

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Приладобудівний факультет
Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Надія БУРАУ

«__» _____ 2021 р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно - інтегровані
технології та системи навігації і керування»**

**спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології»**

на тему: «Курсовертикаль літального апарату»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ПГ-71

Малород Віталій Олександрович _____

Керівник:

Доц., к.т.н., доц.

Аврутов Вадим Вікторович _____

Рецензент:

Асистент кафедри.

Назаренко Н.М. _____

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2021 року

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

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації та навігації

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

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

Освітньо-професійна програма – «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Надія Бурау

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту

Малороду Віталію Олександровичу

1. Тема роботи «**Курсовертикаль літального апарату**», керівник роботи Аврутов Вадим Вікторович, канд. тех. наук, доцент, затверджені наказом по університету від «__» _____ 20__ р. № _____

2. **Термін подання** студентом роботи: 05.06.2021 р.

3. **Вихідні дані до роботи:** Прийняти зміну кутів літального апарату гармонічними законами: рискання – амплітуда коливань 5° , частота 0,5 Гц; тангаж – амплітуда коливань $2,5^\circ$, частота 0,2 Гц; крен – амплітуда коливань $0,4^\circ$, частота 0,3 Гц; нахили по кутах крену та тангажу до 30° ; вісь Ox співпадає з подовжньою віссю літального апарата, вісь Oy перпендикулярна площині крил та направлена догори, вісь Oz співпадає з поперечною віссю літального апарата та направлена до правого крила.

4. **Зміст роботи:**

4.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану авіаційних курсовертикалей.

4.2. Скласти закони кінематики приладу – отримати аналітичні вирази кутових швидкостей літального апарата.

4.3. Скласти кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова.

4.4. Розробити Simulink-модель приладу. Підключити до виходів моделі віртуальні індикатори курсу та горизонту.

4.5. Провести моделювання роботи приладу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу:

5.1. Сучасні курсовертикалі;

5.2. Кінематика літального апарата;

5.3. Simulink-модель приладу;

5.4. Результати моделювання роботи приладу.

Презентація в форматі Microsoft PowerPoint (*.ppt) або Adobe Acrobat (*.pdf).

6. Дата видачі завдання: 27.03.2021

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану авіаційних курсовертикалей.	10.05.2021	
2.	Скласти закони кінематики приладу – отримати аналітичні вирази кутових швидкостей літального апарата.	01.04.2021	
3.	Скласти кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова.	01.05.2021	
4.	Розробити Simulink-модель приладу. Підключити до виходів моделі віртуальні індикатори курсу та горизонту.	25.05.2021	
5.	Моделювання роботи приладу.	01.06.2021	

Студент

Віталій Малород

Керівник роботи

Вадим Аврутов

АНОТАЦІЯ

Дипломну роботу виконано на 46 аркушах, вона містить перелік посилань на використані джерела з 18 найменувань, у роботі наведено 43 рисунки та 6 таблиць.

Метою даної дипломної роботи є освітлення теми курсовертикаль літального апарату, її кінематичний розрахунок та побудова Simulink моделі з віртуальними авіаційними приладами.

У роботі проведено аналіз сучасного стану курсовертикалей, представлені приклади сучасних систем, означені можливі напрямки їх розвитку та сфер використання, розглянуто причини їх появи.

Для побудови моделі, в роботі вибрана система орієнтації та навігації за кутами Ейлера-Крилова, побудована модель, що реалізує даний метод та проведено випробування системи з порівнянням отриманих даних.

АННОТАЦИЯ

Дипломную работу выполнено на 46 листах, она содержит перечень ссылок на использованные источники с 18 наименованиями, в работе приведены 43 рисунка и 6 таблиц.

Целью данной работы является освещение темы курсовертикаль летательного аппарата, ее кинематический расчет и построение Simulink модели с виртуальными авиационными приборами.

В работе проведен анализ современного состояния курсовертикалей, представлены примеры современных систем, указаны возможные направления их развития и сфер использования, рассмотрены причины их появления.

Для построения модели, в работе выбрана система ориентации и навигации по углам Эйлера-Крылова, построенная модель, реализует данный метод, также проведены испытания системы со сравнением полученных данных.

ABSTRACT

The thesis is presented in 46 pages, it contains bibliography of 18 references, 43 figures and 6 tables.

The purpose of this thesis is to cover the topic of attitude and heading course vertical of the aircraft, its kinematic calculation and construction of Simulink model with virtual aircraft.

The analysis of the current state of course vertical is carried out in the thesis, examples of modern systems are presented, possible directions of their development and spheres of use are marked, the reasons of their occurrence are considered.

To build the model, the system of orientation and navigation at Euler-Krylov angles is chosen, a model is implemented that implements this method and the system is tested with a comparison of the obtained data.

Зміст	
СПИСОК СКОРОЧЕНЬ	2
ВСТУП	3
РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ	4
РОЗДІЛ 2. КІНЕМАТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК КУРСОВЕРТИКАЛІ ТА РІВНЯННЯ В КУТАХ ЕЙЛЕРА-КРИЛОВА	20
РОЗДІЛ 3. МОДЕЛЬ КУРСОВЕРТИКАЛІ З ВІРТУАЛЬНИМИ АВІАЦІЙНИМИ ПРИЛАДАМИ	28
ВИСНОВКИ	44
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	45

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

БКВ – безкарданні курсовертикалі.

ЛА – літальний апарат.

БСО – безплатформні системи орієнтації.

ЛГ – лазерний гіроскоп.

ВОГ – волоконно-оптичний гіроскоп.

ВТГ – хвильовий твердотільний гіроскоп.

ММГ – мікромеханічний гіроскоп.

ІНС – інерціальні навігаційні системи.

БІНС – безплатформні інерціальні навігаційні системи.

ГД – гіроскопічний датчик.

БПЛА – безпілотний літальний апарат.

ВСТУП

Курсовертикаль – прилад, призначений для вимірювання кутів крену, тангажу та рискання літального апарату, принцип роботи якого побудований на використанні інерціальної технології, а саме використанні гіроскопів та інтегруванні кінематичних рівнянь Ейлера.

Робота курсовертикалі виконана наступним чином: гіроскопи вимірюють кутову швидкість рухомої основи, обчислювач вирішує кінематичні рівняння та видає кути між двома системами координат, географічною та системою, що пов'язана з безпосередньо літальним апаратом. Початкове азимутальне орієнтування відбувається за допомогою коректора курсу, а виставлення у горизонті відбувається за вихідними сигналами акселерометрів. Сигнали, які видає прилад, тобто сигнал крену, тангажу та рискання надходять в залежності від моделі та принципу роботи виробу в аналоговому або цифровому форматі.

Безумовним кроком вперед можна назвати курсовертикалі, робота яких базується на більш нових і сучасних гіроскопах, що працюють на інших фізичних принципах, а також безкарданні курсовертикалі (БКВ).

Спрощення конструкції в безкарданних курсовертикалях, такі як виключення деяких рухомих частин, наприклад, гіростабілізованої платформи позитивно вплинули на роботу приладу, зменшили похибку та збільшили надійність роботи.

РОЗДІЛ 1.

ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ.

Широкого розповсюдження на сьогоднішній день курсовертикалі набули у авіації, найпоширеніше використання цього приладу в якості датчика кутів крену, тангажу та курсу в навігаційних приладу літального апарату.

Базовий вид у якому можна представити курсовертикаль є прилад, що складається з гіростабілізованої платформи, на якій встановлені гіроскопи та акселерометри.

Основним принципом на якому працює дана курсовертикаль полягає в вимірах кутів повороту відносно гіростабілізованої платформи, за рахунок інтегральної корекції від акселерометра ця платформа утримується у площині горизонту, а за рахунок гіроскопів утримується напрямок у азимуті.

Проте на сьогоднішній день така технологія здаються застарілою на фоні більш нових гіровертикалей у яких не використовується гіростабілізована платформа, тому вони і називаються безплатформні системи орієнтації.

Основна і найбільш популярна ніша використання даних систем є навігаційні системи, які базуються на використанні гіроскопа як основного чутливого елемента. На даний час є велика кількість різних типів гіроскопічних датчиків, найбільш перспективними є: лазерні гіроскопи (ЛГ), волокно-оптичні (ВОГ), хвильові твердотільні (ВТГ), мікромеханічні гіроскопи (ММГ) [1].

В навігаційних системах вони використовуються як датчики кутового положення літака, або індикатору нульового положення гіростабілізованої платформи. Для датчиків лінійних прискорень використовують акселерометри.

Першочергова задачами будь-якої навігаційної системи є виявлення кутового положення відносно свого центру маси в інерційному просторі – курсу (ψ), крену (γ), тангажу (ϑ) відносно географічних координат– довготи (λ) та широти (φ), швидкості (v) і висоти (h) польоту

Географічна система координат – ξ, ζ, η , де вісь η напрямлена на Північ і лежить в площині меридіану, а вісь ξ направлена на Схід відповідно. На рисунку 1.1 показано базовий тригранник що використовується в більшості моделей приладів, де осі X, Z – напрямлені уздовж подовжньої та поперечної осей літака [1].

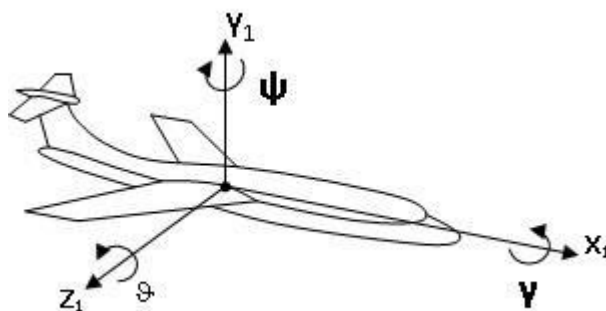


Рис.1.1 Кути орієнтації літака

Основними групами навігаційних інерціальних систем є:

- Платформні (карданні)
- Безплатформні (безкарданні)

Як б не була система, швидкість руху та пройдену відстань дізнаються з показань акселерометрів шляхом інтегрування їх вихідного значення – лінійного прискорення.

Завдяки гіростабілізованій платформі, на якій встановлені акселерометри, що є стабільною у інерціальному просторі досягається базове положення осей тригранника. Стабільність положення, що є необхідною для

даного пристрою забезпечуються автоматичними системами керування трьох рамок карданного підвісу, як правило чутливим датчиком регулювання в такій системі виступає двох або триступеневі гіроскопи, а виконавчим органом служать датчики моментів рамок карданового підвісу[1].

На відміну від платформних навігаційних систем, БСО мають меншу кількість рухомих, механічних частин що призводить до спрощення конструкції та збільшення робочого ресурсу.

З розвитком технологій гіроскопічних датчиків сприяв відходу на другий план традиційних у нашому розумінні платформних інерціальних навігаційних систем (ІНС). Переваги нових безплатформних систем неможливо не помітити, один з найважливіших це ціна масового виробництва, вартість безплатформних інерціальних систем значно нижче ніж виготовлення платформних ІНС з такою ж самою точністю. Ще одною вагомою перевагою є ресурс роботи, у безплатформних ІНС він значно вищий, в середньому ресурс платформної ІНС становить 1500 годин, тоді як для БІНС цей показник сягає 10000 годин. Також потрібно зазначити що БІНС мають меншу чутливість до вібраційних та ударних впливів, в основному це пов'язано з відсутністю достатньо складного вузла такого як гіростабілізованої платформи [2].

Новим кроком до створення безплатформних інерціальних систем стала розробка та успішне використання нових гіроскопічних приладів з новими принципами роботи. Серед таких приладів в авіаційному приладобудуванні використовуються лазерні гіроскопи гіроскопи з випадковим дрейфом близько 10^{-2} град/год , волоконнооптичні гіроскопи $10 \dots 10^{-3}$ град/год , твердотільні хвильові гіроскопи в майбутньому очікується $10 \dots 10^{-3}$ град/год [2].

На сьогоднішній день людство розробляє нове третє покоління гіроскопів, суть роботи даних приладів базується на повільних хвилях, тобто на ефекті Саньяка, а конкретно на хвилях де Бройля, атомів та конденсатів Бозе-Ейнштейна, також на квантових властивостях надтекучих рідин [2].

Всі вище перераховані моделі нових гіроскопів є високоефективними приладами у кожного з яких є свої особливості, переваги, недоліки та причини виникнення інструментальних та методичних похибок. Оптичні, мікро-механічні, твердотільно хвильові та лазерні гіроскопи це в першу чергу це складні прибори зі складною структурою, електронікою та програмним забезпеченням [3].

Проте помилково буде вважати що нові гіроскопи що використовують оптичні та кремнієві технології витіснили гіроскопи з обертовим ротором. Достатньо часто класичні гіроскопи використовуються у космічній сфері, так був проведений дослід Стенфордським університетом разом з Національним космічним агентством США, суть даного дослідження полягала у вимірах деформації простору-часу поблизу Землі. Цей дослід був би неможливий без застосування криогенних електростатичних гіроскопів з випадковим дрейфом 10^{-11}град/год в кількості чотирьох штук для побудови опорної системи координат на борту космічного апарату [3].

Приклади і системи які були наведені вище сприяли посиленому розвитку курсовертикалей з використанням нових гіроскопічних датчиків, що призвело до появи безкарданних курсовертикалей або безплатформних, основою яких стали ММГ, ЛГ та ВОГ гіроскопи.

Головним призначенням курсовертикалі є знаходження кутів орієнтації об'єкта, тобто, визначення кутів курсу, крену і тангажу. Через ці кути зв'язують тригранник об'єкта з географічним тригранником, та задають взаємну орієнтацію [1].

Логічний алгоритм роботи курсовертикалі БКВ можна представити наступним чином, датчики кутової швидкості вимірюють проекції абсолютної кутової швидкості на осі пов'язаного з об'єктом тригранника. З чого ми можемо зробити висновок що при роботі БКВ потрібно постійно, в кожен момент часу знати перехідну матрицю від тригранника об'єкта до

географічного тригранника, елементи якої допоможуть визначити кути орієнтації об'єкта. Дана матриця направляючих косинусів є прообразом гіростабілізованої платформи. Гіроплатформа це і є матеріальний вид платформного тригранника, який в ідеалі повинен співпадати з географічним тригранником [1].

На рис.1.2 показано реальний приклад БІНС на ВОГ гіроскопах, що називається LCR-110 [4].



Рис.1.2 Пілотажно-навігаційна система LCR-110

Характеристики даної системи вказані в (Таб.1.1)

Таб.1.1 Технічні характеристики LCR-110 [4]

Габаритні розміри LCR-110, мм	278 x 102 x 128
Час готовності, с	60 с
Напруга живлення, В	28 В
Споживна потужність, Вт	36 Вт
Надійність, год	25000 год (без технічного огляду)
Крен, град.	0.1°
Тангаж град.	0.1°
Маса, кг	2.85 кг

В порівняння даній системі можна поставити досить технологічну систему Lodestar 500 (Рис.1.3), основним чутливим елементом є лазерний (кільцевий) гіроскоп [5].



Рис.1.3 Система орієнтації Lodestar 500

Технічні характеристики Lodestar 500 представлені нижче (Таб.1.2)

Таб.1.2 Технічні характеристики Lodestar 500 [5]

Габаритні розміри Lodestar 500, мм	260×205×205
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	20-50 В
Споживна потужність, Вт	15 Вт
Надійність, год	400000 год
Крен, град	0.01°
Тангаж, град	0.01°
Маса, кг	18.5 кг

В порівнянні не зважаючи на характеристики точності, відразу помітна значна різниця в габаритах та вазі платформної та безплатформної систем.

Щоб детальніше познайомитися з курсовертикалями приведемо декілька абсолютно різних приклади для того щоб відчувати різницю між технологіями. Далі будуть представлені вироби під назвами АНRS-II-Р Professional (Рис.1.4) та КомпаНав-5.2 (Рис.1.5).

Курсовертикаль АНRS-II-P (Рис.1.4) та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.3)[6].



Рис.1.4 Система орієнтації та навігації АНRS-II-P

Таб.1.3 Технічні характеристики АНRS-II-P[6]

Габаритні розміри АНRS-II-P, мм	119×51×53
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	9-35 В
Споживна потужність, Вт	1.4 Вт
Надійність, год	> 16000 год
Точність крен, град	0.08°
Точність тангаж, град	0.08°
Маса, кг	0.280 кг

Курсовертикаль КомпаНав-5.2 (Рис.1.5) та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.4)[7].



Рис.1.5 Система орієнтації та навігації КомпаНав-5.2

Таб.1.4 Технічні характеристики КомпаНав-5.2

Габаритні розміри КомпаНав-5.2,мм	208×146×125
Час готовності, с	600 с
Напруга живлення, В	12-30 В
Споживна потужність, Вт	25 Вт
Надійність, год	12000 год
Точність крен, град	0.1°
Точність тангаж, град	0.1°
Маса, кг	6 кг

Наступні наведені приклади систем є системи навігації на різних принципах та різних виробників.

Курсовертикаль VN-100 Rugged (Рис.1.6) на базі MEMС гіроскопа та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.5)[8].



Рис.1.5 Система орієнтації та навігації VN-100 Rugged

Таб.1.5 Технічні характеристики VN-100 Rugged

Габаритні розміри VN-100 Rugged,мм	10×35×33
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	4.5-5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.22 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	1°
Точність тангаж, град	1°
Маса, кг	0.015 кг

Курсовертикаль Lodestar 300 (Рис.1.7) на базі кільцевого лазерного гіроскопа та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.6)[9].



Рис.1.7 Система орієнтації та навігації Lodestar 300

Таб.1.6 Технічні характеристики Lodestar 300

Габаритні розміри Lodestar 300,мм	260×205×205
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	20 - 50 В
Споживна потужність, Вт	15 Вт
Надійність, год	4000000 год
Точність крен, град	0.01°
Точність тангаж, град	0.01°
Маса, кг	18.5 кг

Курсовертикаль VN-100 SMD (Рис.1.8) на базі МЕМС гіроскопа та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.7)[9].



Рис.1.8 Система орієнтації та навігації VN-100 SMD

Таб.1.7 Технічні характеристики VN-100 SMD

Габаритні розміри VN-100 SMD,мм	3×22×24
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	3.5 – 5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.185 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	1°
Точність тангаж, град	1°
Маса, кг	3.5 кг

Курсовертикаль АНRS440 (Рис.1.9) на базі МЕМС гіроскопа та її характеристики приведені нижче в (Таб.1.8).



Рис.1.9 Система орієнтації та навігації АНRS440

Таб.1.8 Технічні характеристики АНRS440

Габаритні розміри АНRS440,мм	95×76×76
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	3.5 – 5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.198 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	0.2°
Точність тангаж, град	0.2°
Маса, кг	0.530 кг

В Таб.1.9 наглядно показано різниця в характеристиках різних видів курсовертикалей.

Таб.1.9 Порівняння технічних характеристик курсовертикалей

	VN-100 Rugge d	Lodestar 300	Компа- Нав-5.2	AHRSII- P	AHRS440	LCR-110
Габаритні розміри, мм	9×36×33	260×205×205	208×146×125	120×50×53	95×76×76	278×102×128
Час готовності, с	-	10	600	10	-	60
Напруга живлення, В	4.5-5.5	20 - 50	12-30	9-36	3.5 - 5.5	28
Споживна потужність, Вт	0.22	15	25	1.4	0.198	36
Надійність, год	-	4000000	12000	16000	-	25000
Точність крен, град	1°	0.01°	0.1°	0.08°	0.2°	0.1°
Точність тангаж, град	1°	0.01°	0.1°	0.08°	0.2°	0.1°
Маса, кг	0.015	18.5	6	0.280	0.530	2.85

З швидким розвитком авіатехніки, особливо безпілотної, з'явилася необхідність у встановленні таких навігаційних систем також і в літальні апарати цивільного призначення. Також потреба виникла саме у встановленні БКВ через обмеження в габаритних розмірах і масі пристрою[11].

Безперечно в світі активно розвивається безпілотні літальні апарати, на них також встановлюють БКВ що буде орієнтувати безпілотний літальний апарат (БПЛА), це буде можливо навіть за відсутності сигналу від керувального пункту (або супутникових систем). Створення і поліпшення таких систем допоможе виконувати задачі БПЛА військових, рятувальних та інших. Доволі багато компаній проводять експерименти по доставці вантажу по місту[12].

Також доволі гострим стає питання ціни даних систем, тому розглянемо системи на базі дешевих гіроскопів і акселерометрів з доволі високою точністю вимірювання. Ця система була розроблена для різних БПЛА, наприклад: коптерів, дронів та інших типів безпілотних літальних апаратів [12].

Гіровертикалі зазвичай видають данні навігації у вигляді кутів Ейлера або а частотному вигляді [13], [14].

Дані про орієнтацію використовуються багатьма видами навіть звичайних рухомих об'єктів, такими як: мобільні роботи, дрони [15] та інші.

Для БПЛА найкраще отримувати інформацію на максимально високих можливих частотах для більш точного орієнтування. Також слід пам'ятати, що якість та швидкість оновлень даних також важливі [12]. Такі високі показники якості сигналу можкть видати лише дорогі системи орієнтації.

Проте є альтернативне рішення – фільтр Калмана. Завдяки ньому можна очистити вхідний сигнал та значно поліпшити його.

Фільтр Калмана – це потужний спосіб фільтрації даних, основою його принципу є те, що при фільтрації використовується фізика самого явища [16].

Підсумувавши можна сказати що сучасний стан гіровертикалей це закономірний результат розвитку гіроскопів що відрізняються за принципом роботи. А за допомогою фільтрації даних можна збільшити точність систем, зменшить собівартість та зменшити габарити систем[12].

РОЗДІЛ 2.

КІНЕМАТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК КУРСОВЕРТИКАЛІ ТА РІВНЯННЯ В КУТАХ ЕЙЛЕРА-КРИЛОВА

Почнемо знаходити кутові швидкості літального апарату з вирішення задачі знаходження кутів літального апарату як кути між географічною системою координат та системою координат що зв'язана з літальним апаратом (Рис.2.1). Введемо тригранник $OXYZ$, ребра направимо вздовж основних осей літального апарату. Тобто OX направимо вздовж повздовжньої осі літального апарату та направлена до носу, OZ направимо вздовж поперечної осі літального апарату та направлена до правого крила, в свою чергу OY направимо перпендикулярно площині в якій лежать осі OX , OZ та направимо її вверх [19].

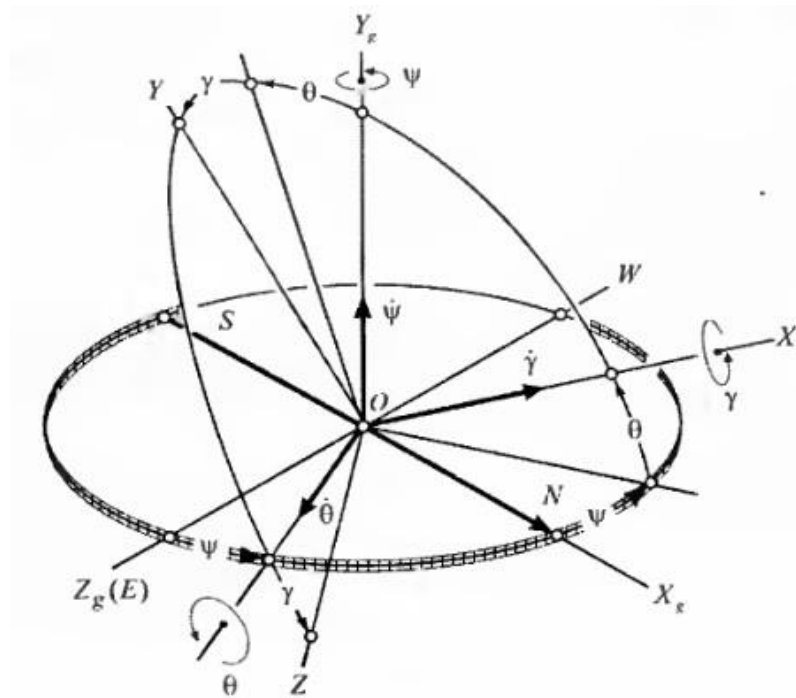


Рис.2.1 Взаємне положення зв'язаної та географічної системи координат

Розташування основних осей ЛА (Рис.2.1) відносно осей географічного тригранника виражається трьома кутами, ці кути називаються – ролання,

крену і тангажу. Кутом що відлічується у площині $OX_g Z_g$ від осі OX_g у напрямку проти годинникової стрілки до проекції повздовжньої осі об'єкта на цю площину називається кутом рискання та позначається - ψ , кутом що відлічується у площині між віссю OX та її проекцією на горизонтальну площину називається кутом тангажу та позначається - θ , кутом що відлічується у поперечній осі між віссю OZ та лінією перетину даної площини з площиною горизонту називається кутом крену та позначається - γ , в випадку коли крило літального апарату знаходиться нижче горизонтальної площини, то крен прийнять вважати позитивним. Кути орієнтації – рискання, тангажу та крену ψ, θ, γ мають назву кути Ейлера-Крилова.

Наступним кроком потрібно визначити матрицю направляючих косинусів, вона являється методом переходу від географічної системи координат $OX_g Y_g Z_g$ до системи зв'язаної з літальним апаратом $OXYZ$, слід прийняти до уваги, що спочатку системи $OX_g Y_g Z_g$ та $OXYZ$ співпадають. Перший поворот системи $OXYZ$ відбувається на кут ψ навколо осі OY_g проти годинникової стрілки. Після даної операції система координат займає проміжне положення $OX'Y'Z'$ (Рис.2.2) [19].

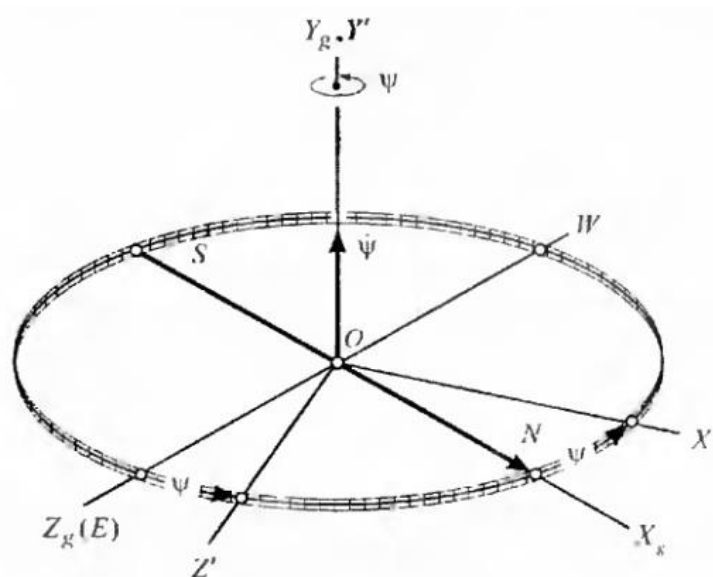


Рис.2.2 Поворот на кут рискання (ψ)

Отримавши інформацію з (Рис.2.2) побудуємо таблицю напрямних косинусів(Таб.2.1):

Таб.2.1 Таблиця напрямних косинусів

	X_g	Y_g	Z_g
X'	$\cos \psi$	0	$-\sin \psi$
Y'	0	1	0
Z'	$\sin \psi$	0	$\cos \psi$

Відповідно до таблиці (Таб.2.1) напишемо квадратну матрицю (2.1) [19].

$$A_\psi = \begin{vmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{vmatrix} \quad (2.1)$$

Матрицю A_ψ переведемо в деякий тотожний лінійний вираз, в якому деякий операнд переводить географічний тригранник $OX_gY_gZ_g$ в проміжне положення $OX'Y'Z'$:

$$[X'Y'Z'] = A_\psi [X_gY_gZ_g] \quad (2.2)$$

Також символи X',Y',Z' та X_g,Y_g,Z_g можна представити як координати деякого вектору, заданих в системах $X'Y'Z'$ та $X_gY_gZ_g$ відповідно [19].

Щоб проаналізувати дані кутові переміщення використаємо запис запропонований О.Ю. Ішлінським, що використано відповідно до нашого переміщення має вигляд [19]:

$$OX_g Y_g Z_g \xrightarrow[\psi]{Y_g, Y'} OXYZ$$

Розшифровка цього запису доволі проста, стрілка указує з якого в яке положення переходить система координат, над стрілкою відповідно вказані дві осі я співпадають, тобто навколо неї відбувається поворот, а під стрілкою кут на який відбувається поворот в даному випадку ψ .

Наступний і другий поворот здійснюється навколо осі OZ' проти годинникової стрілки на кут θ (Рис.2.3) [19].

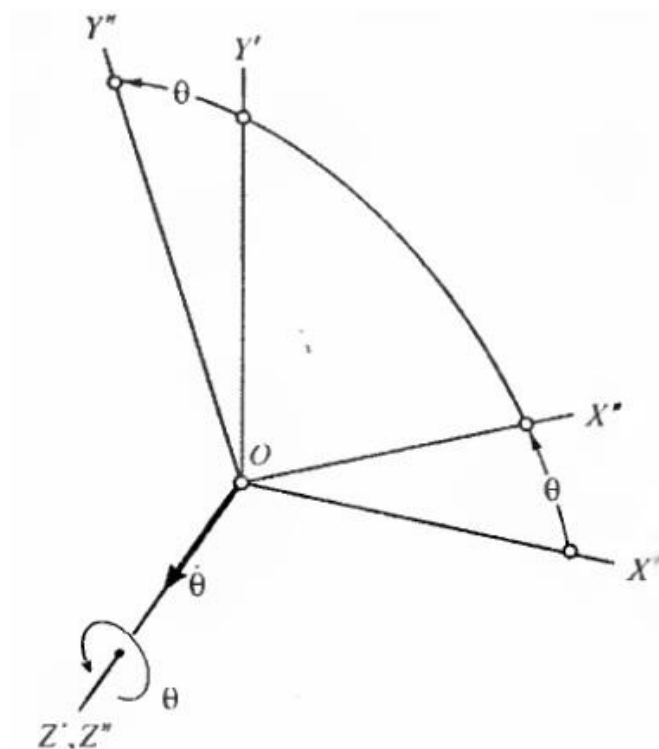


Рис.2.3 Поворот на кут тангажа

Повторивши дії які ми виконували в першому повороті, побудуємо матрицю напрямних косинусів.

$$A_\theta = \begin{matrix} & \begin{matrix} X' & Y' & Z' \end{matrix} \\ \begin{matrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{matrix} & \left\| \begin{array}{ccc} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{array} \right\| \end{matrix} \quad (2.3)$$

Третій поворот виконаємо навколо осі OX'' на кут крену γ (Рис.2.4)

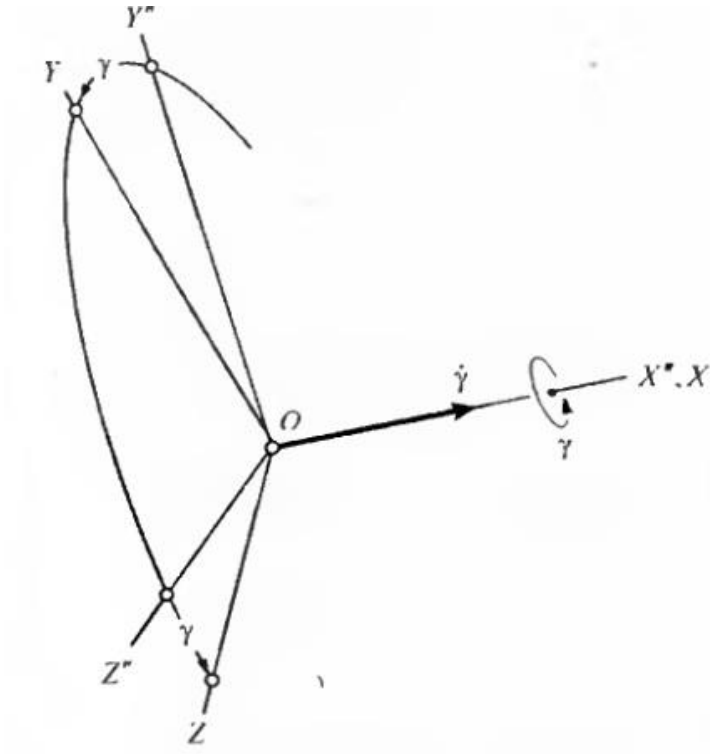


Рис.2.4 Поворот на кут крену

Останній поворот приводить систему координат $OX_g Y_g Z_g$ у кінцеве положення $OXYZ$.

Матриця повороту матиме такий вигляд:

$$A_\gamma = \begin{matrix} & \begin{matrix} X'' & Y'' & Z'' \end{matrix} \\ \begin{matrix} X \\ Y \\ Z \end{matrix} & \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{vmatrix} \end{matrix} \quad (2.4)$$

В фінальному вигляді ланцюг перетворень має наступний вигляд:

$$OX_g Y_g Z_g \xrightarrow{\substack{Y_g, Y' \\ \psi}} OX' Y' Z' \xrightarrow{\substack{Z', Z'' \\ \theta}} OX'' Y'' Z'' \xrightarrow{\substack{X'', X \\ \gamma}} OXYZ$$

$$[XYZ] = A_\gamma [X'Y'Z'] = A_\gamma A_\theta A_\psi [X_g Y_g Z_g] \quad (2.5)$$

Для зручності використання введемо позначення $A = A_\gamma A_\theta A_\psi$, де матриця A являється шуканою матрицею переходу від системи $OX_g Y_g Z_g$ до системи $OXYZ$.

$$A = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta & -\cos \theta \sin \psi \\ -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \cos \theta & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi \\ \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{vmatrix} \quad (2.6)$$

Для наших цілей потрібно також розглянути обернену матрицю до матриці A , тому що перетворення інформації відбувається від зв'язаної з літальним апаратом системи координат до географічної системи, розглянемо її:

$$[X_g Y_g Z_g] = A^{-1} [XYZ] \quad (2.7)$$

Матриці напрямлених косинусів є ортогональними, тобто для них буде справедлива наступна рівність:

$$A^{-1} = A^T \quad (2.8)$$

де T – символ що позначає транспонування.

Використаємо позначення $C = A^T$, яка має наступний вигляд:

$$C = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{vmatrix} \quad (2.9)$$

Даним способом виконується перехід від зв'язаної з ЛА системи координат до географічної

$$\begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

Далі потрібно знайти вектору абсолютної кутової швидкості зв'язаної системи координат на свої ребра. Відповідно до послідовності поворотів (2.5), маємо:

$$\begin{vmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{vmatrix} = A_\gamma A_\theta A_\psi \begin{vmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{vmatrix} + A_\gamma A_\theta \begin{vmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{vmatrix} + A_\gamma \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix} \quad (2.10)$$

де $\omega_{Xg}, \omega_{Yg}, \omega_{Zg}$ - проєкції абсолютної кутової швидкості географічної системи координат.

Якщо врахувати матриці C, A_γ та A_ψ вираз (2.10) можна переписати у вигляді

$$\begin{vmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{vmatrix} = C^T \begin{vmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \gamma \cos \theta \\ -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma \end{vmatrix} \quad (2.11)$$

В даному (2.11) виразі перший доданок представляє собою переносну кутову швидкість зв'язаної з літальним апаратом системи координат, а другий доданок відносну кутову швидкість. В загальному видку для вирішення даної задачі орієнтації літального апарату необхідно алгоритмічно зкомплексувати дві складові переносної кутовою швидкості: яка викликана обертанням Землі та викликана переміщенням літального апарату у просторі. Дані показники отримуються на основі роботи акселерометрів. Коли дні показники зкомплексувати ми отримаємо такий вигляд проекції кутової швидкості зв'язаної з ЛА системи $OXYZ$ відносно географічної системи координат [19]

$$\left. \begin{aligned} \omega_X^{вiдн} &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta; \\ \omega_Y^{вiдн} &= \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \gamma \cos \theta; \\ \omega_Z^{вiдн} &= -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (2.12)$$

Провівши деякі перетворення (2.12) відносно $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\gamma}$ отримаємо наступний вигляд рівняння

$$\left. \begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} [\omega_Y^{вiдн} \cos \gamma - \omega_Z^{вiдн} \sin \gamma]; \\ \dot{\theta} &= \omega_Y^{вiдн} \sin \gamma + \omega_Z^{вiдн} \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_X^{вiдн} - \operatorname{tg} \theta [\omega_Y^{вiдн} \cos \gamma - \omega_Z^{вiдн} \sin \gamma]. \end{aligned} \right\} \quad (2.13)$$

Вираз (2.13) являє собою кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова. Проінтегрувавши цю систему диференціальних рівнянь чисельними методами, отримаємо параметри орієнтації ψ, θ, γ [19].

РОЗДІЛ 3.

МОДЕЛЬ КУРСОВЕРТИКАЛІ З ВІРТУАЛЬНИМИ АВІАЦІЙНИМИ ПРИБАДАМИ

Першим кроком створення моделі Simulink є створення трьох сигналів: рискання, тангажу та крену, з такими заданими умовами значеннями:

- а) рискання (ψ): амплітуда коливань 5° , частота 0.5Гц ;
- б) тангаж (θ): амплітуда коливань 2.5° , частота 0.2Гц ;
- в) крен (γ): амплітуда коливань 0.4° , частота 0.3 Гц .

Наступним кроком було створення підсистеми «Формування проєкцій векторів відносної кутової швидкості з кутів Ейлера-Крилова» рис.3.1.

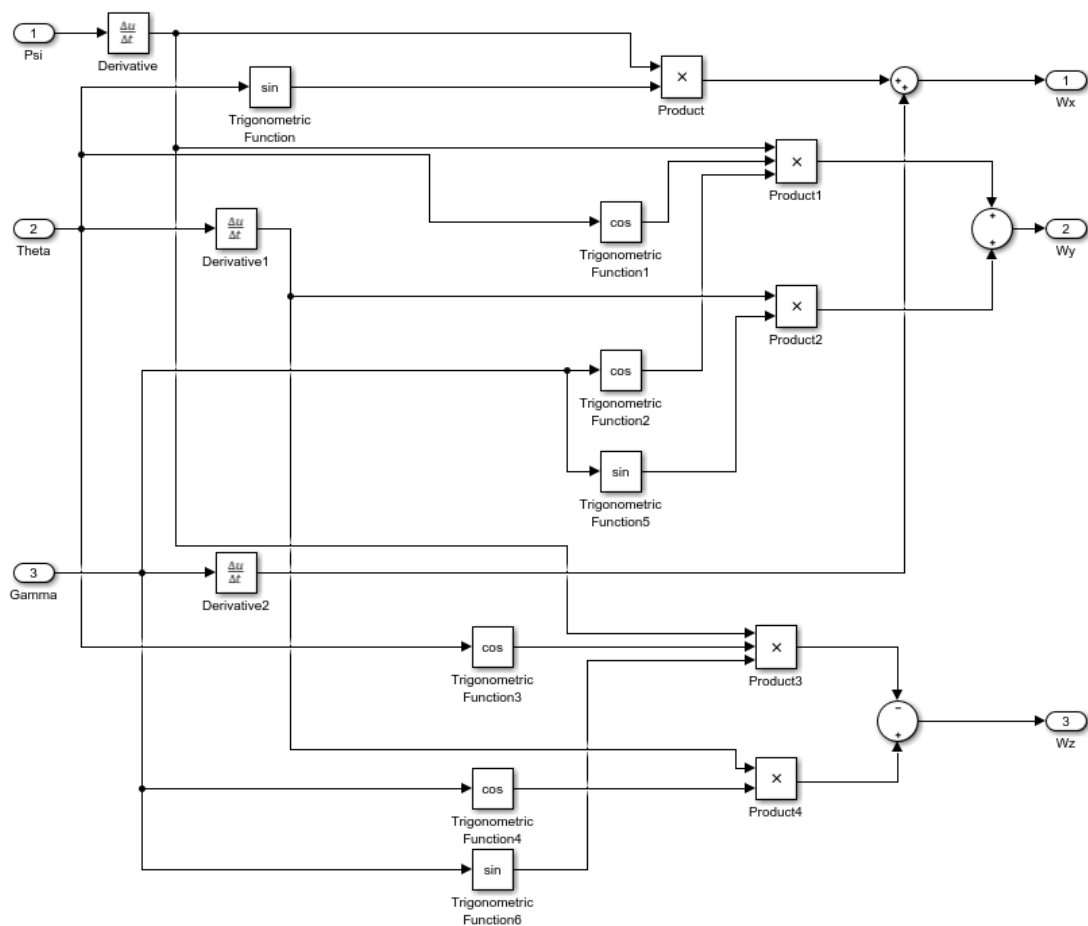


Рис.3.1 Підсистема формування проєкцій векторів відносної кутової швидкості з кутів Ейлера-Крилова

Дана підсистема побудована на основі системи (2.12), цей алгоритм перетворення кутів Ейлера-Крилова в проекції векторів відносної кутової швидкості.

Тобто того щоб реалізувати алгоритм з кутами Ейлера-Крилова потрібно побудувати підсистему що буде вирішувати обернену задачу, систему рівнянь (2.13), реалізація даної підсистеми «»

Відповідно для реалізації алгоритму з кутами Ейлера-Крилова, потрібно вирішити обернену задачу, а саме систему рівнянь (2.13), з цього слідує алгоритм підсистеми «Алгоритм орієнтації з кутами Ейлера-Крилова» (рис.3.2).

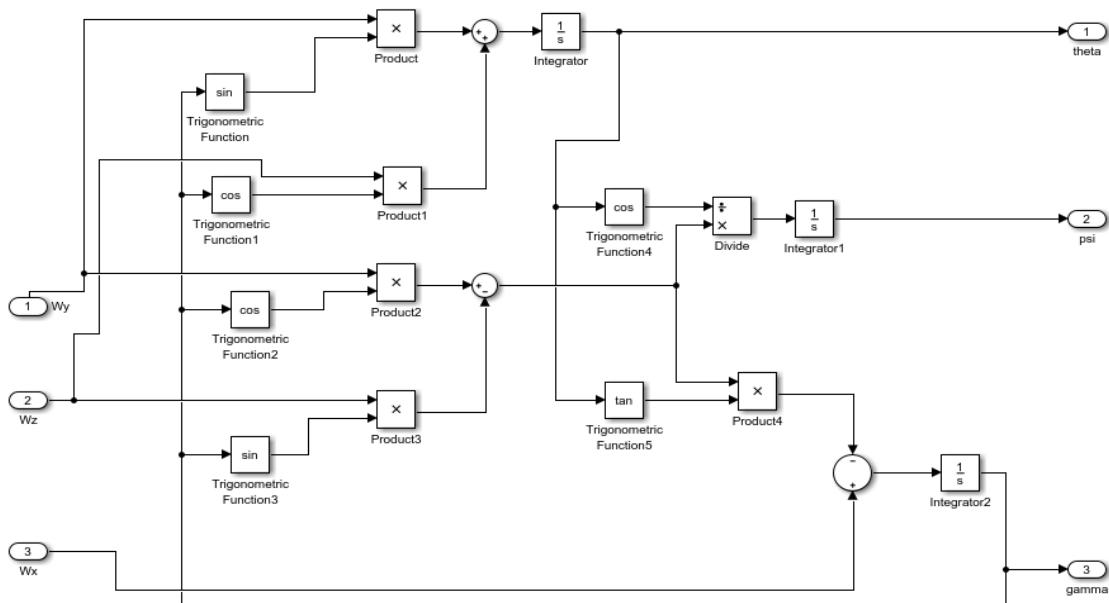


Рис.3.2 Алгоритм орієнтації з кутами Ейлера-Крилова

Далі були з'єднані між собою дані підсистеми, приєднані попередньо створені джерела струму, були підключені віртуальні прибори індикатори курсу (Рис.3.3 б) та горизонту (Рис.3.3 а). І також були приєднані елементи для побудови графіків, щоб перевіряти коректність роботи системи та зробити аналіз даних.

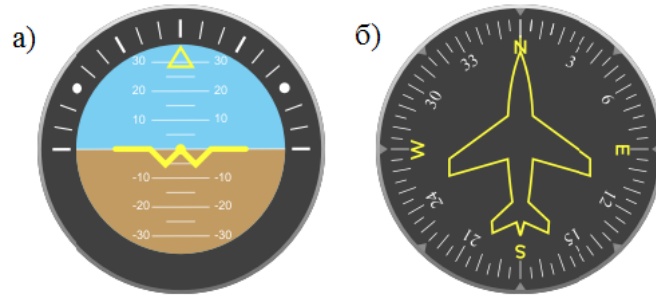


Рис.3.3 Віртуальні авіаційні прилади

Вигляд загальної моделі має вигляд рис.3.4

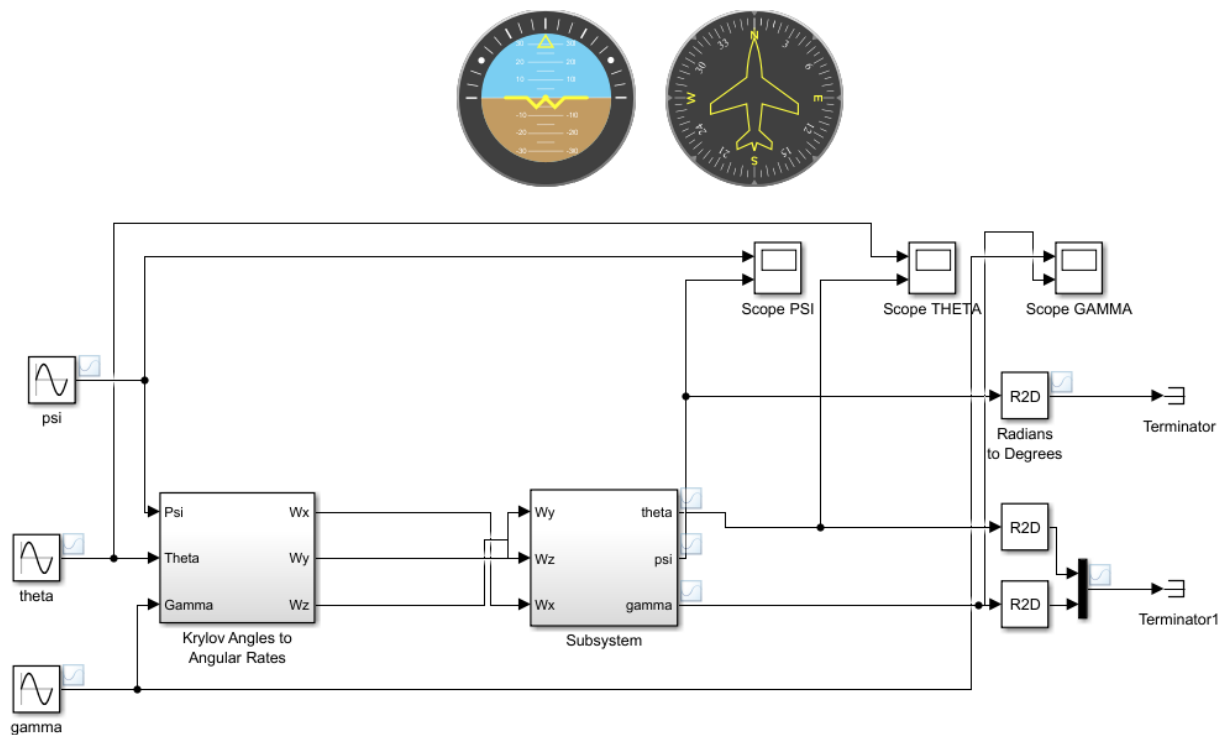


Рис.3.4 Simulink модель курсовертикалі

Першим моделюванням стало моделювання з даними параметрами:

Значення джерел:

а) рискання (ψ): амплітуда коливань 5° , частота 0.5Гц ;

б) тангаж (θ): амплітуда коливань 2.5° , частота 0.2Гц ;

в) крен (γ): амплітуда коливань 0.4° , частота 0.3 Гц .

Інтегратор – ode23.

Часом моделювання будуть три величини:

1. 10 секунд;
2. 100 секунд;
3. 1000 секунд.

Далі зможемо спостерігати порівняння вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 10 секунд (рис.3.5, рис.3.6, рис.3.7).

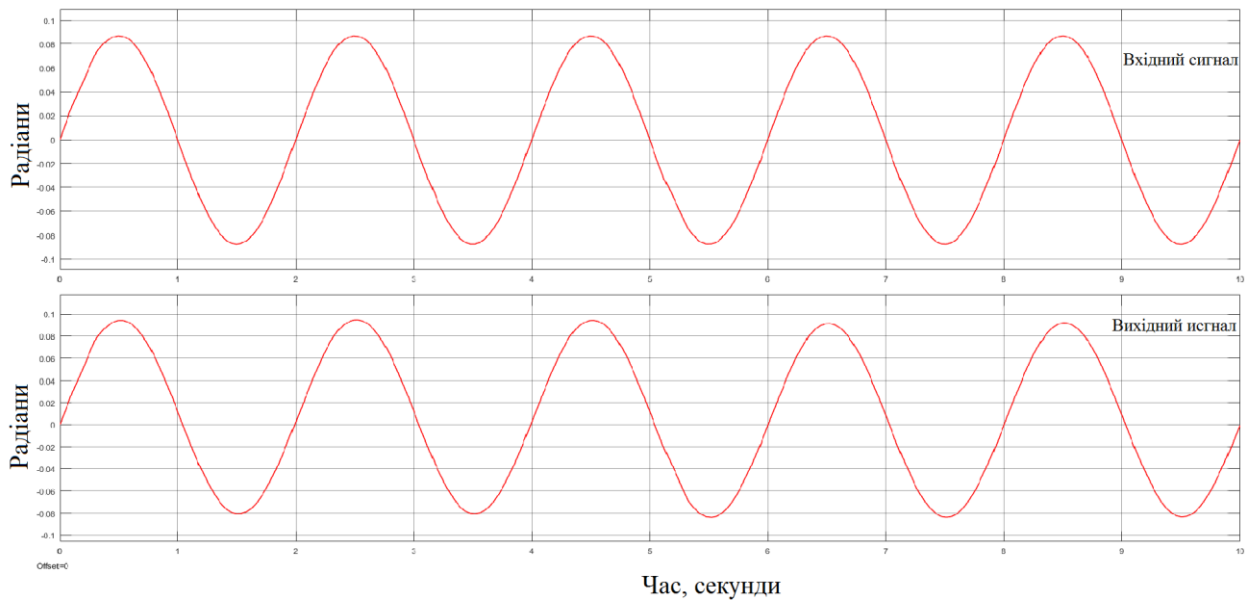


Рис.3.5 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

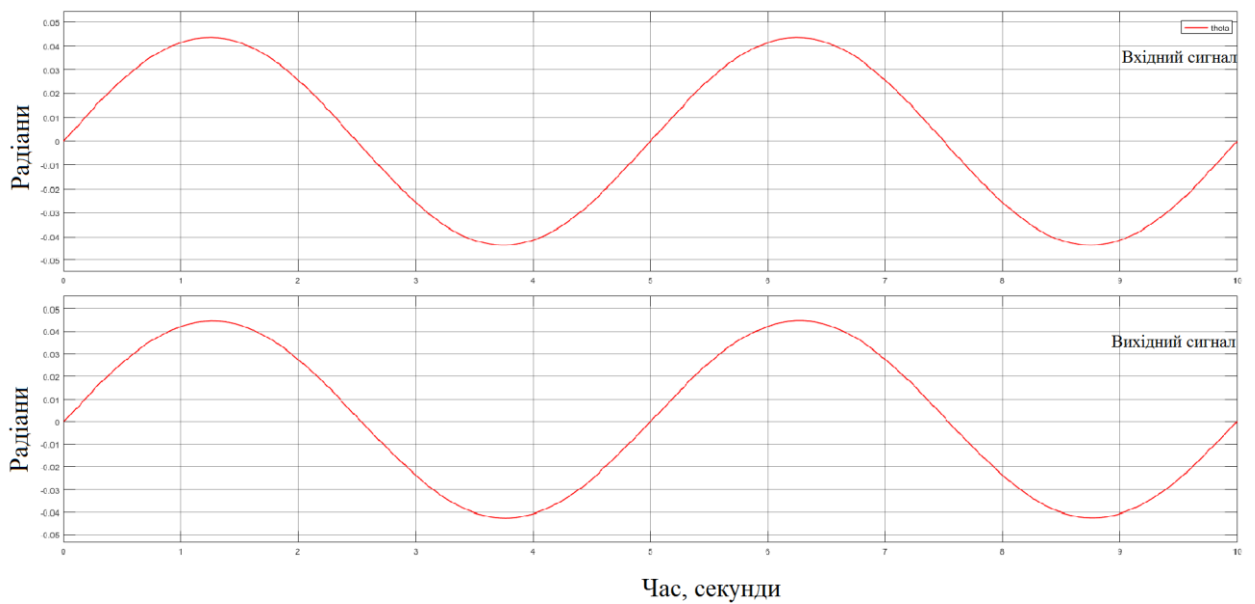


Рис.3.6 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

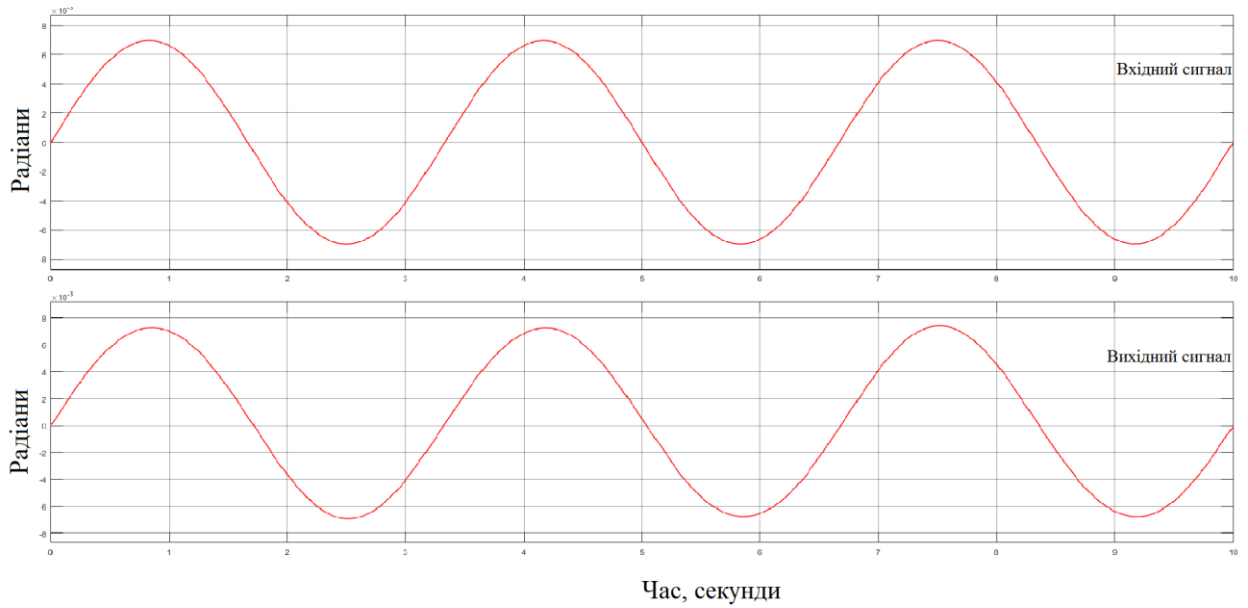


Рис.3.7 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 10 секунд різниці не було виявлено.

Далі можемо спостерігати порівняння вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 100 секунд (рис.3.8, рис.3.9, рис.3.10).

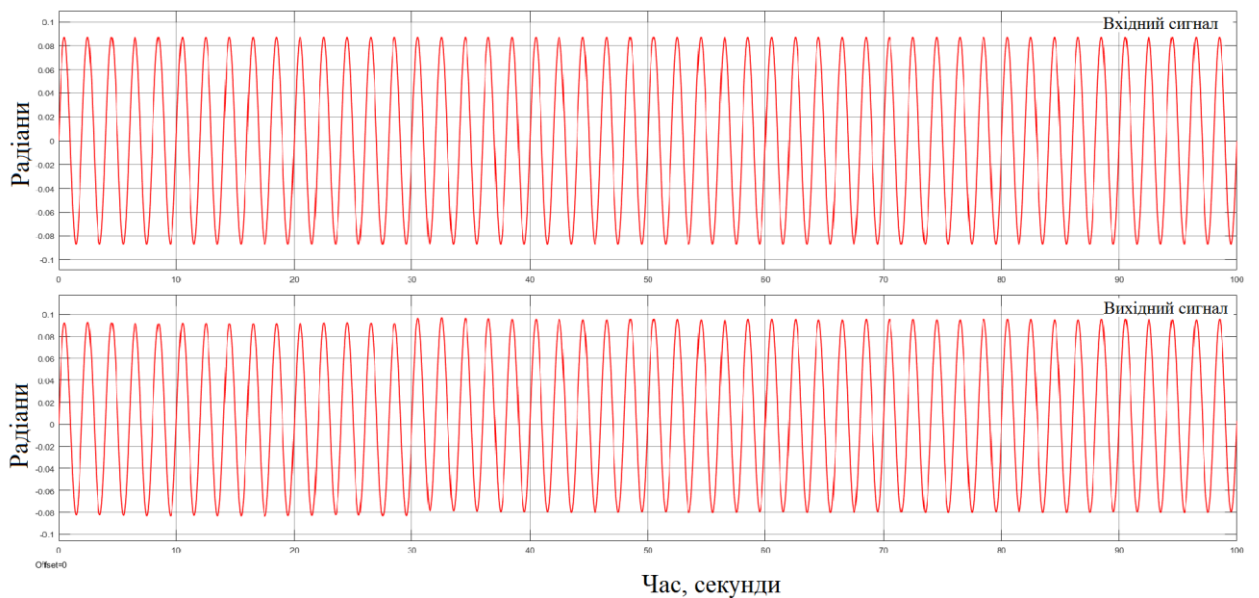


Рис.3.8 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

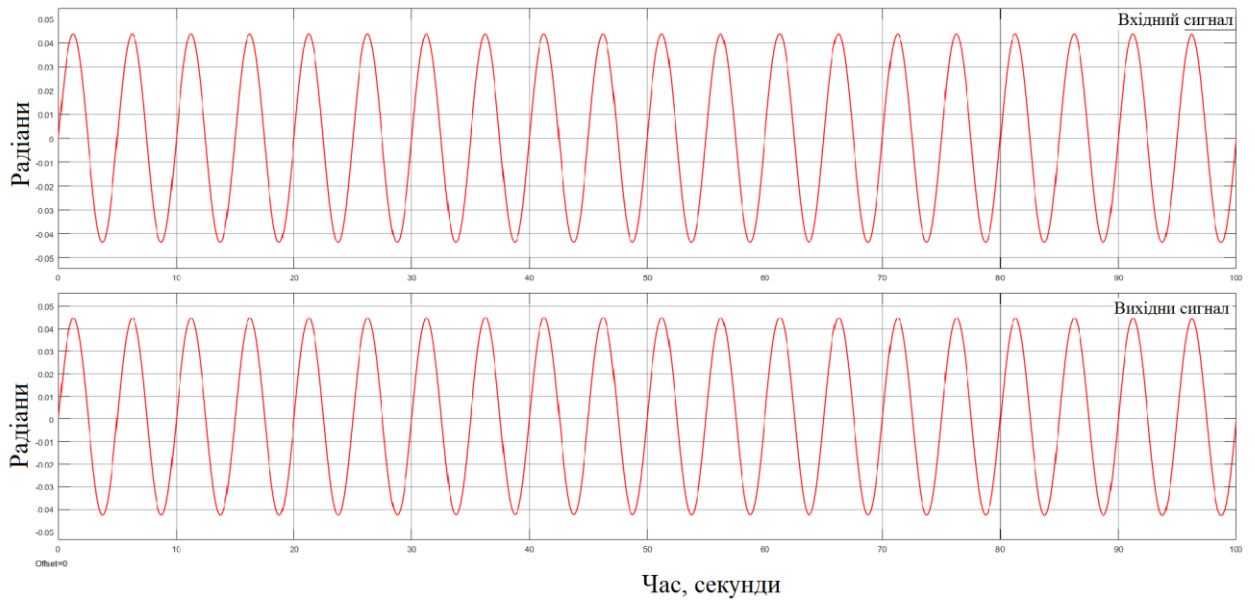


Рис.3.9 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

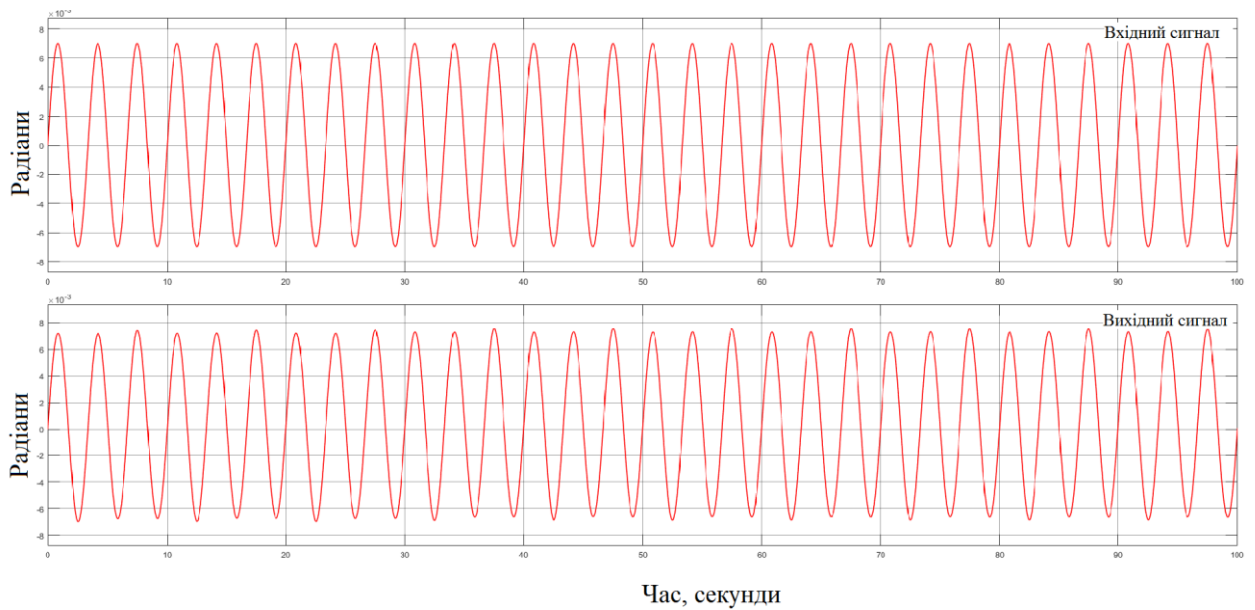


Рис.3.10 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 100 секунд ми можемо спостерігати помітні зміни на графіку Рис.3.10 після 27 секунд. На інших графіках також є зміни але вони майже не помітні.

Далі можемо спостерігати порівняння вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 1000 секунд (рис.3.11, рис.3.12, рис.3.13).

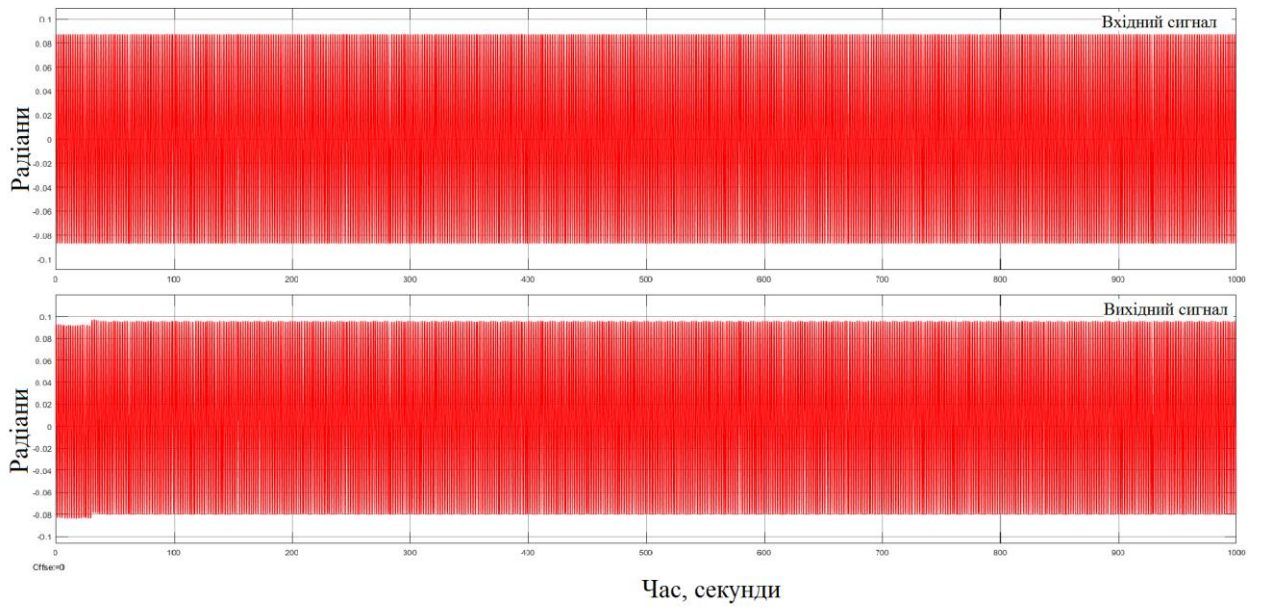


Рис.3.11 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

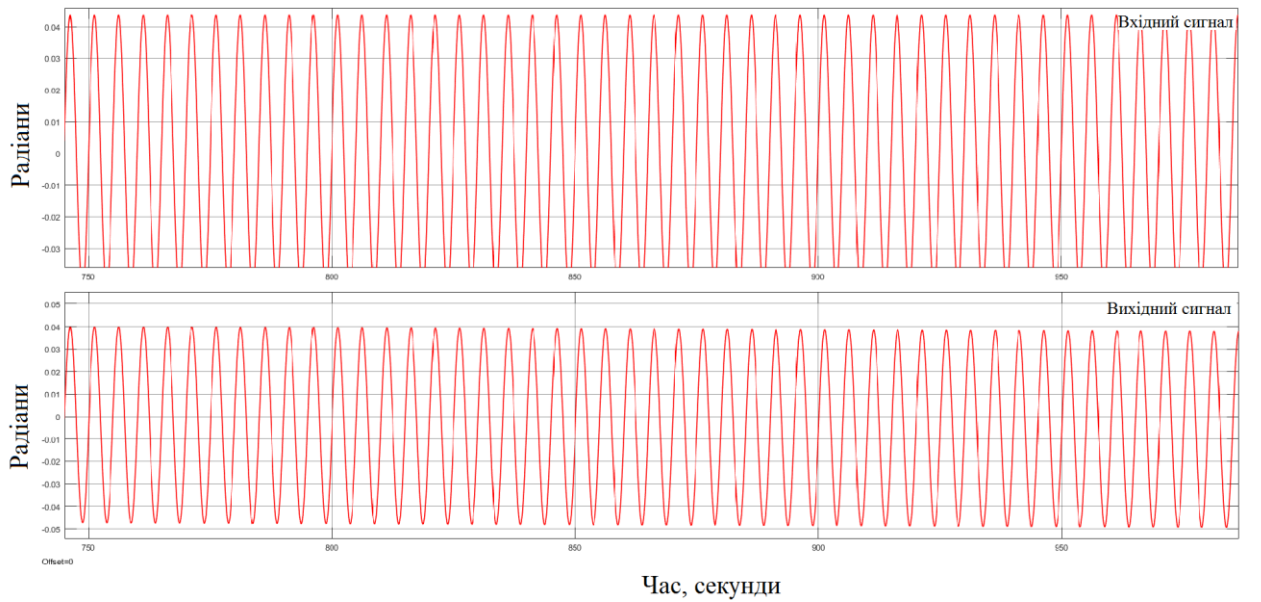


Рис.3.12 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

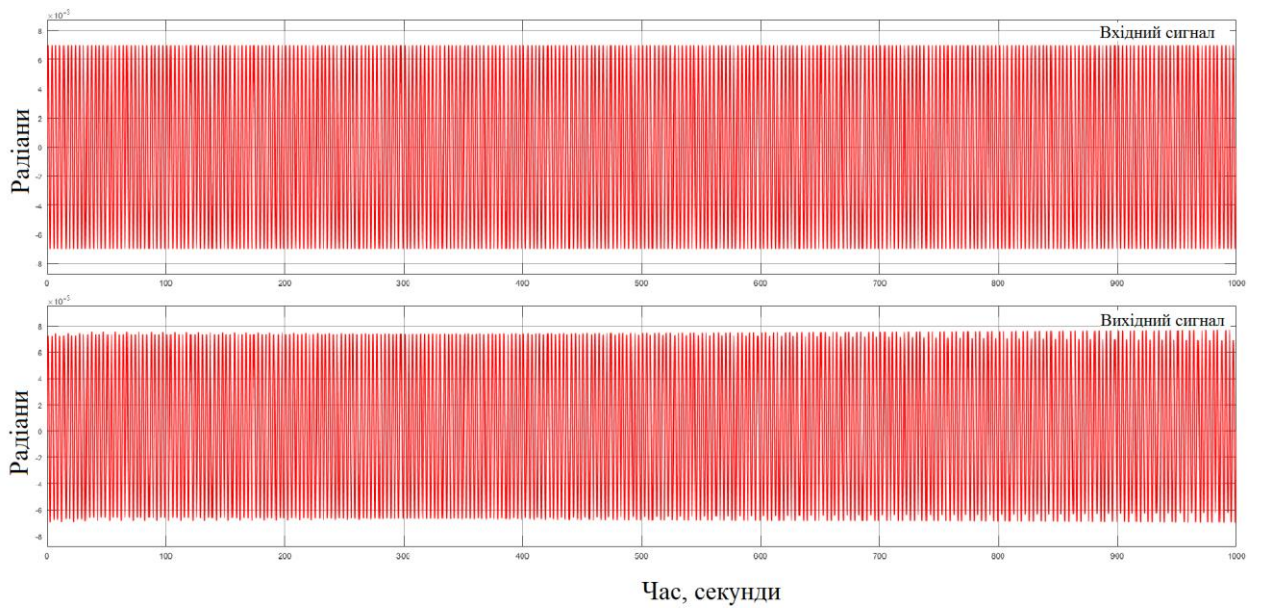


Рис.3.13 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 1000 секунд ми можемо спостерігати помітні зміни на всіх графіках з самого початку, особливо це помітно на Рис.3.13.

В другій частині моделювання був змінений інтегратор на ode45.

Далі можемо спостерігати порівняння вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 10 секунд (рис.3.14, рис.3.15, рис.3.16).

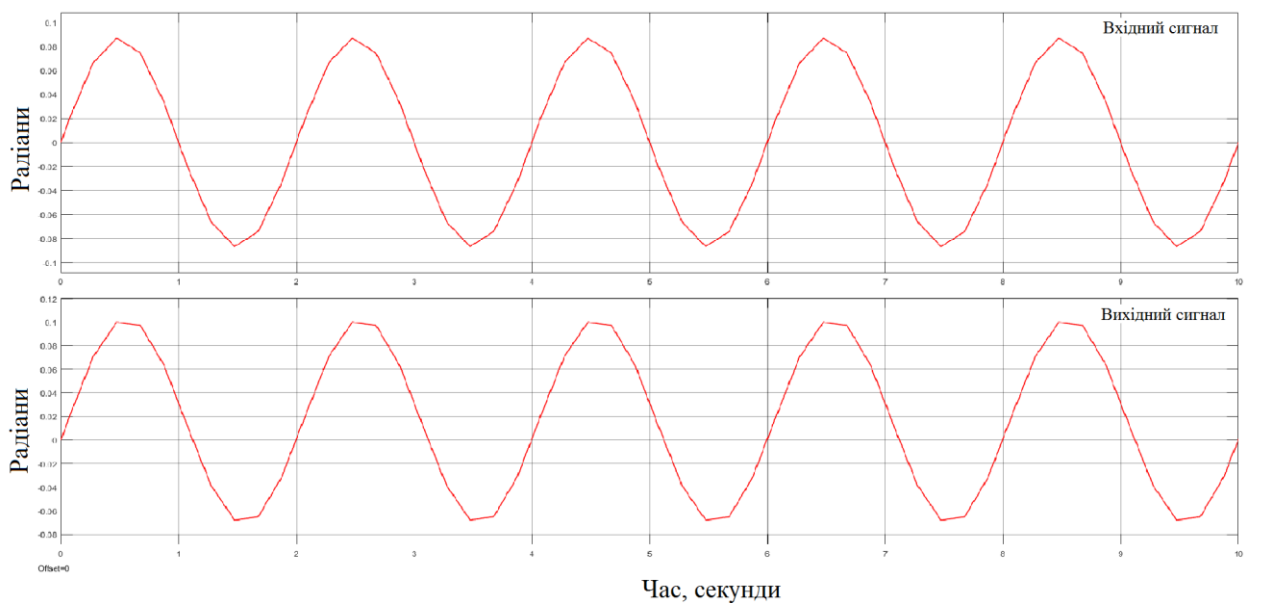


Рис.3.14 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

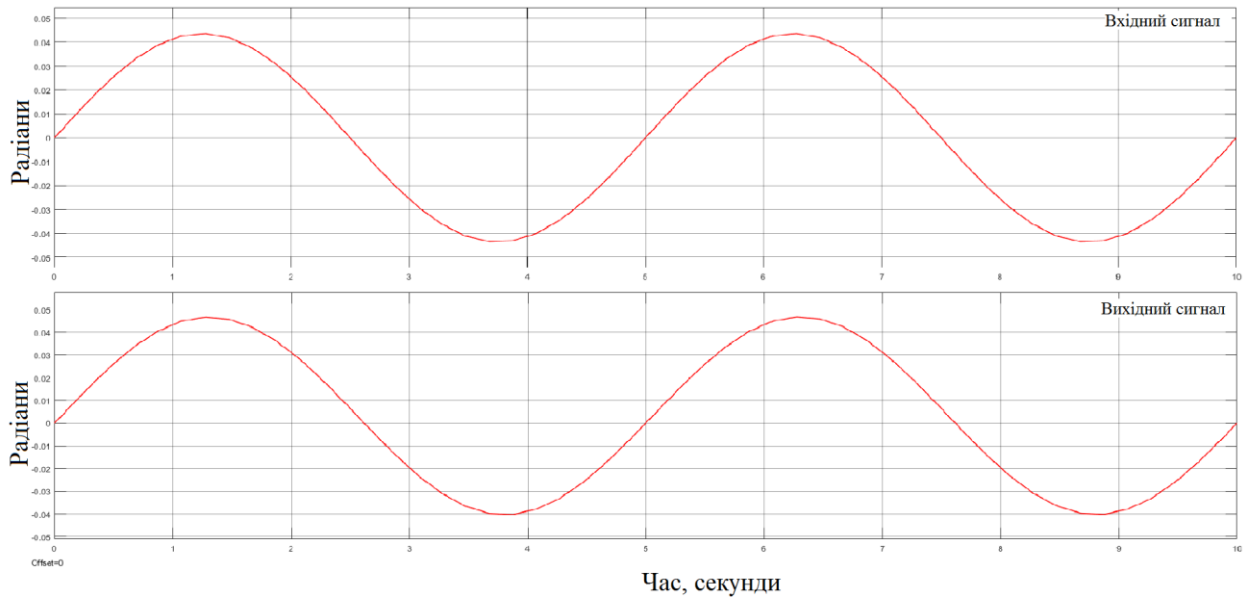


Рис.3.15 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

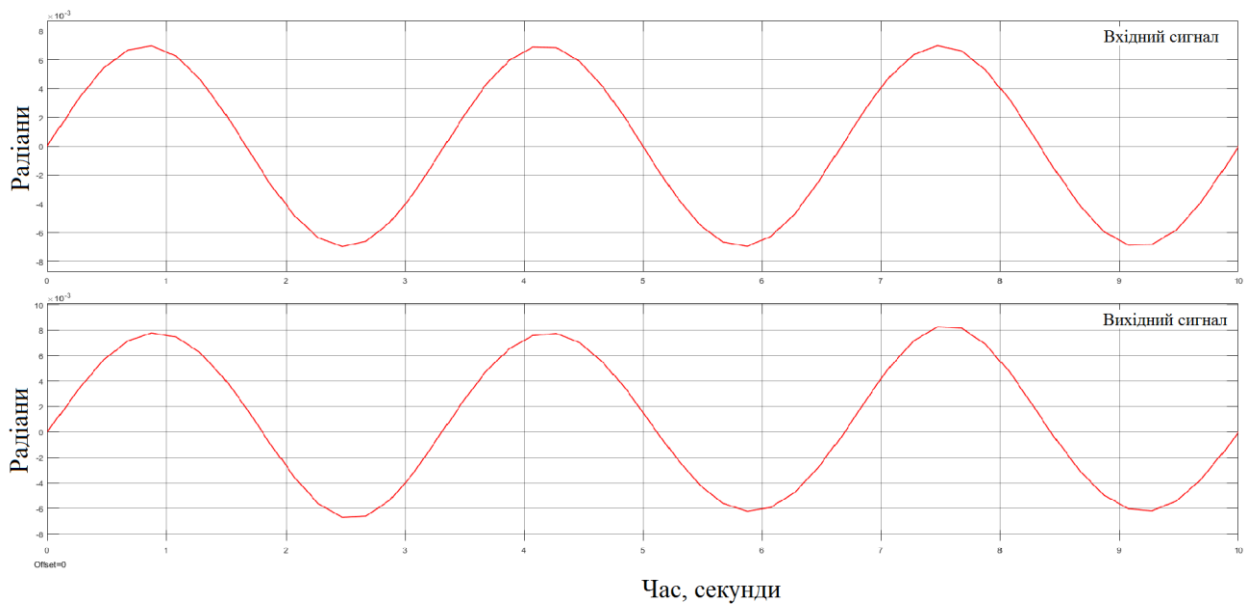


Рис.3.16 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 10 секунд різниці не було виявлено.

Далі можемо спостерігати порівня вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 100 секунд (рис.3.17, рис.3.18, рис.3.19).

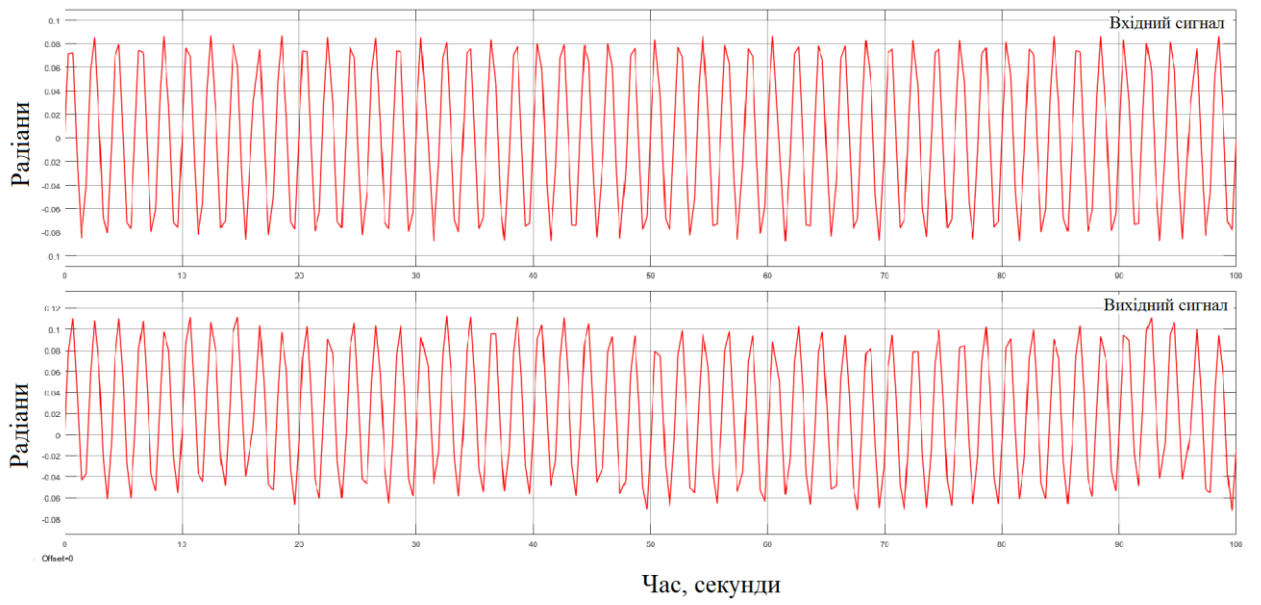


Рис.3.17 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

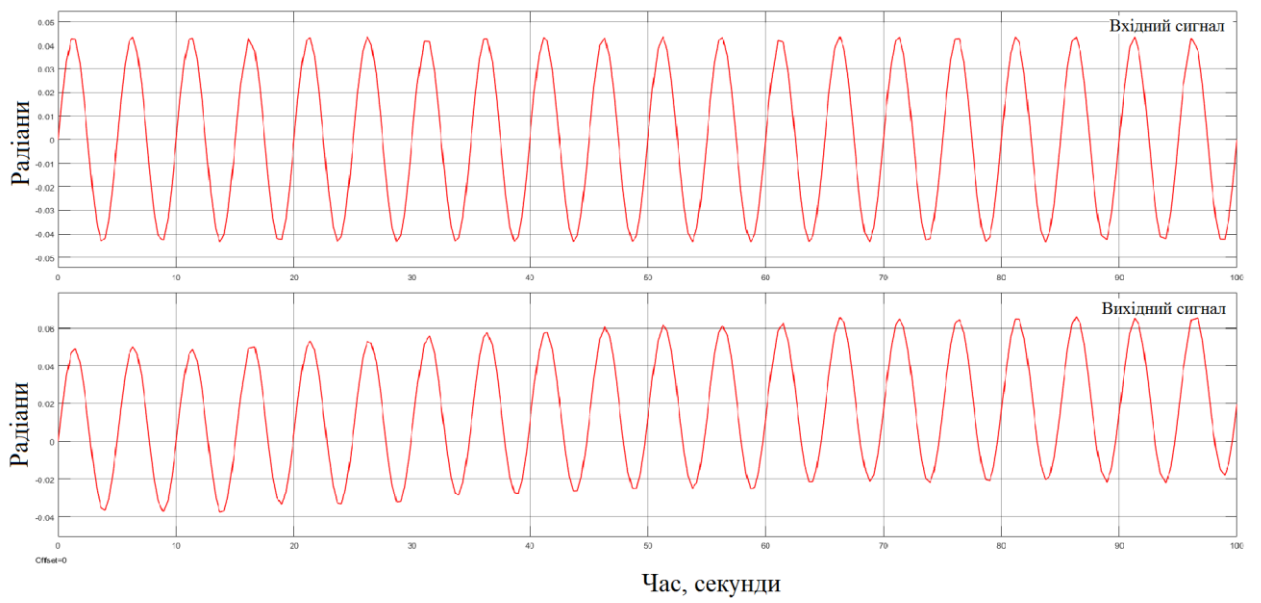


Рис.3.18 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

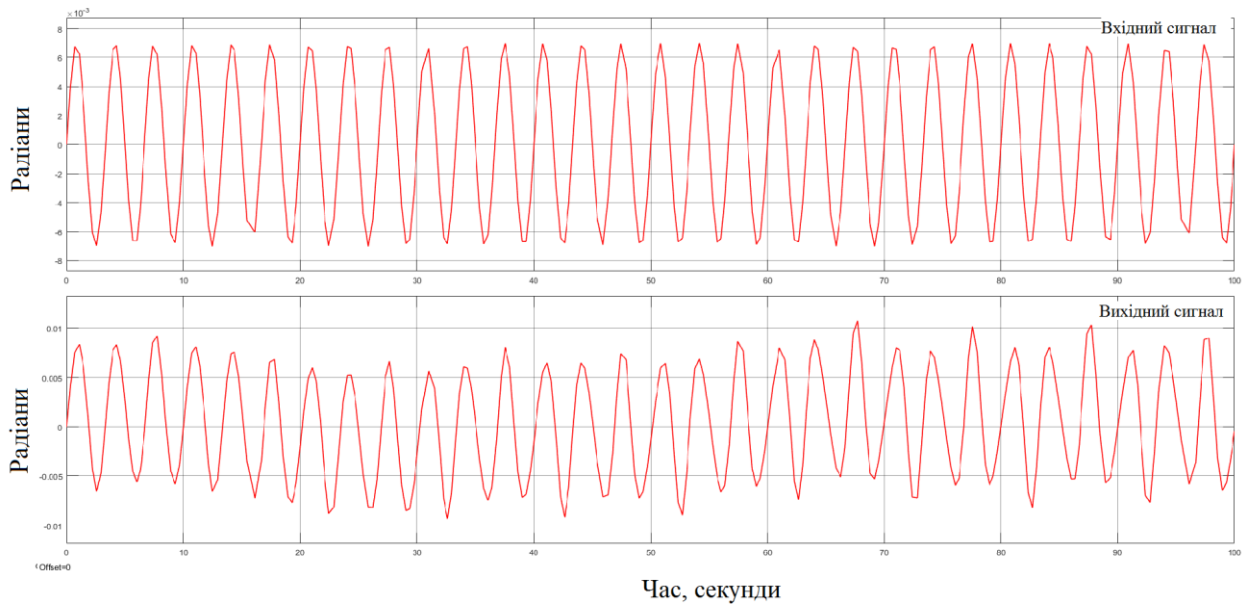


Рис.3.19 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 100 секунд ми можемо спостерігати помітні зміни на всіх графіках з самого початку.

Далі можемо спостерігати порівняння вхідних і вихідних даних при часі інтегрування 1000 секунд (рис.3.20, рис.3.21, рис.3.22).

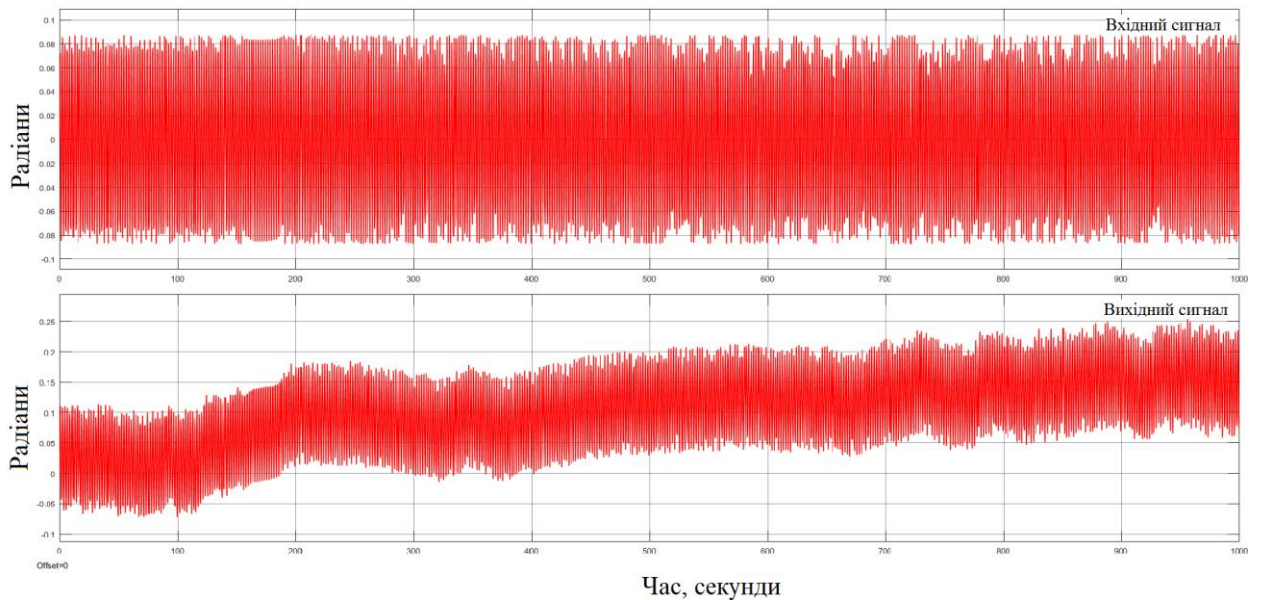


Рис.3.20 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

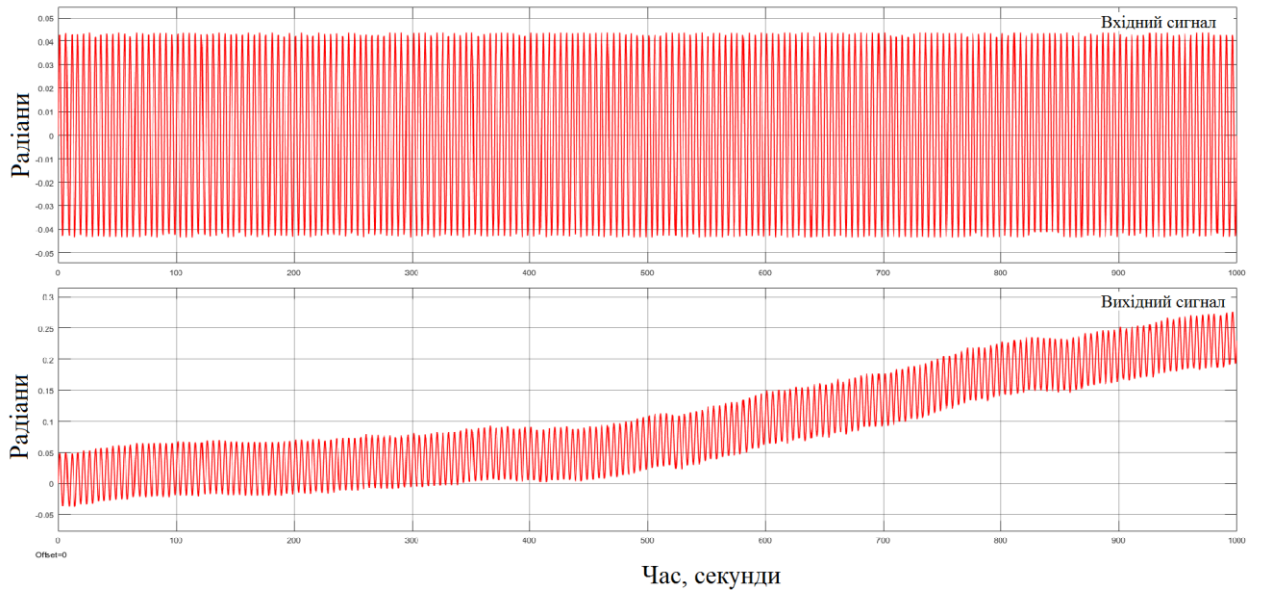


Рис.3.21 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

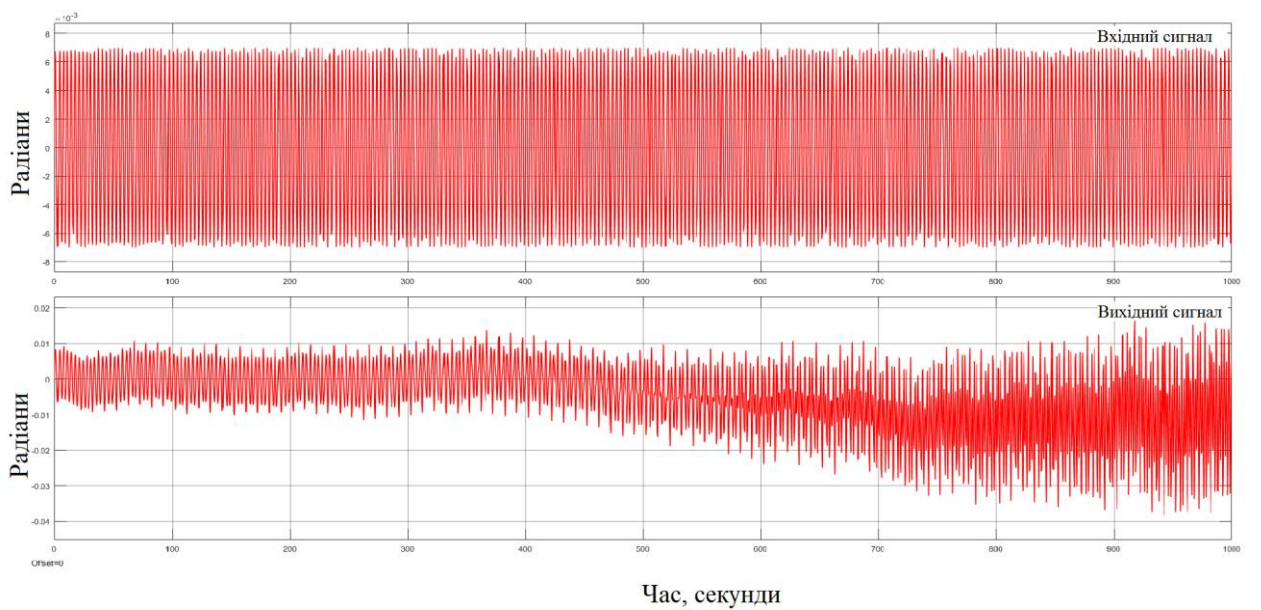


Рис.3.22 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

Провівши порівняння при часі моделювання 1000 секунд ми можемо спостерігати помітні зміни на всіх графіках з самого початку.

Після розгляду моделювання можна зробити висновки, що зі збільшенням часу та точності зменшується початковий час відхилення.

Далі зробимо моделювання при початкових значеннях крену та тангажу 30° , часом інтегрування 100, інтегратором ode45 та початковими сигналами:

- а) рискання (ψ): амплітуда коливань 5° , частота 0.5Гц;
- б) тангаж (θ): амплітуда коливань 2.5° , частота 0.2Гц;
- в) крен (γ): амплітуда коливань 0.4° , частота 0.3 Гц.

На рис.3.23 показані дані з авіогоризонту:



Рис. 3.23 Віртуальний авіагоризонт

Графіка крену та тангажу представлені на Рис.3.24 та Рис.3.25 відповідно.

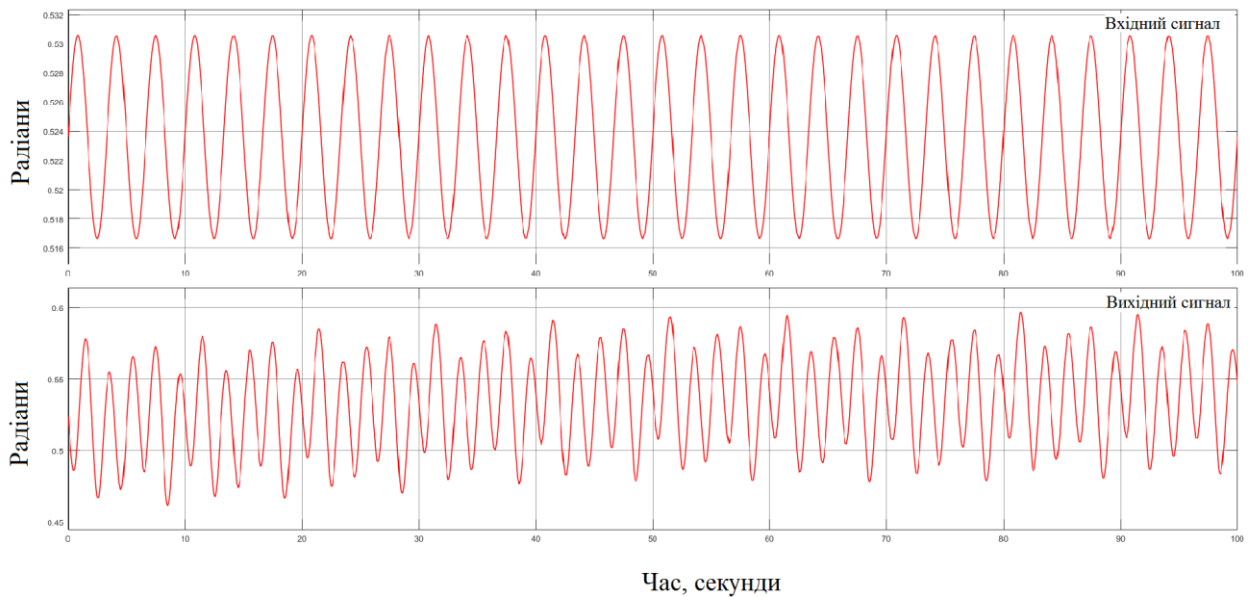


Рис.3.24 Графіки порівняння вх./вих. значень кута γ

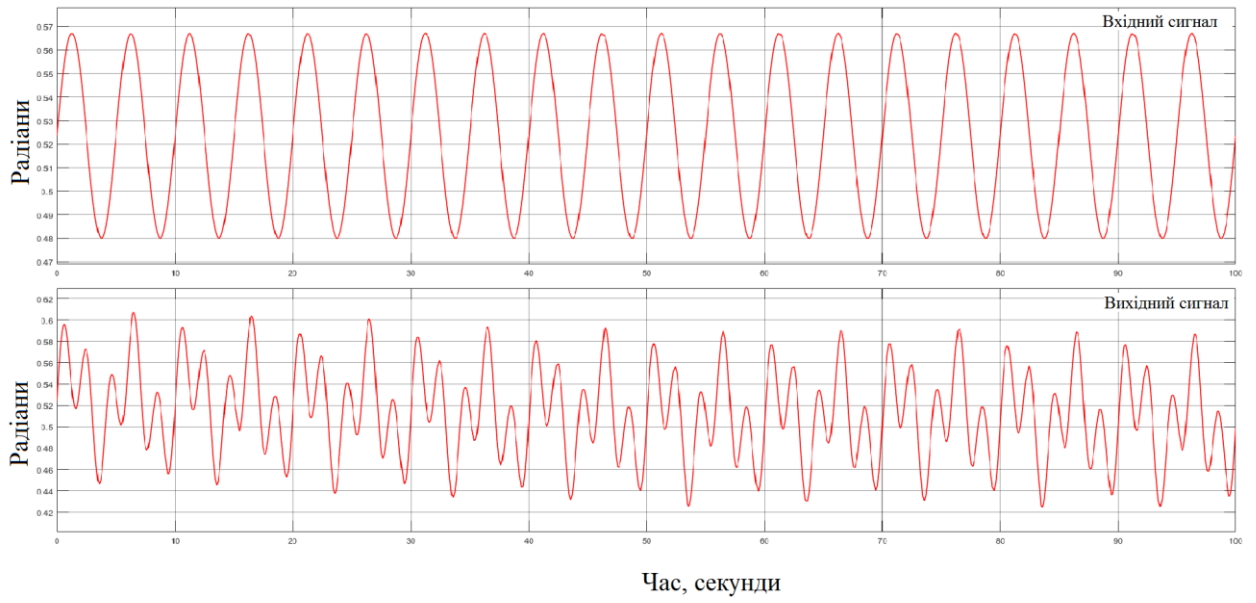


Рис.3.25 Графіки порівняння вх./вих. значень кута θ

На Рис.3.26 показані значення курсу.

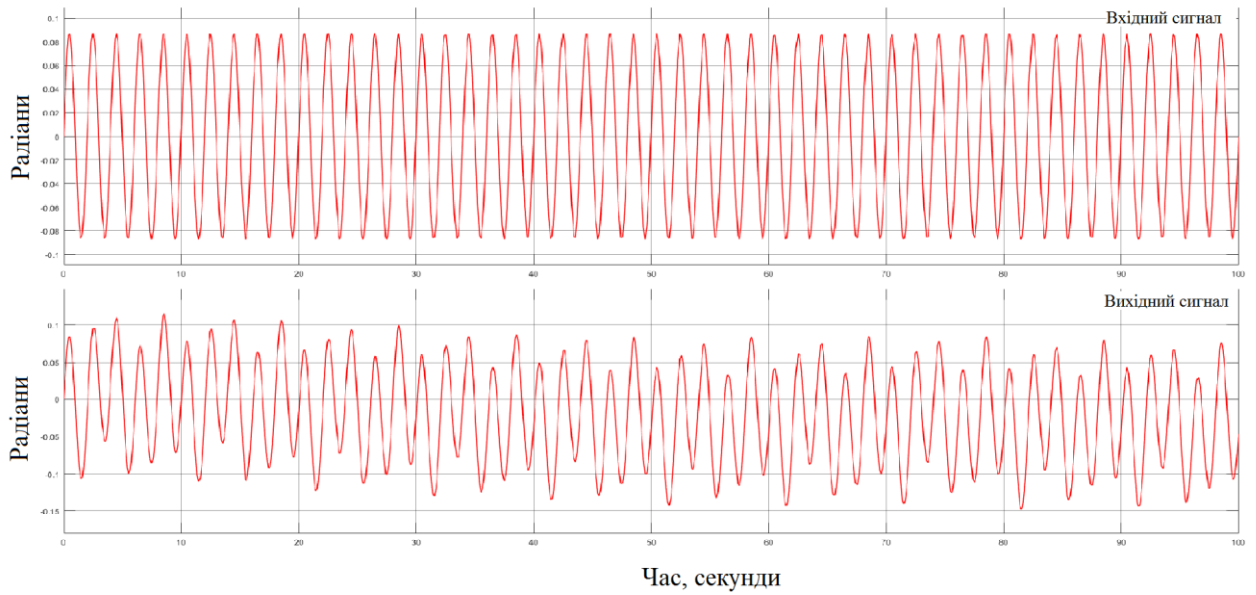


Рис.3.26 Графіки порівняння вх./вих. значень кута ψ

Далі проведемо моделювання при початкових показниках крену 20° та тангажу 50° часом інтегрування 100, інтегратором ode45 та початковими сигналами:

- а) рискання (ψ): амплітуда коливань 5° , частота 0.5Гц;
- б) тангаж (θ): амплітуда коливань 2.5° , частота 0.2Гц;
- в) крен (γ): амплітуда коливань 0.4° , частота 0.3 Гц.

На рис.3.23 показані дані з авіогоризонту:



Рис.3.27 Віртуальний авіогоризонт

Графіка крену та тангажу представлені на Рис.3.28 та Рис.3.29 відповідно.

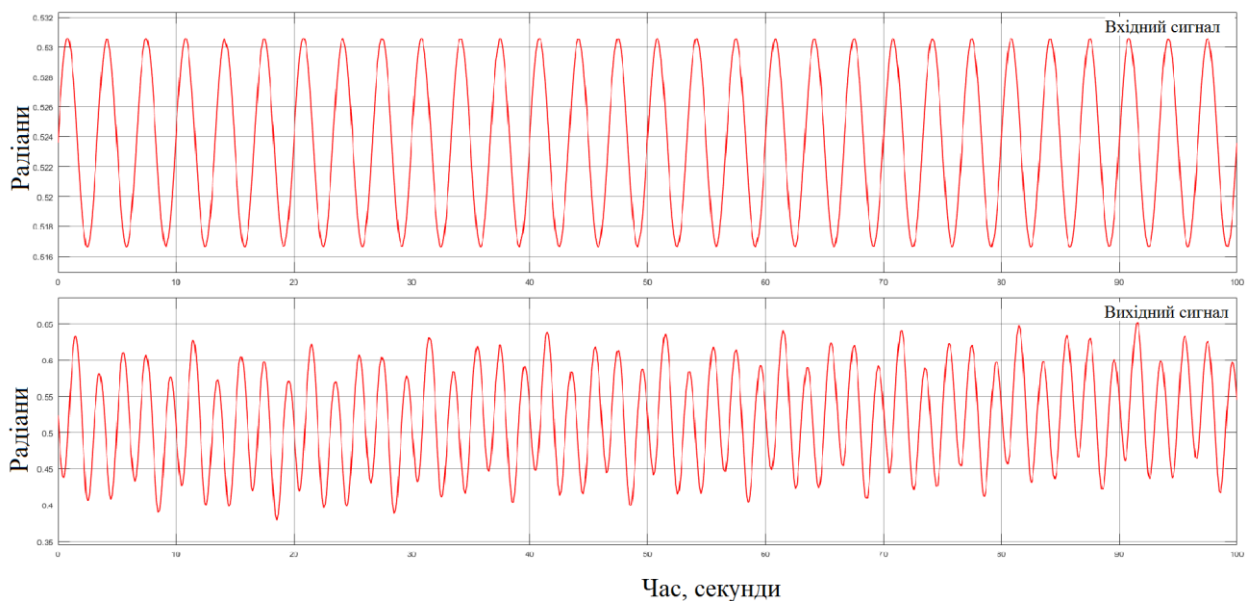


Рис.3.28 Графіки порівняння вх./вих. значень кута γ

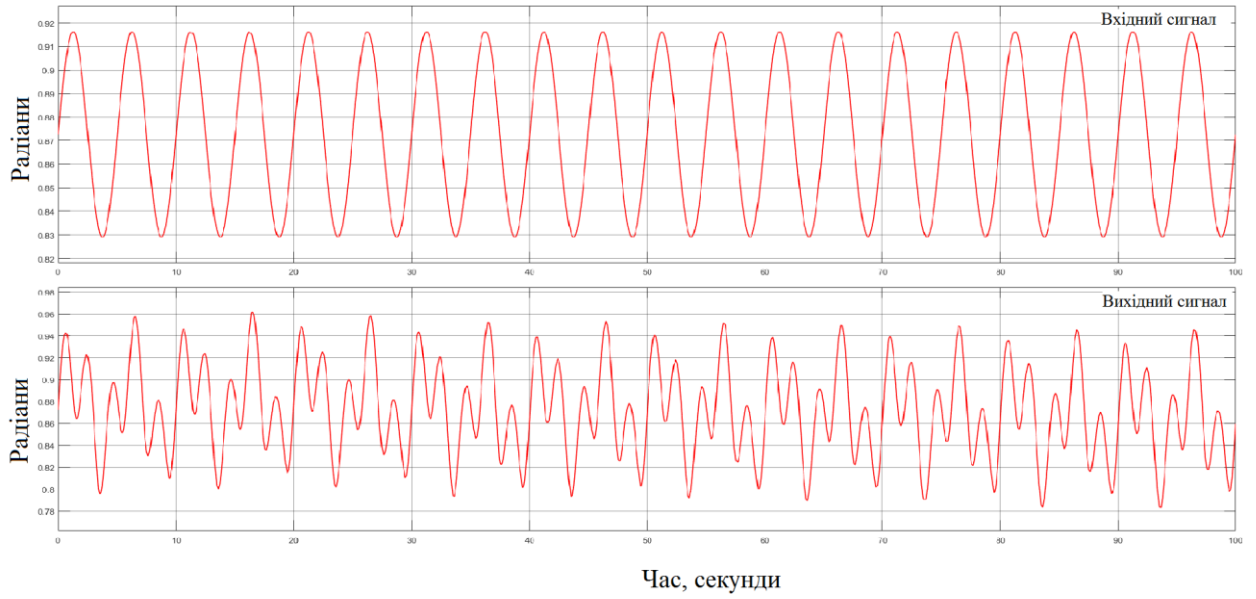


Рис.3.29 Графіки порівняння вх./вих. значень кута θ

На Рис.3.26 показані значення курсу.

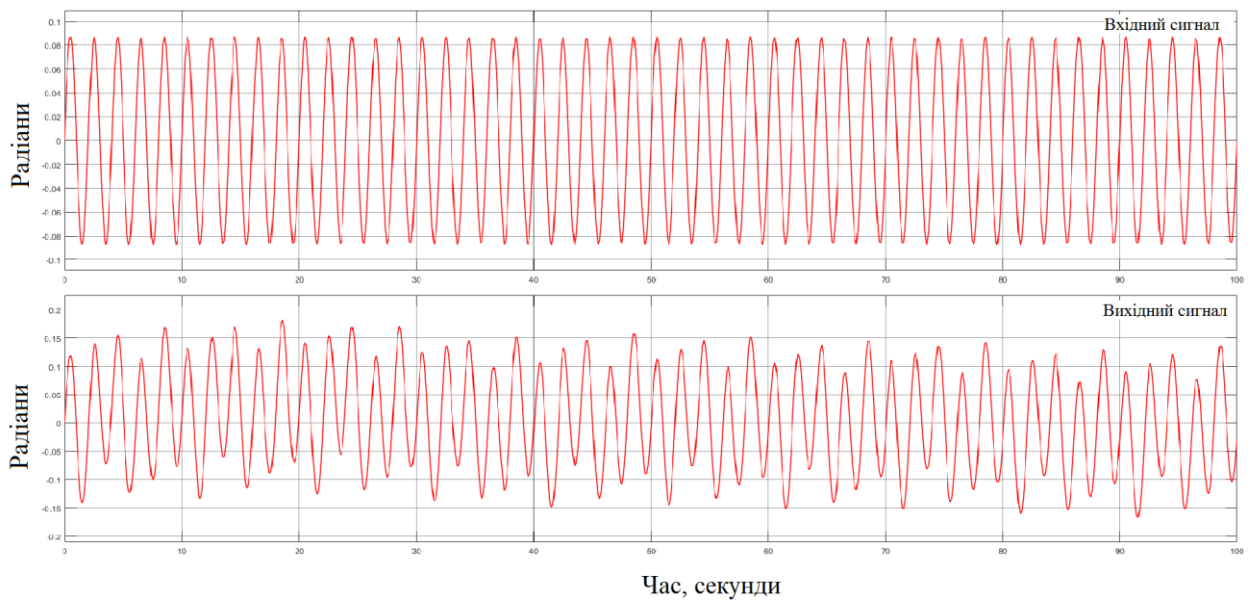


Рис.3.30 Графіки порівняння вх./вих. значень кута ψ

ВИСНОВКИ

В роботі розглянуто курсовертикаль, її види в залежності від сфери використання, її стан у сучасному світі та найперспективніші сфери розвитку у найближчий час. Також було розглянуто причини появи та достатньо швидкого розвитку безплатформлених систем орієнтації і навігації. Приведені практичні приклади обґрунтовані реальними характеристиками курсовертикалей. Наведені приклади використання БКВ в перспективних розробках пов'язаних з безпілотними технологіями та виведенню їх на новий рівень - автоматичної орієнтації.

Зроблено кінематичний розрахунок з повним поясненням, розраховані та виведені рівняння в кутах Ейлера-Крилова для літального апарату.

Зроблена модель Simulink системи орієнтації через кути Ейлера-Крилова, були використані віртуальні апарати. Були проведені тести моделі, після цього були оброблені та проаналізовані результати випробувань.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Мкртчян В.И. Алгоритм бесплатформенной курсовертикали на MEMS – датчиках : Молодежный Научно-Технический Вестник. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015.
2. Распопов В.Я. Гироскопы систем ориентации и навигации летательных аппаратов (аналитический обзор) : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016.
3. Галкина В.И. Перспективные гироскопы летательных аппаратов. LAP Lambert Academic Publishing, 2013.
4. Northrop Grumman LITEF LCR-100 [Electronic Resource]. — Mode of Access:
<https://northropgrumman.litef.com/en/products-services/aircraft/productoverview-civil-aviation/lcr-100-lcr-100n.html>
5. Sonardyne International Lodestar 500 AHRS [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://www.sonardyne.com/subsea-ins-ahrs-right-project>
6. Inertial Labs AHRS-II-P [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://inertiallabs.com/products/ahrs/>
7. ООО «Текнол» КомпаНав-2М [Электронный Ресурс]. – Модификатор доступа:
<http://www.teknol.ru/products/aviation/companav>
8. VectorNav Technologies VN-100 Rugged [Electronic Resource]. — Mode of Access:
<https://www.vectornav.com/products/vn-100>
- 9 Sonardyne International Lodestar 300 AHRS [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://www.sonardyne.com/subsea-ins-ahrs-right-project>
- 10 VectorNav Technologies VN-100 Rugged [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://www.vectornav.com/products/vn-100>

- 11 Автономный блок курсовертикаль для исследования первичных алгоритмов : Евразийский Союз Ученых. Технические науки, 2016.
- 12 Michal Okulski., Maciej Lawryriczuk Development of a High-Efficiency PitchIRoll Inertial Measurement Unit Based on a Low-Cost Accelerometer and Gyroscope Sensors/ Warsaw University of Technology, Institute of Control and Computation Engineering, 2019.
- 13 Hyung-Jik Leel, Seul Jung, Gyro Sensor Drift Compensation by Kalman Filter to Control a Mobile Inverted Pendulum Robot System, IEEE, IEEE International Conference on Industrial Technology, 2009.
- 14 S. Sabatelli, F. Sechi, L. Fanucci, A. Rocchi, A sensor fusion algorithm for an integrated angular position estimation with inertial measurement units, Grenoble, IEEE, Design, Automation & Test in Europe, 2009 .
- 15 T. C. Mallick, M. A. 1. Bhuyan, M. S. Munna, Design & implementation of an UAV (Drone) with flight data record, Dhaka, IEEE, 2016 International Conference on Innovations in Science, Engineering and Technology (ICISSET), 2016.
- 16 R. E. Kalman, A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems : Research Institute for Advanced Study, Baltimore, Md, 1960 .
- 17 Кивокурцев А.Л. Возможность использования перспективных датчиков для построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем нового поколения : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016.
- 18 Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Гиросприборы и системы. - Москва, 1988.
- 19 Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»», 2009.