамічної сили крила. А отже, відхилення елеронів так чи інакше має вплив на поздовжній рух ЛА.

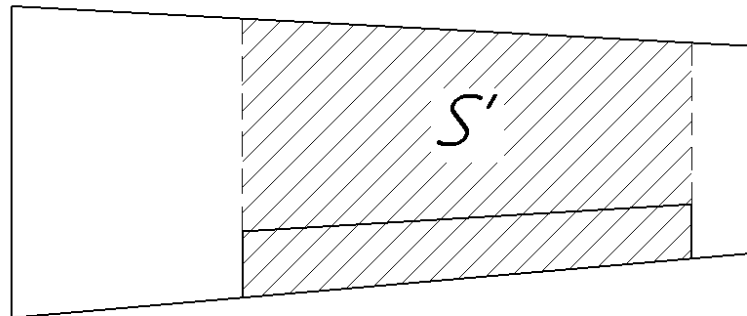


Рис.2.4.1. Секція крила з елероном.

3. Кутова швидкість по крену є причиною зміни розподілу локальних кутів атаки крила (рис.2.4.2). Це в свою чергу спричиняє зміну значення повної підйімальної сили та, як результат, зміну значення аеродинамічного супротиву.

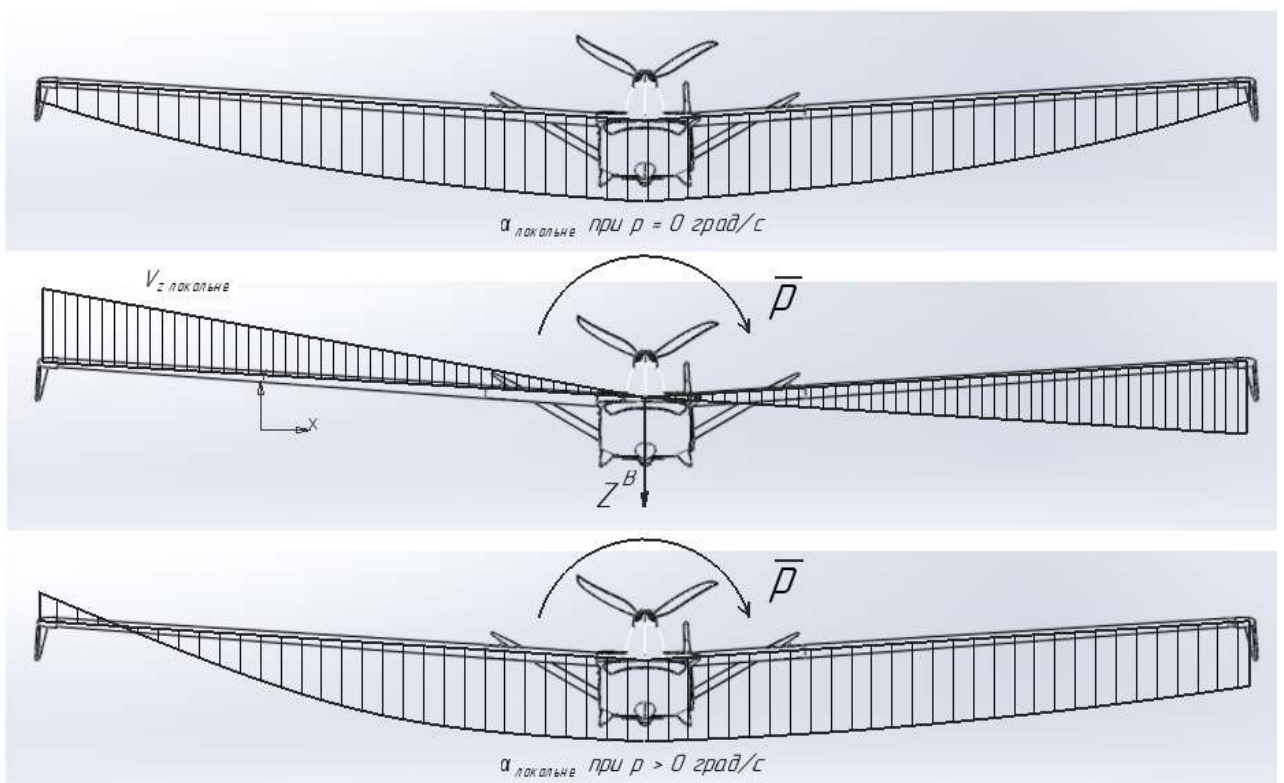


Рис. 2.4.2. Зміна розподілу локальних кутів атаки крила через наявність кутової швидкості по крену

4. Кутова швидкість по рисканню має вплив подібний до впливу кутової швидкості по крену, а тому наявність даної кутової швидкості також впливає на поздовжній рух.

Як можемо бачити, зв'язок між поздовжнім та боковим рухом є не стільки перехресним, скільки одностороннім, оскільки, явища, що розглядаються при боковому русі мають певну ступінь впливу на параметри поздовжнього руху, але поздовжній рух, як такий, не має впливу на параметри бокового руху. Як було сказано вище, поздовжній та боковий рух розглядається, зазвичай, окремо для зручності аналітичних розрахунків. Як правило подібні розрахунки проводяться на стадії проектування і подібні “перехресні” зв'язки суттєво ускладнюють теоретичний аналіз та синтез руху системи за відомими параметрами цієї системи. При цьому вплив, який несе такий зв'язок є несуттєвим, особливо коли мова йде про не маневрові ЛА. З іншого боку, коли мова йде про обернену задачу, тобто про синтез системи шляхом аналізу її руху та розрахунок базових параметрів цієї системи, то врахування подібного впливу дозволяє з більшою точністю отримати шукані базові параметри.

До того ж, варто звернутися до мети проведення аналізу системи, що проводиться в рамках даної магістерської дисертації. Одним з застосувань результатів ідентифікації є покращення алгоритмів системи автоматичного керування для покращення точності та ефективності виконання польотного завдання. Саме тому підвищення точності ідентифікації характеристик за рахунок врахування вищенаведених зв'язків є важливою складовою подальшого успішного практичного застосування отриманих результатів.

2.5. Перехід до зв'язаної системи координат

Під час ідентифікації, важливо пам'ятати, що бортові вимірювання проводяться відносно осей зв'язаної системи координат. При цьому

аеродинамічні параметри (відповідно до розділів 2.2-2.3) визначаються у швидкісній системі координат. Саме тому в процесі ідентифікації виникає необхідність перевести вектори відомих сил та моментів зі зв'язаної системи координат до швидкісної, з метою визначення невідомих похідних аеродинамічних коефіцієнтів. Але, оскільки, в ході роботи над магістерською дисертацією в першу чергу буде створена математична модель БпЛА, яка розраховує параметри руху за відомими аеродинамічними силами та моментами, у даному підрозділі буде розглянуто саме конвертацію сил та моментів зі швидкісної до зв'язаної системи координат.

За результатами розрахунків, маємо вектор повної аеродинамічної сили та вектор моменту:

$$\overline{F_a^A} = \begin{bmatrix} L^A \\ D^A \\ Y^A \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$\overline{M_a^A} = \begin{bmatrix} l^A \\ m^A \\ n^A \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Для переведення даного вектору зі швидкісної системи координат використаємо матрицю переходу L_{AB} .

$$\overline{F_a^B} = \begin{bmatrix} L^B \\ D^B \\ Y^B \end{bmatrix} = \overline{F_a^A} \times L_{AB} \quad (2.25)$$

$$\overline{M_{a,0.25}^B} = \begin{bmatrix} l_{0.25}^B \\ m_{0.25}^B \\ n_{0.25}^B \end{bmatrix} = \overline{M_a^A} \times L_{AB} \quad (2.26)$$

Таким чином було отримано вектор повної аеродинамічної сили $\overline{F_a^B}$ та моменту аеродинамічних сил $\overline{M_{a,0.25}^B}$ відносно лінії 0.25 САХ у зв'язаній системі координат. Наступник кроком є перерахунок аеродинамічного моменту при переході від лінії чверті хорд до реального центра мас ЛА.

Розрахункова схема зображена на рис.2.5.1. Перерахунок проводиться відповідно до (2.27)-(2.29).

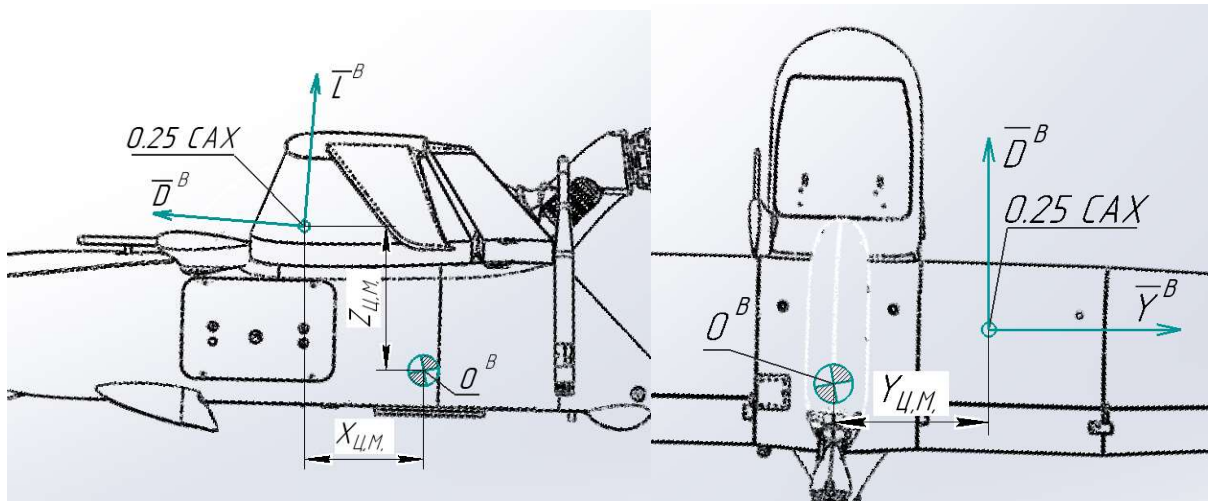


Рис. 2.5.1. Схема перерахунку аеродинамічних моментів

$$l^B = l_{0.25}^B - L^B \cdot Y_{\text{Ц.М.}} + Y^B \cdot Z_{\text{Ц.М.}} \quad (2.27)$$

$$m^B = m_{0.25}^B + L^B \cdot X_{\text{Ц.М.}} - D^B \cdot Z_{\text{Ц.М.}} \quad (2.28)$$

$$n^B = n_{0.25}^B + Y^B \cdot X_{\text{Ц.М.}} - D^B \cdot Y_{\text{Ц.М.}} \quad (2.29)$$

Таким чином було отримано значення аеродинамічних сил та моментів у зв'язаній системі координат. Для виконання зворотнього переходу зі зв'язаної до швидкісної системи координат при проведенні ідентифікації, необхідно спочатку виконати перерахунок моментів, а потім використати матрицю L_{AB} для виконання переходу:

$$\overline{F}_a^A = \overline{F}_a^B \times L_{AB}^T \quad (2.30)$$

$$\overline{M}_a^A = \overline{M}_{a,0.25}^B \times L_{AB}^T \quad (2.31)$$

Висновки по розділу

У даному розділі наведено теоретичні відомості про сили та моменти, що діють на літальний апарат, а також розглянуто окремі складові аеродинамічних сил та моментів та природу їх виникнення. В рамках даного розділу за результатами розгляду сил та моментів, було визначено методику вирішення зворотної задачі, а саме визначення похідних аеродинамічних коефіцієнтів за відомими даними про покази інерційної системи. Наприкінці розділу було розглянуто особливості перехресних зв'язків між поздовжнім та боковим рухами та методику переведення аеродинамічних сил та моментів зі швидкісної до зв'язаної системи координат і навпаки.

3. Розробка математичної моделі безпілотного літального апарату

Для моделювання БПЛА використовується Matlab Simulink. У даному середовищі є спеціалізована бібліотека Aerospace Blockset, але подібні бібліотеки вимагають окремого ліцензування, тому для забезпечення роботи моделі у будь-якому базовому пакеті, незалежно від наявних ліцензій, побудова моделі буде виконуватися виключно базовими елементами Matlab.

Загальна концепція моделі, розробці якої присвячено даний розділ наведено на блок-схемі, що зображена на рис.3.1.

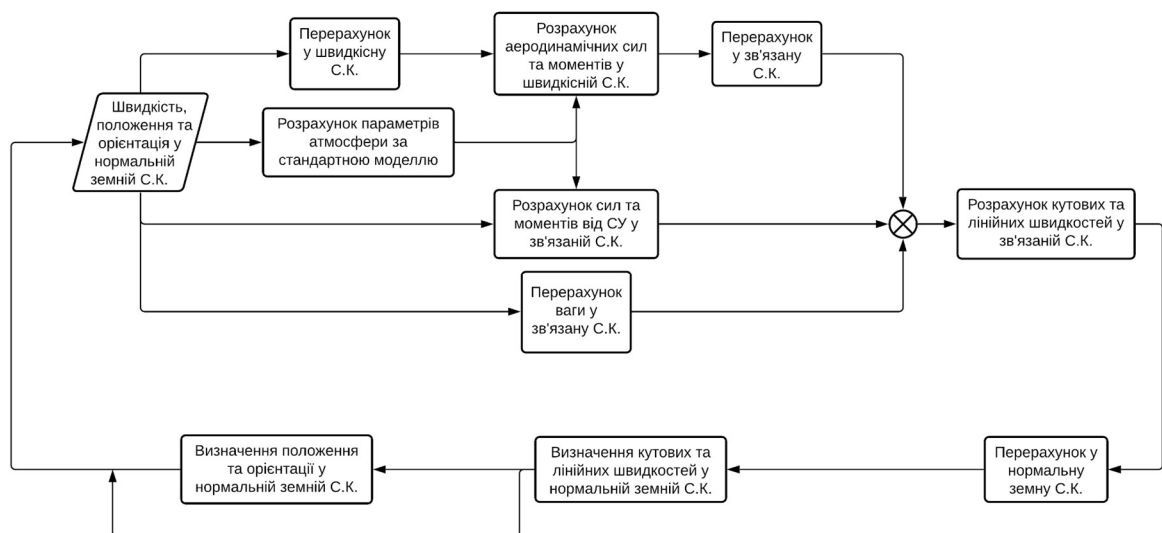


Рис.3.1. Блок-схема математичної моделі

3.1. Блок стандартної атмосфери

Стандартна атмосфера є важливим аспектом, що дозволяє проводити моделювання та розрахунок впливу сил аеродинамічної природи на динаміку руху усього ЛА. Це важливо, оскільки дозволяє максимально наблизити умови моделювання до натурних експериментів з точки зору розподілу тиску, густини, в'язкості повітря зі зміною висоти польоту. Модель стандартної

атмосфери, що використовуватиметься у даному дослідженні побудована відповідно до ISO 2533:1975 [9], що є аналогом ГОСТ 4401-81 [10].

Враховуючи те, що модель, яка розробляється в рамках магістерської дисертації має бути максимально універсальною і давати можливість моделювати не тільки малі БПЛА, що літають на відносно невеликих висотах (до 5000 м), а й висотні апарати, тому в рамках даної моделі було побудовано модель атмосфери, що відповідає тропосфері (висоти до 11000м) та тропопаузі (від 11000м до 20000м). Основною величиною, від якої залежать усі параметри атмосфери є температура. Відповідно до моделі стандартної атмосфери, температура на рівні моря складає $T_0=288.1\text{K}$, а зі збільшенням висоти температура змінюється на -0.0065 град/м. Подібне зменшення температури відбувається до досягнення тропопаузи, де температура залишається сталою. Тому для висот нижче тропопаузи можемо знайти температуру повітря за наступною залежністю:

$$\begin{aligned} T_H &= 288.1 - 0.0065 \cdot H & \text{при } 0 \leq H < 11000 \\ T_H &= 216.6 & \text{при } H \geq 11000 \end{aligned} \quad (3.1)$$

Усі інші розрахунки проводяться відповідно до залежностей, що наведені у нормативних документах ГОСТ та ISO, які наведені на початку розділу. В результаті було отримано модель, що зображена на рисунку 3.1.1. Дана модель використовує висоту у якості вхідних даних до розрахунку, а на виході з блоку ми отримуємо наступні параметри повітря на вказаній висоті:

- Температуру, К
- Густину повітря, кг/м³
- Швидкість звуку, м/с
- Атмосферний тиск, Па

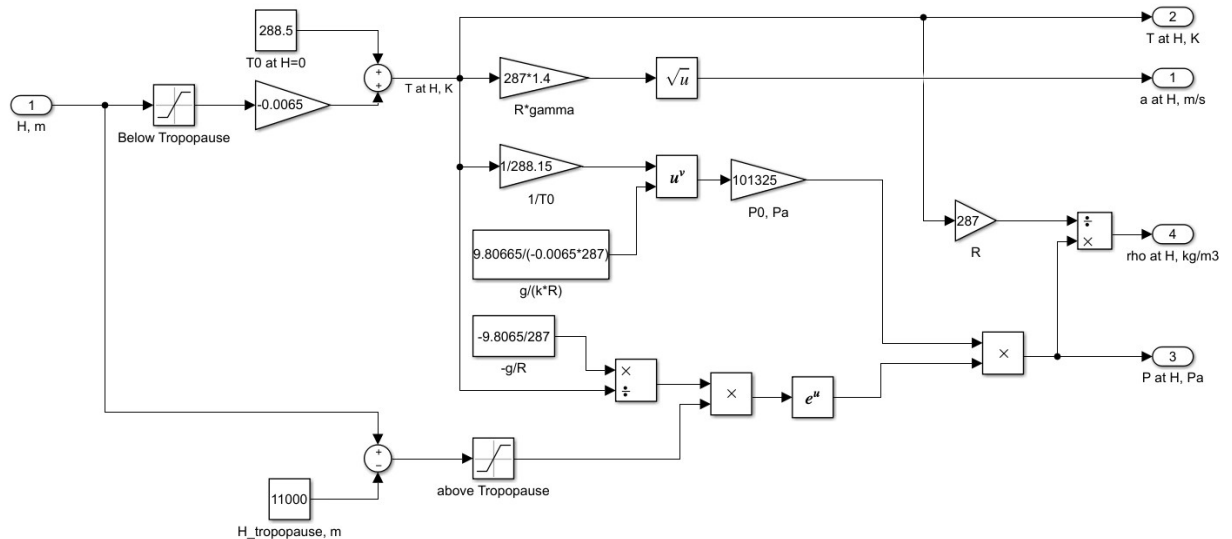


Рис.3.1.1. Модель стандартної атмосфери у середовищі Matlab Simulink

3.2. Блок рівнянь руху ЛА

Вихідними параметрами до блоку рівнянь руху є маса ЛА, сили і моменти, що діють на ЛА та тензор інерції. Як вже було сказано вище, розрахунки будуть проводитися у зв'язаній системі координат, оскільки, інерційна система, яка є основним джерелом вимірювань у даному дослідженні жорстко зв'язана з конструкцією ЛА, а тому рухатися буде разом зі зв'язаною системою координат. Розглянемо детальніше структуру блоку рівнянь руху ЛА.

Першою підсистемою даного блоку є блок зведення сил та моментів. У даному блоці відбувається переведення сили ваги ЛА з нормальної системи координат у зв'язану за допомогою матриці переходу, а також сумування усіх сил та моментів, що діють на досліджуваній ЛА. За рахунок того, що у даній підсистемі є дані про масу ЛА а також про усі зовнішні сили, що діють, є доцільним розрахувати також і перевантаження по усім трьом вісям всередині даного блоку. На виході з даної підсистеми ми отримуємо вектор зведених сил (3.2) та вектор зведених моментів (3.3), що діють на тіло.

$$\overline{F_{\Sigma}^B} = \begin{bmatrix} F_X^B \\ F_Y^B \\ F_Z^B \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\overline{M_{\Sigma}^B} = \begin{bmatrix} M_X^B \\ M_Y^B \\ M_Z^B \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

У другій підсистемі рівнянь руху проводиться розрахунок кутових швидкостей ЛА. Кутові швидкості можемо отримати шляхом інтегрування кутових прискорень, а кутові прискорення в свою чергу можна отримати через залежність, яка співвідносить моменти зовнішніх сил, моменти інерції та, власне, кутові прискорення.

$$\overline{M_{\Sigma}^B} = \overline{I} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Але дані обчислення є вірними лише для інерційної системи відліку, тому необхідно здійснити перерахунок у не інерційну систему, якою є зв'язана система координат. Як результат, остаточна формула для розрахунку моменту зовнішніх сил буде виглядати наступним чином:

$$\overline{M_{\Sigma}^B} = \overline{I} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \times (\overline{I} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}) \quad (3.5)$$

З даного рівняння можна знайти кутові прискорення, знаючи кутові швидкості (вимірюються ІМУ), тензор інерції та момент зовнішніх сил.

Якщо вищевказана підсистема працювала з обертальним рухом, то наступний блок буде працювати з поступальним рухом. Маючи на вході зовнішні сили, що діють на ЛА, а також масу досліджуваного об'єкта, можемо розрахувати лінійні прискорення, а шляхом їх інтегрування - лінійні швидкості. Але знову варто врахувати, що система не є інерційною, а тому при розрахунках варто враховувати кутові швидкості, які були розраховані у попередньому блоці.

$$\overline{F_{\Sigma}^B} = m \cdot \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right) \quad (3.6)$$

На даний момент, за результатами розрахунків ми маємо інформацію про кутові та лінійні швидкості, перевантаження і ці дані є в рамках зв'язаної системи координат. Наступним кроком має бути розрахунок орієнтації ЛА, а саме кутів Ейлера (курс, тангаж і рискання) та координати положення досліджуваного об'єкта у земній системі координат. Для розрахунку кутів Ейлера, за допомогою матриці переходу між зв'язаною та нормальною земною системою координат, перетворимо кутові швидкості, що були отримані раніше на Ейлерові кутові швидкості. Далі шляхом інтегрування отриманих кутових швидкостей отримаємо кути крену, тангажу та рискання.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times L_{BE} \quad (3.7)$$

Аналогічні дії проведемо і для наступної, п'ятої, підсистеми з метою розрахунку положення тіла в результаті поступального руху. Для цього перенесемо лінійні швидкості зі зв'язаної системи координат до земної (3.8), а потім шляхом інтегрування отримаємо положення ЛА відносно точки старту.

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \times L_{BE} \quad (3.8)$$

Для повного дослідження динаміки руху, варто також проаналізувати рух ЛА у траєкторній системі координат, для цього необхідно визначити кути нахилу траєкторії та кут швидкісного рискання. Крім того не зайвим буде визначити проекцію земної швидкості, оскільки дані дослідження динаміки руху БпЛА можуть у подальшому бути застосовані для розрахунку оптимальних траєкторій при аерофотозніманні, де величина проекції земної швидкості грає важливу роль. Але, оскільки, ці дані не використовуються при ідентифікації то дане питання виходить за рамки даної дисертації і не розглядатиметься детально.

Таким чином, в рамках блоку рівнянь руху ЛА, використовуючи у якості вхідної інформації сили та моменти у зв'язаній системі координат, масу ЛА, а також інформацію про моменти інерції досліджуваного об'єкта, було визначено перевантаження, лінійні та кутові швидкості руху тіла у зв'язаній системі координат, лінійні та кутові швидкості руху тіла у нормальній земній системі координат, положення тіла відносно точки старту моделювання а також кути, що визначають траєкторію руху тіла у кожний момент часу.

3.3. Блок силової установки

Вихідними даними до розрахунків у блоку силової установки є густина повітря на висоті польоту, швидкість польоту та режим газу. На основі цих даних у блоці проводиться розрахунок сил та моментів від СУ, що діють на ЛА.

Відповідно до інформації, що було наведено у розділі 2, маючи залежність статичної тяги, яку було отримано на стендових випробуваннях, у даному блоці відбувається перерахунок сили тяги відповідно до висоти та швидкості польоту, використовуючи формулу (2.8).

$$P = P_T \cdot 0.078 \cdot \frac{\rho_H}{\rho_{ref}} - 0.114 \cdot V \quad (2.8),$$

Після отримання абсолютного значення тяги СУ, використовуючи кути встановлення СУ відбувається проєціювання сил на вісі зв'язаної системи координат, а також розрахунок моментів відносно центра мас, використовуючи положення СУ відносно вищезазначеного центра мас.

3.4. Блок аеродинаміки

Блок аеродинаміки є одним з визначальних блоків усієї моделі, оскільки саме він є найбільш невизначеним серед усіх вищевказаних. Розрахунок аеродинамічних сил та моментів є найбільш складним серед усіх розрахунків моделі, бо цей розрахунок оперує великою кількістю вхідних даних,

різноманітних емпіричних коефіцієнтів та має врахувати якнайбільше явищ, що можуть мати місце.

Розрахунки у даному блоці проводяться у швидкісній системі координат. Також варто зазначити, що розрахунки моментів проводяться відносно 0.25 САХ (приймаємо, що це, також, є точкою фокусу), оскільки більшість емпіричних аеродинамічних коефіцієнтів задано саме відносно цієї точки. Тому у подальшому варто буде також врахувати центрування ЛА при визначенні моментів.

Вихідними параметрами до розрахунку у даному блоці є густина повітря на висоті та швидкість польоту; кути атаки та ковзання, а також похідна кута атаки; кутові швидкості з ІМУ та кути відхилення аеродинамічних поверхонь. Усі розрахунки проводилися відповідно до розділу 2. У результаті розрахунків було отримано узагальнені аеродинамічні сили та моменти, що діють на ЛА у вигляді безрозмірних коефіцієнтів C_L , C_D , C_Y , C_l , C_m та C_n . Таким чином було

сформовано вектор коефіцієнтів аеродинамічних сил $\begin{bmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_L \end{bmatrix}$ та вектор коефіцієнтів аеродинамічних моментів $\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix}$.

Наступним етапом було розраховано абсолютне значення сил та моментів шляхом множення даних векторів на швидкісний напір та площу крила і отримано відповідні вектори аеродинамічних сил та моментів.

$$\overline{F}_a^A = \begin{bmatrix} D^A \\ Y^A \\ L^A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_L \end{bmatrix} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \quad (3.9)$$

$$\overline{M}_a^A = \begin{bmatrix} l^A \\ m^A \\ n^A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_{Ln} \end{bmatrix} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \begin{bmatrix} L \\ b_{ГО} \\ b_{ВО} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Але, оскільки, дані сили та моменти визначені у швидкісній системі координат, необхідно перевести їх у зв'язану систему координат використовуючи формули (2.30) та (2.31)

$$\overline{F}_a^A = \overline{F}_a^B \times L_{AB}^T \quad (2.30)$$

$$\overline{M}_a^A = \overline{M}_{a,0.25}^B \times L_{AB}^T \quad (2.31)$$

Варто пам'ятати, що отримані аеродинамічні моменти були розраховані відносно 1/4 САХ, а початок зв'язаної системи координат знаходиться у центрі мас ЛА, тому необхідно перерахувати вищезазначені моменти з врахуванням центрування. Даний перерахунок будемо виконувати відповідно до методики описаної у розділі 2.5.

Таким чином, у результаті розрахунків аеродинамічних сил та моментів у блоці аеродинаміки ми отримуємо вектор аеродинамічних сил \overline{F}_a^B та вектор аеродинамічних моментів \overline{M}_a^B у зв'язаній системі координат

3.5. Зведення математичної моделі

Крім вищезазначених блоків стандартної атмосфери, рівнянь руху, силової установки та аеродинаміки, у моделі присутні ще декілька додаткових блоків, що виконують системні функції, до яких відноситься перерахунок певних величин, чи їх розрахунок, але оскільки ця інформація не є основною, то їх робота та призначення у даній магістерській дисертації не висвітлена.

За наявності окремих підсистем, подальша побудова моделі ЛА є досить простою. Послідовно сполучаючи входи та виходи окремих підсистем, додаючи проміжні “системні” блоки було побудовано модель ЛА. Загальний вигляд отриманої моделі у середовищі Simulink наведено у додатку А.

Після побудови моделі було створено файл з вихідними даними, що містив усі параметри БпЛА, які необхідні для розрахунку, при цьому невідомі аеродинамічні похідні були прийняті нульовими. Використовуючи цей файл було проведено тримування даного спрощеного ЛА. Для цього було використано один з інструментів Simulink, а саме “Linear Analysis”, що дозволяє провести тримування моделі (варіацію вказаних користувачем параметрів для забезпечення заданих значень певних інших параметрів). У даному випадку було задано підтримання швидкості польоту 20м/с на висоті 300м та нульовий кут нахилу траєкторії. При цьому було отримано відхилення

$PВ \delta_{PB} = 3^\circ$ та режим газу $PГ = 57\%$. Саме за цих умов підтримується прямолінійний горизонтальний політ.

На основі цих даних було проведено також серію якісних тестів, для пошуку можливих помилок у моделі. Для цього на вхід до моделі у кожному з тестів було подано короткочасні відхилення аеродинамічних поверхонь відносно положення тримування (окремо по одному каналу для кожного тесту) і перевірено поведінку ЛА. За результатами якісних тестів було попередньо визначено, що модель працює правильно. Реакція на відхилення $PВ$, $PН$ та елеронів є адекватною. Кількісне підтвердження правильності роботи моделі наразі провести неможливо, оскільки відкриті дані, що дозволили б провести верифікацію моделі, на даний момент відсутні.

Висновки по розділу

У рамках роботи над даним розділом було проведено розробку математичної моделі БПЛА. Побудова моделі відбувалася у середовищі Simulink. При побудові моделі були використані лише базові блоки середовища, що не потребують додаткового ліцензування. По завершенню роботи було проведено якісний аналіз роботи моделі для виявлення помилок, що були допущені при розробці.

4. Льотні випробування. Аналіз та постобробка даних льотних випробувань.

Для проведення розрахунків відповідно до математичного апарату, що наведено у розділі 2, необхідно отримати реальні дані руху ЛА, на основі яких мають бути проведені відповідні розрахунки. З метою отримання набору цих даних необхідно провести випробування повнорозмірного ЛА у аеродинамічній трубі або серію льотних випробувань. За результатами цих випробувань можна отримати дані про сили та моменти, що діють на ЛА, а отже і невідомі величини аеродинамічних похідних.

4.1. Загальні відомості про БпЛА, бортове обладнання та систему запису даних

У рамках магістерської дисертації проводиться ідентифікація характеристик безпілотного літального апарату FLIRT Cetus[11] виробництва української фірми Abris DG. Основні характеристики наведено у таблиці 4.1.1.



Рис.4.1.1. БпЛА FLIRT Cetus

Основні характеристики

Параметр	Значення
Нормальна злітна маса, кг	9.9
Розмах крила, м	2.72
САХ, м	0.250
Довжина, м	1.1
Діапазон швидкостей польоту, м/с	16...30
Час польоту, хв	до 180

БПЛА FLIRT Cetus виконано за нормальною аеродинамічною схемою. Високоплан, хвостове оперення V-подібне. Крило великого видовження, з нульовою стрілоподібністю за чвертю хорди, обладнано флаперонами, що займають увесь розмах консольної частини крила (у рамках даної роботи вони працювали лише у якості елеронів, закрилки не використовувалися). СУ установка високорозміщена та представляє собою безколекторний електродвигун, що обладнано штовхаючим трилопатевим повітряним гвинтом постійного кроку.

БПЛА обладнано системою автоматичного керування на основі Pixhawk та ПЗ Ardupilot. На борту наявні наступні сенсори:

- MEMS акселерометри + гіроскопи;
- MEMS магнітометри;
- Барометричний висотомір;
- Навігаційний GNSS;
- Датчик повітряної швидкості;

Варто зазначити, що на даному БПЛА відсутні датчики кута атаки та кута ковзання, що суттєво ускладнює процес ідентифікації.

Усі дані з датчиків, що приходять до автопілоту, а також керуючі сигнали, які є виходами з автопілоту записуються у польоті на карту пам'яті у

вигляді лог файлу. Даний файл має чітко-визначену структуру, а тому дозволяє досить зручно працювати з записаними даними, використовуючи пакет Matlab.

Проблема бортових вимірювань, у рамках даних експериментальних польотів, стоїть особливо гостро, оскільки на борту встановлено обмежений набір датчиків, точність яких є досить низькою. Даної точності цілком достатньо для виконання поставленої задачі у рамках польотного завдання з метою проведення аерофотознімання чи моніторингу. Але, в той же час, покази датчиків мають досить велику дисперсію та високий рівень шуму, що зменшує обсяг та точність інформації, що може бути використана у рамках магістерської дисертації.

4.2. Льотні випробування.

Основною метою льотних випробувань є отримання набору експериментальних даних про покази датчиків та керуючі сигнали з автопілоту у кожний момент часу. Дані мають бути отримані для широкого діапазону швидкостей польоту при сталому центруванні та масі.

Попередньо було проведено серію льотних випробувань для уточнення льотно-технічних характеристик БпЛА, що слугували базовими при ідентифікації в рамках магістерської дисертації. Для цього відбувалися польоти у різноманітних конфігураціях: різне центрування, злітна маса, площа та розмах крила. Відповідно до результатів цих експериментів було уточнено теоретичні розрахунки аеродинамічних характеристик БпЛА. Дані випробування та їх результати виходять за рамки даної магістерської дисертації, а тому не будуть детально висвітлені у даній роботі.

При підготовці льотних випробувань для ідентифікації основним завданням було можливість постобробки результатів та проведення розрахунків за відсутності прямих вимірів кута атаки та кута ковзання. Дані кути можна приблизно отримати знаючи проекції швидкості на вісі зв'язаної

системи координат за умови нерухомих відносно земної поверхні повітряних мас (приклад розрахунку кута атаки наведено на рис.).

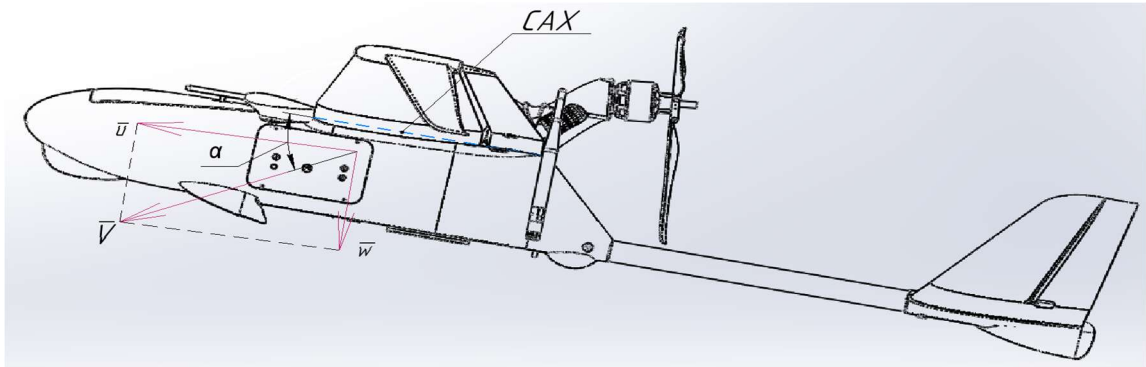


Рис.4.2.1. Розрахункова схема для знаходження кута атаки

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \quad (4.1)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v}{V_{\infty}}\right) \quad (4.2)$$

Саме тому для забезпечення відсутності руху повітряних мас усі льотні випробування проводилися ввечері на заході сонця, оскільки термічна активність за цих умов є незначною, а вітер на малих висотах практично відсутній.

У рамках льотних випробувань відбувалася серія польотів за одним і тим самим польотним завданням (рис.4.2.2.), оскільки, у такому випадку ймовірні вертикальні та горизонтальні пориви (що вносять похибки у розрахунки) будуть нівельовані за рахунок великої вибірки даних. Параметри польотного завдання наведено у таблиці 4.2.1. нижче.



Рис.4.2.2. Польотне завдання

Параметри польотного завдання

Параметр	Значення
Висота польоту AGL, м	150
Діапазон швидкостей польоту, м/с	30...20
Крок зміни швидкості, м/с	1

У результаті було отримано масив даних обсягом приблизно 2.5 льотні години. На рис.4.2.3. зображено фактичну траєкторію польоту БПЛА під час одного з експериментальних польотів.



Рис. 4.2.3. Фактична траєкторія руху БПЛА під час одного з експериментальних польотів

4.3. Постобробка та аналіз даних

Для постобробки та аналізу логу польоту було написано програму у середовищі Matlab. Перший модуль програми виконує зчитування даних з файлу логу та вносить дані до відповідних масивів.

Наступним кроком є аналіз керуючих сигналів з автопілота. Керуючі сигнали представляють собою PWM сигнал. У випадку керування аеродинамічними поверхнями даний сигнал сприймається сервомеханізмами, які в свою чергу відхиляють відповідні поверхні на заданий кут. Передаточна

функція для даного елемента системи керування є відомою і може бути записана у вигляді

$$\delta = (PWM - PWM_{trim}) \cdot K_{серв} \cdot K_{ред} \quad (4.3)$$

Для даного БпЛА $K_{серв} = 0.085$ град. Цей коефіцієнт показує на який кут відбувається поворот вихідного валу сервопривода при зміні PWM сигналу на 1 од. В свою чергу $K_{ред} = 1$, оскільки вихідний вал сервопривода напряду з'єднано з аеродинамічною поверхнею без проміжних редукторів.

Керування СУ відбувається за допомогою аналогічного PWM сигналу. Знаючи діапазон мінімального та максимального значення даного сигналу без проблем може бути розраховано режим газу, а відповідно до розділу 2.2.1., відбувається перерахунок керуючого сигналу у значення тяги СУ.

Наступним етапом є зчитування та обробка даних з датчиків, що підключені до автопілота. Варто зазначити, що запис даних з кожного окремого датчика, а також запис керуючих сигналів відбувається з різною частотою, наприклад запис даних з IMU відбувається з частотою близькою до 50Гц, при цьому запис даних з барометричного висотоміра з частотою 10Гц. При цьому початковий момент часу синхронізовано з похибкою від 10 до 20% в залежності від того про які сенсори йде мова. Саме тому синхронізація даних є важливим аспектом обробки результатів. Так було прийнято рішення про синхронізацію даних на частоті 10Гц, при цьому втрачається частина даних з IMU, що є досить критичним, але збільшення частоти призвело б до необхідності проводити інтерполяцію даних інших вимірювань. В свою чергу, використання інтерпольованої інформації внесе додаткову похибку у розрахунки. Також важливо зауважити, що дані з IMU перед синхронізацією було профільтровано від шуму, детальніше про це буде вказано нижче.

Розглянемо, які дані з тих, що необхідні для проведення ідентифікації, ми можемо отримати напряду з логу і у яких величинах ці дані записані. Отриману інформацію зведемо до таблиці 4.3.1.

Дані з лог-файлу, що використовуються при ідентифікації

	Параметр	Розмірність	Датчик
1	Барометрична висота	м	Барометричний висотомір
2	Повітряна швидкість	м/с	Датчик повітряної швидкості
3	Кутові швидкості p, q, r	рад/с	IMU
4	Лінійні прискорення $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$	м/с ²	IMU
5	Кути Ейлера φ, θ, Ψ	град.	Розрахунки автопілота
6	Керуючі сигнали	PWM	Вихід з автопілота

Можемо бачити, що для проведення ідентифікації відповідно до розділу 2, нам не вистачає даних про кути атаки та кути ковзання. Як було сказано вище, дані кути можна визначити за допомогою лінійних швидкостей у зв'язаній системі координат. Для їх визначення необхідно провести інтегрування лінійних прискорень. Дане інтегрування доцільніше проводити до синхронізації даних, на початковій частоті 50Гц, але при цьому велику похибку у розрахунок вносить шум у вимірюваннях. Для його зменшення було проведено фільтрацію даних. В першу чергу за допомогою медіанного фільтра було очищено масив даних від різких скачків. Після цього за допомогою рухомого середнього було трохи згладжено шум у вимірюваннях.

У результаті вищевказаної постобробки файлів з логами польоту було отримано масив експериментальних даних, що синхронізовані у часі. Приклад отриманих даних наведено на рис 4.3.1. Графіки інших даних з даного польоту можна побачити у додатку Б.

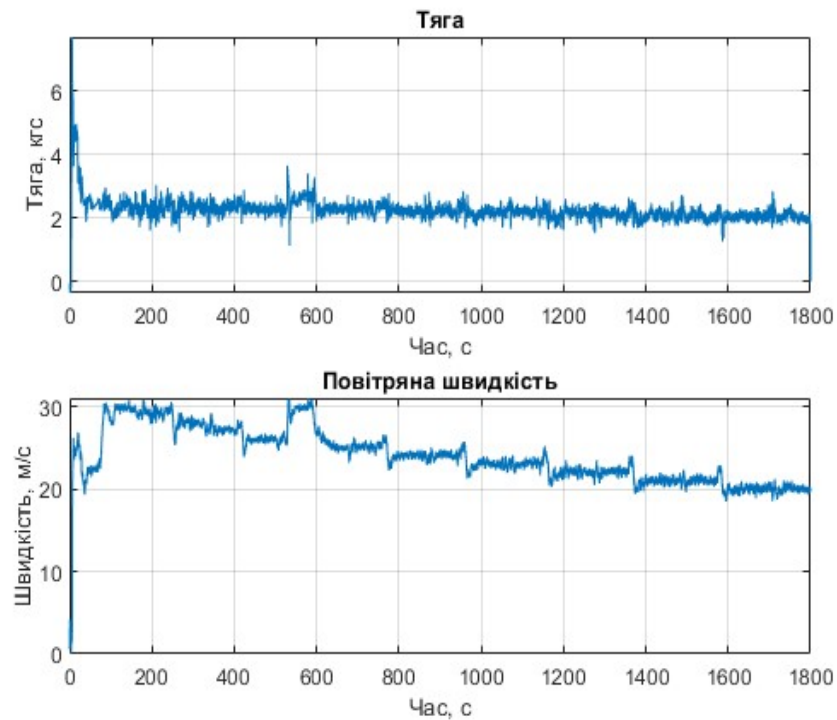


Рис.4.3.1. Тяга СУ та швидкість впродовж польоту.

Висновки по розділу

У ході роботи над магістерською дисертацією було підготовлено та проведено ряд льотних випробувань з метою отримання масиву даних, що складається з бортових вимірювань та керуючих сигналів автопілота. Експериментальні польоти мали польотне завдання, що відповідає звичайному робочому польоту зі збільшеним діапазоном швидкостей. Отримані експериментальні дані було проаналізовано у пакеті Matlab. Окремі величини було конвертовано до тієї розмірності, яка необхідна при проведенні ідентифікації. Покази з IMU було додатково профільтровано для зменшення впливу шуму на розрахунки. Останнім кроком постобробки результатів стала синхронізація даних і зведення їх до єдиного масиву.

5. Визначення похідних аеродинамічних коефіцієнтів

За результатами постобробки даних льотних випробувань було отримано масив даних, що необхідний для проведення ідентифікації. Для проведення автоматизованих розрахунків, було написано програму у середовищі Matlab. Даний алгоритм є продовженням попередньої програми, що використовувалася для постобробки результатів льотних випробувань. Варто зауважити, при розрахунках виникає досить багато перехресних зв'язків, що ускладнює алгоритм розрахунку, тому поділу на поздовжній та боковий рух у рамках алгоритму не проводилося для спрощення структури коду.

Першим кроком при виконанні розрахунків є визначення кутів атаки та ковзання. Для цього за залежністю (4.1) та (4.2) використовуючи дані про лінійні швидкості було розраховано вищезазначені кути у кожний момент часу. Ця інформація є опорною для проведення усіх подальших розрахунків.

Розрахунки проводилися за рахунок узагальнення [конференція] аеродинамічних сил та моментів. Тобто, на відміну від теоретичних відомостей, що наведені у розділі 2.1-2.2, сили та моменти не розглядались як сума окремих складових (наприклад підймальна сила від кута атаки, кута відхилення РВ, кутової швидкості по тангажу, тощо), а за узагальненим впливом усіх складових локальних швидкостей потоку.

5.1. Визначення підймальної сили

Спершу було проведено перерахунок істинних місцевих кутів атаки крила з врахуванням кута встановлення крила, геометричної кривки та розподілу циркуляції за розмахом крила. Даний розподіл є справедливим для прямолінійного горизонтального польоту, але у рамках ідентифікації необхідно також врахувати зміну розподілу кутів атаки через наявність кутової швидкості по ристанню та крену (відповідно до розділу 2.4).

Отриманий розподіл місцевих кутів атаки вздовж розмаху крила дає можливість розрахувати розподіл підйімальної сили вздовж розмаху та, як результат, отримати значення коефіцієнту C_L для кожного перерізу крила.

Після отримання вищевказаного розподілу коефіцієнту підйімальної сили було розраховано величину приросту $C_{L\delta_{елер}}$ для кожного перерізу за відомими відхиленнями флаперонів та враховано вплив даного приросту на значення C_L .

На основі отриманого повного значення коефіцієнту підйімальної сили, відповідно до методики розрахунку, наведеної у [12] було розраховано кути скосу потоку за крилом вздовж передньої крайки хвостового оперення. Щоразом зі значенням загального кута атаки дає можливість розрахувати розподіл місцевих кутів атаки вздовж розмаху ГО. Отримані дані було додатково уточнено, врахувавши зміну кута атаки через наявність кутової швидкості по тангажу. Останнім етапом уточнення місцевих кутів атаки ГО стало врахування кута ковзання та кутової швидкості по ристанню. Кутова швидкість по крену не була врахована, через малий розмах оперення, а, як результат, суттєво менший вплив даного руху у порівнянні з крилом.

Після розрахунку приросту коефіцієнту підйімальної сили ГО в результаті відхилення РВ, було отримано повне значення підйімальної сили ГО.

Розрахунок підйімальної сили фюзеляжу проводився за простою лінійною залежністю підйімальної сили від кута атаки БпЛА. Шляхом сумування величини підйімальної сили ГО з повним значенням підйімальної сили крила, та підйімальною силою фюзеляжу було отримано повне значення підйімальної сили, що діє на БпЛА.

5.2. Визначення сили опору та бокової аеродинамічної сили

Сила опору визначалася окремо для кожного напівкрила за результатами розрахунків розподілу підйимальної сили, це було зроблено для можливості визначення моментів, що виникають при подальших розрахунках. Сила опору розглядалася, як сума сили опору тертя та сили індуктивного опору.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{i \text{ прав.конс.}}} + C_{D_{i \text{ лів.конс.}}} + C_{D_{i \text{ ГО}}} \quad (5.1)$$

$$C_{D_0} = C_{D_0 \text{ фюз.}} + C_{D_0 \text{ крила}} + C_{D_0 \text{ ГО}} \quad (5.2)$$

При цьому, вплив відхилення аеродинамічних поверхонь вже було враховано у розрахунках підйимальної сили, а тому не розглядався як окрема складова сили опору.

Сила опору оперення розглядалася аналогічно крилу у вигляді суми опору тертя та індуктивного опору. Також не розглядався вплив кута ковзання та кутової швидкості за рисканням, оскільки цей вплив вже враховано при розрахунку істинних місцевих кутів атаки. Сила опору фюзеляжу була розрахована за залежностями, що наведені у [кривокрысенко].

Бокова аеродинамічна сила була розрахована як сума бокової сили фюзеляжу через наявність кута ковзання та бокової сили на оперенні.

$$C_Y = C_{Y \text{ фюз}} + C_{Y \text{ ВО}} \quad (5.3)$$

5.3. Визначення аеродинамічних моментів

Розрахунок аеродинамічних моментів проводиться на основі розрахованих сил у розділі 5.2. та 5.2. При цьому, оскільки розрахунки проводяться відносно 0.25 САХ, що наближено можна вважати фокусом крила, то розрахунок коефіцієнту поздовжнього моменту проводився з врахуванням поздовжнього моменту крила при нульовій підйимальній силі.

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_{\text{крила}}} + C_{m_{\text{ГО}}} + C_{m_{\delta_{\text{РВ}}}} \quad (5.4)$$

Розрахунок коефіцієнтів моменту крену та рискання проводився за відповідними формулами

$$C_l = C_{l_{\text{крила}}} + C_{m_{\delta_{\text{елер}}}} \quad (5.5)$$

$$C_n = C_{n_{\text{крила}}} + C_{n_{\text{ВО}}} + C_{m_{\delta_{\text{РН}}}} \quad (5.6)$$

5.4. Розрахунок аеродинамічних похідних

Для початку розглянемо систему рівнянь для поздовжнього руху БПЛА

$$\begin{cases} C_L = C_{L\alpha} + C_{L\delta_{\text{РВ}}} + C_{Lq} + C_{L\dot{\alpha}} + C_L' & (2.15) \\ C_D = C_{D\alpha} + C_{D\delta_{\text{РВ}}} + C_{Dq} + C_{D\dot{\alpha}} + C_D' & (2.16) \\ C_m = C_{m\alpha} + C_{m\delta_{\text{РВ}}} + C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} + C_m' & (2.17) \end{cases}$$

Загальне значення коефіцієнтів C_L , C_D , C_m відоме у кожний момент часу відповідно до рівнянь (2.4) та (2.5). Під час розрахунків (розділ 5.1-5.3) ми врахували вплив кута атаки, кутів відхилення аеродинамічних поверхонь. Тому введемо коефіцієнти \widetilde{C}_L , \widetilde{C}_D , \widetilde{C}_m що відповідатимуть значенням повних значень сил та моментів, які ми розраховували раніше. Розглядаючи складові рівнянь вищенаведеної системи, можемо перетворити їх до вигляду

$$\begin{cases} C_L = \widetilde{C}_L + C_{L\dot{\alpha}} & (5.7) \\ C_D = \widetilde{C}_D + C_{D\dot{\alpha}} & (5.8) \\ C_m = \widetilde{C}_m + C_{m\dot{\alpha}} & (5.9) \end{cases}$$

Звідки знайдемо значення коефіцієнтів $C_{L\dot{\alpha}}$, $C_{D\dot{\alpha}}$, $C_{m\dot{\alpha}}$. Знаючи, що дані коефіцієнти можна розписати як

$$C_{L\dot{\alpha}} = \frac{dC_L}{d\dot{\alpha}} \cdot \Delta\dot{\alpha} \quad (5.10)$$

$$C_{D\dot{\alpha}} = \frac{dC_D}{d\dot{\alpha}} \cdot \Delta\dot{\alpha} \quad (5.11)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{dC_m}{d\dot{\alpha}} \cdot \Delta\dot{\alpha} \quad (5.10),$$

то можемо розрахувати значення самих похідних.

Повертаючись до системи рівнянь (2.15)-(2.17) коефіцієнти $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$ та $C_{L\delta_{PB}}$, $C_{D\delta_{PB}}$, $C_{m\delta_{PB}}$ відомі з довідникової інформації та результатів аналітичних розрахунків. Єдиними невідомим залишаються значення C_{Lq} , C_{Dq} , C_{mq} . Для їх визначення використаємо наявний фрагмент коду з послідовними розрахунками сил та моментів, але продублюємо його без розрахунків впливу кутової швидкості q . Таким чином на виході отримаємо значення коефіцієнтів сил та моментів, що теоретично мають відповідати рівнянням:

$$\left\{ \begin{array}{l} \widetilde{C}_{L2} = \widetilde{C}_L - C_{Lq} \\ \widetilde{C}_{D2} = \widetilde{C}_D - C_{Dq} \\ \widetilde{C}_{m2} = \widetilde{C}_m - C_{mq} \end{array} \right. \quad (5.11)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \widetilde{C}_{L2} = \widetilde{C}_L - C_{Lq} \\ \widetilde{C}_{D2} = \widetilde{C}_D - C_{Dq} \\ \widetilde{C}_{m2} = \widetilde{C}_m - C_{mq} \end{array} \right. \quad (5.12)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \widetilde{C}_{L2} = \widetilde{C}_L - C_{Lq} \\ \widetilde{C}_{D2} = \widetilde{C}_D - C_{Dq} \\ \widetilde{C}_{m2} = \widetilde{C}_m - C_{mq} \end{array} \right. \quad (5.13)$$

Таким чином, за даними залежностями можемо отримати значення C_{Lq} , C_{Dq} , C_{mq} та їх похідні

При розрахунку бокового руху, звернемося до системи (2.21)-(2.23)

$$\left\{ \begin{array}{l} C_Y = C_{Y\beta} + C_{Y\delta_{ел}} + C_{Y\delta_{PH}} + C_{Yp} + C_{Yr} \\ C_l = C_{l\beta} + C_{l\delta_{ел}} + C_{l\delta_{PH}} + C_{lp} + C_{lr} \\ C_n = C_{n\beta} + C_{n\delta_{ел}} + C_{n\delta_{PH}} + nC_{np} + C_{nr} \end{array} \right. \quad (2.21)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_Y = C_{Y\beta} + C_{Y\delta_{ел}} + C_{Y\delta_{PH}} + C_{Yp} + C_{Yr} \\ C_l = C_{l\beta} + C_{l\delta_{ел}} + C_{l\delta_{PH}} + C_{lp} + C_{lr} \\ C_n = C_{n\beta} + C_{n\delta_{ел}} + C_{n\delta_{PH}} + nC_{np} + C_{nr} \end{array} \right. \quad (2.22)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_Y = C_{Y\beta} + C_{Y\delta_{ел}} + C_{Y\delta_{PH}} + C_{Yp} + C_{Yr} \\ C_l = C_{l\beta} + C_{l\delta_{ел}} + C_{l\delta_{PH}} + C_{lp} + C_{lr} \\ C_n = C_{n\beta} + C_{n\delta_{ел}} + C_{n\delta_{PH}} + nC_{np} + C_{nr} \end{array} \right. \quad (2.23)$$

Як можемо бачити, відповідно до інформації що наведена вище, усі з наведених у системі складових було використано при розрахунках. Тому визначити невідомі коефіцієнти можемо за рахунок варіацій складових, які ми виключаємо з розрахунку. Таким чином розраховуємо усі невідомі похідні коефіцієнтів C_{Yr} , C_{lr} , C_{nr} , C_{Yp} , C_{lp} , C_{np} .

За результатами розрахунку, було отримано величини похідних аеродинамічних коефіцієнтів, що наведені у таблиці 5.1.-5

Похідні, що були визначені у ході ідентифікації

Позначення	Значення	Позначення	Значення
C_{Lq}	0.079	C_{Yp}	0.005
$C_{L\dot{\alpha}}$	0.032	C_{Yr}	0.015
C_{Dq}	0.003	C_{lp}	-0.007
$C_{D\dot{\alpha}}$	0	C_{lr}	0
C_{mq}	-0.617	C_{np}	-0.002
$C_{m\dot{\alpha}}$	-0.114	C_{nr}	-0.005

Висновки по розділу

У ході роботи над даним розділом магістерської дисертації було проведено розрахунки за методом узагальнення розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів. За результатами розрахунку було отримано значення аеродинамічних похідних, що потребують подальшої верифікації.

6. Верифікація результатів ідентифікації

Метою даного розділу є підтвердження достовірності результатів розрахунків шляхом кількісного аналізу результатів, отриманих в рамках виконання магістерської дисертації, та їх порівняння з певними відомими даними чи результатами інших, верифікованих експериментів. На жаль, у даний момент відсутні будь-які відкриті дані, що дозволили б провести верифікацію математичної моделі на основі експерименту. А тому у рамках даної магістерської дисертації верифікація буде обмежена лише верифікацією отриманих результатів на основі допущення, що математична модель у Simulink є адекватною.

6.1. Методика проведення верифікації

Верифікація буде полягати у порівнянні траєкторії руху БПЛА під час льотних випробувань (розділ 4) та траєкторії, що буде отримана у результаті моделювання. Оскільки, на даний момент часу відсутня будь-яка математична модель САК, що закладена у автопілот даного БПЛА, вихідними даними для моделювання слугуватимуть відхилення аеродинамічних поверхонь, що були записані впродовж польоту та режим газу, що був встановлений автопілотом у кожний момент часу. За однакових початкових умов при вірних отриманих результатах ідентифікації, дані траєкторії мають співпасти.

Для верифікації було взято відрізок часу у 10 хвилин польоту. Використовуючи дані бортових вимірювань, маємо початкові умови для математичної моделі. Дані параметри зведено до таблиці 6.1.1.

Таблиця 6.1.1.

Початкові умови для процесу верифікації

Найменування	Позначення	Значення
Лінійні швидкості, м/с	u	21.5
	v	2.6

Найменування	Позначення	Значення
Лінійні швидкості, м/с	w	3,2
Кутові швидкості, рад/с	p	0,05
	q	-0,01
	r	0,015
Початкова координата, м	X _e	0
	Y _e	0
	Z _e	-152,5

Вказані дані вносяться у модель, як початкові умови для блоку інтегрування величин. Початкова координата у площині обрана нульовою для спрощення розрахунків. Оскільки положення БПЛА у горизонтальній площині на борту ми маємо з даних GNSS системи, то вказані дані наведено у системі координат WGS-84, то з точки зору написання алгоритму, простіше визначити зміщення відносно початкової точки у даній системі координат і перерахувати його у метри, а ніж за відомим зміщенням моделі розраховувати його координату у вказаній системі координат. При порівнянні результатів, початкову координату траєкторії руху реального БПЛА буде також приведено до нуля.

6.2. Результати верифікації

З файлу з льотними даними було експортовано дані про відхилення аеродинамічних поверхонь, а також про режим газу. Відповідно до дискретності, що наявна у синхронізованих експериментальних даних, крок розрахунку у математичній моделі було також встановлено на величину 0,1с.

За результатами розрахунку, можемо бачити траєкторії, що наведені на рис.6.2.1. З рисунку можемо бачити, що похибка у розрахунку траєкторії має мультиплікативний характер. При чому, абсолютне значення цієї похибки по завершенню моделювання складало 73м у плані та 17 м за висотою, що

приблизно дорівнює $0,12\text{ м/с}$ та $0,03\text{ м/с}$ відповідно. Як можемо бачити, похибка у поздовжньому каналі є у декілька разів меншою, що пояснюється тим, що кількість невідомих при ідентифікації системи при поздовжньому русі є меншою, а достовірність вихідних даних (таких як результатів аналітичних попередніх розрахунків) є вищою. При цьому, при ідентифікації поздовжнього руху використовується менша кількість даних з бортових вимірювань, що зменшує загальний обсяг похибок, які впливають на розрахунок.

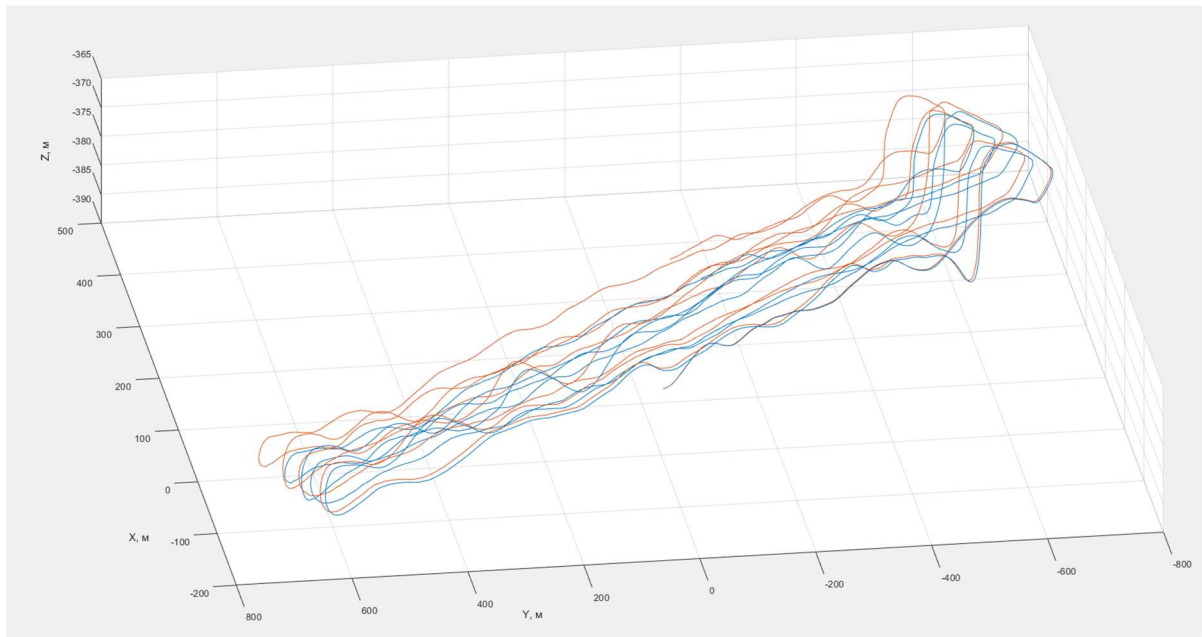


Рис.6.2.1. Траєкторії, що отримані в процесі верифікації результатів

Висновки по розділу

Результати, отримані у ході ідентифікації, є сумнівними і на даний момент вони не можуть вважатися цілком достовірними. Під час верифікації було отримано відносно велику похибку мультиплікативного характеру у результатах. Причиною виникнення такої похибки можуть бути один з наступних факторів, або їх комбінація:

- Низька точність та висока дисперсія вимірювань бортових сенсорів.
- Високий рівень зашумленості. При чому використання фільтрів при постобробці даних може вносити свою похибку у істині вимірювання.

- Відсутність датчика кута атаки та ковзання, через що доводиться проводити наближені розрахунки даних параметрів за показами бортового обладнання, що вносить похибку на етапі розрахунку.
- Відсутність можливості достовірно провести верифікацію математичної моделі, тому при верифікації розрахунків, неточності побудови моделі можуть вносити похибку у параметри траєкторії, що розраховується.

Варіанти покращення точності результатів ідентифікації та вплив окремих вищезазначених факторів, що призводять до появи похибок у вимірюванні потребують додаткового дослідження

7. Розробка стартап проекту

У рамках розробки стартап проекту буде розглянуто ідею виробництва пристрою та ПЗ для нього, що буде використовуватися для ідентифікації характеристик БпЛА, а також легких пілотованих ЛА. Даний пристрій може бути виконано у двох варіантах:

- ІСРЧ - ідентифікація системи у реальному часі
- ІСПО - ідентифікація системи шляхом пост-обробки даних

Інформацію про напрямки застосування та вигоду для потенційних користувачів наведено у таблиці 7.1.

Таблиця 7.1.

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Виробництво пристрою зі спеціалізованим ПЗ, для ідентифікації характеристик	1. Уточнення теоретичних розрахунків, щодо характеристик БпЛА	Більш точні дані дозволять краще розрахувати можливості та ефективність БпЛА
БпЛА у реальному часі або за результатами польотних випробувань	2. Збір інформації для наповнення бази даних з результатами польоту	Дані після польоту чітко структуровані і не потребують ручного аналізу.
	3. Визначення параметрів, використання яких автопілотом дозволить підвищити тактико-технічні характеристики БпЛА	Покращення характеристик без необхідності доопрацювання конструкції. Зменшення витрат на доводку.

Таблиця 7.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції Конкурентів			Слабкасторона	Нейтральнасторона	Сильнасторона
		Мій проект	Garmin	Honeywell			
1	Економічні (вартість)	середня	висока	висока			X
2	Точність	низька	середня	висока	X		
3	Час розробки	10 міс	8 міс	12 міс.		X	

Таблиця 7.3

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ з/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Пристрій з інтегрованими датчиками	Друковані плати та MEMS датчики	Наявні	Широко-доступні
2	ПЗ для аналізу даних.	Програмний код для роботи з даними датчиків	Наявні	Доступні
<p>Обрана технологія реалізації ідеї проекту:</p> <p>Проект може бути реалізовано у вигляді пристрою, що складається з друкованих плат, інтегрованими чи зовнішніми сенсорами. ПЗ завантажене на пристрій і проводить обробку даних.</p>				

За результатами аналізу необхідних та наявних технологій можемо зробити висновок, що технологічно виконання даного проекту є цілком реальним, оскільки проект не потребує розробки нових технологій чи використання складних наявних технологій. Усі технології існують, вони доступні широкому загалу та по кожній з технологій відносно не важко знайти спеціаліста для консультації чи розробки.

Таблиця 7.4.

Попередня характеристика потенційного ринку

№ з/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	Відсутні
2	Загальний обсяг продажів, грн/ум.од	Невідомо
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для виходу	Немає
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Немає
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	Невідомо

На даний момент відсутньо достатньо інформації про подібні проекти, або про проведення розробок у цьому напрямі. Проаналізуємо потенційних замовників подібних пристроїв, інформацію про особливості потреб замовників зведемо до табл. 7.5.

Таблиця 7.5.

Характеристика потенційних клієнтів

№ з/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживача до товару
1.	Запис параметрів польоту та їх аналіз	Невеликі стартап-проекти з виробництва БпЛА чи легких ЛА, що не мають можливості знайти/найняти команду спеціалістів з проведення льотних випробувань та аналізу результатів	Легко вести переговори. Гнучкі у своїх рішеннях та цілях.	Простота інтеграції системи у різні БпЛА користувача, можливість роботи з великим набором датчиків та систем керування
2.	Підвищення можливостей БпЛА	Малі та середні організації, що хочуть з мінімальними витратами підвищити ефективність БпЛА	Складна структура організації, що призводить до затримок та складнощів.	Простота інтеграції системи у різні БпЛА, низькі витрати у порівнянні з ДКР.

Таблиця 7.6.

Фактори загроз

№ з/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Необхідність сертифікації обладнання	Сертифікація обладнання суттєво збільшує витрати на розробку, а отже і кінцеву вартість	Проведення додаткових ДКР

Таблиця 7.6.

Фактори можливостей

№ з/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Зменшення витрат для користувача	Відсутність необхідності наймати високооплачуваних спеціалістів	Проведення додаткової верифікації результатів для підвищення привабливості продукту

Таблиця 7.8.

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
1. Монополія	Відсутність подібних продуктів на ринку	Відсутній
2. Локальне	Продукт конкурує лише з найманими спеціалістами в межах певного підприємства	Необхідно додатково верифікувати дані для підвищення привабливості продукту
3. Внутрішньогалузева	Застосування продукту можливо лише для літальних апаратів	Орієнтованість на специфіку використання
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-родова	Один тип товару	Розвиток специфічних технологій
5. Цінова	Вартість виробу на дистанції має бути меншою за витрати на утримання найманих спеціалістів	Робота має бути спрямована на забезпечення високих результатів при низьких витратах
6. За інтенсивністю: марочна	Зареєстрований бренд	Керування зареєстрованою торговою маркою

Таблиця 7.9.

Аналіз конкуренції в галузі за М.Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальник	Клієнти	Товари-замінники
	Відсутні	Honeywell Garmin	Електрон прилад	Аеропракт	Відсутні
Висновки	На даний момент відсутні прямі конкуренти за даним напрямком розробки.				

За результатами аналізу конкурентів, можна зробити висновок, що на даний момент прямі конкуренти відсутні. Серед основних можливих замовників є підприємство Аеропракт, а основним підрядником під час виробництва могло би бути підприємство Електронприлад, оскільки вони мають відповідні компетенції та виробничі потужності.

Таблиця 7.10.

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ з/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Низька вартість	Виробництво в Україні, де робоча сила дешевша, без втрати якості.
2	Універсальність	Можливість підлаштувати конфігурацію пристрою під замовника
3	Простота використання	Простий інтерфейс та постійна підтримка користувачів

Таблиця 7.11.

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Вартість	10	X						
2	Універсальність	18			X				
3	Простота використання	16		X					

Таблиця 7.12

SWOT-аналіз стартап-проекту

<p>Сильні сторони: Простота використання та низька вартість</p>	<p>Слабкі сторони: Відносно низька точність вимірювань</p>
<p>Можливості: Відсутність прямих конкурентів</p>	<p>Загрози: Малий попит та потреба у подібних пристроях</p>

Таблиця 7.13

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ з/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Покупка стартапу одним з потенційних конкурентів	Висока	6 міс
2	Робота у якості КБ на підряді	Низька	9 міс

Таблиця 7.14.

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживача сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу в сегмент
1	Розробка легких ЛА	Низька	Низький	Відсутня	Дуже складно
2	Розробка БПЛА	Готові	Відносно низький	Відсутня	Складно
Які цільові групи обрано: Для подальшої роботи обрано виробників БПЛА, як цільову групу					

Таблиця 7.15.

Визначення базової стратегії розвитку

№	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкуренто-спроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Розробка малих компактних пристроїв	Співпраця з малими фірмами/стартап-проектами	Особистий підхід до користувача, гнучкість розробок	Диференціація

Таблиця 7.16.

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Так	Пошук нових споживачів	Ні	Відсутня

Таблиця 7.17.

Визначення стратегії позиціонування

Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкуренто-спроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту
Універсальність та простота використання у поєднання з низькою вартістю	Диференціація	Низька вартість та простота у використанні	Простий та зручний продукт, що дозволяє виконати ідентифікацію швидко та просто

Використовуючи вищенаведені таблиці та методики було проведено аналіз можливих стратегій та цільових груп споживачів. За результатами визначено, що основні переваги продукту у рамках поставленої стратегії – простота та універсальність

Таблиця 7.18.

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ з/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Простий та універсальний пристрій	Можливість провести наукоємну роботу без великої кількості вузьких спеціалістів	Простота у використанні

Таблиця 7.19.

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Проведення ідентифікації характеристик без наймання високооплачуваних вузькоспеціалізованих спеціалістів		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/ характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	Ціна	М	Вр/Тх/Тл
	Простота використання	М	Вр/Тх/Тл
III. Товар із підкріпленням	Постійна підтримка клієнтів		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: складне та наукоємне програмне забезпечення			

Таблиця 7.20.

Визначення меж встановлення ціни

№ з/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1	Невідомий	Невідомі	Вище середнього	Від 150 000 грн До 230 000 грн

Таблиця 7.21.

Формування системи збуту

№ з/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Закупівля без чіткого фінансового плану на рік	Перевірка, та пакування. Постійна підтримка користувачів	Співпраця на рівні інженерних відділів	Прямі переговори про поставку з клієнтом

Таблиця 7.22.

Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Відсутня	Наукові конференції, інтернет ресурси та особисті контакти	Простота та універсальність при низькій вартості	Показати переваги продукту	Інформація про переваги продукту на інтернет ресурсах

Висновки по розділу

У рамках даного розділу було проведено розробку стартап-проекту. Пропонується розробка комплексу «пристрій-програмне забезпечення» для проведення ідентифікації характеристик БПЛА та малих ЛА за результатами польоту. Основні вимоги до пристрою це низька вартість та простота експлуатації. За рахунок функціоналу пристрою можна відмовитися від послуг працівників, що мають вузький профіль у цій галузі.

За результатами аналізу було визначено, що перспективи реалізації подібного пристрою на даний момент відсутні і реалізація проекту не матиме комерційного успіху

ВИСНОВКИ

У ході роботи над магістерською дисертацією було проведено ідентифікацію характеристик малого безпілотного літального апарату за результатами льотних випробувань.

Новизна підходу до вирішення задачі, що розглядається у рамках дисертації полягає у більш глибокому аналізі складових сил та моментів, що діють на БпЛА у польоті, а саме у врахуванні розподілу скосу потоку за крилом і, як результат, розподілі місцевих кутів атаки горизонтального оперення, а також врахування зміни сили тяги у процесі польоту.

Практичне значення отриманих результатів полягає у проведенні ідентифікації характеристик БпЛА за результатами звичайного робочого польоту, при змінній швидкості, що дозволяє провести аналогічне дослідження з будь-яким іншим БпЛА, без необхідності встановлення спеціалізованого обладнання та проведення окремих льотних випробувань.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Відсутність датчиків кута атаки та кута ковзання суттєво ускладнюють проведення ідентифікації. Оскільки вказані кути є основними для правильного аналізу та розрахунку аеродинамічних сил та моментів, що діють на ЛА. Відсутність прямих вимірів даних кутів змушує розраховувати їх значення за допомогою інерційної системи, що вносить суттєву похибку у вимірювання.
2. Обладнання малих БпЛА зазвичай складається з відносно дешевих та, як результат, досить неточних сенсорів. Подібне обладнання цілком підходить для виконання поставлених перед БпЛА завдань, але не підходить для проведення експериментальних досліджень.
3. Ідентифікація характеристик БпЛА все ж є можливою за вищенаведених умов, якщо метою є отримання якісних результатів, або результатів першого наближення. Отримані в рамках дисертації результати містили суттєву похибку, що призводило до виникнення мультиплікативної

похибки результатів розрахунку траєкторії руху БпЛА. У абсолютних величинах, значення похибки визначення положення ЛА у просторі складало 0,12м/с у плані та 0,03м/с за висотою.

4. Наостанок, у рамках дисертації було проведено дослідження можливості реалізації бізнес-проекту, основна ідея якого полягає у виготовленні обладнання(пристрою) для проведення ідентифікації характеристик БпЛА чи легкого ЛА. За результатами дослідження подібний пристрій хоч і буде одним з перших на ринку, але комерційного успіху для подібного девайсу не передбачається.

Попередні результати роботи були докладені на XIII міжнародній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" і опубліковані у вигляді тез. Також за результатами теоретичних досліджень, що були проведені в рамках дисертації було досліджено можливості практичного застосування результатів ідентифікації з метою підвищення загального рівня авіаційної безпеки. Доповідь про дане дослідження пройшла у рамках науково-практичної конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку 2021» і опубліковані у вигляді тез. За результатами виконання роботи була сформована методика узагальнення розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів при ідентифікації. Інформація про дану методику була докладена на XIV міжнародній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" і опубліковані у вигляді тез.

Результати роботи можуть бути використані для подальшого покращення методології ідентифікації характеристик БпЛА, а також досліджень щодо підвищення ефективності застосування БпЛА за рахунок практичного застосування даних, що отримані в ході ідентифікації.

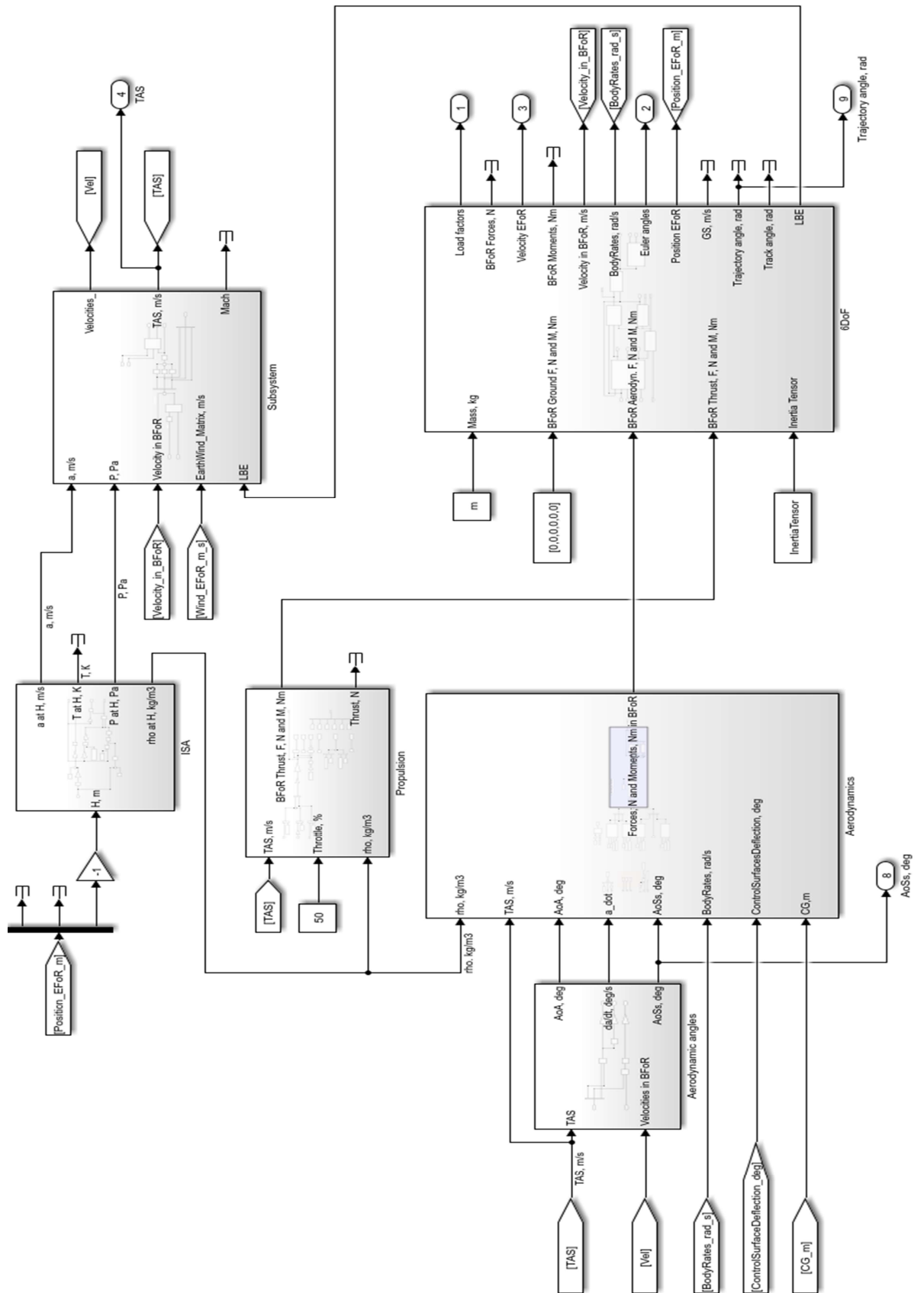
Список використаних джерел

1. Klein V. Aircraft System Identification: Theory and Practice / V. Klein, E. Morelli. – Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. – 484 с
2. Казак, А. Г. Ідентифікація аеродинамічних коефіцієнтів математичної моделі бокового руху літального апарату / А. Г. Казак, Р. В. Карнаушенко, О. П. Мариношенко // Інформаційні системи, механіка та керування : науково-технічний збірник. – 2014. – Вип. 10. – С. 100–108. – Бібліогр.: 9 назв.
3. Napolitano M. Aircraft Dynamics: from Modeling to Simulation / Marcello Napolitano., 2011. – 720 с. – (1st edition)
4. Frequency Domain System Identification for a Small, Low-Cost, Fixed-Wing UAV / A.Dorobantu, A. Murch, B. Mettler, G. Balas. // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – 2011. – №10.
5. Галецький В. В. Визначення істинних параметрів польоту / В. В. Галецький, В. Б. Колесніченко, О. В. Прохорчук // Інформаційні системи, механіка та керування : науково-технічний збірник. – 2012. – Вип. 8. – С. 111–120. – Бібліогр.: 4 назви.
6. Beard R. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice / R. Beard, T. McLain., 2012.
7. Руководство для конструкторов авиационных КБ – Москва: Бюро новой техники НКАП, 1943. – 1053 с.
8. Бадягин А. Проектирование легких самолетов / А. Бадягин, Ф. Мухамедов. – Москва: Машиностроение, 1978. – 208 с.
9. ISO 2533 [Електронний ресурс] // ISO. – 2021. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.iso.org/standard/7472.html>.
10. ГОСТ 4401. // ИПК Издательство стандартов. – 2004.
11. FLIRT Cetus [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://abris.aero/flirt-cetus-4/>.

12. Surkov K. Generalization approach for aerodynamic coefficients calculation during UAV identification / K. Surkov, O. Marynoshenko. // Intelligence. Integration. Reliability. – 2021. – №14.

Додаток А

Загальний вигляд моделі у середовищі Simulink



Додаток Б

Результати обробки окремих польотних даних

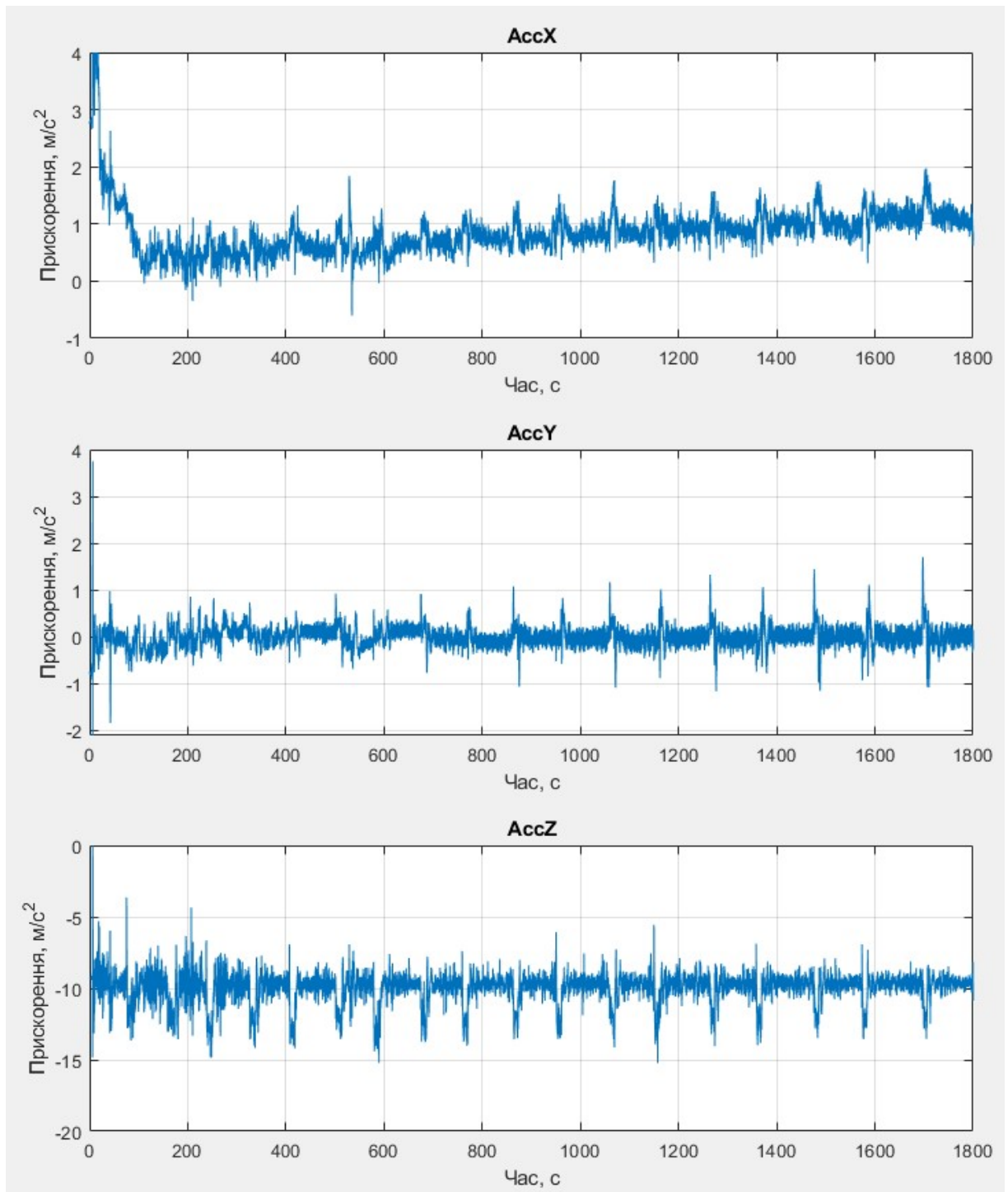


Рис.1. Покази акселерометрів впродовж польоту

Додаток Б (продовження)

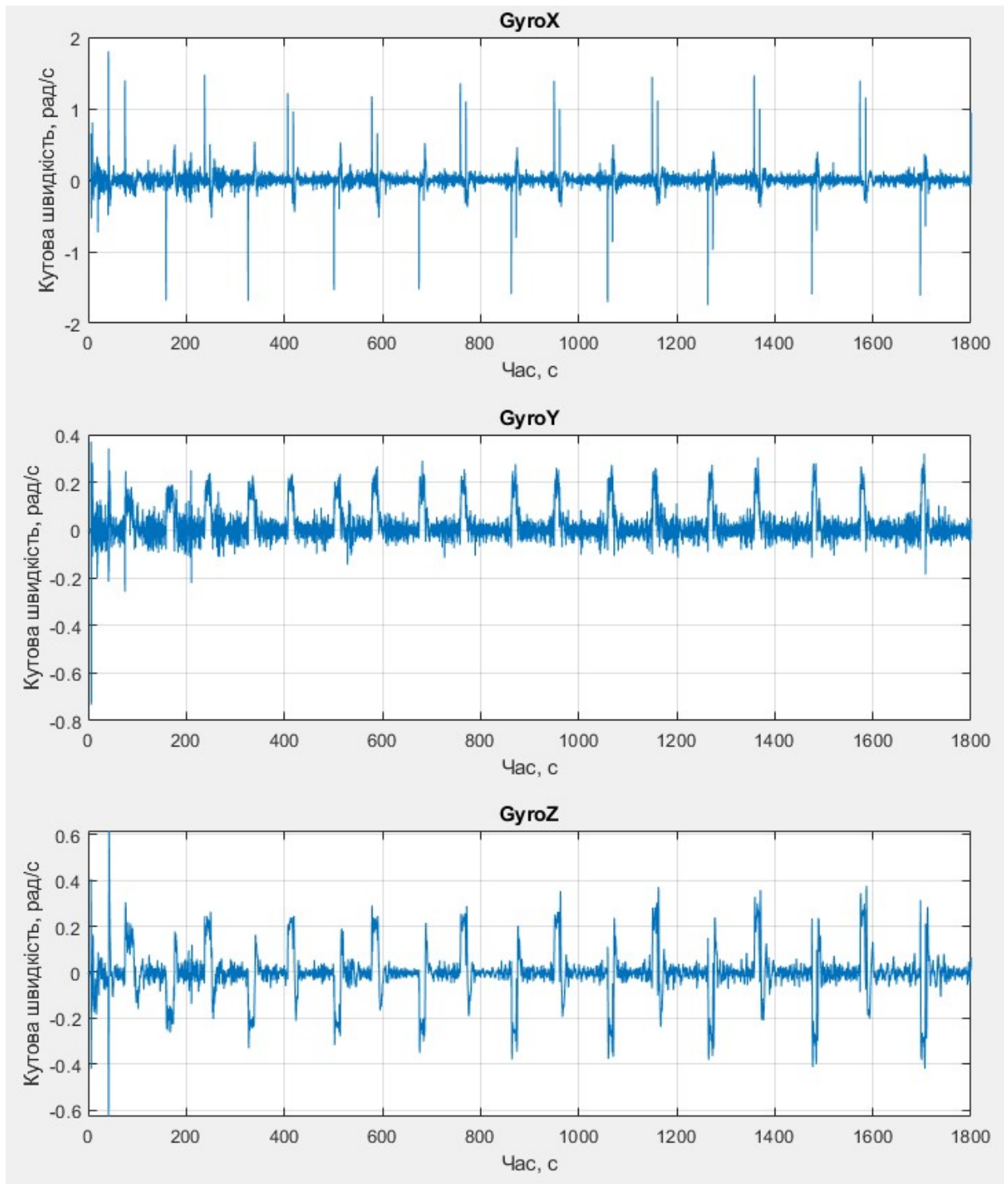


Рис.2. Покази гіроскопів впродовж польоту

Додаток Б (продовження)

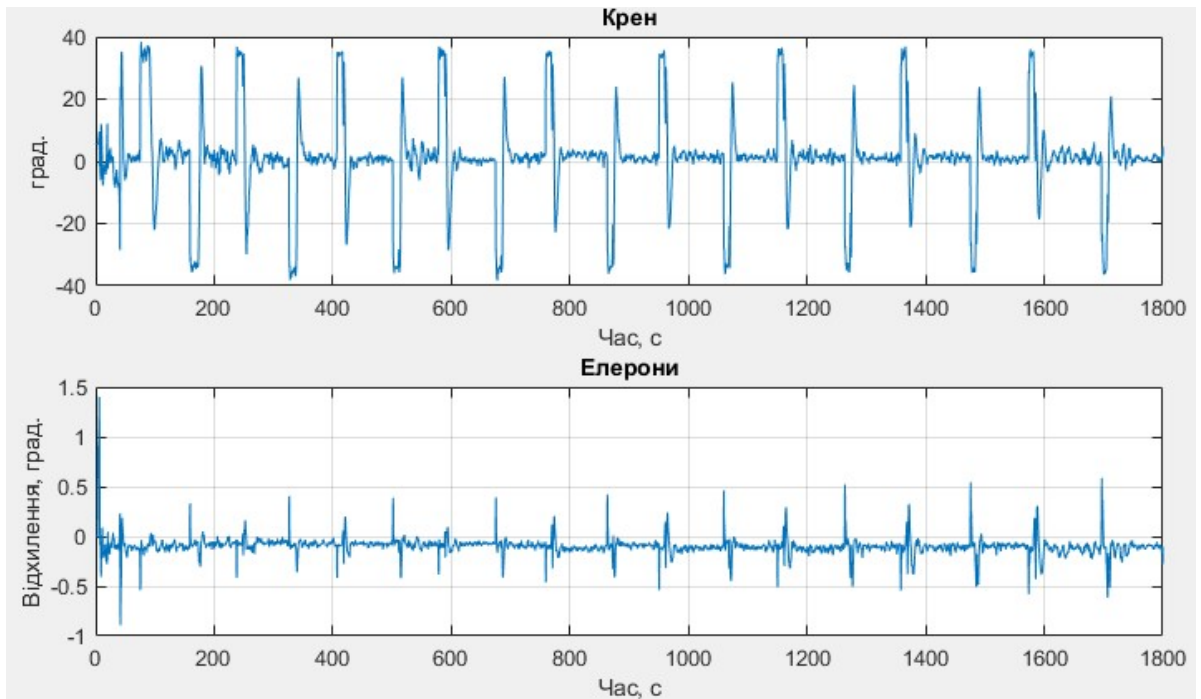


Рис.3. Кути крену та відхилення елеронів впродовж польоту

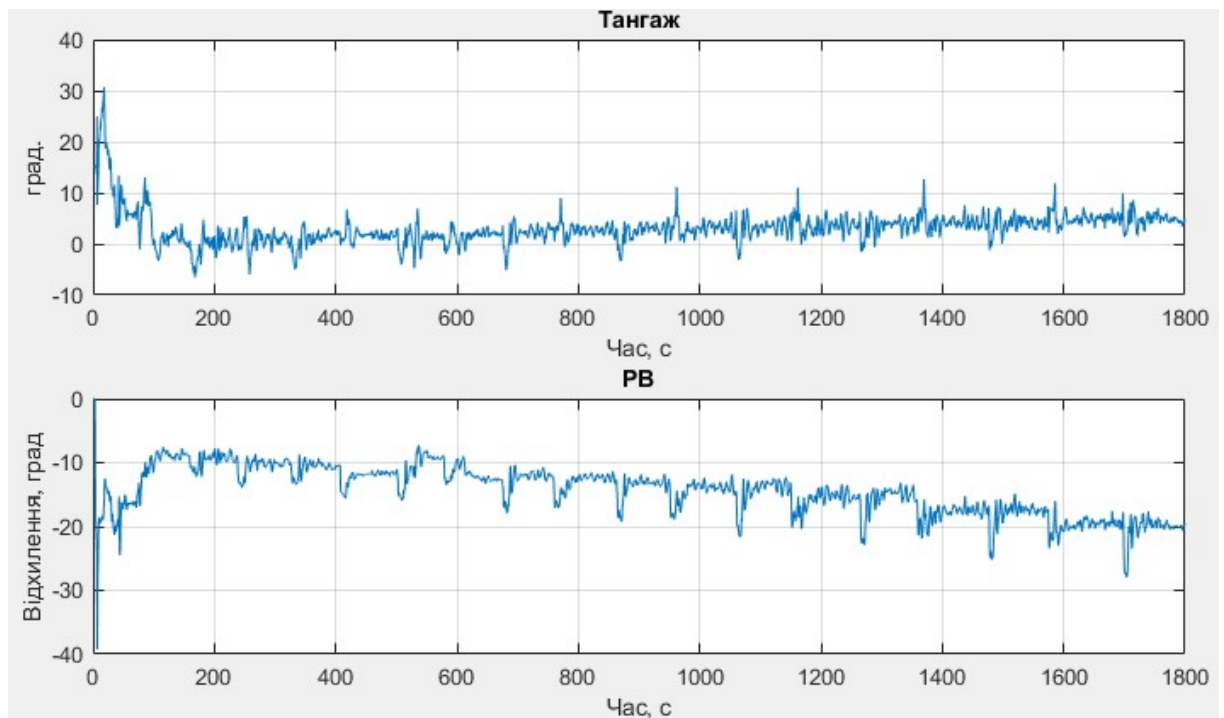


Рис.4. Кути тангажу та відхилення РВ впродовж польоту

Додаток Б (продовження)

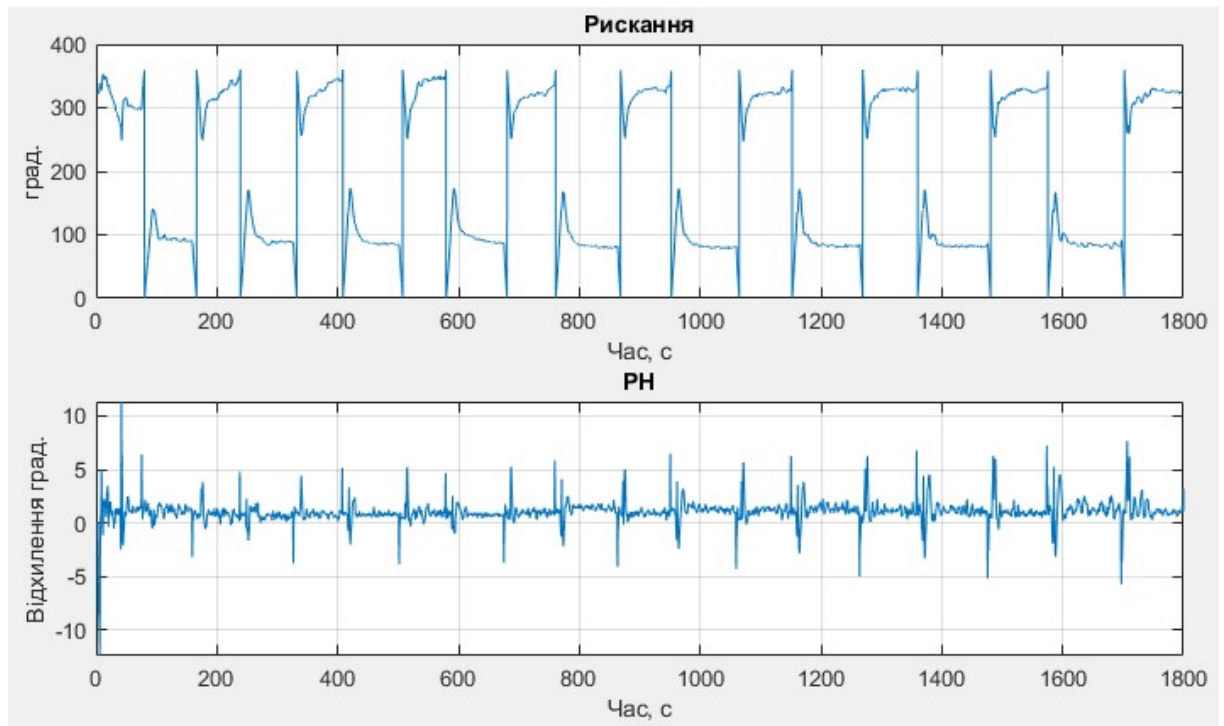


Рис.5. Кути рискання та відхилення РН впродовж польоту