МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИЇ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Мельник Ю. В.
«__ » _____2023р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«МАГІСТР»
Спеціальність 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології»

Тема: «Стабілізована система визначення курсу»

Виконавець: студент групи СУ-151М Назаренко Ілля Вадимович
(студент, група, прізвище, ім’я, по батькові)

Керівник: доктор технічних наук, професор. Сущенко Ольга Андріївна
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім’я, по батькові)

Нормоконтролер: _____ Дивнич М.П.

Консультант з «Охорони праці» Родомська.М.М.

Консультант з «Охорони навколишнього середовища» Родомська.М.М.

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Мельник Ю. В.

« »_____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Назаренка Іллі Вадимовича

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема кваліфікаційної роботи **«**Транспортна задача для багатооб'єктної системи БПЛА**»**

затверджена наказом ректора від «_____»_____20 __ р.

№_____

2. Термін виконання роботи: з _____ по _____

3. Вихідні дані до роботи: На основі залданої, тестової кількості безпілотників і цілей за допомогою угорського методу дискретного цілочисельного програмування розроблено алгоритм оптимізації розподілу цілей серед групи безпілотників шляхом мінімізації фактора відстані.

4. Зміст пояснювальної записки:

_____

_____

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації:

_____

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Розробка деталізованого зміста розділів диплому		
2	Вступ		
3	Порівняльна характеристика кінематичних схем систем визначення просторової орієнтації.		
4	Створення математичної моделі системи визначення курсу. Результати моделювання.		
5	Оформлення дипломної роботи		

7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Консультант Родомська М.М.		
Охорона навколишнього середовища	Консультант Родомська М.М.		

8. Дата видачі завдання: “_____"_____ 20___ р.

Керівник кваліфікаційної роботи

_____

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи ”Дослідження особливостей управління засобів визначення просторової орієнтації рухомих об’єктів” 105 с., 33 рис., 1 табл., 6 додатків, 15 літературних джерел.

Об’єкт дослідження: система визначення просторової орієнтації.

Мета дослідження: створити математичні моделі систем визначення просторової орієнтації та їх чутливих елементів, дослідити різні режими роботи системи, підібрати значення параметрів контуру управління та виконати моделювання основних ржимів роботи системи.

Методи дослідження: математичне моделювання, методи теорії гіроскопічних пристроїв, дослідження інерціальних вертикалей.

Результати дослідження: На підставі порівняння різних схем побудування систем визначення просторової орієнтації, обрано найбільш ефективну. Створено математичні моделі кожної схеми та їх чутливих елементів. Виконано детальний аналіз різних режимів роботи системи. На підставі результатів моделювання визначено основні параметри контуру управління.

Створено моделі системи визначення курсу за найбільш ефективною схемою побудування для основних режимів її роботи:

– попереднє горизонтування;

– точне горизонтування;

– рижим визночення курса.

Ключові слова: СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ, ДИНАМІЧНО НАСТРОЮВАНИЙ ГІРОСКОП, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, ПАРАМЕТРИ КОНТУРУ УПРАВЛІННЯ.

ЗМІСТ

ВСТУП

На сьогоднішній день сфери використання систем орієнтації і навігації в значній мірі розширилися. Швидкий розвиток сучасних транспортних засобів для перевезення цінних вантажів по землі, воді, в повітрі та у космічному просторі викликає потребу у глибокому вдосконаленні засобів навігації та керування рухом об’єктів. В широкому розумінні терміну "навігація" вказує на проведення рухомого об’єкта вздовж заданої траєкторії відповідно до попередньо визначеної програми руху. Навігаційні системи забезпечують визначення параметрів руху об’єкта (таких як поточні координати і вектор швидкості), інформація про які необхідна для ефективного керування об’єктом при вирішенні завдань навігації в широкому контексті. Для ефективного керування об’єктом також важливо визначати його кутове положення щодо базових напрямків, які визначаються за допомогою систем орієнтації. Крім того, системам орієнтації часто доручається завдання забезпечення встановленої орієнтації різноманітних пристроїв, таких як фото- та телекамери, антени, системи озброєння і т.д. Інерціальні системи орієнтації і навігації за принципом конструкції можна розділити на платформні та безплатформні. У платформних системах чутливі елементи (ЧЕ) розташовані на платформі, яка вирішена відносно об’єкта за допомогою карданового підвісу. У цьому випадку платформа фізично реалізує на борту об’єкта опорні напрямки, відносно яких потрібно визначити орієнтацію або забезпечити стабілізацію будь-яких пристроїв. У безплатформних системах ЧЕ жорстко закріплені на борту об’єкта, і визначення всіх параметрів руху й орієнтації проводиться аналітично в бортовому обчислювачі.

Розглянемо сучасний стан інерційних систем навігації й орієнтації, адже без розгляду існуючих аналогів неможливе створення нових перспективних приладів.

1 ПОРІВНЯЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА КІНЕМАТИЧНИХ СХЕМ СИСТЕМ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ

Гіроскопічні системи орієнтації.

Системи визначення повної просторової орієнтації, такі як курсовертикалі, давно знаходять широке використання в авіаційній та морській техніці. У зв’язку із зростанням вимог до точності вимірювань параметрів просторової орієнтації морських об’єктів, наразі активно розробляються гірогоризонткомпаси (ГГК) – системи орієнтації, що об’єднують гірокомпас та гіровертикаль і призначені для визначення курсу, кутів диффереренту та крену. Ці системи надають повну інформацію про орієнтацію корабля в горизонтальній системі координат.

Поза вирішенням завдань визначення просторової орієнтації, сучасні гірогоризонткомпаси можуть виконувати функції інерціальної навігаційної системи (ІНС), що полягає у визначенні поточних координат і вектора швидкості об’єкта. В порівнянні з ІНС, гірогоризонткомпаси мають низьку вартість і невеликі масо-габаритні характеристики, а також вимагають порівняно простого обслуговування. Точність визначення координат може вважатися задовільною для багатьох застосувань.

Гіроскопічні системи навігації.

Вимоги до сучасних навігаційних систем (НС) такі, що вони повинні надійно, безупинно і з високою точністю визначати місце розташування об’єктів у складному перешкоджаючому оточенні, за різних метеорологічних умов, у будь-який час доби і року.

Зараз використовуються НС, засновані на різних методах навігації, які можна звести в три групи:

1. Методи обчислення шляху.
2. Позиційні методи.
3. Оглядово-порівняльні методи,

Методи визначення маршруту базуються на вимірюванні вектору лінійного прискорення або швидкості руху об’єкта та подальшому інтегруванні цих величин для отримання поточних координат об’єкта. Інерціальні, одометричні і аерометричні системи є найбільш розповсюдженими серед навігаційних систем, які використовують ці методи.

Позиційні методи навігації ґрунтуються на вимірюванні фізичних величин, які визначають лінії чи поверхні положення. Місцезнаходження об’єкта визначається як точка перетинання цих ліній чи поверхонь. До позиційних методів навігації входять радіонавігаційні, супутникові навігаційні системи, астроорієнтатори.

Оглядово-порівняльні методи базуються на визначенні місця об’єкта шляхом порівняння навколишньої місцевості з її зображенням на чи карті в системах пам’яті. Найбільше повно ці методи реалізовані в сучасних кореляційно-екстримальних навігаційних системах.

Останнім часом інерціальні навігаційні системи (ІНС) отримали широкий розвиток і задовольняють важливі вимоги автономності, перешкодозахищеності, універсальності та можливості застосування в різних областях. ІНС широко використовуються на підводних човнах, кораблях, наземних транспортних засобах, літаках, ракетах і космічних літальних апаратах, завдяки їх високій точності визначення місця рухомого об’єкта.

- що забезпечують визначення положення та напрямку руху. Акселерометри встановлюються паралельно ребрам опорного тригранника, який визначається на борту об’єкта. Існують два основних класи ІНС: ІНС платформного типу і безплатформні ІНС (БІНС).У ІНС платформного типу опорні тригранники реалізуються гіростабілізованими платформами або жорстко зв’язані з об’єктом. Ці системи виявили широке застосування в оборонній морській, авіаційній і ракетно-космічній техніці завдяки їхній високій точності і надійності в умовах різних зовнішніх впливів.
- Враховуючи автономність та надійність ІНС, вони залишаються важливою складовою для багатьох видів транспорту та систем орієнтації, де

вимагається висока точність визначення місцезнаходження та курсу об’єкта..

- Акселерометри встановлюються паралельно ребрам опорного тригранника, що визначається на борту об’єкта. Існує два основних класи ІНС: ІНС платформного типу і безплатформні ІНС (БІНС). У ІНС платформного типу опорні тригранники реалізуються гіростабілізованими платформами або жорстко зв’язані з об’єктом.
- На даний момент в оборонній морській, авіаційній і ракетно-космічній техніці ІНС платформного типу є більш поширеними, порівняно з БІНС. Це пояснюється кількома факторами:простотою обробки інформації про кутове положення і лінійне прискорення центра мас рухомого об’єкта, що надходить від ГСП ;
- більш високою точністю завдяки комфортнішим умовам роботи чуттєвих елементів, розташованих на стабілізованій платформі, а не на об’єкті.

Зараз найбільш інтенсивно розвиваються безплатформні системи, які, судячи з усього, в перспективі витіснять платформні завдяки наступним перевагам:

- Такі системи визначення просторового руху вирізняються високою інформативністю, оскільки дозволяють точно визначати поточні значення всіх параметрів просторового руху в будь-якій системі координат. Це значно розширює можливості їхнього використання та інтеграції з іншими навігаційними системами.мають високі перспективи в підвищенні точності навігації за рахунок можливості застосування алгоритмічних методів компенсації похибок;
- мають малу масу і габарити через відсутність гіроскопічних платформ та відповідних слідкуючих систем;
- дозволяють значно підвищити надійність і вірогідність навігаційної інформації за рахунок застосування апаратного й алгоритмічного резервування, алгоритмів виявлення і локалізації відмов.

Згідно із закордонними джерелами, завдяки спрощенню механічної конструкції, зменшенню масо-габаритних характеристик і витрати енергії

порівняно з ІНС, вартість безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) у виробництві знизилася на 25%, а в експлуатації - на 80%.

Це призвело до того, що на сучасному етапі розвитку інерціальних навігаційних систем спостерігається перехід від платформних ІНС до безплатформних. Платформні ІНС зараз розробляються тільки у випадках, коли головною метою є досягнення максимально можливої точності або для скорочення часу та витрат на розробку нових систем шляхом використання досвіду минулих розробок ІНС.

Наприклад, Центральним науково-дослідним інститутом "Електроприлад" в Санкт-Петербурзі, Росія, розроблена малогабаритна ІНС платформного типу середнього класу точності на магнітних гіроскопах, призначена для роботи в режимах ІНС, гіроскопічного гіростабілізатора та гіроскопічного гірокомпаса, переважно для застосування в морській сфері.

Востаннє ІНС стали застосовуватися не лише в традиційних областях, таких як морський і авіаційний транспорт, але й для різних наземних об’єктів, зокрема військових застосувань і інженерної геодезії. ІНС платформного типу можуть забезпечувати точне автономне визначення прямокутних координат і висоти об’єкта над рівнем моря при русі з відомими координатами. Проте, їхнім недоліком є необхідність частого зупинення на контрольних точках для корекції з метою досягнення необхідної точності.Безплатформні ІНС.

За призначенням сучасні БІНС поділяються на п’ять типів:

- системи космічного застосування;
- системи ракетного застосування;
- системи авіаційного застосування (вимоги до таких систем визначаються стандартами і рекомендаціями ARINC-700, - 704, -705);
- системи для наземних транспортних засобів;
- системи морського застосування.

По точносних параметрах сучасні БІНС розділяються на два класи:

1. Системи середньої точності (похибки (1 СКО) визначення координат і швидкості -1.8 км/год і 0.77 м/с);

2. Системи високої точності (похибки (1 СКО) визначення координат швидкості - 0.45 км/год і 0.45 м/с).

Клас точності БІНС істотно залежить від типів застосовуваних у них датчиків і від виду використовуваної зовнішньої інформації.

Порівняльний аналіз сучасних БІНС показує, що найбільше часто для підвищення точності системи використовуються наступні види зовнішньої інформації:

- інформація від приймачів супутникових навігаційних систем GPS (США) чи ГЛОНАС (Росія);
- інформація від курсової системи і системи обчислення пройденого шляху;
- інформація про відносну швидкість руху рухомого об’єкта (механічний і/чи доплерівський датчик швидкості, СВС, ЛАГ і т.п.);
- інформація від далекоміра і/чи теодоліта;
- інформація від наземних радіотехнічних систем (VOR, DME,MLS);
- використання спеціальних методів обробки вимірювальної інформації (наприклад, застосування післямаршрутної обробки).

Як основні датчики первинної інформації використовуються:

- лазерні гіроскопи (ЛГ) з нестабільністю зсуву нульового сигналу від 0,01 до 10 град/год (Litton, Kearfott, Sextant, НТЦ "Навігатор", НІІ "Полюс", АО "НТК "Фізоптика");
- динамічно настроювані гіроскопи, (ДНГ) з випадковою похибкою вимірювання 0,1 град/год (Litton і РПКБ);
- твердотілі хвильові гіроскопи (ТХГ) з похибкою вимірювання від 0,01град/год до 300 град/с (Systron Donner, Watson Industry, РПКБ, Inertial Science Inc., GEC Marconi, General Motors, University of Michigan та ін.);
- волоконно-оптичні гіроскопи (ВОГ) з похибкою вимірювання від 0,001 до 10 град/год (Northrop, Allied Signal, Hitachi, АО "НТК "Фізоптика");
- камертонns гіроскопи з похибкою вимірювання від 10 до 100 град/год (Draper Lab.);

- вібраційні струнні акселерометри (ВСА) з похибкою вимірювання від 0,00001 до 0,001 g (НІІПМ ім.В.И.Кузнєцова, Allied Signal/ Sundstrand, Systron Donner, Draper Lab., Cristal Gage, Kearfott);
- маятникові компенсаційні акселерометри з похибкою вимірювання не більш 0,00025 g в діапазоні вимірювання від 2 g до 100000 g (Draper Lab.);
- багатокомпонентні датчики:
- блок із двох п’єзоелектричних датчиків кутової швидкості і двох акселерометрів з похибками вимірювання 3,3 град/год і 0,0006 g відповідно (GEG Marconi);
- -інерціальний вимірювальний блок із трьох датчиків кута і трьох лінійних акселерометрів з похибкою вимірювання лінійного прискорення 0,001 g в діапазоні до 4 g (Loral);
- одноосьовий датчик кутової швидкості і лінійного прискорення з похибкою вимірювання 15 град/год і 0,001 g напротязі 20 хвилин (Northrop);
- монолітний тривісний мультидатчик з похибкою вимірювання лінійного прискорення і кутової швидкості 0,0001 g і 1-5 град/год (Allied Signal).

Порівняльна оцінка систем орієнтації і навігації.

Оцінка та порівняння різних систем орієнтації та навігації в сучасності стає завданням, що вимагає уважного вивчення та аналізу. Розглянемо основні технічні характеристики, які визначають конкурентоздатність цих систем. До таких характеристик відносяться:

- функціональні можливості;
- точнісні характеристики;
- масогабаритні характеристики;
- відносна вартість;

Визначення ступеня конкурентоздатності за перерахованими показниками дозволяє дати об’єктивну оцінку сучасного стану і прогнозувати майбутній розвиток систем орієнтації і навігації рухомих об’єктів. У табл.1 наведена порівняльна оцінка сучасних систем орієнтації і навігації.

	Системи орієнтації		Навігаційні системи		
	ГК	ГГК	ІНС	БІНС	GPS
Функціональні можливості і точність, яка досягається					
	15…20	5	2…10	6…30	20…60
визначення курсу, кут.хв	немає	0,6…2	1…2	3…6	10…20
визначення кутів хитавиць об’єкта, кут.хв визначення координат об’єкта	немає	1,5 милі/год	0,5…1 миля/год	0,5…1 миля/год	30…100 м
Маса головного пристрою, кг	2…10	60…100	40…100	20	1,5…6
Об’єм головного пристрою,дм^3	5…30	80…150	80…150	15…25	1,5…4
Відносна вартість	низька	середня	дуже висока	висока	дуже низька

Таблиця 1. Порівняльна оцінка сучасних систем орієнтації і навігації

Наведена таблиця відображає, що кожна з систем орієнтації та навігації має свої властивості, які роблять її придатною для конкретних завдань. Гіроскопічні системи, такі як гірокомпаси та гірогоризонткомпаси, можуть бути ефективними для визначення лише кутової орієнтації з обмеженим бюджетом. З іншого боку, ІНС надає більше можливостей для визначення координат об’єкта, але вимагає високих витрат на виробництво та експлуатацію.

Супутникові системи, такі як GPS, володіють великою точністю, але мають свої обмеження, зокрема, у неавтономності та вразливості до перешкод. Інтеграція GPS та ІНС може забезпечити комплексні переваги, поєднуючи точність супутникової навігації та автономність ІНС.

Тенденції розвитку гіроскопічних систем орієнтації включають зниження вартості при збереженні точності та подальше розвиток супутникових систем для підвищення надійності та точності. Прогнозується, що гірокомпаси залишаться в експлуатації як навігаційні прилади, особливо з удосконаленням їхніх характеристик.

В сучасній навігаційній технології продовжується розвиток приладів для визначення повної просторової орієнтації об’єктів, таких як гірогоризонткомпаси (ГГК). Ці прилади, наближаючись за функціональними можливостями до інерціальних навігаційних систем (ІНС), залишаються більш доступними з точки

зору вартості. Виділяється стійка тенденція до зниження масогабаритних характеристик ГГК.

Розробка малогабаритних ГГК платформного типу на традиційних чутливих елементах є активною областю, але перспективною вважається також розробка безплатформних систем, що використовують динамічно настроювані гіроскопи. Це може призвести до зменшення часу приведення системи в робочий стан, зниження споживаної потужності та розширення діапазону допустимих зовнішніх збурювань.

Прогнозується, що в найближчий час можливо створити високоточні ГГК з масою приблизно 30-40 кг, що мають точність на рівні одиниць кутових хвилин. Це відкриває перспективи для вдосконалення навігаційних систем та розширення їхнього застосування в різних областях.Загальними для гіроскопічних систем орієнтації тенденціями розвитку є:

1. Створення єдиних високоуніверсальних гірогоризонткомпасів (ГГК), які можуть бути встановлені на морських об’єктах практично всіх класів, відкриває можливості для універсального використання цих пристроїв як для навігаційних, так і для стабілізаційних завдань. Такі високоуніверсальні ГГК можуть забезпечити точне визначення кутової орієнтації об’єкта на морі, а також забезпечувати стабілізацію рухомих об’єктів. Це особливо важливо для морських транспортних засобів різних класів, включаючи великі кораблі, яхти, плавучі платформи тощо.
2. Спрощення експлуатації ГГК і ГК, що дозволить зменшити вимоги до кваліфікації обслуговуючого персоналу.
3. Забезпечення максимальної уніфікації елементів ГГК і ГК з іншими гіроскопічними системами, зокрема, з інерціальними навігаційними системами.
4. Забезпечення високої надійності та ремонтопридатності досягається за допомогою модульної конструкції та використання систем вбудованого контролю. Модульність конструкції дозволяє ефективно взаємодіяти окремими компонентами, спрощує процес ремонту та обслуговування.

Системи вбудованого контролю полегшують швидкий пошук і усунення несправностей, підвищуючи загальну надійність пристрою.

5. Об’єднання засобів керування об’єктом і різними навігаційними системами в єдині автоматизовані комплекси сприяє підвищенню ефективності керування об’єктом і зниженню рівня навігаційної аварійності.

Тенденції розвитку навігаційних систем визначають активний розвиток автономних навігаційних систем (ІНС) та супутникових систем, а також їхнє інтегрування для створення комплексних рішень.

У прецизійних інерціальних навігаційних системах, як і раніше, залишається актуальним використання платформних систем, переважно на базі динамічно настроюваних гіроскопів і маятникових акселерометрів. Очікується, що майбутні розробки будуть спрямовані на збільшення терміну служби приладів. Гіростабілізовані платформи також залишатимуться важливим елементом для стабілізації різних приладів, таких як телескопи, гравіметри, градієнтометри, магнетометри, аерофотознімання та інші.

Однією з загальних тенденцій розвитку інерціальних навігаційних систем є перехід від платформних ІНС до безплатформних.Основними тенденціями розвитку БІНС на даний час є:

- зниження масо-габаритних і вартісних характеристик систем за рахунок застосування мініатюрних і малогабаритних датчиків первинної інформації БІНС;
- високі точнісні характеристики систем при порівняно невеликих матеріальних витратах забезпечуються за рахунок:
  - корекції БІНС за додатковою інформацією, що виробляється самою системою;
  - комплексування інформації БІНС з інформацією від приймачів GPS;
  - тісного інтегрування заново розроблюваних систем типу БІНС/GPS.

Застосування БІНС в складі наземних транспортних засобів приводить до значного підвищення точності визначення координат місця розташування. Це досягається завдяки використанню додаткової інформації, що надходить від

шляхової системи, а також за рахунок позиційної і/чи швидкісної корекції системи під час короткочасних зупинок у точках з відомими координатами.

Тісна інтеграція БІНС і приймача GPS призводить до ряду істотних переваг:

- швидке відновлення прийому сигналів від супутників GPS після впливу радіоперешкод або втрати видимості супутників (наприклад, під час інтенсивних кутових і лінійних маневрів літальних апаратів або обмеженої видимості через наявність дерев, будинків, тунелів для наземних об’єктів) забезпечується стійким супроводженням сигналу GPS. Це досягається завдяки введенню в контур спостереження за супутниками швидкісної корекції від інерціальних датчиків;
- Збільшення точності інтегрованої БІНС/GPS у порівнянні з традиційною конфігурацією БІНС досягається за рахунок корекції від GPS, навіть якщо доступно лише неоптимальна кількість супутників (1...4 супутники). Під час цього проводиться калібрування інерціальних датчиків, доповнення БІНС під час руху, стабілізація вертикального каналу БІНС, підвищення вірогідності вимірювань, а також усувається похибка, зумовлена розсинхронізацією вимірювальних тимчасових шкал;
- Зниження на системному рівні обсягу, маси, енергоспоживання і вартості устаткування (включаючи об’єднані обчислювальні засоби, зовнішні інтерфейсні пристрої, опорний генератор, годинник, несуча конструкція; вартість і маса зменшується не менше, ніж на 30%).

Навіть при існуванні великої кількості систем навігації та орієнтації, які розроблені та використовуються за кордоном, в Україні на даний момент відсутнє власне виробництво, що відповідає світовим стандартам. У той самий час українські промислові та наукові організації, зокрема ЦКБ "Арсенал", СКБ КГЗА імені Г.І.Петровського, МНІІ ПМ "Ритм" (усі - м. Київ), та НВО "Хартрон" (м. Харків), займаються розробкою безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС).

За останніми тенденціями в розвитку транспортних засобів, що стрімко розвиваються, необхідно значно вдосконалити системи навігації та орієнтації рухомих об’єктів. Гіроскопічні системи орієнтації набули широкого застосування через їх стійкість до зовнішніх впливів та високу автономність. За принципом конструкції такі системи поділяються на платформні та безплатформні. Платформні системи використовують чутливі елементи, розташовані на платформі, яка установлена в кардановому підвісі. У безплатформних системах чутливі елементи розміщуються безпосередньо на борту рухомого об’єкта, а обчислення параметрів орієнтації проводиться в бортовому обчислювачі. Розробка платформних систем є доцільною для досягнення високої точності. В сучасних системах визначення просторової орієнтації в якості гіроскопічних чутливих елементів використовують різні технології, такі як поплавкові, лазерні і динамічно настроювані гіроскопи. Динамічно настроювані гіроскопи володіють високою стабільністю характеристик, невеликими масо-габаритними параметрами, економією енергії та високою точністю. У сучасному світі велика увага приділяється системам визначення курсу, оскільки вони забезпечують безперервну та точну інформацію про курс для вирішення задач точної та надійної навігації. Системи визначення курсу, що можуть використовуватися як гірокомпаси, так і гіроазимути, завоювали найбільшу популярність.

Сучасний тренд у розв’язанні задач визначення просторової орієнтації рухомих об’єктів полягає в створенні систем, які комбінують функціональність гірокомпасу та гіровертикалі, а також надають інформацію про лінійну швидкість об’єкта. За своїми можливостями такі системи наближаються до інерціальних навігаційних систем, але вирізняються значно меншою вартістю.

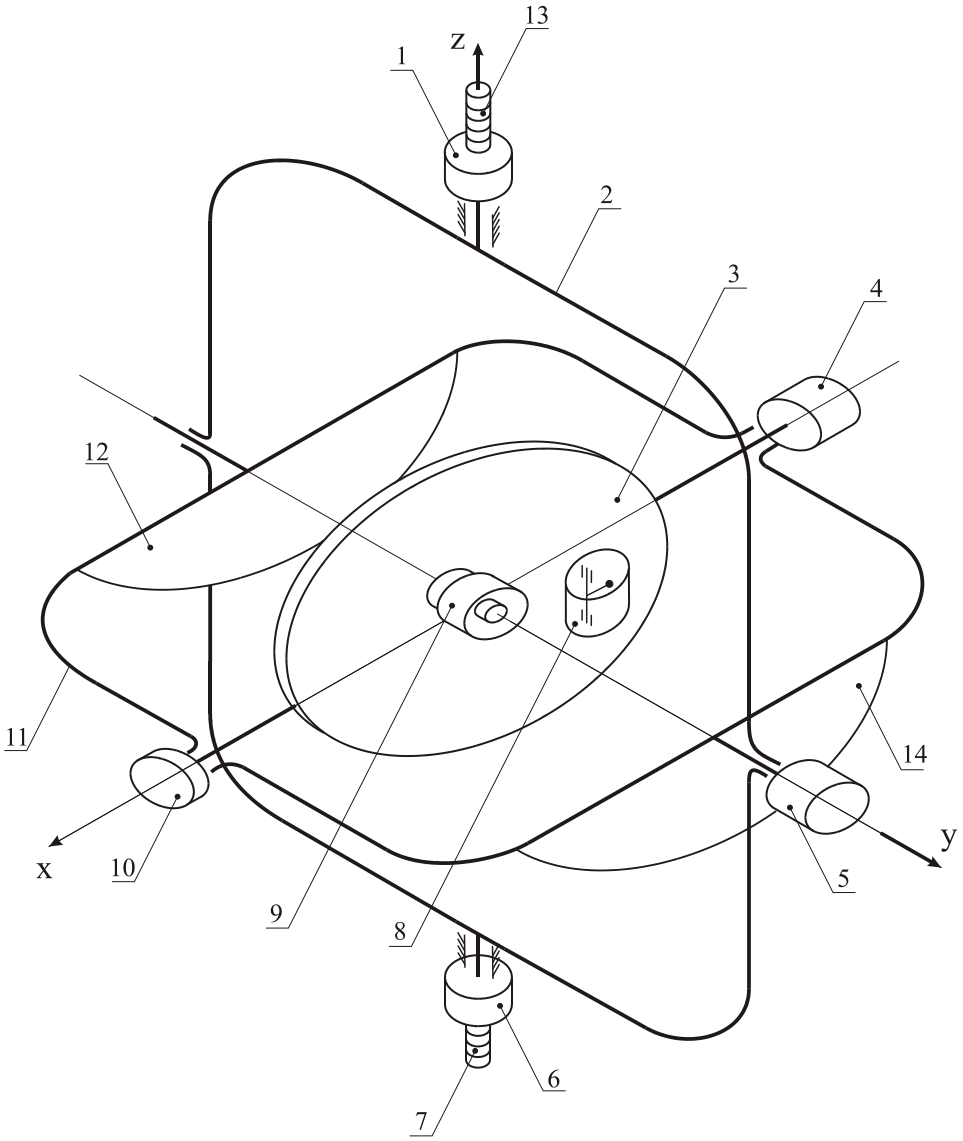


Рис. 1.1 Кінематична схема першого варіанту системи визначення курсу

x,y,z – система координат, пов’язана з об’єктом;

1, 10 – датчики кутів;

6, 4 –датчики моментів;

2, 11 – зовнішнє і внутрішнє кільце карданова підвісу відповідно;

12, 14 – вантажі, що виконують маятникову стабілізацію;

13, 7 – токопідводи;

5 – демпфер; 3 – платформа;

8 – акселерометр; 9 – ДНГ.

Для побудови систем визначення курсу використовуються різноманітні кінематичні схеми, однією з яких є схема з гіроскопом із динамічним настроюванням, розташованим на платформі, яка знаходиться у триосному кардановому підвісі. У цій конфігурації стабілізація за двома осями здійснюється за допомогою сигналів від відповідних датчиків кутів гіроскопа, а за третьою віссю - за допомогою маятникових вантажів (див. рис. 1.1). Кут нахилу платформи відносно площини горизонту вимірюється за допомогою акселерометра у цій конфігурації, і на основі сигналу з акселерометра формуються моменти управління гіроскопом..

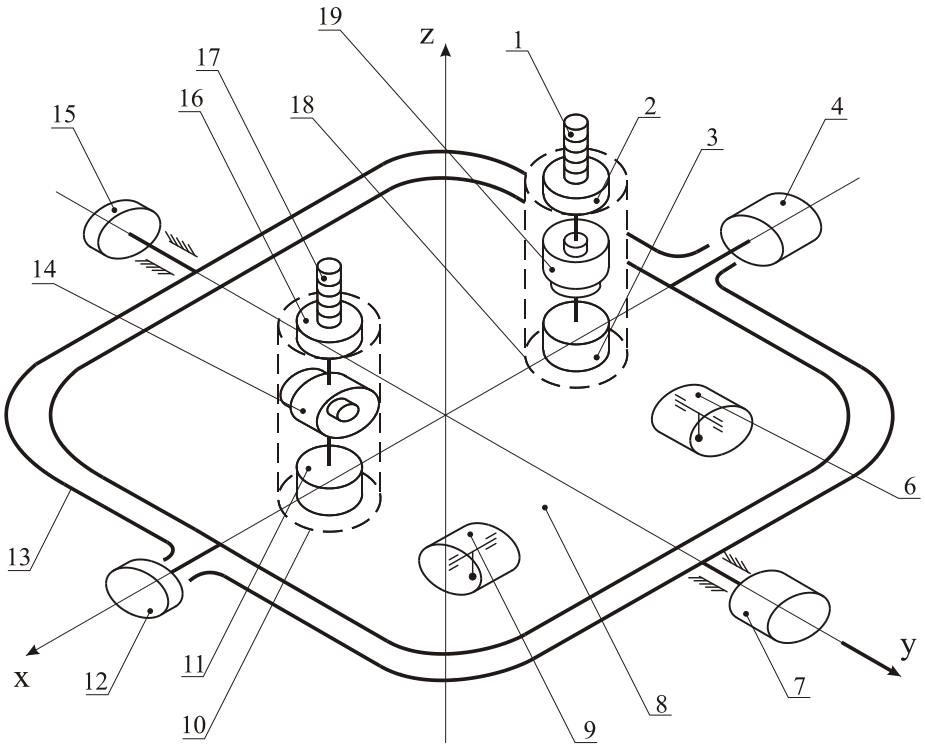


Рис. 1.2 Кінематична схема другого варіанту системи визначення курсу

x,y,z – система координат, пов’язана з об’єктом;

15, 12, 16, 2 – датчики кутів;

7, 4, 11, 3 –датчики моментів;

13 – зовнішнє кільце карданова підвісу;

1, 17 – токопідводи;

18, 10 – поворотні пристрої; 8 – платформа;

9, 6 – акселерометри; 14, 19 – ДНГ.

Також відома схема, що використовує двоосновану горизонтальну платформу у кардановому підвісі, на якій розташовані два динамічно настроювані гіроскопи та два акселерометри (рис. 1.2). У цій конфігурації платформа стабілізується у горизонтальній площині за допомогою сигналів гіроскопа, який функціонує як гіровертикаль. У свою чергу, гіровертикаль приводиться до площини горизонту за допомогою сигналів відповідних акселерометрів за допомогою інтегральної корекції. Цей курсовий прилад може використовуватися як гіроазимут або гірокомпас.

У теперішній час реалізація засобів визначення курсу вимагає розгляду нових кінематичних схем, які, з одного боку, відповідають технології створення складних гіроскопічних приладів, а з іншого боку, задовольняють сучасні вимоги до точності визначення курсу. У роботі розглядається платформна система визначення курсу (рис. 1.3), що включає два динамічно настроювані гіроскопи, що виконують функції гіровертикалі та курсового гіроскопу, а також три акселерометри. Одна з особливостей цієї системи полягає в орієнтації осей карданового підвісу, де вісь зовнішнього кільця карданового підвісу орієнтується не за вертикаллю, а за подовжньою віссю рухомого об’єкта. Стабілізація платформи здійснюється за сигналами гіроскопа із динамічним настроюванням (гіровертикаль), який коригується за допомогою акселерометрів із використанням інтегральної корекції. Особливістю цієї схеми є також те, що осі чутливості акселерометрів та гіроскопів із динамічним настроюванням, що розташовані на платформі, розгорнуті відносно осей карданового підвісу платформи у площині горизонту на кут курсу. До відмінностей розглянутої схеми відноситься також використання акселерометра, ось чутливості якого розташована за вертикаллю. Наявність цього акселерометра дозволяє компенсувати похибку від вертикальної складової прискорення об’єкту під час виконання інтегральної корекції, що дозволяє підвищити точність приведення до горизонту.

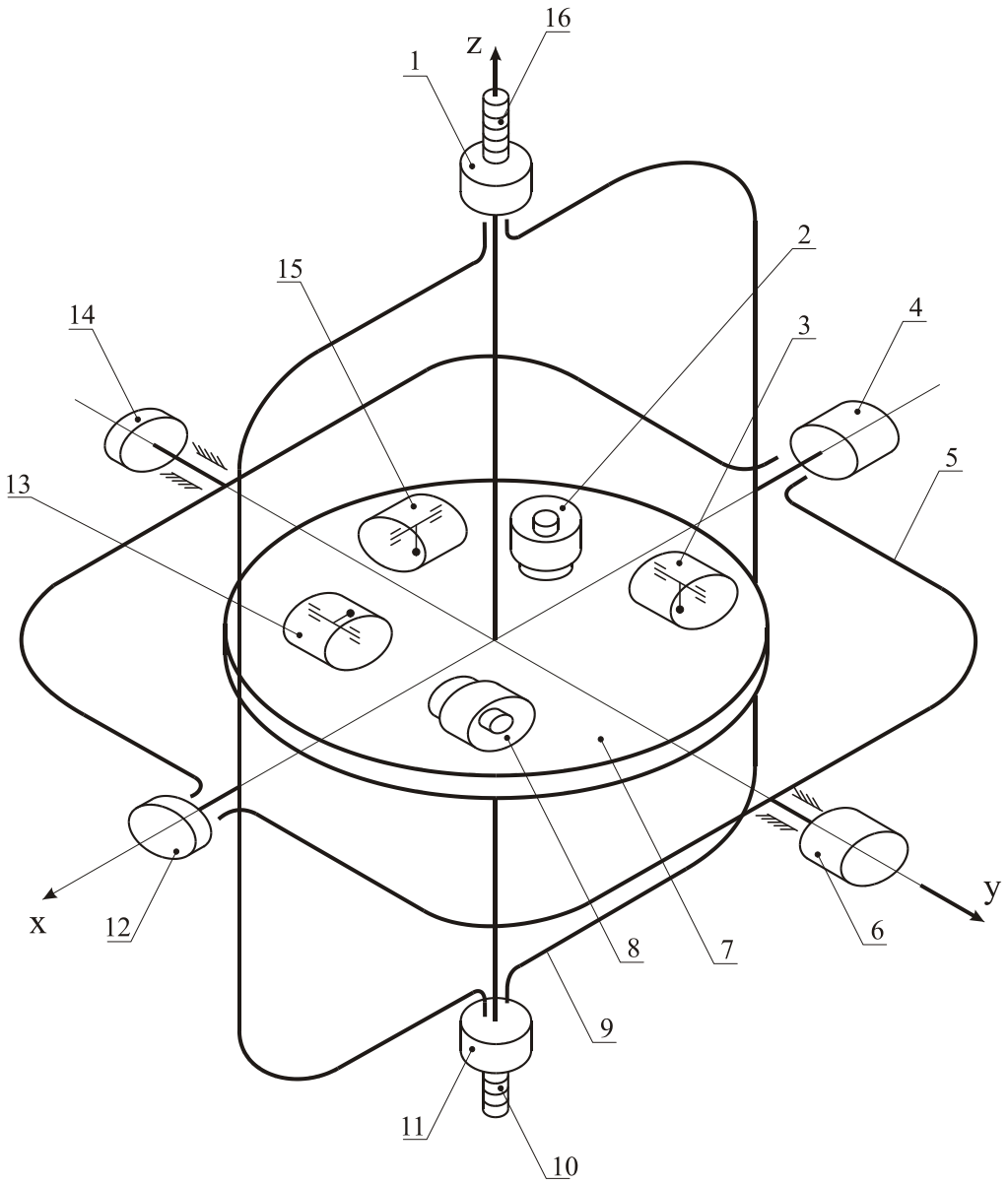


Рис. 1.3 Кінематична схема третього варіанту системи визначення курсу

x,y,z – система координат, пов’язана з об’єктом;

1, 14, 12 – датчики кутів;

4, 11, 6 –датчики моментів;

5, 9 – зовнішнє і внутрішнє кільце карданова підвісу відповідно;

10, 16 – токопідводи;

7 – платформа;

13, 15, 3 – акселерометри; 2, 8 – ДНГ.

2 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ КУРСОВОГО ДНГ ТА ТРИСТУПЕНЕВОЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

Математичну модель системи визначення курсу (рис 1.1) отримаємо, об'єднавши рівняння руху гіростабілізованої платформи, ДНГ й акселерометра.

Введемо наступні системи координат (рис. 2.1): $O_1\xi\eta\zeta$ – географічна, початок O_1 якої збігається із центром мас об'єкта, вісь $O_1\eta$ спрямована на північ, а вісь $O_1\zeta$ – по вертикалі місця; $O_1x_0y_0z_0$ – пов'язана з об'єктом; $Ox_1y_1z_1$, $Ox_2y_2z_2$, $Ox_3y_3z_3$ – пов'язані відповідно із зовнішнім кільцем, горизонтальним кільцем і платформою. Орієнтація об'єкта в географічній системі координат визначається кутами, курсу $K = -\psi$, крену φ та диференту ν, а орієнтація платформи щодо корпуса гірокомпаса – кутами α_c, γ_c, β_c, повороту відповідно зовнішнього кільця, внутрішнього кільця карданова підвісу й платформи.

Запишемо відповідно до рис. 2.1 проекції абсолютних кутових швидкостей обертання зовнішнього кільця $\vec{\omega}_1$, внутрішнього кільця $\vec{\omega}_2$ й платформи $\vec{\omega}_3$ на відповідні осі:

$$
\begin{aligned}
&\in_{1x1} X\in_{0x0}\cos\Im_c\Gamma\in_{0y0}\sin\Im_c; && \in_{2x2} X\in_{1x1}\cos\uparrow_c Z\in_{1y1}\sin\uparrow_c;\\
&\in_{1y1} XZ\in_{0x0}\sin\Im_c\Gamma\in_{0y0}\cos\Im_c; && \in_{2y2} X\in_{1z1}\Gamma\uparrow_c;\\
&\in_{1z1} X\in_{0z0}\Gamma\Im_c; && \in_{2z2} X\in_{1x1}\sin\uparrow_c\Gamma\in_{1y1}\cos\uparrow_c;
\end{aligned}
\qquad (2.1)
$$

$$
\begin{aligned}
&\in_{3x3} X\in_{2z2}\Gamma\dot{\beta}_c;\\
&\in_{2y2} X\in_{2x2}\cos\beta_c\Gamma\in_{2y2}\sin\beta_c;\\
&\in_{2z2} XZ\in_{2x2}\sin\beta_c\Gamma\in_{2y2}\cos\beta_c;
\end{aligned}
$$

Тут ω_{0x0}, ω_{0y0}, ω_{0z0} – проекції абсолютної кутової швидкості $\vec{\omega}_0 X\vec{\omega}\Gamma\vec{\omega}_0^{\text{®}}$ обертання об'єкта на пов'язані з ним осі, $\vec{\omega}$ – абсолютна кутова швидкість обертання географічної системи координат, $\vec{\omega}_0^{\text{®}}$– кутова швидкість руху об'єкта щодо географічної системи координат.

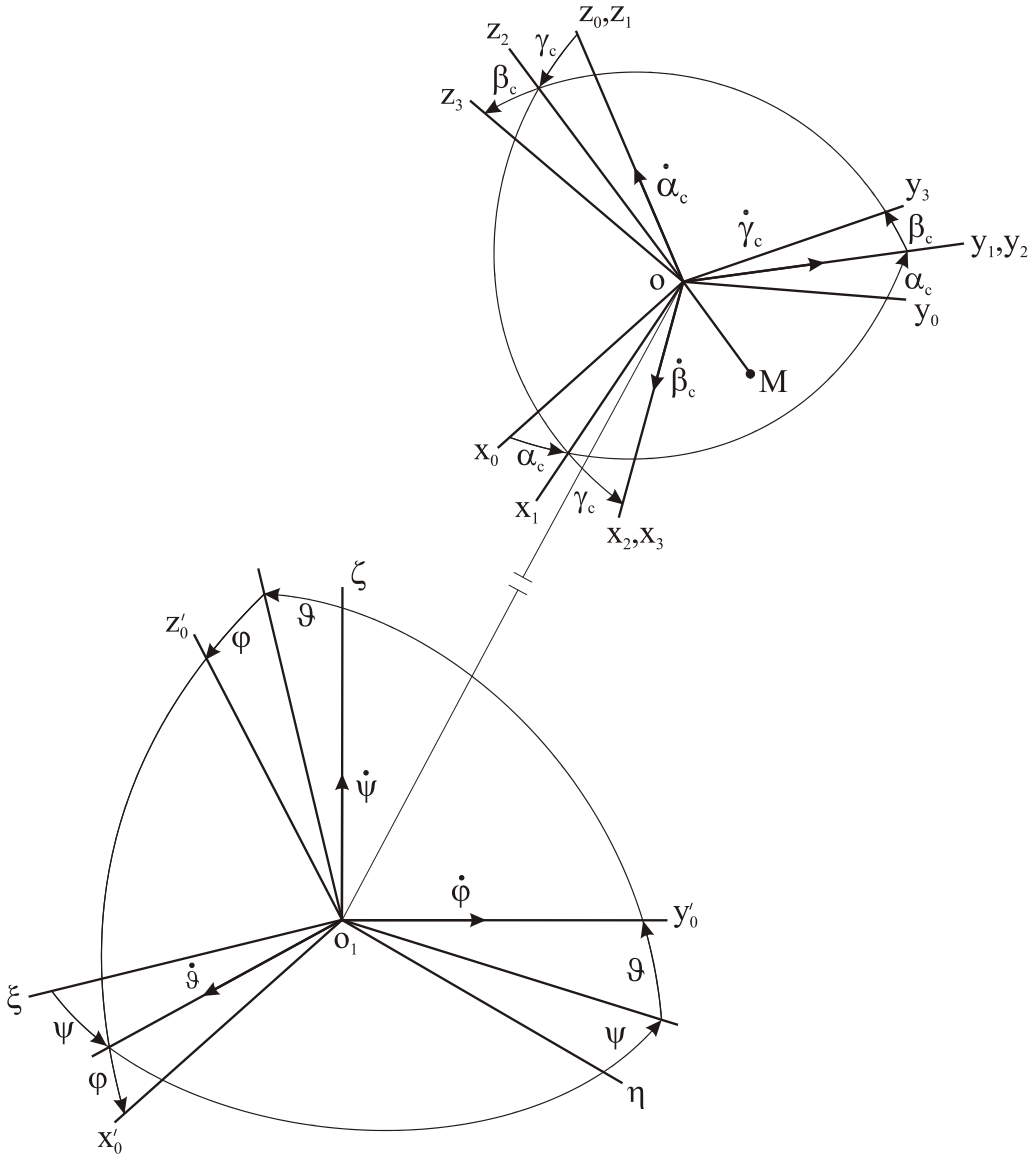


Рис. 2.1 Взаємне розташування географічної системи координат та систем координат, пов’язаних з об’єктом та приладом

Надалі будемо розглядати рух об’єкта по поверхні Землі. Тоді проекції кутових швидкостей $\vec{\omega}$, $\vec{\omega}_0^{R}$ на відповідні осі приймуть вигляд [4]:

$$\omega_{\Pi} = -\frac{V_N}{R};$$

$$\omega_{\to} = \frac{V_E}{R} + \Omega U \cos\varphi;$$

$$\omega_{\perp} = \frac{V_E}{R} + \Omega U \sin\varphi;$$

$$\omega_{0x0}^{R} = -\Omega \sin\nu \sin\varphi + \Omega \cos\nu + \dot{\nu} \cos\varphi$$

$$\omega_{0y0}^{R} = -\Omega \sin\nu \cos\varphi + \dot{\nu}$$

$$\omega_{0z0}^{R} = -\Omega \cos\nu \cos\varphi + \Omega \sin\nu + \dot{\nu} \sin\varphi$$

де V_N, V_E – північна й східна складові швидкості руху V об'єкта; U – кутова швидкість обертання Землі; R – радіус Землі; φ_0 – географічна широта.

Вирази для проекцій W_ξ, W_η, W_ζ абсолютного лінійного прискорення $\vec{W}$ точки O_1 початку географічної системи координат $O_1\xi\eta\zeta$ одержимо, користуючись правилом диференціювання вектора швидкості руху об'єкта і з огляду на прискорення $\vec{g}$ вільного падіння:

$$
\begin{aligned}
&W_{\xi} = \dot{V}_E + 2UV_N \sin\varphi_0 + \frac{V_N V_E}{R} tg\varphi_0;\\
&W_{\eta} = \dot{V}_N + 2UV_E \sin\varphi_0 + \frac{V_E^2}{R} tg\varphi_0 + 0{,}5U^2 R \sin 2\varphi_0;\\
&W_{\Pi} = \frac{V_N^2 + V_E^2}{R} + 2UV_E \cos\varphi_0 + U^2 R\cos^2\varphi_0;\\
&W_{\Pi} = W_{\Pi} + g.
\end{aligned}
$$

Аналогічно одержимо вирази для проекцій W_{0x0}, W_{0y0}, W_{0z0} абсолютного лінійного прискорення $\vec{W}_0$ точки O початку системи координат $Ox_0y_0z_0$:

$$
\begin{aligned}
&W_{0x0} = W_{x0} + \dot{\omega}_{0y0} z_n + \dot{\omega}_{0z0} y_n + \omega_{0x0}(\omega_{0y0} y_n + \omega_{0z0} z_n) + (\omega_{0y0})^2 x_n + (\omega_{0z0})^2 x_n;\\
&W_{0y0} = W_{y0} + \dot{\omega}_{0z0} x_n + \dot{\omega}_{0x0} z_n + \omega_{0y0}(\omega_{0z0} z_n + \omega_{0x0} x_n) + (\omega_{0z0})^2 y_n + (\omega_{0x0})^2 y_n;\\
&W_{0z0} = W_{z0} + \dot{\omega}_{0x0} y_n + \dot{\omega}_{0y0} x_n + \omega_{0z0}(\omega_{0x0} x_n + \omega_{0y0} y_n) + (\omega_{0x0})^2 z_n + (\omega_{0y0})^2 z_n;
\end{aligned}
$$

Вирази для проекцій W_{Mx2}, W_{My2}, W_{Mz2} абсолютного лінійного прискорення $\vec{W}_M$ центра ваги M маятника, утвореного горизонтальним карданови кільцем з вантажами:

$$
\begin{aligned}
&W_{Mx2} = W_{0x2} + \dot{\omega}_{2y2} l + \omega_{2z2}\omega_{2x2} l;\\
&W_{My2} = W_{0y2} + \dot{\omega}_{2x2} l + \omega_{2z2}\omega_{2y2} l;\\
&W_{Mz2} = W_{0z2} + (\omega_{2x2})^2 l + (\omega_{2y2})^2 l.
\end{aligned}
\qquad (2.2)
$$

вирази для проекцій W_{Ax3}, W_{Ay3}, W_{Az3} абсолютного лінійного прискорення $\vec{W}_A$ точки кріплення акселерометра на платформі:

$$\begin{aligned}
&W_{Ax3} = W_{0x3} + \dot{\omega}_{y3} z_A - \dot{\omega}_{z3} y_A + \omega_{x3}(\omega_{y3} y_A - \omega_{z3} z_A) - (\omega_{y3})^2 x_A - (\omega_{z3})^2 x_A;\\
&W_{Ay3} = W_{0y3} + \dot{\omega}_{z3} x_A - \dot{\omega}_{x3} z_A + \omega_{y3}(\omega_{z3} z_A - \omega_{x3} x_A) - (\omega_{z3})^2 y_A - (\omega_{x3})^2 y_A;\\
&W_{Az3} = W_{0z3} + \dot{\omega}_{x3} y_A - \dot{\omega}_{y3} x_A + \omega_{z3}(\omega_{x3} x_A - \omega_{y3} y_A) - (\omega_{x3})^2 z_A - (\omega_{y3})^2 z_A;
\end{aligned} \qquad (2.3)$$

де x_n, y_n, z_n – координати точки О початку системи координат $Ox_0y_0z_0$ щодо системи координат $O_1x_0y_0z_0$ пов'язаної з об'єктом; x_A, y_A, z_A, – координати точки кріплення акселерометра щодо системи координат $Ox_3y_3z_3$, пов'язаної із платформою. ω_{x2}, ω_{y2} и ω_{z2} являють собою проекції кутової швидкості $\dot{\omega}_2$ руху внутрішнього кільця щодо системи координат, пов'язаної з об'єктом. Вирази для цих проекцій виходять із виразів для проекцій кутової швидкості $\vec{\omega}_2$ (2.1) при $\vec{\omega}_0 = 0$.

Для складання рівнянь руху гіростабілізованої платформи скористаємося теоремою про зміну кінетичного моменту твердого тіла [5]. У проекціях на осі Ox_3, Oy_2, Oz_1 карданова підвісу рівняння динаміки приймуть вигляд:

$$\begin{aligned}
&\frac{dK_{x3}}{dt} + \omega_{y3} K_{z3} - \omega_{z3} K_{y3} = M_{x3};\\
&\frac{dK_{y2}}{dt} + \omega_{z2} K_{x2} - \omega_{z2} K_{z2} = M_{y2};\\
&\frac{dK_{z1}}{dt} + \omega_{x1} K_{y1} - \omega_{y1} K_{x1} = M_{z1}.
\end{aligned} \qquad (2.4)$$

Тут M_{x3}, M_{y2}, M_{z1} – проекції головного моменту $\vec{\mathbf{M}}_0$ зовнішніх сил щодо точки О; K_{x3}, K_{y3}, K_{z3} – проекції кінетичного моменту платформи на осі пов'язаної системи координат $Ox_3y_3z_3$; K_{x2}, K_{y2}, K_{z2} – проекції кінетичного моменту внутрішнього кільця із платформою на осі системи координат, пов'язаної з кільцем; K_{x1}, K_{y1}, K_{z1}, – проекції кінетичного моменту всього карданова підвісу із платформою на осі, пов'язані із зовнішнім кільцем.

$$K_{x3}\,\mathrm{X}J_{x3}\in_{3x3};\qquad K_{x2}\,\mathrm{X}J_{x2}\in_{2x2}\Gamma K_{x3};$$
$$K_{y3}\,\mathrm{X}J_{y3}\in_{3y3};\qquad K_{y2}\,\mathrm{X}J_{y2}\in_{2y2}\Gamma K_{y3}\cos\wp_c\,\mathrm{Z}K_{z3}\sin\wp_c;$$
$$K_{z3}\,\mathrm{X}J_{z3}\in_{3z3};\qquad K_{z2}\,\mathrm{X}J_{z2}\in_{2z2}\Gamma K_{y3}\sin\wp_c\,\Gamma K_{z3}\cos\wp_c;$$

(2.5)

$$K_{x1}\,\mathrm{X}J_{x1}\in_{1x1}\Gamma K_{x2}\cos\uparrow_c\,\Gamma K_{z2}\sin\uparrow_c;$$
$$K_{y1}\,\mathrm{X}J_{y1}\in_{1y1}\Gamma K_{y2};$$
$$K_{z1}\,\mathrm{X}J_{z1}\in_{1z1}\mathrm{Z}K_{x2}\sin\uparrow_c\,\Gamma K_{z2}\cos\uparrow_c.$$

де J_{xi}, J_{yi}, J_{zi} – моменти інерції зовнішнього кільця (i = 1), внутрішнього кільця (i = 2) і платформи (i = 3) відносно пов’язаних з ними осей.

Моменти зовнішніх сил, що діють по осях карданова підвісу, являють собою моменти, прикладені двигунами стабілізації, маятниковими вантажами, а також моменти сил тертя й різних збурюючих моментів:

$$M_{x3}\,\mathrm{X}M_x^{\Э}\,\mathrm{Z}\,f_3\dot{\wp}_c\,\Gamma M_x^{B};$$
$$M_{y2}\,\mathrm{X}mlW_{Mx2}\,\mathrm{Z}\,f_2\uparrow_c\,\Gamma M_y^{B};\qquad (2.6)$$
$$M_{z1}\,\mathrm{X}M_z^{\Э}\,\Gamma mlW_{My1}\sin\uparrow_c\,\mathrm{Z}\,f_1\Im_c\,\Gamma M_z^{B};$$

де f_1, f_2, f_3 – коефіцієнти в’язкого тертя по осях підвісу; m, l – маса й довжина маятника; W_{Mx2}, W_{My1} – проекції абсолютного прискорення, що діє на маятник; $M_x^{\Э}$, $M_z^{\Э}$ – електромагнітні моменти перетворювачів моментів; M_x^{B}, M_y^{B}, M_z^{B} – невраховані збурюючі моменти.

Електромагнітні моменти представимо в операторній формі:

$$M_x^{\Э}\,\mathrm{X}W_1(p)\wp;\qquad M_z^{\Э}\,\mathrm{X}W_2(p)\Im_r,$$

де $W_1(p)$, $W_2(p)$ – передатні функції регуляторів слідкуючої системи, гіростабілізованої платформи; α_r, β_r – кути відхилення ротора ДНГ відносно вимірювальних осей, пов’язаних з корпусом гіроскопа; p – оператор диференціювання.

Підставивши значення проекцій кутових швидкостей (2.1), кінетичних моментів (2.5) і моментів зовнішніх сил (2.6) у рівняння (2.4), після нескладних перетворень одержимо рівняння руху гіростабілізованої платформи:

$$J_{x3}\ddot{\wp}\Gamma f_3\dot{\wp}\Gamma J_{x3}\dot{\in}_{2x2}\Gamma(J_{z3}\,\mathrm{Z}J_{y3})(\in_{2y2}\in_{2z2}\cos 2\wp\Gamma 0{,}5(\in_{2z2}^{2}\mathrm{Z}\in_{2y2}^{2})\sin 2\wp)\,\mathrm{X}M_x^{\Im}\Gamma M_x^{B};$$

$$J_{y2}\dot{\in}_{2y2}\Gamma D(\wp)\in_{2x2}\in_{2z2}\Gamma 0{,}5(J_{z3}\,\mathrm{Z}J_{y3})\in_{2x2}\in_{2y2}\sin 2\wp\Gamma\frac{d}{dt}(K_{y3}\cos\wp\,\mathrm{Z}K_{z3}\sin\wp)\Gamma f_2\uparrow_c\mathrm{X}$$

$$\mathrm{X}mlW_{Mx2}\Gamma M_x^{B}; \qquad (2.7)$$

$$J_{z1}\dot{\in}_{1z1}\mathrm{Z}(J_{x1}\,\mathrm{Z}J_{y1})\in_{1x1}\in_{1y1}\Gamma\frac{d}{dt}(K_{z2}\cos\uparrow_c\,\mathrm{Z}K_{x2}\sin\uparrow_c)\,\mathrm{Z}(K_{x2}\cos\uparrow_c\Gamma K_{z2}\sin\uparrow_c)\in_{1y1}\Gamma$$

$$\Gamma K_{y2}\in_{1x1}\Gamma f_1\Im_c\,\mathrm{X}M_z^{\Im}\Gamma mlW_{My1}\sin\uparrow_c\Gamma M_z^{B};$$

де $D(\wp)\,\mathrm{X}J_{z2}\,\mathrm{Z}J_{x2}\,\mathrm{Z}J_{x3}\Gamma J_{y3}\sin^2\wp\Gamma J_{z3}\cos^2\wp$, а проекції прискорень $W_{\mathrm{M}x1}$, $W_{\mathrm{M}y1}$ = $W_{\mathrm{M}y2}$ визначаються виразами (2.2).

Рівняння руху двукільцевого ДНГ мають вигляд [5]:

$$\begin{aligned} &J\Im_r\Gamma h_1\Im_r\Gamma\zeta c\Im_r\Gamma H\dot{\wp}\Gamma h_2\vartheta\wp\,\mathrm{X}\mathrm{Z}H^{*}\in_{3x3}\mathrm{Z}J\dot{\in}_{3z3}\Gamma M_z^{y}\Gamma M_z^{K}\Gamma M_z^{Д};\\ &J\ddot{\wp}\Gamma h_1\dot{\wp}\Gamma\zeta c\wp\,\mathrm{Z}H\Im_r\,\mathrm{Z}h_2\vartheta\Im_r\,\mathrm{X}H^{*}\in_{3z3}\mathrm{Z}J\dot{\in}_{3x3}\Gamma M_x^{y}\Gamma M_x^{K}\Gamma M_x^{Д}. \end{aligned} \qquad (2.8)$$

Тут J – сумарний екваторіальний момент інерції ротора й карданового кільця ДНГ; h_1, h_2 – коефіцієнти в’язкого тертя; Δc – залишкова жорсткість карданового підвісу ДНГ; H – кінетичний момент гіроскопа; H^* – величина, що відрізняється від H порядком урахування моментів інерції кардановых кілець ДНГ; Ω – кутова швидкість власного обертання ротора; M_x^{y}, M_z^{y} – моменти керування перетворювачами моментів ДНГ; M_x^{K}, M_z^{K} – коригуючі моменти; $M_x^{Д}, M_z^{Д}$ – моменти, що спричиняються дрейф ДНГ.

Вихідний сигнал a акселерометра описується наступними рівняннями [4]:

$$\begin{aligned} &m_A\ddot{y}_3\Gamma n_A\dot{y}_3\Gamma c_A y_3\,\mathrm{X}\mathrm{Z}m_A W_{Ay3}\Gamma e_A;\\ &a\,\mathrm{X}\mathrm{Z}k_A(1\Gamma\zeta k_A)y_3\Gamma a_0, \end{aligned} \qquad (2.9)$$

де $k_A = \frac{c_A}{m_A}$; $\zeta k_A = \frac{\zeta c_A}{c_A} = \frac{\zeta m_A}{m_A}$; m_A – маса чутливого елемента (ЧЕ) акселерометра; n_A, c_A – відповідно коефіцієнт в'язкого тертя й жорсткість пружного підвісу ЧЕ; Δm_A, Δc_A – похибки задання величин m_A, c_A; y_3 – відхилення ЧЕ по осі чутливості від положення рівноваги; W_{Ay3} – проекція абсолютного прискорення в точці кріплення акселерометра на платформі на вісь чутливості, обумовлена виразом (2.3); e_A – збурюючі сили; a_0 – нульовий сигнал акселерометра.

Сигнал з акселерометра подається на підсилювач, вихід якого описується диференціальним рівнянням:

$$T_y \dot{\Omega} + \Omega = \frac{a}{g}, \tag{2.10}$$

де T_y – стала часу підсилювача. Вихідний сигнал підсилювача подається на перетворювачі моменту ДНГ для створення керуючих моментів $M_x^y = n_x \Omega$, $M_z^y = n_z \Omega$ (8), где n_x, n_z – коефіцієнти передачі.

Таким чином, отримана повна математична модель малогабаритного коригуємого гірокомпаса, що складається з рівнянь руху гіростабілізованої платформи (2.7), ДНГ (2.8) і акселерометра (2.9) з підсилювачем (2.10). Дана модель є основою для досліджень динаміки гірокомпаса і його похибок.

3 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ ДВОХ ДНГ ТА ДВОСТУПЕНЕВОЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

3.1 Система стабілізації й курсовизначенняння

Система стабілізації та визначення курсу складається з двоосьової горизонтальної платформи в кардановому підвісі, яка стабілізується за допомогою сигналів гіроскопа, що функціонує як гіровертикаль. Головна вісь цього гіроскопа позиціонується в напрямку місцевої вертикалі за допомогою сигналів акселерометра через інтегруючі контури, зналаштовані на період Шулера. За сутністю, двохосьова платформа разом із встановленим на неї гіроскопом, що виконує функції гіровертикалі, представляє собою інерціальну гіровертикаль. Крім того, на цій платформі встановлений курсовий прилад, який складається з гіроскопа, розташованого у поворотному пристрої і стабілізується відносно визначеної площини за сигналами курсового гіроскопа. У такому випадку курсовий прилад може використовуватися як покажчик напрямку - гіроазимут або як гірокомпас, якщо стабілізація здійснюється відносно площини меридіана. В розглянутій системі стабілізації та визначення курсу використовуються динамічно настроювані гіроскопи (ДНГ) як чутливі елементи [6].

Однією особливістю розглянутої системи є поділ функцій керування. Управління положенням головної осі ДНГ виконується за допомогою сигналів акселерометрів, а стабілізуючі двигуни забезпечують узгодження нормалі до стабілізованої платформи з напрямком ротора ДНГ. Такий поділ функцій дозволяє формувати відносно невеликі керуючі моменти в датчику моменту ДНГ.

Іншою особливістю системи є використання двоступеневого, а не триступеневого підвісу гіростабілізованої платформи. Горизонтальна платформа повертається разом з об’єктом в азимуті, на відміну від традиційного тривісного підвісу, що забезпечує постійну орієнтацію осі зовнішнього кільця платформи на Північ. Ця особливість може призводити до збурень, обумовлених змінами курсу

об’єкта, а також еліптичною формою Землі. Для компенсації таких збурень необхідно використовувати інформацію про лінійну швидкість, а також курс об’єкта та швидкість зміни курсу.

3.2 Основні кінематичні співвідношення гіровертикалі

Для одержання кінематичних співвідношень будемо використати наступні системи координат:

- горизонтальна траекторна $O'\zeta\eta\xi$;
- пов’язану з об’єктом $Ox_0y_0z_0$;
- пов’язану із платформою $Ox_ny_nz_n$;
- пов’язану з осями Резаля ДНГ $Ox_ry_rz_r$;

В якості радіус-вектора, що визначає розташування точок систем координат введемо радіус-вектор точки установки платформи відносно центра мас об’єкта r_p.

Взаємне розташування введених систем координат визначається наступним малюнком.

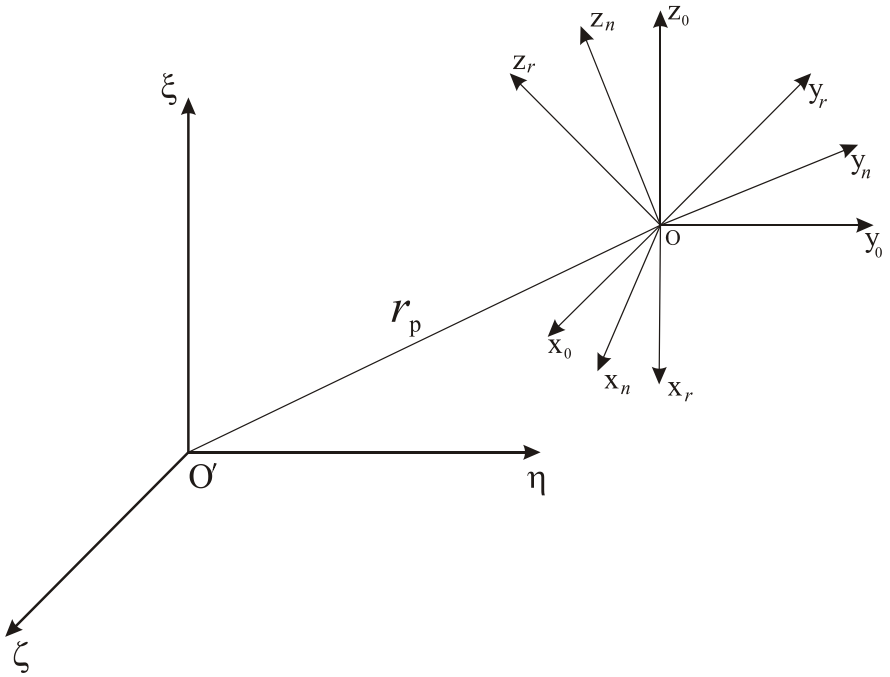


Рис. 3.1 Взаємне розташування систем координат

Взаємне кутове положення введених систем координат показано на наступних малюнках.

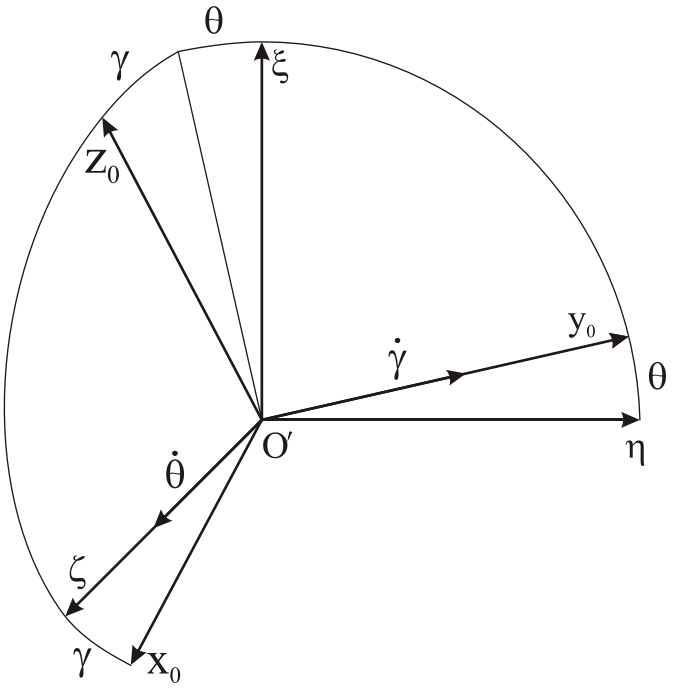


Рис. 3.2 Взаємне розташування осей горизонтальної траекторної системи координат й осей, пов’язаних з об’єктом (θ – кут тангажу, γ – кут крену)

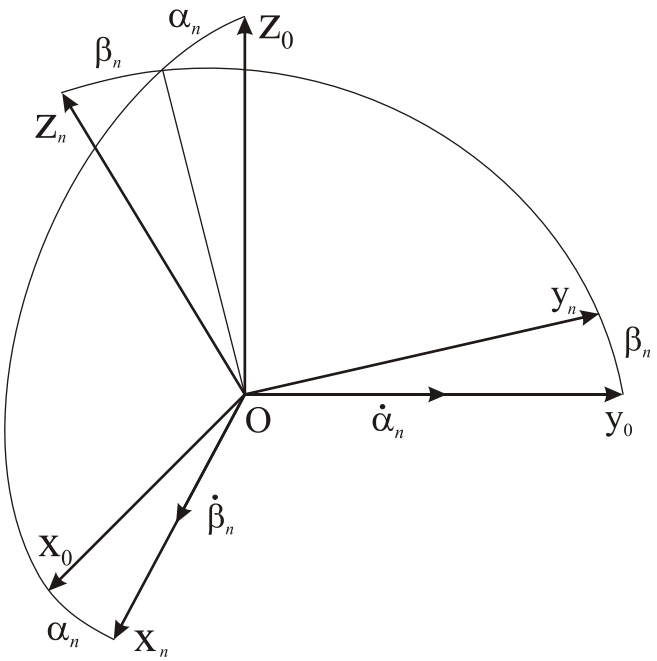


Рис. 3.3 Взаємне розташування осей, пов’язаних з об’єктом, і осей, пов’язаних із платформою (α_n, β_n – кути, що визначають розташування платформи щодо осей, пов’язаних з об’єктом)

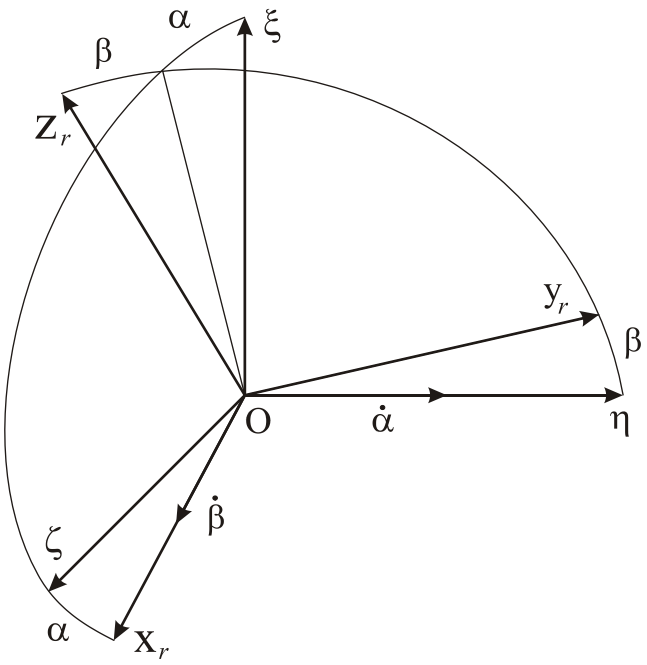


Рис. 3.4 Розташування осей Резаля ДНГ щодо горизонтальної траекторної системи координат (α, β – кути, які задають положення осей Резаля гіроскопа, що виконує функції гіровертикалі щодо площини горизонту)

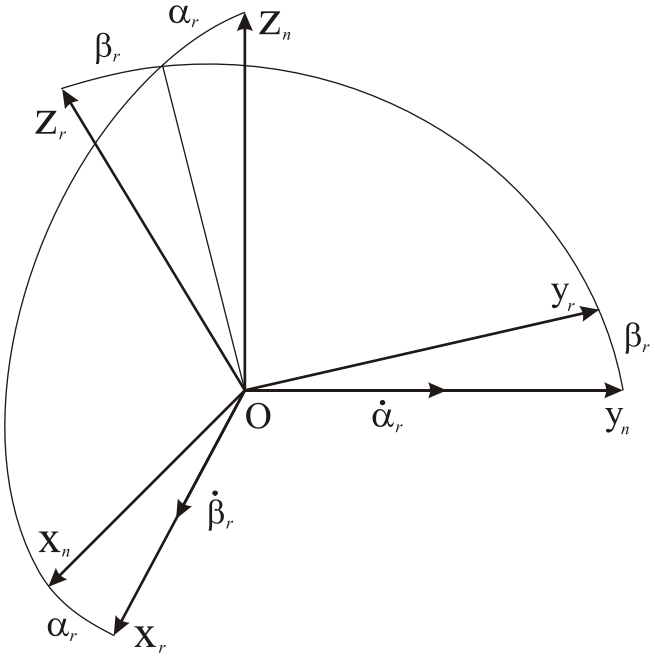


Рис. 3.5 Розташування осей Резаля ДНГ щодо платформи
(α_r, β_r – кути, що визначають положення осей Резаля гіроскопа, що виконує функції гіровертикалі щодо платформи)

Відповідно до рис. 3.2 – 3.5 взаємозв’язок між введеними системами координат визначається в такий спосіб:

$$\begin{matrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{matrix} \quad \Pi \quad \mathrm{X}\mathbf{A}_1 \quad \begin{matrix} x_n \\ \eta \\ \xi \end{matrix} ; \qquad \begin{matrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{matrix} \quad \mathrm{X}\mathbf{A}_2 \quad \begin{matrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{matrix} ; \tag{3.1}$$

$$\begin{matrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{matrix} \quad \Pi \quad \mathrm{X}\mathbf{A}_3 \quad \begin{matrix} x_n \\ \eta \\ \xi \end{matrix} ; \qquad \begin{matrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{matrix} \quad \mathrm{X}\mathbf{A}_4 \quad \begin{matrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{matrix} ;$$

При цьому відповідні матриці направляючих косинусів $\mathbf{A}_1$, $\mathbf{A}_2$, $\mathbf{A}_3$, $\mathbf{A}_4$ мають такий вигляд:

- матриця направляючих косинусів переходу від горизонтальної траекторної системи координат до системи координат, пов’язаної з об’єктом:

$$\mathbf{A}_1 \mathrm{X} \begin{matrix} \cos\gamma & \sin\theta\ \sin\gamma & \mathrm{Z}\cos\theta\ \sin\gamma \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ \sin\gamma & -\sin\theta\ \cos\gamma & \cos\theta\ \cos\gamma \end{matrix} ; \tag{3.2}$$

- матриця направляючих косинусів переходу від системи координат, пов’язаної з об’єктом до системи координат, пов’язаної із платформою:

$$\mathbf{A}_2 \mathrm{X} \begin{matrix} \cos\alpha_n & 0 & \mathrm{Z}\sin\alpha_n \\ \sin\alpha_n\ \sin\beta_n & \cos\beta_n & \cos\alpha_n\ \sin\beta_n \\ \sin\alpha_n\ \cos\beta_n & -\sin\beta_n & \cos\alpha_n\ \cos\beta_n \end{matrix} ; \tag{3.3}$$

- матриця направляючих косинусів переходу від горизонтальної траекторної системи координат до осей Резаля ДНГ:

$$\mathbf{A}_3 = \begin{matrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ \sin\alpha\sin\beta & \cos\beta & \cos\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\beta & \cos\alpha\cos\beta \end{matrix}; \quad (3.4)$$

- матриця направляючих косинусів переходу від осей, пов'язаних із платформою, до осей Резаля ДНГ:

$$\mathbf{A}_4 = \begin{matrix} \cos\alpha_r & 0 & \sin\alpha_r \\ \sin\alpha_r\sin\varphi_r & \cos\varphi_r & \cos\alpha_r\sin\varphi_r \\ \sin\alpha_r\cos\varphi_r & -\sin\varphi_r & \cos\alpha_r\cos\varphi_r \end{matrix}; \quad (3.5)$$

При цьому має місце залежність:

$$\mathbf{A}_3 \mathbf{A}_4 = \mathbf{A}_2 \mathbf{A}_1, \quad (3.6)$$

з якої можна одержати співвідношення для визначення кутів α_n, β_n.

3.3 Модель похибок інерціальної гіровертикалі

Припустимо, що гіростабілізована платформа повторює рух осей Резаля гіроскопа, що виконує функції гіровертикалі з точністю до похибок стабілізації, які виражаються кутами αr та βr. У цьому випадку можна отримати рівняння руху інерціальної гіровертикалі, використовуючи прецессійні рівняння руху горизонтального динамічно настроюваного гіроскопа (ДНГ), що мають наступний вигляд [5]:

$$\begin{matrix} H\dot{\beta}_r = c\alpha_r - d\dot{\alpha}_r = \frac{H}{T}\beta_r = H_1\omega_x - I\dot{\omega}_y = k_u \int_0^t W_y - M_y^b \\ H\dot{\alpha}_r - c\beta_r - d\dot{\beta}_r = \frac{H}{T}\alpha_r = H_1\omega_y - I\dot{\omega}_x = k_u \int_0^t W_x - M_x^b \end{matrix}; \quad (3.7)$$

де H – кінематичний момент, $H = 2{,}26 \cdot 10^{-2}$ Нмс;

c – залишкова жорсткість карданова підвісу, $c = 3{,}186 \cdot 10^{-4}$ Нм;

d – коефіцієнт демпфіювання, $d = 5.782 \cdot 10^{-7}$ Нм;

T – стала часу прецесії гіроскопа, $T = 50 – 90$ с;

$H_1 = H(1 + s)$, где $s = 1{,}3 \cdot 10^{-3}$;

I – сума екваторіальних моментів ротора й карданової рамки,

$I = 0{,}5 \cdot 10^{-5}$ Нмс;

ω_x, ω_y – проекції кутової швидкості горизонтальної платформи на її осі;

$\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y$ – проекції кутових прискорень горизонтальної платформи на її осі;

k_u – коефіцієнт інтегральної корекції;

$W_x W_y$ – проекції уявного прискорення точки установки платформи на осі чутливості відповідних акселерометрів;

M_x^b, M_y^b – збурюючи моменти які приводять до дрейфу гіроскопа щодо відповідних осей.

Для забезпечення незбуреності системи від прискорень, коефіцієнт інтегральної корекції повинен визначатися як

$$k_u \, \mathrm{X} \frac{H_1}{R_M},$$

де R_M – головний радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда в площині меридіана.

Перейдемо до визначення проекцій кутової швидкості платформи на її власні осі. Для цього необхідно спроектувати кутові швидкості горизонтальної траекторної системи координат на осі Oxyz. Для побудови моделі похибок інерціальної вертикалі знайдемо проекції кутових швидкостей ω_x, ω_y як функції від кутів α_r, β_r, що представляють собою похибки стабілізації гіростабілізованої платформи й кутів α, β, що представляють собою похибки побудови вертикалі. Відповідне перетворення має вигляд:

$$\begin{matrix} x \\ y \\ z \end{matrix} \; \mathrm{X} \mathbf{A}_4 \; \mathbf{A}_3 \; \begin{matrix} \Pi \\ \eta \\ \xi \end{matrix} ; \qquad (3.8)$$

Вважаючи кути α_r, β_r, α, β малими, після спрощень одержимо наступну матрицю направляючих косинусів:

$$\mathbf{A}_4\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} 1 & -\alpha\alpha_r\beta\beta_r & -\alpha\alpha_r \\ \alpha\beta-\alpha\beta_r & 1 & -\beta\beta_r \\ \alpha_r-\alpha\beta\beta_r & \beta_r & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\alpha\alpha_r \\ 0 & 1 & -\beta\beta_r \\ \alpha-\alpha_r & -\beta & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.9)$$

З точністю до доданків других порядків малості проекції кутової швидкості платформи на її осі складемо:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\beta} - \dot{\beta}_r - \omega_\Pi - \omega_\xi(\alpha - \alpha_r); \\ \omega_y &= \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_r - \omega_\eta - \omega_\xi(\beta - \beta_r); \\ \omega_z &= (\dot{\alpha} - \dot{\alpha}_r)tg\theta - \frac{(\alpha - \alpha_r)}{\cos^2\theta}\dot{\theta} - \omega_\xi. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Підставимо вираз для кутової швидкості (3.10) у рівняння руху ДНГ (3.7):

$$\begin{aligned} &H\dot{\beta}_r - c\alpha_r - d\dot{\alpha}_r - \frac{H}{T}\beta_r = H_1(\dot{\beta} - \dot{\beta}_r - \omega_\Pi - \omega_\xi(\alpha - \alpha_r)) - I\dot{\omega}_y - k_u\int_0^t W_y - M_y^b; \\ &H\dot{\alpha}_r - c\beta_r - d\dot{\beta}_r - \frac{H}{T}\alpha_r = H_1(\dot{\alpha} - \dot{\alpha}_r - \omega_\eta - \omega_\xi(\beta - \beta_r)) - I\dot{\omega}_x - k_u\int_0^t W_x - M_x^b. \end{aligned} \quad (3.11)$$

Представимо ці рівняння в наступному вигляді:

$$\begin{aligned} &H\dot{\beta} - H_1\omega_\xi\alpha - k_u\int_0^t W_y - H_1\omega_\Pi - H_1\dot{\beta}_r - H_1\omega_\xi\alpha_r - H\dot{\beta}_r - c\alpha_r - d\dot{\alpha}_r - \frac{H}{T}\beta_r - I\dot{\omega}_y - M_y^b; \\ &H\dot{\alpha} - H_1\omega_\xi\beta - k_u\int_0^t W_x - H_1\omega_\eta - H_1\dot{\alpha}_r - H_1\omega_\xi\beta_r - H\dot{\alpha}_r - c\beta_r - d\dot{\beta}_r - \frac{H}{T}\alpha_r - I\dot{\omega}_x - M_x^b. \end{aligned} \quad (3.12)$$

У рівняннях (3.12) ω_ς, ω_η, ω_ξ являють собою проекції кутової швидкості горизонтальної траекторної системи координат на її власні осі:

$$\omega_\varsigma = \frac{V_\eta \sin K - V_\Pi \cos K}{R_1} \sin K + \frac{V_\eta \cos K + V_\Pi \sin K}{R_M} \cos K + \vartheta \cos \leftrightarrow \sin K;$$
$$\omega_\eta = \frac{V_\eta \sin K - V_\Pi \cos K}{R_1} \cos K + \frac{V_\eta \cos K + V_\Pi \sin K}{R_M} \sin K - \vartheta \cos \leftrightarrow \cos K; \quad (13)$$
$$\omega_\xi = \frac{V_\eta \sin K - V_\Pi \cos K}{R_1} tg \leftrightarrow + \dot{K} - \vartheta \sin \leftrightarrow$$

де V_ζ, V_η, V_ξ – поперечна, поздовжня й вертикальна проекції швидкості об'єкта;

K – курс об'єкта;

R_1 – радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда;

Ω – кутова швидкості добового обертання Землі;

$\dot{K}$ – швидкість зміни курсу;

Тепер перейдемо до визначення проекцій уявного прискорення на осі чутливості акселерометрів. У цьому випадку ми знехтуємо інструментальною похибкою установки акселерометрів на платформі і припустимо, що осі чутливості акселерометрів збігаються з осями платформи. Згідно з [2], вираз для уявного прискорення центра мас об'єкта матиме наступний вигляд:

$$\mathbf{W}_{цм} = \dot{\mathbf{V}}_{цм} - \boldsymbol{\omega}_{тр} \times \mathbf{V}_{цм} - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_{цм} + \mathbf{g} \quad (3.14)$$

де $\boldsymbol{\omega}_{тр}$ – вектор абсолютної кутової швидкості горизонтальної траекторної системи координат;

$\mathbf{g}$ – вектор прискорень сили тяжіння;

$\mathbf{V}_{цм}$ – вектор швидкості центра мас об'єкта щодо поверхні Землі;

$\boldsymbol{\Omega}$ – вектор кутової швидкості добового обертання Землі;

φ – широта.

У проекціях на осі траекторної горизонтальної системи координат векторне рівняння (3.14) приймає вид [6]:

$$\begin{array}{lllll} W_{\Pi} & \dot{V}_{\Pi} & V_{\epsilon}\omega_{\eta} Z V_{\eta}\omega_{\epsilon} & V_{\epsilon}\vartheta\cos\leftarrow\epsilon\cos K Z V_{\eta}\vartheta\sin\leftrightarrow & 0 \\ W_{\eta} \; X \; \dot{V}_{\eta} \; \Gamma & V_{\Pi}\omega_{\epsilon} Z V_{\epsilon}\omega_{\Pi} \; \Gamma & V_{\Pi}\vartheta\sin\leftarrow Z V_{\epsilon}\vartheta\cos\leftarrow\sin K & Z & 0 \; ; \\ W_{\xi} & \dot{V}_{\xi} & V_{\eta}\omega_{\Pi} Z V_{\Pi}\omega_{\eta} & V_{\eta}\vartheta\cos\leftarrow\sin K Z V_{\Pi}\vartheta\cos\leftarrow\epsilon\cos K & g \end{array} \qquad (3.15)$$

Вектор прискорення точки установки платформи визначається в такий спосіб:

$$\mathbf{W}_0 \; X \mathbf{W}_{цм} \; \Gamma \boldsymbol{\omega}_{абс} \mid \mathbf{r}_{\text{р}} \; \Gamma \boldsymbol{\omega}_{абс} \mid (\boldsymbol{\omega}_{абс} \mid \mathbf{r}_{\text{р}}); \qquad (3.16)$$

де $\boldsymbol{\omega}_{абс}$ – вектор абсолютної кутової швидкості об’єкта;

$\mathbf{r}_{\text{р}}$ – радіус-вектор точки установки платформи щодо центра мас об’єкта.

Векторне рівняння (3.16), спроектоване на осі системи координат $Ox_0y_0z_0$, жорстко пов’язаної з об’єктом, має такий вигляд:

$$\begin{array}{lllll} W_{x_0} & W_{\Pi} & \dot{\epsilon}_{x_0} z_{\text{р}} Z \dot{\epsilon}_{z_0} y_{\text{р}} & \epsilon_{y_0}(\epsilon_{x_0} y_{\text{р}} Z \epsilon_{y_0} x_{\text{р}}) Z \epsilon_{z_0}(\epsilon_{z_0} x_{\text{р}} Z \epsilon_{x_0} z_{\text{р}}) \\ W_{y_0} \; X \mathbf{A}_1 & W_{\eta} \; \Gamma & \dot{\epsilon}_{z_0} x_{\text{р}} Z \dot{\epsilon}_{x_0} z_{\text{р}} \; \Gamma & \epsilon_{z_0}(\epsilon_{y_0} z_{\text{р}} Z \epsilon_{z_0} y_{\text{р}}) Z \epsilon_{x_0}(\epsilon_{x_0} y_{\text{р}} Z \epsilon_{y_0} x_{\text{р}}) \; ; \\ W_{z_0} & W_{\epsilon} & \dot{\epsilon}_{x_0} y_{\text{р}} Z \dot{\epsilon}_{y_0} x_{\text{р}} & \epsilon_{x_0}(\epsilon_{z_0} x_{\text{р}} Z \epsilon_{x_0} z_{\text{р}}) Z \epsilon_{y_0}(\epsilon_{y_0} z_{\text{р}} Z \epsilon_{z_0} y_{\text{р}}) \end{array} \qquad (3.17)$$

де $W_{x_0}, W_{y_0}, W_{z_0}$ – проекції уявного прискорення точки установки платформи на осі системи координат, пов’язаної з об’єктом;

$\epsilon_{x_0}, \epsilon_{y_0}, \epsilon_{z_0}$ – проекції абсолютної кутової швидкості об’єкта на його власні осі;

$x_{\text{р}}$, $y_{\text{р}}$, $z_{\text{р}}$ – координати розташування центра установки платформи щодо центра мас об’єкта;

$\mathbf{A}_1$ – матриця направляючих косинусів переходу від траекторної системи координат до системи координат, пов’язаної з об’єктом, визначається виразом (3.2).

Проекції абсолютної кутової швидкості об’єкта на його осі мають вигляд:

$$\begin{array}{l} \epsilon_{x_0} \; X(\epsilon_{\Pi} \Gamma \dot{\forall}) \cos\uparrow \Gamma \epsilon_{\eta} \sin\uparrow \sin\forall Z \epsilon_{\epsilon} \sin\uparrow \cos\forall; \\ \epsilon_{y_0} \; X \uparrow \Gamma \epsilon_{\eta} \cos\forall \Gamma \epsilon_{\epsilon} \sin\forall; \\ \epsilon_{z_0} \; X(\epsilon_{\Pi} \Gamma \dot{\forall}) \sin\uparrow Z \epsilon_{\eta} \cos\uparrow \sin\forall \Gamma \epsilon_{\epsilon} \cos\uparrow \cos\forall. \end{array} \qquad (3.18)$$

У результаті проектування виразу (3.17) на осі платформи Oxyz одержимо рівняння:

$$\begin{matrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{matrix} \text{X}\mathbf{A}_2 \begin{matrix} W_{x_0} \\ W_{y_0} \\ W_{z_0} \end{matrix}, \qquad (3.19)$$

де W_x, W_y, W_z – проекції уявного прискорення точки установки платформи на осі системи координат Oxyz, що вимірюються відповідними акселерометрами;

$\mathbf{A}_2$ – матриця направляючих косинусів переходу від системи координат, пов'язаної з об'єктом, до системи координат, пов'язаної із платформою, визначається виразом (3.3).

На підставі виразів (3.17) і (3.19) одержимо:

$$\begin{aligned}
W_x \text{X}&\cos\Im_n \cos\uparrow W_\Pi \Gamma \cos\Im_n \sin\forall \sin\uparrow W_\eta \Gamma \cos\Im_n \sin\uparrow W_\notin \Gamma \\
&\Gamma \cos\Im_n \dot\in_{y_0 z_\text{p}} \text{Z} \cos\Im_n \dot\in_{z_0 y_\text{p}} \Gamma \\
&\Gamma \cos\Im_n [\in_{y_0} (\in_{x_0 y_\text{p}} \text{Z} \in_{y_0 x_\text{p}}) \text{Z} \in_{z_0} (\in_{z_0 x_\text{p}} \text{Z} \in_{x_0 z_\text{p}})] \text{Z} \\
&\text{Z} \sin\Im_n \sin\uparrow W_\Pi \Gamma \sin\Im_n \sin\forall \cos\uparrow W_\eta \text{Z} \sin\Im_n \cos\forall \cos\uparrow W_\notin \text{Z} \\
&\text{Z} \sin\Im_n (\dot\in_{x_0 y_\text{p}} \text{Z} \dot\in_{y_0 x_\text{p}}) \text{Z} \\
&\text{Z} \sin\Im_n [\in_{x_0} (\in_{z_0 x_\text{p}} \text{Z} \in_{x_0 z_\text{p}}) \text{Z} \in_{y_0} (\in_{y_0 z_\text{p}} \text{Z} \in_{z_0 y_\text{p}})];
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
W_y \text{X}&\sin\Im_n \sin\wp_n \cos\uparrow W_\Pi \Gamma \sin\Im_n \sin\wp_n \sin\forall \sin\uparrow W_\eta \Gamma \sin\Im_n \sin\wp_n \sin\uparrow W_\notin \Gamma \\
&\Gamma \sin\Im_n \sin\wp_n (\dot\in_{y_0 z_\text{p}} \text{Z} \dot\in_{z_0 y_\text{p}}) \Gamma \\
&\Gamma \sin\Im_n \sin\wp_n [\in_{y_0} (\in_{x_0 y_\text{p}} \text{Z} \in_{y_0 x_\text{p}}) \text{Z} \in_{z_0} (\in_{z_0 x_\text{p}} \text{Z} \in_{x_0 z_\text{p}})] \Gamma \\
&\Gamma \cos\wp_n \cos\forall W_\eta \Gamma \cos\wp_n \sin\forall W_\notin \Gamma \\
&\Gamma \cos\wp_n (\dot\in_{z_0 x_\text{p}} \text{Z} \dot\in_{x_0 z_\text{p}}) \Gamma \\
&\Gamma \cos\wp_n [\in_{z_0} (\in_{y_0 z_\text{p}} \text{Z} \in_{z_0 y_\text{p}}) \text{Z} \in_{x_0} (\in_{x_0 y_\text{p}} \text{Z} \in_{y_0 x_\text{p}})] \Gamma \\
&\Gamma \cos\Im_n \sin\wp_n \sin\uparrow W_\Pi \text{Z} \cos\Im_n \sin\wp_n \sin\forall \cos\uparrow W_\eta \Gamma \cos\Im_n \sin\wp_n \cos\forall \cos\uparrow W_\notin \Gamma \\
&\Gamma \cos\Im_n \sin\wp_n (\dot\in_{x_0 y_\text{p}} \text{Z} \dot\in_{y_0 x_\text{p}}) \Gamma \\
&\Gamma \cos\Im_n \sin\wp_n [\in_{x_0} (\in_{z_0 x_\text{p}} \text{Z} \in_{x_0 z_\text{p}}) \text{Z} \in_{y_0} (\in_{y_0 z_\text{p}} \text{Z} \in_{z_0 y_\text{p}})];
\end{aligned} \qquad (3.20)$$

$$W_z \; X\sin\Im_n \cos\wp_n \cos\uparrow W_\Pi \Gamma \sin\Im_n \cos\wp_n \sin\forall\sin\uparrow W_\eta \; \Gamma\sin\Im_n \cos\wp_n \sin\uparrow W_\notin \; \Gamma$$

$$\Gamma\sin\Im_n \cos\wp_n(\dot\in_{y_0} z_\text{p} \; Z\dot\in_{z_0} y_\text{p}) \; \Gamma$$

$$\Gamma\sin\Im_n \cos\wp_n[\in_{y_0}(\in_{x_0} y_\text{p} \; Z\in_{y_0} x_\text{p}) \; Z\in_{z_0}(\in_{z_0} x_\text{p} \; Z\in_{x_0} z_\text{p})] \; Z$$

$$Z\sin\wp_n \cos\forall W_\eta \; Z\sin\wp_n \sin\forall W_\notin \; Z$$

$$Z\sin\wp_n(\dot\in_{z_0} x_\text{p} \; Z\dot\in_{x_0} z_\text{p}) \; Z$$

$$Z\sin\wp_n[\in_{z_0}(\in_{y_0} z_\text{p} \; Z\in_{z_0} y_\text{p}) \; Z\in_{x_0}(\in_{x_0} y_\text{p} \; Z\in_{y_0} x_\text{p})] \; \Gamma$$

$$\Gamma\cos\Im_n \cos\wp_n \sin\uparrow W_\Pi Z\cos\Im_n \cos\wp_n \sin\forall\cos\uparrow W_\eta \; \Gamma\cos\Im_n \cos\wp_n \cos\forall\cos\uparrow W_\notin \; \Gamma$$

$$\Gamma\cos\Im_n \cos\wp_n(\dot\in_{x_0} y_\text{p} \; Z\dot\in_{y_0} x_\text{p}) \; \Gamma$$

$$\Gamma\cos\Im_n \cos\wp_n[\in_{x_0}(\in_{z_0} x_\text{p} \; Z\in_{x_0} z_\text{p}) \; Z\in_{y_0}(\in_{y_0} z_\text{p} \; Z\in_{z_0} y_\text{p})];$$

У виразах (3.20) проекції швидкості центра мас об’єкта на осі горизонтальної траекторної системи координат визначаються виразами:

$$\begin{aligned}
&W_\Pi \; X\dot V_\Pi \; \Gamma V_\notin\in_\eta \; ZV_\eta\in_\notin \; \Gamma V_\notin\vartheta \cos\leftarrow\cos K \; ZV_\eta\vartheta \sin\leftrightarrow\\
&W_\eta \; X\dot V_\eta \; \Gamma V_\Pi\in_\notin \; ZV_\notin\in_\Pi \; \Gamma V_\Pi\vartheta \sin\leftarrow\Gamma V_\notin\vartheta \cos\leftarrow\sin K; \qquad (3.21)\\
&W_\notin \; X\dot V_\notin \; \Gamma V_\eta\in_\Pi ZV_\Pi\in_\eta \; ZV_\eta\vartheta \cos\leftarrow\sin K \; ZV_\Pi\vartheta \cos\leftarrow\cos K \; Z\,g.
\end{aligned}$$

Рівняння (3.12), доповнені виразами (3.13), (3.20) і (3.21) являють собою модель похибок інерціальної гіровертикалі.

3.4 Рівняння руху курсового приладу

При складанні рівнянь руху курсового приладу використовуються наступні системи координат:

- пов’язана із платформою Oxyz;
- пов’язана з поворотним пристроєм курсового приладу $Ox_1y_1z_1$;
- пов’язана з осями Резаля курсового гіроскопа $Ox_ky_kz_k$.

Взаємне розташування осей платформи й поворотного пристрою курсового приладу представлено на рис. 3.6.

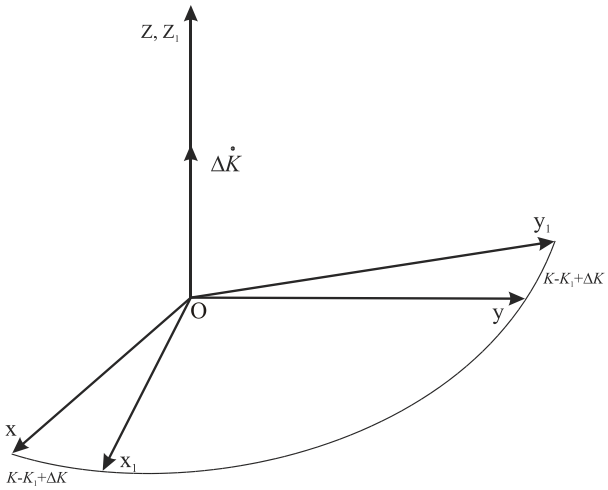


Рис. 3.6 Взаємне розташування горизонтальної платформи й гіроскопа

де K – курс об’єкта; K_1 – задана орієнтація головної осі курсового ДНГ; ΔK – похибки визначення курсу

На рис. 3.6 введені наступні позначення:

K_1 – задана кутова орієнтація курсового гіроскопа щодо площини меридіана, при роботі курсового приладу в режимі гіроазимута ця величина є константою;

ΔK – похибки визначення курсу.

Взаємне розташування осей поворотного пристрою й осей Резаля курсового гіроскопа представлено на рис. 3.7.

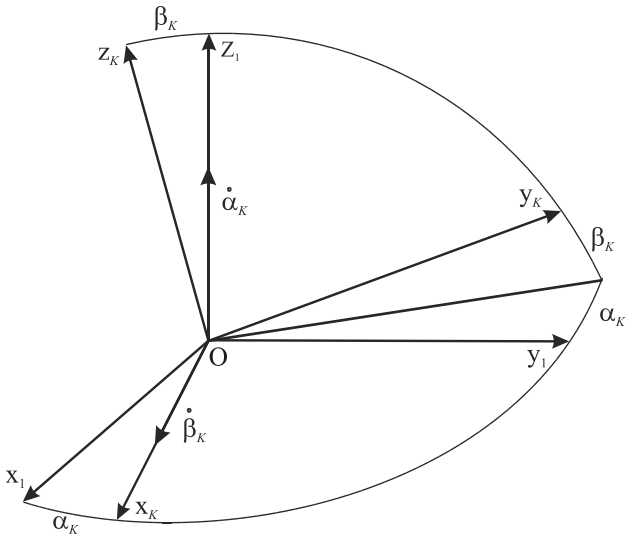


Рис. 3.7 Взаємне розташування осей поворотного

пристрою й осей Резаля курсового гіроскопа

Представлені на рис. 3.7 кути α_K, β_K характеризують попохибку стабілізації поворотного пристрою курсового гіроскопа й кут відхилення головної осі курсового гіроскопа від площини горизонту, моделюємої інерціальною гіровертикаллю.

Розташування осей Резаля курсового гіроскопа може бути також визначене щодо опорної системи координат $O\zeta_1\eta_1\xi_1$, розгорнутої щодо горизонтальної траекторної системи координат на кут (K–K_1) щодо вертикальної осі, що ілюструє рис. 3.8.

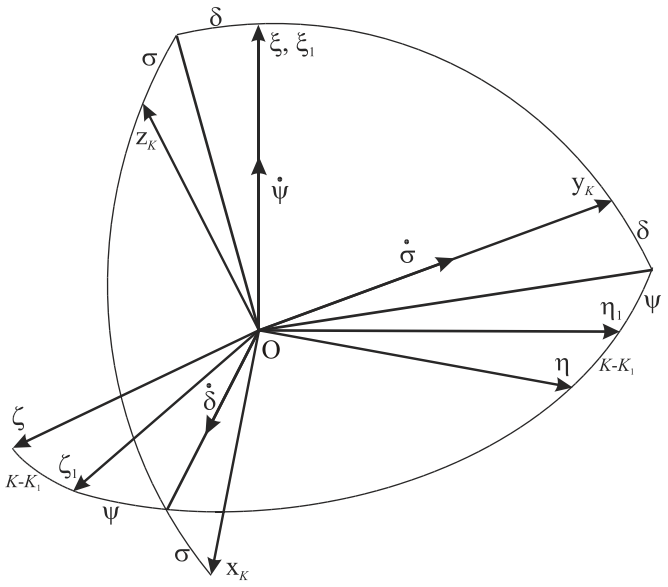


Рис. 3.8 Взаємне розташування осей Резаля курсового гіроскопа щодо опорної системи координат

На рис. 3.8 кут ψ являє собою горизонтальну складову кута відхилення головної осі курсового гіроскопа від заданої орієнтації K_1.

Порівнюючи рис. 3.6, 3.7, 3.8, а також з огляду на матрицю направляючих косинусів $\mathbf{A}_2$, можна записати [6]:

$$\zeta K \text{ Xэ } Z(\Im Z\Im_r)tg\forall Z\Im_K. \qquad (3.22)$$

Рівняння руху курсового гіроскопа записані на підставі прецессійних рівнянь руху ДНГ мають вигляд:

$$\begin{aligned} &H\dot{\beta}_K \Gamma c\alpha_K \Gamma d\dot{\alpha}_K \Gamma \frac{H}{T}\beta_K \text{ XZ}H_1\omega_{x_1} \Gamma M_{z_1}^{b} \Gamma M_{z_1}^{упр};\\ &H\dot{\alpha}_K \text{ Z}c\beta_K \text{ Z}d\dot{\beta}_K \Gamma \frac{H}{T}\alpha_K \text{ XZ}H_1\omega_{z_1} \text{ Z}M_{x_1}^{b} \text{ Z}M_{x_1}^{упр}. \end{aligned} \qquad (3.23)$$

Вирази для визначення проекцій кутової швидкості поворотного пристрою курсового гіроскопа мають вигляд:

$$\begin{aligned} &\in_{x_1} \text{X}\in_x \cos(K_1 \Gamma \zeta K) \Gamma \in_y \sin(K_1 \Gamma \zeta K);\\ &\in_{z_1} \text{X}\in_z \Gamma \dot{K} \Gamma \zeta \dot{K}. \end{aligned} \qquad (3.24)$$

Моменти управління для курсового приладу мають такий вигляд:

$$\begin{aligned} &M_{z_1}^{упр} \text{ X}H_1 k_z \ \ W_y / g \Gamma H_1 \in_{x_1}^{кор};\\ &M_{x_1}^{упр} \text{ X}H_1 k_x \ \ W_x / g \Gamma H_1 \in_{z_1}^{кор}. \end{aligned} \qquad (3.25)$$

де k_x, k_z – коефіцієнти передачі контурів управління;

W_x, W_y – моменти акселерометрів;

$\in_{x_1}^{кор}, \in_{z_1}^{кор}$ – швидкості корекції.

У свою чергу швидкості корекції визначаються наступними виразами:

$$\begin{aligned} &\in_{x_1}^{кор} \text{X}\in_{\Pi}\cos(K \text{ Z}K_1) \Gamma \in_{\to}\sin(K \text{ Z}K_1) \text{ X}\\ &\quad \text{X } \text{Z}\frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1}\sin K \text{ Z}\frac{V_\eta \cos K \text{ Z}V_\Pi \sin K}{R_M}\cos K \text{ Z}\vartheta \cos\leftarrow\sin K \ \ \cos(K \text{ Z}K_1) \Gamma\\ &\quad \Gamma \ \frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1}\cos K \text{ Z}\frac{V_\eta \cos K \text{ Z}V_\Pi \sin K}{R_M}\sin K \Gamma \vartheta \cos\leftarrow\cos K \ \ \sin(K \text{ Z}K_1);\\ &\in_{z_1}^{кор} \text{X}\frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1} tg\leftarrow\text{Z}\dot{K} \Gamma \vartheta \sin\leftrightarrow \end{aligned} \qquad (3.26)$$

Рівняння руху курсового гіроскопа (3.23), доповнені виразами (3.24), (3.26) являють собою модель похибок курсового приладу.

У режимі гіроазимута для наведеної моделі варто приймати $k_x = 0$; $\in_{z_1}^{кор} \text{X}0$.

4 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ ДВОХ ДНГ ТА ТРИСТУПЕНЕВОЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

4.1 Математична модель системи визначення курсу в режимі попереднього горизонтування

Засоби курсовизначення спочатку використовували схему "просторового гіроскопа" із плаваючою маятниковою гіросферою. Подальший прогрес у цій галузі призвів до розробки компактних гірогоризонткомпасів на поплавкових гіроскопах, які можуть бути як триступеневими, так і двоступеневими. Недавні тенденції вказують на зниження розмірів і ваги засобів курсовизначення, одночасно з підвищенням їхньої функціональності. Засоби, побудовані на динамічно настроюваних гіроскопах (ДНГ), стали популярними, оскільки ДНГ мають переваги у вигляді компактності, легкості, низької споживаної потужності, високої технологічності та порівняно низької вартості.

Важливо відзначити, що гіроскопічні прилади для курсовизначення продовжують залишатися ключовими для навігації рухливих об’єктів, несмотря на розвиток альтернативних технологій, зокрема глобальних супутникових навігаційних систем.

Використання гіроскопічних датчиків у навігаційних системах дозволяє визначати курс рухомого об’єкта відносно географічного меридіана у режимі гірокомпаса або кут відхилення від заданого напрямку у режимі гіроазимута.

Існують два основні способи побудови навігаційних систем на основі гіроскопічних датчиків:

1) з використанням стабілізованої платформи, на якій встановлюються датчики;

2) безплатформний варіант із установкою датчиків безпосередньо на корпусі об’єкта.

Перший спосіб використовує стабілізацію платформи щодо площин горизонту та меридіану, що постійно змінюються через обертання Землі та рух об’єкта. Сучасні засоби курсовизначення з використанням стабілізованої платформи характеризуються складним алгоритмом, включаючи різні режими, такі як попереднє горизонтування, калібрування, точне горизонтування, визначення курсу та визначення азимута.

Розглянемо систему визначення кутів курсу та відхилення від заданого напрямку, що містить два динамічно настроювані гіроскопи (ДНГ) з вертикальним і горизонтальним розташуванням вектора кінетичного моменту. Ці гіроскопи можуть використовуватися як гіровертикаль і курсовий гіроскоп відповідно. Вони встановлені на платформі в тривісному кардановому підвісі, яке стабілізується за допомогою датчиків моментів.

Створення математичної моделі в значній мірі визначається особливостями конкретного режиму роботи системи визначення просторового положення рухомого об’єкта. У режимі попереднього горизонтування стабілізація платформи в площині горизонту відбувається до проведення калібрування. В цьому режимі використовуються акселерометри для керування платформою, оскільки інформація про дрейфи горизонтальних ДНГ недоступна.

Математичний опис режиму попереднього горизонтування системи визначення кутів курсу та азимута на основі платформи в тривісному кардановому підвісі з керуванням від акселерометрів можна отримати, використовуючи теорему про зміну моменту кількості руху твердого тіла.

Для визначення основних кінематичних співвідношень режиму попереднього горизонтування будемо використовувати наступні системи координат:

- траекторну систему координат $O\zeta\eta\xi$, з початком у центрі мас об’єкта, спрямованою по вертикалі віссю $O\xi$ і спрямованою по вектору швидкості об’єкта віссю $O\eta$;

- пов’язану з об’єктом систему координат $Ox_0y_0z_0$ зі спрямованою по вертикалі віссю Oz_0 і спрямованою по поздовжній осі об’єкта віссю Oy_0;

- пов’язану із зовнішнім кільцем карданова підвісу систему координат $Ox_н y_н z_н$;

- пов’язану із внутрішнім кільцем карданова підвісу систему координат $Ox_в y_в z_в$;

- пов’язану із платформою систему координат $Ox_п y_п z_п$.

Розташування об’єкта в траекторній системі координат визначається кутом відхилення від курсу ψ, кутом диференту υ, кутом крену φ.

Перехід до системи координат, пов’язаної із платформою, здійснюється за допомогою трьох послідовних поворотів: зовнішнього кільця карданова підвісу на кут α; внутрішнього кільця карданова підвісу на кут β; самої платформи на кут γ. Взаємне розташування об’єкта й траекторної системи координат, а також об’єкта й платформи представлені на рис. 4.1 і рис. 4.2.

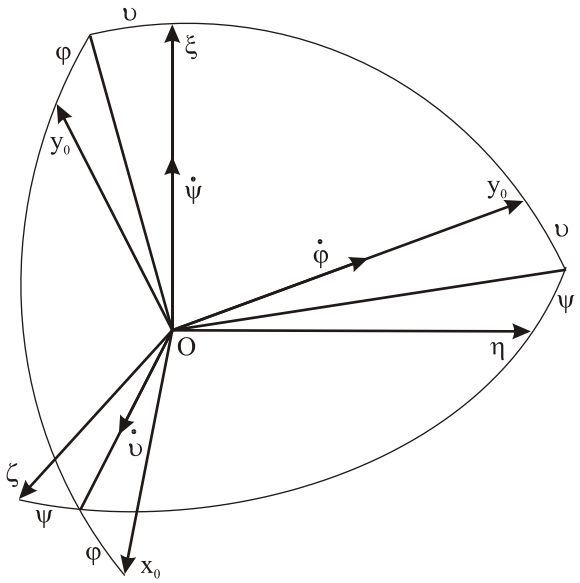


Рис. 4.1 Взаємне розташування об’єкта
і траекторної системи координат

Для математичного опису руху платформи в триступеневому кардановому підвісі скористаємося теоремою про зміну моменту кількості руху твердого тіла [5].

$$\frac{dK}{dt}\Gamma \in K \text{ X} M,$$

де K – кінетичний момент платформи в триступеневому кардановому підвісі;

ω – абсолютна кутова швидкість обертання платформи в підвісі;

M – головний момент зовнішніх сил, прикладених до платформи в триступеневому кардановому підвісі.

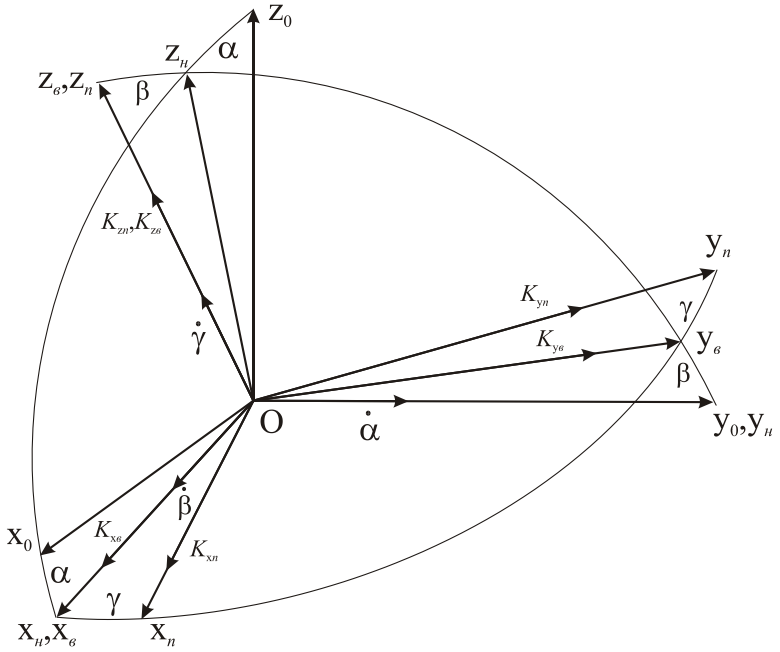


Рис. 4.2 Взаємне розташування об’єкта й платформи

Рівняння руху платформи в триступеневому кардановому підвісі в проекціях на осі платформи $Oz_п$, внутрішнього кільця карданова підвісу $Ox_в$ і зовнішнього кільця карданова підвісу $Ox_н$ приймають вигляд:

$$\begin{aligned}
&\frac{dK_{zп}}{dt}\,\Gamma\in_{xп}K_{yп}\,\mathrm{Z}\in_{yп}K_{xп}\,\mathrm{X}M_{zп};\\
&\frac{dK_{xв}}{dt}\,\Gamma\in_{yв}K_{zв}\,\mathrm{Z}\in_{zв}K_{yв}\,\mathrm{X}M_{xв};\\
&\frac{dK_{yн}}{dt}\,\Gamma\in_{zн}K_{xн}\,\mathrm{Z}\in_{xн}K_{zн}\,\mathrm{X}M_{yн}.
\end{aligned} \qquad (4.1)$$

Проекції кінетичних моментів платформи, внутрішнього й зовнішнього кілець карданова підвісу можуть бути описані наступними виразами:

$K_{xп}\,\mathrm{X}I_{xп}\in_{xп}$;
$K_{yп}\,\mathrm{X}I_{yп}\in_{yп}$; – платформа
$K_{zп}\,\mathrm{X}I_{zп}\in_{zп}$;

$K_{хв}\ \text{X}\, I_{хв} \in_{хв}\ \Gamma\, K_{хп} \cos \uparrow \text{Z}\, K_{уп} \sin \uparrow;$
$K_{ув}\ \text{X}\, I_{ув} \in_{ув}\ \Gamma\, K_{уп} \cos \uparrow \text{Z}\, K_{хп} \sin \uparrow;$ – внутрішнє кільце
$K_{zв}\ \text{X}\, I_{zв} \in_{zв}\ \Gamma\, K_{zn};$

$K_{хн}\ \text{X}\, I_{хн} \in_{хн}\ \Gamma\, K_{хв};$
$K_{ун}\ \text{X}\, I_{ун} \in_{ун}\ \Gamma\, K_{ув} \cos \wp \text{Z}\, K_{zв} \sin \wp$ – зовнішнє кільце
$K_{zн}\ \text{X}\, I_{zн} \in_{zн}\ \Gamma\, K_{zв} \cos \wp \Gamma\, K_{ув} \sin \wp$

де $I_{хп}$, $I_{уп}$, I_{zn} – проекції моменту інерції платформи на осі системи координат $Ox_n y_n z_n$;

$I_{хв}$, $I_{ув}$, $I_{zв}$ – проекції моменту інерції внутрішнього кільця карданова підвісу на осі системи координат $Ox_в y_в z_в$;

$I_{хн}$, $I_{ун}$, $I_{zн}$ – проекції моменту інерції зовнішнього кільця карданова підвісу на осі $Ox_н y_н z_н$;

Відповідно до рис. 4.2 проекції абсолютної кутової швидкості на осі системи координат, пов'язаної із зовнішнім і внутрішнім кільцем карданова підвісу, а також платформа, мають такий вигляд:

$$
\begin{aligned}
&\in_{хн}\ \text{X} \in_{x0} \cos \Im\ \text{Z} \in_{z0} \sin \Im;\\
&\in_{ун}\ \text{X} \in_{y0}\ \Gamma \Im;\\
&\in_{zн}\ \text{X} \in_{z0} \cos \Im\ \Gamma \in_{x0} \sin \Im;\\
&\in_{хв}\ \text{X} \in_{хн}\ \Gamma \dot{\wp}\\
&\in_{ув}\ \text{X} \in_{ун} \cos \wp \Gamma \in_{zн} \sin \wp\\
&\in_{zв}\ \text{X} \in_{zн} \cos \wp \text{Z} \in_{ун} \sin \wp\\
&\in_{хп}\ \text{X} \in_{хв} \cos \uparrow \Gamma \in_{ув} \sin \uparrow;\\
&\in_{уп}\ \text{X} \in_{ув} \cos \uparrow \text{Z} \in_{хв} \sin \uparrow;\\
&\in_{zn}\ \text{X} \in_{zв}\ \Gamma \uparrow.
\end{aligned}
$$

де ω_{x0}, ω_{y0}, ω_{z0} – проекції абсолютної кутової швидкості об'єкта.

Абсолютна кутова швидкість об'єкта являє собою суму швидкості траекторної системи координат і швидкості об'єкта відносно траекторної системи координат.

Проекції траекторної системи координат визначаються в такий спосіб:

$$\in_{\Pi} \mathrm{X}\mathrm{Z}\frac{V_{\rightarrow}\sin K\,\Gamma V_{\Pi}\cos K}{R_1}\sin K\,\mathrm{Z}\frac{V_{\rightarrow}\cos K\,\mathrm{Z}V_{\Pi}\sin K}{R_2}\cos K\,\mathrm{Z}\in_{3}\cos\leftarrow\sin K;$$

$$\in_{\eta}\mathrm{X}\frac{V_{\rightarrow}\sin K\,\Gamma V_{\Pi}\cos K}{R_1}\cos K\,\mathrm{Z}\frac{V_{\rightarrow}\cos K\,\mathrm{Z}V_{\Pi}\sin K}{R_2}\cos K\,\Gamma\in_{3}\cos\leftarrow\cos K;$$

$$\in_{\zeta}\mathrm{X}\frac{V_{\rightarrow}\sin K\,\Gamma V_{\Pi}\cos K}{R_1}\mathrm{Z}\dot{K}\,\Gamma\in_{3}\sin\leftrightarrow$$

де V_η, V_ζ – поздовжня й поперечна швидкість об’єкта;

K – курс об’єкта;

R_1, R_2 – радіуси кривизни поверхні земного еліпсоїда в площині першого вертикала й площини меридіана;

φ – широта.

Для режиму попереднього горизонтування значення курсу визначається попереднім включенням приладу, а швидкість циркуляції $\dot{K}$ може бути прийнята рівною нулю.

Відповідно до рис. 4.1 проекції швидкості об’єкта відносно траекторної системи координат визначаються виразами:

$$\in_{x0}\mathrm{X}\mathrm{Z}\ni\cos\nu\sin\leftarrow\Gamma\dot{\nu}\cos\leftrightarrow$$

$$\in_{y0}\mathrm{X}\ni\sin\nu\,\Gamma\dot{\leftrightarrow}$$

$$\in_{z0}\mathrm{X}\ni\cos\nu\cos\leftarrow\Gamma\dot{\nu}\sin\leftrightarrow$$

Моменти, які діють по осях карданового підвісу, складаються з моментів управління, що накладаються на датчики моменту, а також моментів опору та збурень.

$$M_{zn}\,\mathrm{X}\mathrm{Z}f_n\uparrow\Gamma M_n^{в};$$

$$M_{хв}\,\mathrm{X}M_{хв}^{у}\,\mathrm{Z}\,f_в\dot{\wp}\Gamma M_в^{в};$$

$$M_{ун}\,\mathrm{X}M_{ун}^{у}\,\mathrm{Z}\,f_н\Im\,\Gamma M_н^{в}.$$

де $f_х$, $f_в$, $f_н$ – коефіцієнти тертя по осях підвісу;

$M_{хв}^{у}$, $M_{хн}^{у}$ – моменти управління, що прикладають до датчиків моментів внутрішнього й зовнішнього кілець карданова підвісу;

$M_п^{в}, M_в^{в}, M_н^{в}$ – моменти збурення, що діють в осях карданова підвісу.

4.2 Математична модель системи визначення курсу в режимі розвороту на розрахунковий кут

Взаємне розташування платформи (будемо вважати, що осі платформи збігаються з осями чутливості розташованих на ній датчиків – акселерометрів і вертикального ДНГ) і географічної, а також траекторної системи координат ілюструється наступним малюнком:

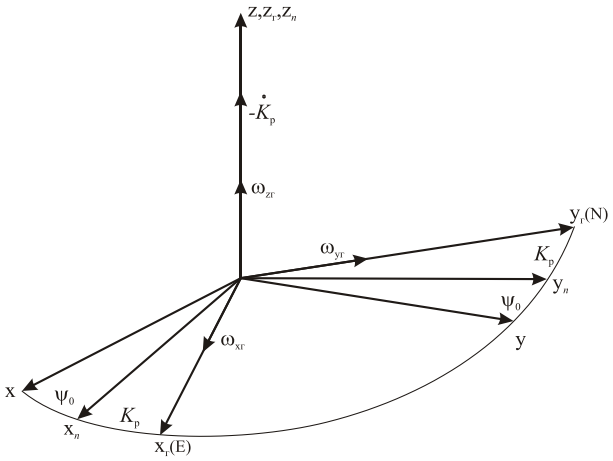


Рис. 4.3 Взаємне розташування географічної та траекторної систем координат

Тут $K_р$ являє собою розрахункове значення курсу;

ψ_0 – кут розвороту платформи щодо осей підвісу, обумовлений попереднім циклом роботи;

Слід зазначити, що $\psi = -K_р$, тобто $K_р$ відраховується за годинною стрілкою;

xyz – траекторна система координат;

$x_г y_г z_г$ – географічна система координат;

$x_n y_n z_n$ – система координат, пов’язана із платформою (із чутливими осями акселерометрів і вертикального гіроскопа).

У режимі горизонтування здійснюється побудова вертикалі з похибками α, β, що означає, що осі платформи відхиляються на ці кути і остаточно приймають положення осей внутрішнього кільця карданова підвісу вертикального гіроскопа.

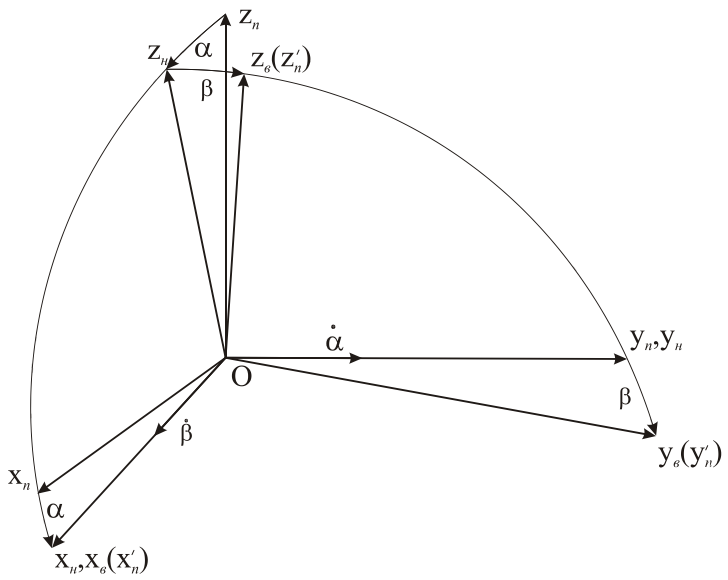


Рис. 4.2 Взаємне розташування систем координат,
пов’язаних з об’єктом і платформою

Будемо вважати що із внутрішнім кільцем карданова підвісу вертикального гіроскопа зв’язана система координат, по якій спрямовані осі чутливості акселерометрів:

$$x_n y_n z_n \rfloor x_в y_в z_в.$$

Вважаючи, що осі акселерометрів збігаються з осями $O x_n y_n z_n$ (розташування платформи в результаті побудови вертикалі з похибками α, β) одержимо:

$$A_{x_n} = W_{x_n} - (W_{z_n} \cdot g)\beta;$$
$$A_{y_n} = W_{y_n} - (W_{z_n} \cdot g)\alpha;$$
$$A_{z_n} = W_{x_n}\beta \cdot W_{y_n}\alpha + (W_{z_n} \cdot g);$$

де $W_{x_n}, W_{y_n}, W_{z_n}$ – повні прискорення рухомого об’єкта в проекціях на осі, пов’язані із платформою.

Одержимо вираз для цих повних прискорень через відносні швидкості об’єкта, тобто:

$$\mathbf{W}_n = \dot{\mathbf{V}}_n + \boldsymbol{\omega}_n \mathbf{V}_n + \boldsymbol{\omega}_{3n} \mathbf{V}_n,$$

де V_n – відносна швидкість об’єкта щодо платформи;

ω_n – швидкість системи координат, пов’язаної із платформою;

ω_{3n} – швидкість Землі щодо системи координат, пов’язаної із платформою.

Проекції кутової швидкості платформи на її власні осі з урахуванням обертання Землі й руху об’єкта по її поверхні виразимо через швидкості географічної системи координат:

$$\begin{aligned}
&\in_{x_n} \mathrm{X}\in_{x_\Gamma} \cos K_p \, \mathrm{Z}\in_{y_\Gamma} \sin K_p;\\
&\in_{y_n} \mathrm{X}\in_{y_\Gamma} \cos K_p \, \Gamma\in_{x_\Gamma} \sin K_p;\\
&\in_{z_n} \mathrm{X}\in_{z_\Gamma} \mathrm{Z}\dot{K}_p.
\end{aligned}$$

Проекції кутової швидкості географічної системи координат $\in_{x_\Gamma}, \in_{y_\Gamma}, \in_{z_\Gamma}$ мають вигляд:

$$\begin{aligned}
&\in_{x_\Gamma} \mathrm{XZ}\dot{\leftrightarrow}\mathrm{XZ}\frac{V_N}{R_2};\\
&\in_{y_\Gamma} \mathrm{X}\in_{3} \cos\leftrightarrow\Gamma\frac{V_E}{R_1};\\
&\in_{z_\Gamma} \mathrm{X}\in_{3} \sin\leftrightarrow\Gamma\frac{V_E}{R_1} tg\leftrightarrow
\end{aligned}$$

Північна й східна складові лінійної швидкості об’єкта відносно Землі визначаються в такий спосіб:

$$\begin{aligned}
&V_N \, \mathrm{X}V_{y_n} \cos K_p \, \mathrm{Z}V_{x_n} \sin K_p;\\
&V_E \, \mathrm{X}V_{x_n} \cos K_p \, \Gamma V_{y_n} \sin K_p.
\end{aligned}$$

де V_{y_n}, V_{x_n} – швидкості платформи відносно Землі.

Виконавши відповідні підстановки, знайдемо кутові швидкості платформи:

$$\begin{aligned}
&\in_{x_n} \mathrm{XZ}\frac{V_N}{R_2}\cos K_p \, \mathrm{Z} \in_{3} \cos\leftrightarrow\Gamma\frac{V_E}{R_1} \sin K_p;\\
&\in_{y_n} \mathrm{XZ}\frac{V_N}{R_2}\sin K_p \, \Gamma \in_{3} \cos\leftrightarrow\Gamma\frac{V_E}{R_1} \cos K_p;\\
&\in_{z_n} \mathrm{X}\in_{3} \sin\leftrightarrow\Gamma\frac{V_E}{R_1} tg\leftrightarrow\mathrm{Z}\dot{K}_p.
\end{aligned}$$

Підставимо вираз для північної й східної складової швидкості відносно Землі й одержимо:

$$\in_{x_n} = \frac{V_{y_n}\cos K_p + V_{x_n}\sin K_p}{R_2} + \cos K_p + \in_3 \cos K_p - \frac{V_{x_n}\cos K_p + V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\sin K_p;$$

$$\in_{y_n} = \frac{V_{y_n}\cos K_p + V_{x_n}\sin K_p}{R_2}\sin K_p + \in_3 \cos K_p - \frac{V_{x_n}\cos K_p + V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\cos K_p;$$

$$\in_{z_n} = \in_3 \sin K_p + \frac{V_{x_n}\cos K_p + V_{y_n}\sin K_p}{R_1} tg K_p.$$

Тепер запишемо вираз для повного прискорення об'єкта [2]:

$$\mathbf{W}_n = \dot{\mathbf{V}}_n + \boldsymbol{\omega}_n \mathbf{V}_n + \boldsymbol{\omega}_{3n} \mathbf{V}_n,$$

$$\begin{matrix} W_{x_n} \\ W_{y_n} \\ W_{z_n} \end{matrix} = \begin{matrix} \dot{V}_{x_n} \\ \dot{V}_{y_n} \\ \dot{V}_{z_n} \end{matrix} + \begin{matrix} \in_{y_n} V_{z_n} + \in_{z_n} V_{y_n} \\ \in_{z_n} V_{x_n} + \in_{x_n} V_{z_n} \\ \in_{x_n} V_{y_n} + \in_{y_n} V_{x_n} \end{matrix} + \begin{matrix} \in_{y_3} V_{z_n} + \in_{z_3} V_{y_n} \\ \in_{z_3} V_{x_n} + \in_{x_3} V_{z_n} \\ \in_{x_3} V_{y_n} + \in_{y_3} V_{x_n} \end{matrix}$$

де $\in_{x_n}, \in_{y_n}, \in_{z_n}$ – проекції кутової швидкості системи координат, пов'язаної із платформою.

Тепер знайдемо складові проекцій кутової швидкості Землі щодо осей, пов'язаних із платформою.

Проекції швидкості обертання Землі в географічній системі координат мають вигляд:

$$\in_{3x_г} = 0;$$
$$\in_{3y_г} = \in_3 \cos \varphi;$$
$$\in_{3z_г} = \in_3 \sin \varphi.$$

Проекції швидкості обертання Землі в системі координат, пов'язаної із платформою, мають вигляд:

$$\in_{3x_n} \mathrm{XZ} \in_3 \cos\leftrightarrow \sin K_p;$$
$$\in_{3y_n} \mathrm{X} \in_3 \cos\leftrightarrow \cos K_p;$$
$$\in_{3z_n} \mathrm{X} \in_3 \sin\leftrightarrow$$

Виконавши підстановки, одержимо:

$$W_{x_n} \mathrm{X}\dot{V}_{x_n} \mathrm{Z}\frac{V_{y_n}\cos K_p \mathrm{Z}V_{x_n}\sin K_p}{R_2}\sin K_p \; V_{z_n}\,\Gamma\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\cos K_p \; V_{z_n}\,\Gamma$$
$$\Gamma \in_3 \cos\leftrightarrow \cos K_p \; V_{z_n}\,\mathrm{Z}\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1} tg\leftrightarrow V_{y_n}\,\mathrm{Z} \in_3 \sin\leftrightarrow V_{y_n}\,\Gamma\dot{K}_p \; V_{y_n}\,\Gamma$$
$$\Gamma \in_3 \cos\leftrightarrow \cos K_p \; V_{z_n}\,\mathrm{Z} \in_3 \sin\leftrightarrow V_{y_n};$$

$$W_{y_n} \mathrm{X}\dot{V}_{y_n}\,\Gamma\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1} tg\leftrightarrow V_{x_n}\,\Gamma \in_3 \sin\leftrightarrow V_{x_n}\,\mathrm{Z}\dot{K}_p \; V_{x_n}\,\Gamma$$
$$\Gamma\frac{V_{y_n}\cos K_p \mathrm{Z}V_{x_n}\sin K_p}{R_2}\cos K_p \; V_{z_n}\,\Gamma\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\sin K_p \; V_{z_n}\,\Gamma$$
$$\Gamma \in_3 \cos\leftrightarrow \sin K_p \; V_{z_n}\,\Gamma \in_3 \sin\leftrightarrow V_{x_n}\,\Gamma \in_3 \cos\leftrightarrow \sin K_p \; V_{z_n};$$

$$W_{z_n} \mathrm{X}\dot{V}_{н} \mathrm{Z}\frac{V_{y_n}\cos K_p \mathrm{Z}V_{x_n}\sin K_p}{R_2}\cos K_p \; V_{y_n}\,\mathrm{Z}\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\sin K_p \; V_{y_n}\,\mathrm{Z}$$
$$\mathrm{Z} \in_3 \cos\leftrightarrow \sin K_p \; V_{y_n}\,\Gamma\frac{V_{y_n}\cos K_p \mathrm{Z}V_{x_n}\sin K_p}{R_2}\sin K_p \; V_{x_n}\,\mathrm{Z}$$
$$\mathrm{Z}\frac{V_{x_n}\cos K_p\,\Gamma V_{y_n}\sin K_p}{R_1}\cos K_p \; V_{x_n}\,\mathrm{Z} \in_3 \cos\leftrightarrow \cos K_p \; V_{x_n}\,\mathrm{Z} \in_3 \cos\leftrightarrow \sin K_p \; V_{y_n}\,\mathrm{Z}$$
$$\mathrm{Z} \in_3 \cos\leftrightarrow \cos K_p \; V_{x_n}.$$

Якщо використати формулу, що використає абсолютне прискорення [2], одержимо:

$$\mathbf{W}_n \mathrm{X}\dot{\mathbf{V}}_n\,\Gamma\boldsymbol{\omega}_n\mathbf{V}_n,$$

Будемо вважати абсолютні швидкості такими:

$$V_{x_n} \mathrm{X}V_{x_n}\,\Gamma \in_3 R_1 \cos\leftrightarrow$$
$$V_{y_n} \mathrm{X}V_{y_n};$$
$$V_{z_n} \mathrm{X}V_{z_n}.$$

Одержимо формули для визначення $W_{x_n}, W_{y_n}, W_{z_n}$ при такому підході:

$$W_{x_n} = \dot{V}_{x_n} = (\omega_3 R_1 \cos\varphi) - \frac{V_{y_n} \cos K_p - (V_{x_n} - \omega_3 R_1 \cos\varphi) \sin K_p}{R_2} \sin K_p + V_{z_n} =$$

$$= \frac{(V_{x_n} - \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} \cos K_p + V_{z_n} =$$

$$= \omega_3 \cos\varphi \cos K_p + V_{z_n} - \frac{(V_{x_n} - \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} tg\varphi V_{y_n} =$$

$$= \omega_3 \sin\varphi V_{y_n} + \dot{K}_p + V_{y_n} = \omega_3 \cos\varphi \cos K_p + V_{z_n} - \omega_3 \sin\varphi V_{y_n};$$

$$W_{y_n} = \dot{V}_{y_n} = \frac{(V_{x_n} - \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} tg\varphi V_{x_n} + \omega_3 \sin\varphi (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) -$$

$$- \dot{K}_p + (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) - \frac{V_{y_n} \cos K_p - (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \sin K_p}{R_2} \cos K_p + V_{z_n} +$$

$$+ \frac{(V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} \sin K_p + V_{z_n} +$$

$$+ \omega_3 \cos\varphi \sin K_p + V_{z_n} + \omega_3 \sin\varphi (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) + \omega_3 \cos\varphi \sin K_p + V_{z_n};$$

$$W_{z_n} = \dot{V}_н = - \frac{V_{y_n} \cos K_p - (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \sin K_p}{R_2} \cos K_p + V_{y_n} -$$

$$- \frac{(V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} \sin K_p + V_{y_n} - \omega_3 \cos\varphi \sin K_p + V_{y_n} +$$

$$+ \frac{V_{y_n} \cos K_p - (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \sin K_p}{R_2} \sin K_p + (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) -$$

$$- \frac{(V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) \cos K_p + V_{y_n} \sin K_p}{R_1} \cos K_p + (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) -$$

$$- \omega_3 \cos\varphi \cos K_p + (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi) - \omega_3 \cos\varphi \sin K_p + V_{y_n} -$$

$$- \omega_3 \cos\varphi \cos K_p + (V_{x_n} + \omega_3 R_1 \cos\varphi).$$

4.3 Математична модель системи визначення курсу в режимі точного горизонтування після приведення в меридіан

Розглянуті засоби визначення курсу характеризуються наступними особливостями:

1) осі підвісу платформи й осі чутливості датчиків (акселерометрів, ДНГ), розташованих на платформі, не збігаються;

2) для рішення завдань навігації використовуються три акселерометри замість двох.

Взаємне розташування осей підвісу платформи й осей чутливості розташованих на платформі датчиків характеризується наступним малюнком:

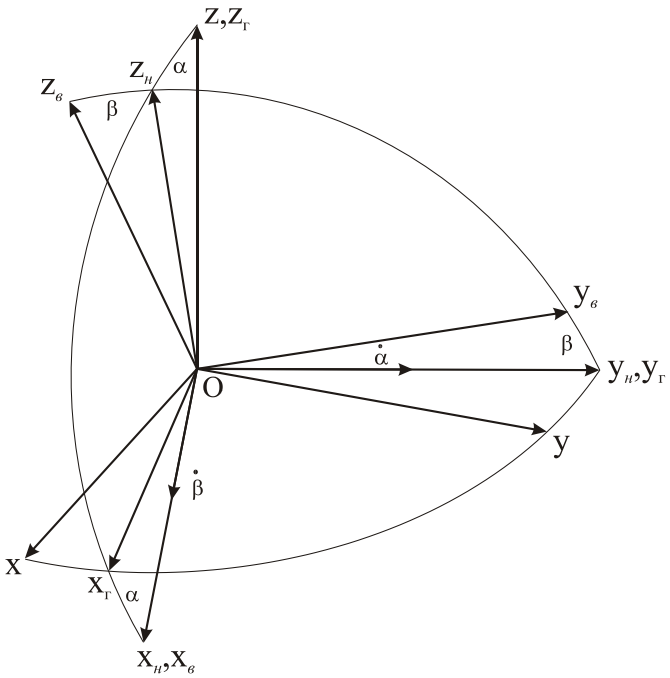


Рис. 4.5 Взаємне розташування осей підвісу платформи й осей чутливості розташованих на платформі акселерометрів

Якщо вважати, що слідкуючі системи, використані при побудові вертикалі, працюють ідеально, то платформа буде являти собою вертикаль, побудовану з похибками α, β.

На рис. 4.5 введені наступні системи координат:

Oxyz – траекторна система координат, при цьому вісь Oy збігається з поздовжньою віссю рухомого об’єкта;

$Ox_г y_г z_г$ – географічна система координат, при цьому вісь $Oy_г$ орієнтована на Північ, вісь $Ox_г$ – на Схід;

$Ox_н y_н z_н$ – система координат, пов’язана із зовнішнім кільцем карданова підвісу вертикального гіроскопа;

Осі чутливості акселерометрів збігаються з осями системи координат $Ox_в y_в z_в$, якщо вважати, що платформа являє собою вертикаль, побудовану з похибками α, β, притому вісь $Oy_в$ являє собою вісь чутливості ”північного” гіроскопа, вісь $Ox_в$ – вісь чутливості ”східного” гіроскопа, вісь $Oz_в$ – вісь чутливості вертикального гіроскопа. При дослідженні гіровертикалі, кут β звичайно відкладають у протилежному напрямку.

Кути α, β, що визначають розташування осей чутливості акселерометрів щодо географічної системи координат, показані на рис. 4.6 тим, що кут β замінений на –β.

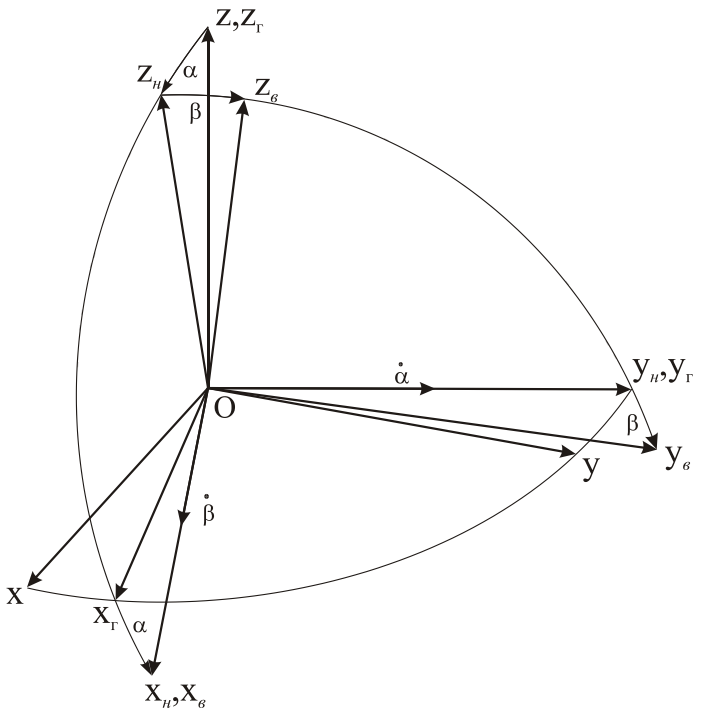


Рис. 4.6 Взаємне розташування осей підвісу платформи й осей чутливості розташованих на платформі акселерометрів

Перетворення осей, пов’язаних з осями чутливості акселерометрів, до осей, пов’язаним з географічною системою координат, має вигляд:

$$\begin{matrix} x_в \\ y_в \\ z_в \end{matrix} \; \mathrm{X}\mathbf{A} \; \begin{matrix} x_г \\ y_г \\ z_г \end{matrix},$$

при цьому матриця **A** в відповідності з рис. 4.6 має вигляд:

$$\mathbf{A}\,\mathrm{X}\begin{matrix} x_в \\ y_в \\ z_в \end{matrix}\begin{matrix} x_г & y_г & z_г \\ \cos\Im & 0 & \mathrm{Z}\sin\Im \\ \mathrm{Z}\sin\Im\sin\wp & \cos\wp & \mathrm{Z}\cos\Im\sin\wp \\ \sin\Im\cos\wp & \sin\wp & \mathrm{Z}\cos\Im\cos\wp \end{matrix}$$

Оскільки кути α, β є малими, то матрицю **A** можна представити в наступному наближеному виді:

$$\mathbf{A}\,\mathrm{X}\begin{matrix} x_в \\ y_в \\ z_в \end{matrix}\begin{matrix} x_г & y_г & z_г \\ 1 & 0 & \mathrm{Z}\Im \\ 0 & 1 & \mathrm{Z}\wp \\ \Im & \wp & 1 \end{matrix}$$

Прискорення, вимірюване акселерометром уздовж осей $Ox_в$, $Oy_в$, $Oz_в$ з урахуванням матриці **A** визначається співвідношеннями:

$$A_{x_в} \mathrm{X} W_{x_г} \mathrm{Z}(W_{z_г} \Gamma g)\Im;$$
$$A_{y_в} \mathrm{X} W_{y_г} \mathrm{Z}(W_{z_г} \Gamma g)\wp;$$
$$A_{z_в} \mathrm{X} W_{x_г}\Im \Gamma W_{y_г}\wp\Gamma(W_{z_г} \Gamma g).$$

де $W_{x_г}, W_{y_г}, W_{z_г}$ – складові абсолютного прискорення в проекціях на географічні осі координат;

g – прискорення вільного падіння.

Одержимо вираз для складових абсолютного лінійного прискорення:

$$W_{x_г} = \dot{V}_{x_г} - V_{z_г}\omega_{y_г} + V_{y_г}\omega_{z_г};$$
$$W_{y_г} = \dot{V}_{y_г} - V_{x_г}\omega_{z_г} + V_{z_г}\omega_{x_г};$$
$$W_{z_г} = \dot{V}_{z_г} - V_{y_г}\omega_{x_г} + V_{x_г}\omega_{y_г}.$$

де $\omega_{x_г}, \omega_{y_г}, \omega_{z_г}$ – проекції кутової швидкості географічної системи координат;

$V_{x_г}, V_{y_г}, V_{z_г}$ – проекції абсолютної швидкості рухомого об'єкта.

Проекції кутової швидкості географічної системи координат з урахуванням обертання Землі й власного руху об'єкта:

$$\omega_{x_г} = \dot{\varphi} - \omega_3 \sin\varphi;$$
$$\omega_{y_г} = \omega_3 \cos\varphi + \frac{V_E}{R_1}; \qquad \dot{\lambda} = \frac{V_E}{R_1 \cos\varphi}$$
$$\omega_{z_г} = \dot{\lambda} + \omega_3 \sin\varphi + \frac{V_E}{R_1} tg\varphi$$

де ω_3 – кутова швидкість Землі;

φ, λ – широта й довгота об'єкта;

R_1 – головний радіус кривизни поверхні сфероїда в площині, перпендикулярній до площини меридіана;

R_2 – головний радіус кривизни меридіонального перетину сфероїда;

V_E, V_N – східна й північна складові швидкості об'єкта.

Проекції абсолютної швидкості об'єкта мають вигляд:

$$V_{x_г} = R_1 \omega_3 \cos\varphi + V_E;$$
$$V_{y_г} = V_N;$$
$$V_{z_г} = V_н.$$

де $V_н$ – вертикальна складова об'єкта.

Підставляючи вирази проекцій абсолютної швидкості об'єкта й проекцій кутової швидкості географічної системи координат, одержимо:

$$W_{x_г} = \dot{V}_{x_г} - V_{z_г}\omega_{y_г} + V_{y_г}\omega_{z_г} + \dot{V}_E - R_1\omega_З^2\cos\varphi\left(\sin\varphi - \cos\varphi\frac{V_E}{R_1}\right) -$$

$$- V_N\omega_З\sin\varphi\left(\frac{V_E}{R_1}tg\varphi + \dot{V}_E - \frac{V_N e^2\sin\varphi\cos^2\varphi}{1-e^2} - \frac{R_1\omega_З V_N\sin\varphi}{R_2} - V_н\omega_З\cos\varphi - \right.$$

$$\left. - \frac{V_н V_E}{R_1} + V_N\omega_З\sin\varphi + \frac{V_N V_E}{R_1}tg\varphi\right),$$

$$W_{y_г} = \dot{V}_{y_г} + V_{x_г}\omega_{z_г} + V_{z_г}\omega_{x_г} + \dot{V}_N + \left(R_1\omega_З^2\cos\varphi + V_E\omega_З\sin\varphi + \frac{V_E}{R_1}tg\varphi + V_н + \frac{V_N}{R_2}\right)\times$$

$$\times\dot{V}_N + R_1\omega_З^2\sin\varphi\cos\varphi + \frac{V_E^2}{R_1}tg\varphi + V_E\omega_З\sin\varphi + V_E\omega_З\frac{\cos\varphi\sin\varphi}{\cos\varphi} + V_н + \frac{V_N}{R_2}\times$$

$$\times\dot{V}_N + R_1\omega_З^2\sin\varphi\cos\varphi + \frac{V_E^2}{R_1}tg\varphi + 2V_E\omega_З\sin\varphi + \frac{V_н V_N}{R_2};$$

$$W_{z_г} = \dot{V}_{z_г} + V_{y_г}\omega_{x_г} + V_{x_г}\omega_{y_г} + \dot{V}_н + V_N + \frac{V_N}{R_2} + \left(R_1\omega_З^2\cos\varphi + V_E\omega_З\cos\varphi + \frac{V_E}{R_1}\right)\times$$

$$\times\dot{V}_н + \frac{V_N^2}{R_2} + R_1\omega_З^2\cos^2\varphi + V_E\omega_З\cos\varphi + V_E\omega_З\cos\varphi + \frac{V_E^2}{R_1}\times$$

$$\times\dot{V}_н + \frac{V_N^2}{R_2} + \frac{V_E^2}{R_1} + R_1\omega_З^2\cos^2\varphi + 2V_E\omega_З\cos\varphi$$

$$\dot{R}_1 = \frac{V_N e^2\sin\varphi\cos\varphi}{1-e^2};$$

У такий спосіб вирази для абсолютних (повних) прискорень об’єкта з урахуванням складових від переносних і кориолісових прискорень, а також несферичності Землі, набувають вигляд:

$$W_{x_г} = \dot{V}_E + \frac{V_N e^2\sin\varphi\cos^2\varphi}{1-e^2} + \frac{R_1\omega_З V_N\sin\varphi}{R_2} + V_н\omega_З\cos\varphi + \frac{V_н V_E}{R_1} - V_N\omega_З\sin\varphi - \frac{V_N V_E}{R_1}tg\varphi,$$

$$W_{y_г} = \dot{V}_N + R_1\omega_З^2\sin\varphi\cos\varphi + \frac{V_E^2}{R_1}tg\varphi + 2V_E\omega_З\sin\varphi + \frac{V_н V_N}{R_2};$$

$$W_{z_г} = \dot{V}_н + \frac{V_N^2}{R_2} + \frac{V_E^2}{R_1} + R_1\omega_З^2\cos^2\varphi + 2V_E\omega_З\cos\varphi.$$

З урахуванням вертикальної складової:

$$A_{x_в} = W_{x_г} + (W_{z_г} \times g) - \dot{V}_E \times \frac{\omega_З V_N e^2 \sin B \cos B}{1 - e^2} \times \frac{R_1 \omega_З V_N \sin B}{R_2} \times V_н \omega_З \cos B \times \frac{V_н V_E}{R_1} \times$$

$$\times V_N \omega_З \sin B \times \frac{V_N V_E}{R_1} tg B \times \dot{V}_н \times \frac{V_N^2}{R_2} \times \frac{V_E^2}{R_1} \times R_1 \omega_З^2 \cos^2 B \times 2V_E \omega_З \cos B \times g \quad ;$$

$$A_{y_в} = W_{y_г} + (W_{z_г} \times g) + \dot{V}_N \times R_1 \omega_З^2 \sin B \cos B \times \frac{V_E^2}{R_1} tg B \times 2V_E \omega_З \sin B \times \frac{V_н V_N}{R_2} \times$$

$$\times \dot{V}_н \times \frac{V_N^2}{R_2} \times \frac{V_E^2}{R_1} \times R_1 \omega_З^2 \cos^2 B \times 2V_E \omega_З \cos B \times g \quad ;$$

$$A_{z_в} = W_{x_г} + W_{y_г} + (W_{z_г} \times g) +$$

$$+ \dot{V}_E \times \frac{\omega_З V_N e^2 \sin B \cos B}{1 - e^2} \times \frac{R_1 \omega_З V_N \sin B}{R_2} \times V_н \omega_З \cos B \times \frac{V_н V_E}{R_1} \times V_N \omega_З \sin B \times \frac{V_N V_E}{R_1} tg B +$$

$$\times \dot{V}_N \times R_1 \omega_З^2 \sin B \cos B \times \frac{V_E^2}{R_1} tg B \times 2V_E \omega_З \sin B \times \frac{V_н V_N}{R_2} +$$

$$\times \dot{V}_н \times \frac{V_N^2}{R_2} \times \frac{V_E^2}{R_1} \times R_1 \omega_З^2 \cos^2 B \times 2V_E \omega_З \cos B \times g.$$

З урахуванням коригувань на:

1) переносне й кориолісове прискорення;

2) несферичність Землі;

3) вертикальну складову;

Наведені вирази приймають вигляд [7]:

$$A_{x_в} = W_{x_г} + (W_{z_г} \times g) - \dot{V}_E \times \frac{\omega_З V_N e^2 \sin B \cos B}{1 - e^2} \times \frac{R_1 \omega_З V_N \sin B}{R_2} \times V_н \omega_З \cos B \times \frac{V_н V_E}{R_1} \times$$

$$\times V_N \omega_З \sin B \times \frac{V_N V_E}{R_1} tg B \times \dot{V}_н \times \frac{V_N^2}{R_2} \times \frac{V_E^2}{R_1} \times R_1 \omega_З^2 \cos^2 B \times 2V_E \omega_З \cos B \times g \quad \uparrow_в ;$$

$$A_{y_в} = W_{y_г} + (W_{z_г} \times g) + \dot{V}_N \times R_1 \omega_З^2 \sin B \cos B \times \frac{V_E^2}{R_1} tg B \times 2V_E \omega_З \sin B \times \frac{V_н V_N}{R_2} \times$$

$$\times \dot{V}_н \times \frac{V_N^2}{R_2} \times \frac{V_E^2}{R_1} \times R_1 \omega_З^2 \cos^2 B \times 2V_E \omega_З \cos B \times g \quad \nu_в ;$$

$$A_{z_в} = W_{x_т}\sin\gamma - W_{y_т}\cos\gamma\cos(W_{z_т} - g) =$$

$$= \dot{V}_E - \frac{\omega_з V_N e^2 \sin\varphi\cos^2\varphi}{1 - e^2} - \frac{R_1\omega_з V_N \sin\varphi}{R_2} - V_н\omega_з\cos\varphi - \frac{V_н V_E}{R_1} - V_N\omega_з\sin\varphi - \frac{V_N V_E}{R_1}tg\varphi + \omega_в -$$

$$- \dot{V}_N - R_1\omega_з^2\sin\varphi\cos\varphi - \frac{V_E^2}{R_1}tg\varphi - 2V_E\omega_з\sin\varphi - \frac{V_н V_N}{R_2} - \nu_в -$$

$$- \dot{V}_н - \frac{V_N^2}{R_2} - \frac{V_E^2}{R_1} - R_1\omega_з^2\cos^2\varphi - 2V_E\omega_з\cos\varphi - g.$$

Тобто маємо:

$$A_{x_в} = \zeta A_{x_в} = \dot{V}_E - g\sin\gamma;$$
$$A_{y_в} = \zeta A_{y_в} = \dot{V}_N - g\cos\gamma;$$
$$A_{z_в} = \zeta A_{z_в} = \dot{V}_н - g.$$

Далі швидкості проектуються на траекторну систему координат:

$$V_x = V_E\cos K - V_N\sin K;$$
$$V_y = V_N\cos K - V_E\sin K;$$
$$V_z = V_н.$$

4.4 Математична модель системи визначення курсу в режимі курсового приладу

Розташування осей Резаля курсового гіроскопа щодо горизонтальної платформи визначається в такий спосіб:

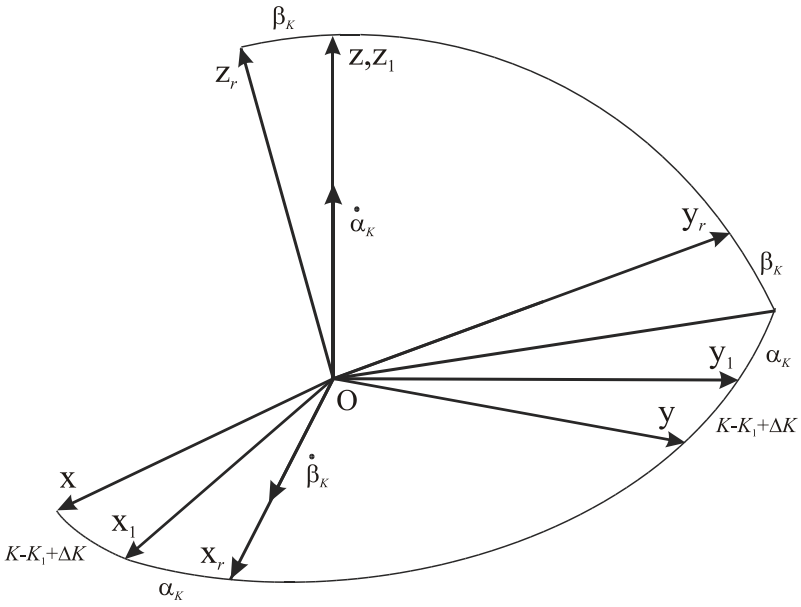


Рис. 4.7 Взаємне розташування осей Резаля та платформи.

Система координат Oxyz жорстко пов’язана з горизонтальною платформою; $Ox_1y_1z_1$ – із платформою курсового приладу; $Ox_ry_rz_r$ – з осями Резаля курсового гіроскопа; K_1 – задана кутова орієнтація головної осі курсового гіроскопа; K – курс, ΔK – помилка визначення курсу. Розташування осей Резаля курсового гіроскопа визначається також щодо опорної системи координат $O\zeta_1\eta_1\xi_1$, розгорнутої на кут (K-K_1) навколо вертикальної осі.

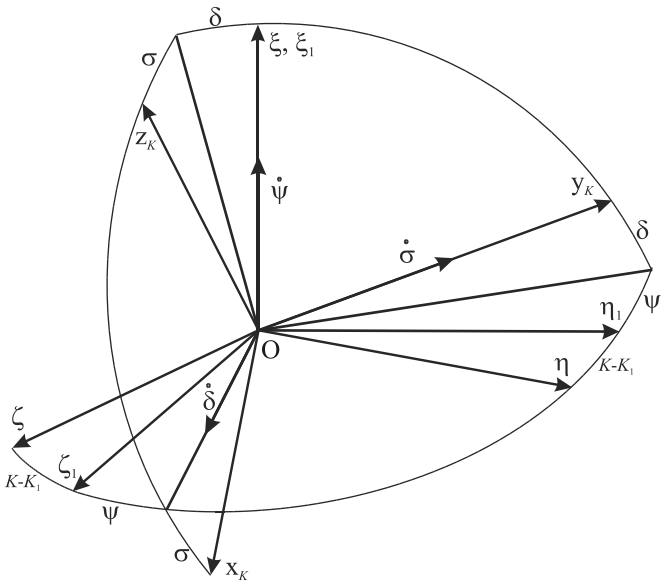


Рис. 4.8 Взаємне розташування осей Резаля курсового гіроскопа та траекторної системи координат

Порівнюючи рис. 4.7 та рис. 4.8 можна одержати:

$$\zeta K \text{ X}\ni \text{ Z}(\Im \text{ Z}\Im_r)tg\forall \text{Z}\Im_K.$$

Рівняння руху курсового гіроскопа запишемо як прецессійні рівняння руху ДНГ [5].

$$\begin{aligned} H\dot{\wp}_K \text{ }\Gamma c\Im_K \text{ }\Gamma d\Im_K \text{ Z}\frac{H}{T}\wp_K \text{ XZ}H_1\in_{x_1} \text{ }\Gamma M^{\partial}_{z_1} \text{ }\Gamma M^{упр}_{z_1} \text{ }\Gamma M^{пов}_{z_1}; \\ H\Im_K \text{ Z}c\wp_K \text{ Z}d\dot{\wp}_K \text{ Z}\frac{H}{T}\Im_K \text{ XZ}H_1\in_{z_1} \text{ Z}M^{\partial}_{x_1} \text{ Z}M^{упр}_{x_1} \text{ }\Gamma M^{пов}_{x_1}; \end{aligned} \qquad (4.2)$$

де $M^{\partial}_{x_1}, M^{\partial}_{z_1}$ – шкідливі моменти, що прикладені до відповідних осей;

$M^{упр}_{x_1}, M^{упр}_{z_1}$ – моменти управління, формовані залежно від режиму роботи курсового приладу;

$\in_{x_1}, \in_{z_1}$ – проекції абсолютної кутової швидкості платформи курсового приладу.

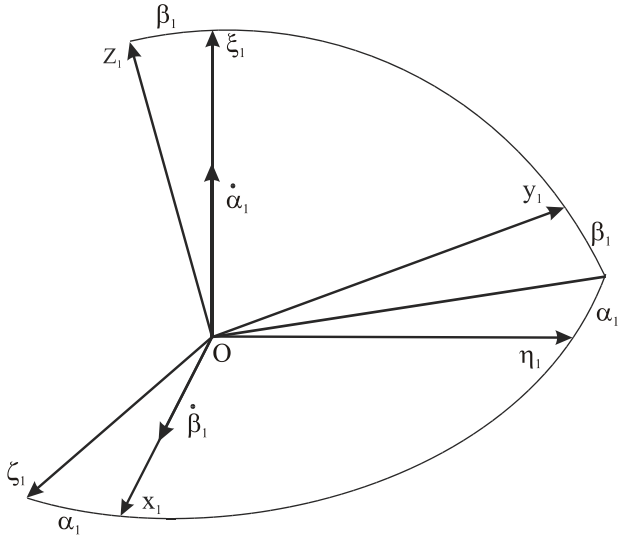


Рис. 4.9 Взаємне розташування осей опорної системи координат та системи координат, пов’язаної з платформою курсового приладу

$$\in_{x_1} \mathrm{X}\dot{\wp}_1\,\Gamma\in_{\Pi}\cos\Im_1\,\Gamma\in_{\to}\sin\Im_1;$$
$$\in_{y_1} \mathrm{X}\mathrm{Z}\in_{\Pi}\sin\Im_1\cos\wp_1\,\Gamma\in_{\to}\cos\Im_1\cos\wp_1\,\Gamma(\in_{\notin_1}\Gamma\Im_1)\sin\wp_1;$$
$$\in_{z_1} \mathrm{X}\in_{\Pi}\sin\Im_1\sin\wp_1\,\mathrm{Z}\in_{\to}\cos\Im_1\sin\wp_1\,\Gamma(\in_{\notin_1}\Gamma\Im_1)\cos\wp_1.$$

тут

$$\in_{\Pi} \mathrm{X}\in_{\Pi}\cos(K\,\mathrm{Z}K_1\,\Gamma\zeta K)\,\Gamma\in_{\to}\sin(K\,\mathrm{Z}K_1\,\Gamma\zeta K);$$
$$\in_{\to} \mathrm{X}\in_{\to}\cos(K\,\mathrm{Z}K_1\,\Gamma\zeta K)\,\mathrm{Z}\in_{\Pi}\sin(K\,\mathrm{Z}K_1\,\Gamma\zeta K);$$
$$\in_{\notin_1} \mathrm{X}\in_{\notin}\Gamma\dot{K}\,\Gamma\zeta\dot{K}.$$

Перепишемо рівняння (4.2) у вигляді:

$$H_1(\dot{\wp}_1\,\Gamma\in_{\Pi}\Gamma\in_{\to}\Im_1)\,\mathrm{X}M^{\beta}_{\text{ст}}\,\Gamma M^{\partial}_{z_1}\,\Gamma M^{упр}_{z_1}\,\Gamma M^{пов}_{z_1};$$
$$H_1(\mathrm{Z}\in_{\to}\wp_1\,\Gamma\in_{\notin_1}\Gamma\Im_1)\,\mathrm{X}M^{\alpha}_{\text{ст}}\,\mathrm{Z}M^{\partial}_{x_1}\,\mathrm{Z}M^{упр}_{x_1}\,\Gamma M^{пов}_{x_1}.$$

де

$$M^{\beta}_{\text{ст}}\,\mathrm{X}\mathrm{Z}H\dot{\wp}_K\,\mathrm{Z}c\Im_K\,\mathrm{Z}d\Im_K\,\Gamma\frac{H}{T}\wp_K;$$
$$M^{\alpha}_{\text{ст}}\,\mathrm{X}\mathrm{Z}H\Im_K\,\Gamma c\wp_K\,\Gamma d\dot{\wp}_K\,\Gamma\frac{H}{T}\wp_K.$$

Введемо позначення

$$M_z\,\mathrm{X}M^{\beta}_{\text{ст}}\,\Gamma M^{\partial}_{z_1}\,\Gamma M^{пов}_{z_1};$$
$$M_x\,\mathrm{X}M^{\Im}_{\text{ст}}\,\mathrm{Z}M^{\partial}_{x_1}\,\Gamma M^{пов}_{x_1}.$$

Тепер рівняння похибок визначення курсу приймають вигляд:

$$\dot{\wp}_1 \Gamma \in_{\to} \Im_1 \Gamma \in_{\Pi} \mathrm{X} Z k_z \Omega \Gamma \in_x^{кор} \Gamma \frac{M_z}{H_1};$$

$$\Im_1 Z \in_{\to} \wp_1 \Gamma \in_{\not\in_1} \mathrm{X} k_x \Omega \Gamma \in_z^{кор} \Gamma \frac{M_x}{H_1};$$

$$T\dot{\Omega} \Gamma \Omega \mathrm{X} a / g;$$

$$a \mathrm{X} g \wp_1 \Gamma \zeta a.$$

де δ – вихідний сигнал акселерометра;

k_x, k_z – крутизна контурів управління;

a – вихідний сигнал акселерометра;

Δa – похибка акселерометра.

$$\in_x^{кор} \mathrm{X} \in_{\Pi}$$

$$\in_z^{кор} \mathrm{X} \in_{\not\in_1}$$

$$\in_{x_{кор}} \mathrm{X} \frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1} tg \leftarrow \Gamma \zeta K \Gamma \vartheta \sin \leftarrow$$

$$\in_{z_{кор}} \mathrm{X} \; Z \frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1} \sin K \, Z \frac{V_\eta \cos K \, Z V_\Pi \sin K}{R_M} \cos K \, Z \vartheta \cos \leftarrow \sin K \;\; \cos(K \, Z K_1 \Gamma \zeta K) \Gamma$$

$$\Gamma \;\; \frac{V_\eta \sin K \Gamma V_\Pi \cos K}{R_1} \cos K \, Z \frac{V_\eta \cos K \, Z V_\Pi \sin K}{R_M} \sin K \, \Gamma \vartheta \cos \leftarrow \cos K \;\; \sin(K \, Z K_1 \Gamma \zeta K)$$

У режимі гіроазимута $k_x = 0$, $\in_z^{кор} \mathrm{X} 0$.

5 РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ

В процесі виконання дослідження були розроблені моделі динамічно настроюваних гіроскопів (ДНГ). Ці моделі включають в себе ДНГ, які виконують функції гіровертикалі, ДНГ для використання у ролі курсового гіроскопа, а також ДНГ, призначені для вимірювання кутової швидкості. Під час створення моделей використовувалися три різні підходи:

а) стандартні засоби MATLAB;

б) пакет програм, призначених для дослідження лінійних стаціонарних систем, Control Toll Box;

в) система моделювання нелінійних систем Simulink.

Отже, для моделювання ДНГ, що виконує функції курсового гіроскопа, використовувались усі три підходи, і результати були консистентні, підтверджуючи правильність моделі. Перший підхід, хоча дозволяє враховувати нелінійності, виявився дуже витратним за часом, що ускладнює його практичне застосування. Другий підхід володіє великою кількістю вбудованих функцій, але обмежується лінійними моделями. Третій підхід є найбільш придатним для складних нелінійних систем, проте вимагає значних зусиль. Важливо відзначити, що для MATLAB версії 6.5 можливий і четвертий підхід, що базується на простому записі системи диференціальних рівнянь у символьному вигляді.

5.1 Результати моделювання курсового гіроскопа із застосуванням моделі в просторі станів

Результати моделювання (текст програми моделювання наведений у додатку 1), а саме реакція курсового гіроскопа (ДНГ) на одиничний стрибок вхідного впливу має такий вигляд (система Control Tool Box передбачає послідовний вплив по входах, тому при моделюванні відображається спочатку реакція на вхідний вплив по кутовій швидкості $\in_x$ по каналах $\Im$, $\wp$, а потім реакція на вхідний вплив $\in_z$ по каналах $\Im$, $\wp$):

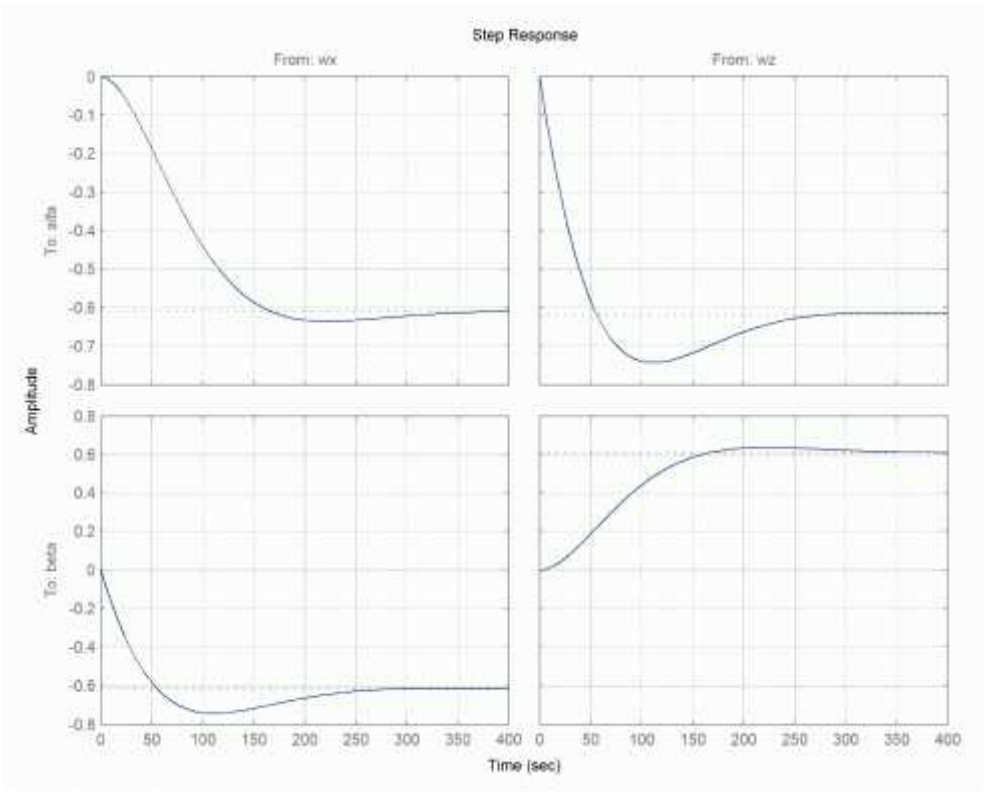


Рис. 5.1 Реакція курсового гіроскопа на одиничний вплив

Отримана модель дозволяє визначити реакцію ДНГ на зовнішні гармонійні впливи в частотній області, включаючи такі характеристики як амплітудо-частотні й фазо-частотні характеристики (діаграма Боде), амплітудо-фазова характеристика в полярних координатах, амплітудо-фазова характеристика розімкнутої системи в декартових координатах, а також графіки залежності сингулярних значень від частоти.

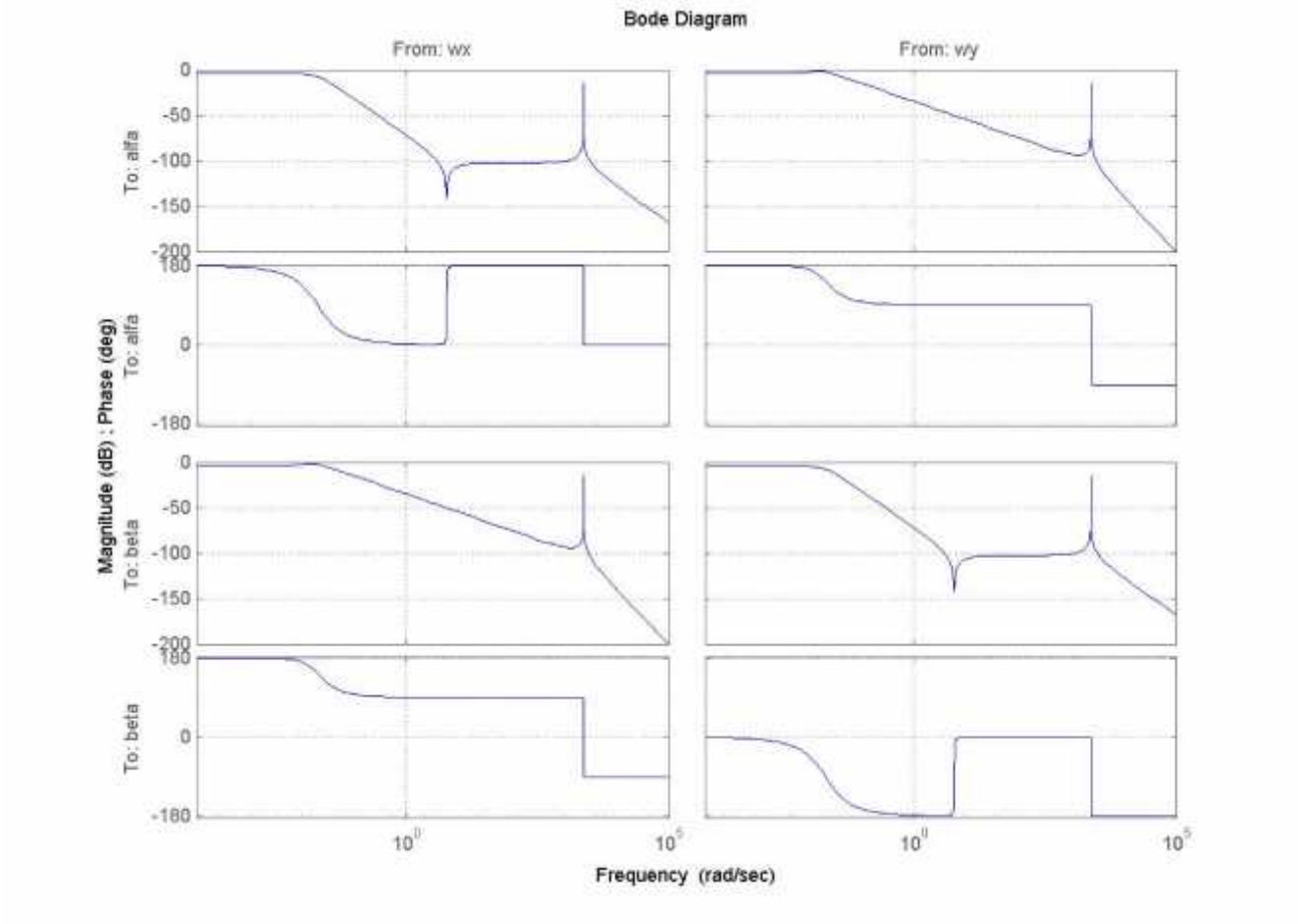


Рис. 5.2 Діаграма Боде

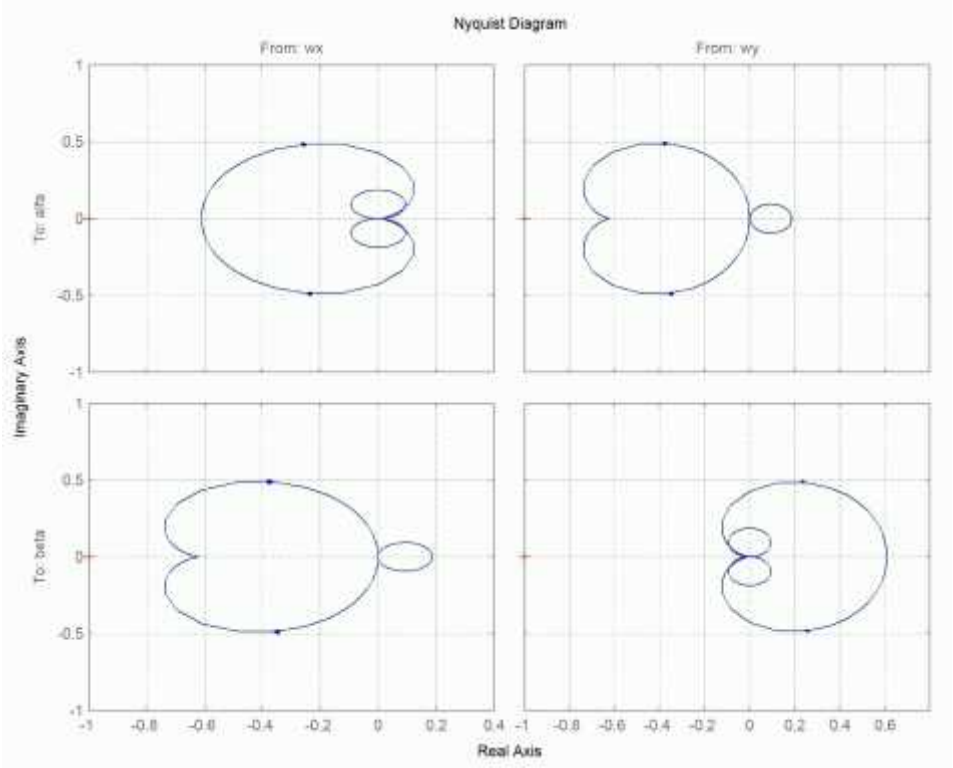


Рис. 5.3 Діаграма Найквиста

Нижче наведені результати моделювання курсового гіроскопа за допомогою системи Simulink. Структурна схема моделі курсового гіроскопа (в додатку 2). Це робиться з метою порівняння та переконання в повному збігу результатів при використанні різних методів моделювання..

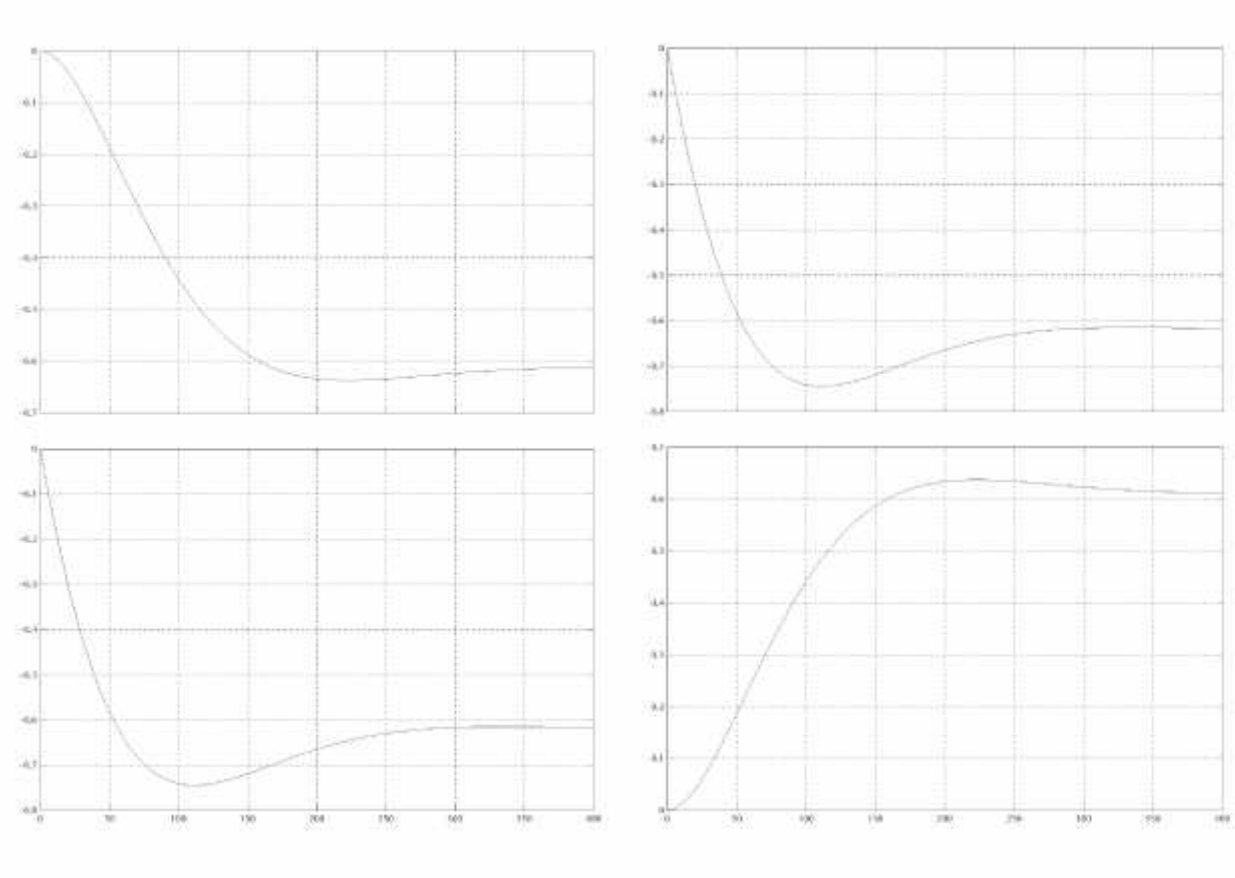


Рис. 5.4 Реакція курсового гіроскопа на одиничний вплив по каналу ω_x та ω_z (час перехідного процесу відкладено по осі x, по осі y на верхньому графіку відкладене значення α, на нижньому – β) на лівих графіках та правих відповідно

Результати використання моделі гіровертикалі (текст програми моделювання наведений у додатку 1) мають такий вигляд:

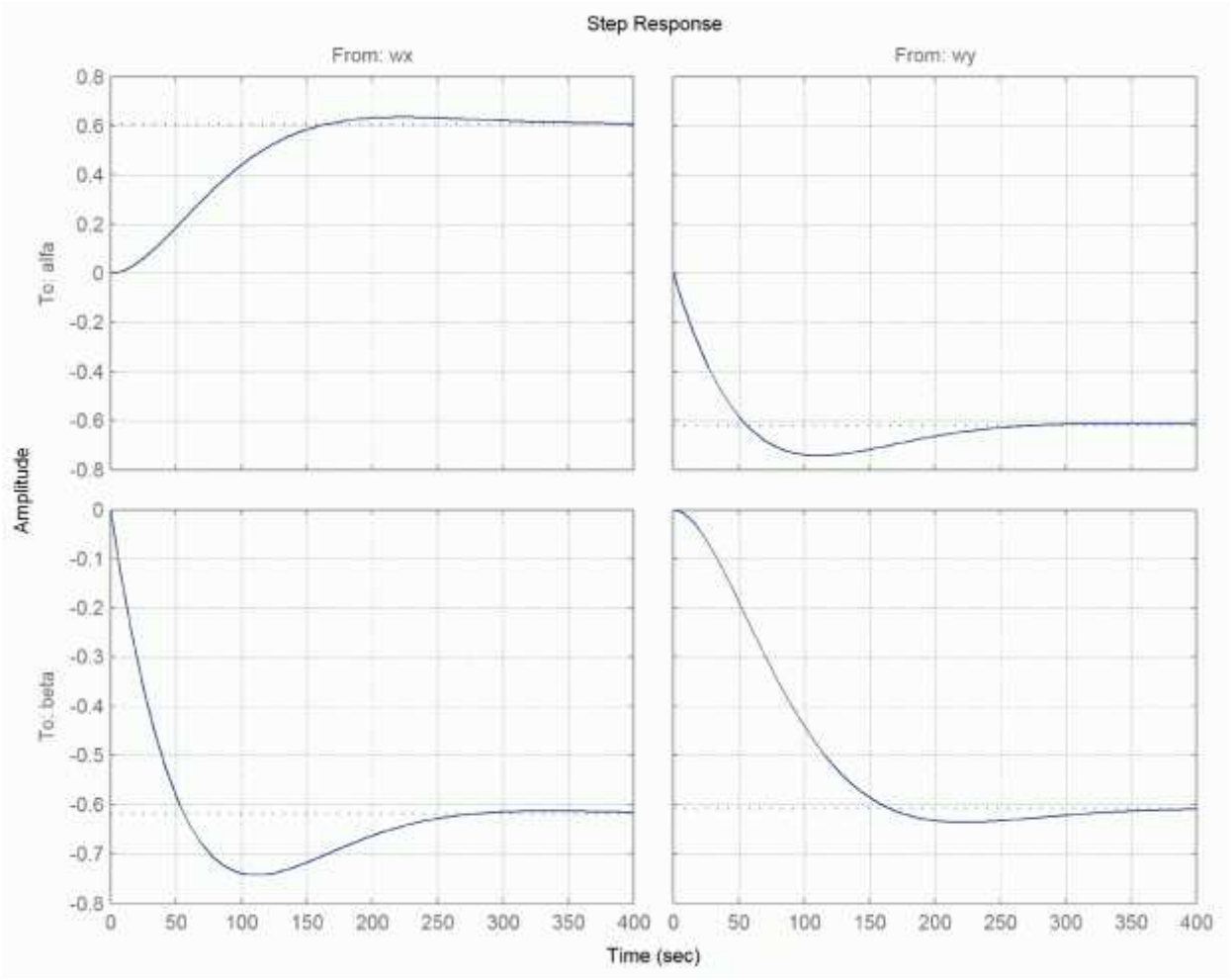


Рис. 5.5 Реакція гіровертикалі на одиничний вплив

5.2 Результати моделювання курсового приладу в режимі датчика кутової швидкості із використанням системи Simulink

В додатку 3 представлена структурна схема динамічно настроюваного гіроскопа (ДНГ), який діє у режимі вимірювача кутової швидкості. Далі наведено перехідні процеси системи під впливом одиничного воздействия на канал ωx при різних тривалостях циклу управління.

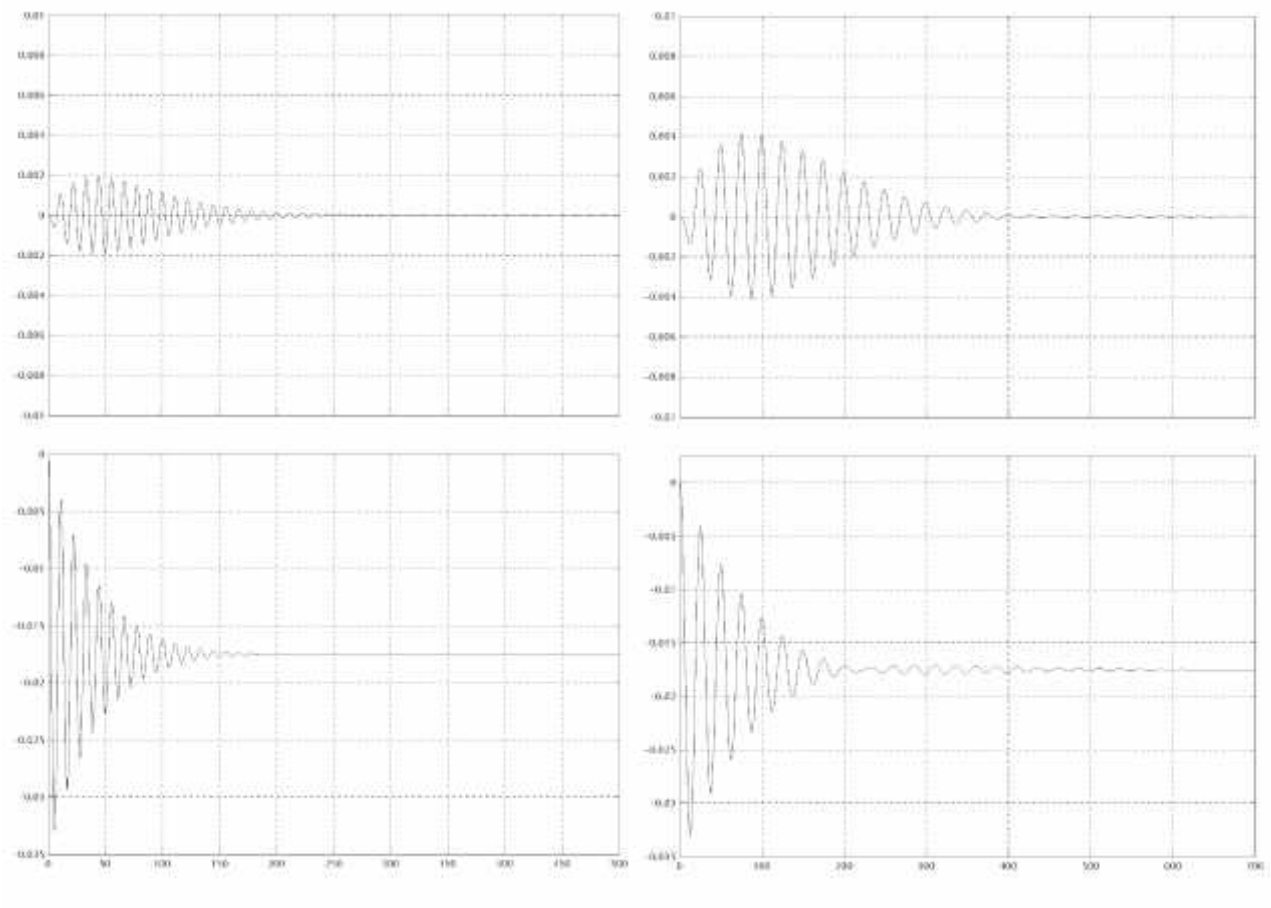


Рис. 5.6 Реакція курсового приладу на одиничний вплив по каналу ω_x (час перехідного процесу відкладено по осі x, по осі y на верхньому графіку відкладене значення $\dot{\alpha}$, на нижньому – $\dot{\beta}$) час циклу управління 1 мс та 5 мс відповідно на лівих графіках та правих

5.3 Модель приладу, що працює в режимі гірокомпаса

Зазначена модель (текст програми моделювання наведений у додатку 4), дозволяє здійснити вибір коефіцієнтів контурів управління, що забезпечують необхідну точність і приведення головної осі ротора до меридіана за заданий час.

Результати математичного моделювання процесу приведення гірокомпаса в меридіан на широті $\leftrightarrow X 70^{o}$ й при північній складовій кутової швидкості географічної системи координат $\in_{\rightarrow} X \in \cos \leftrightarrow X 2{,}487\ 10^{Z5}\ c^{-1}$, а також при початкових умовах $\Im_0\ X Z 0{,}003$ радіан, $\wp_0\ X 0{,}0003$ радіан приводяться на наступних малюнках. Похибка визначення меридіана характеризується кутом $\Im$, при цьому постійний

кут φ можна використати для корекції похибки визначення меридіана. За результатами моделювання були обрані наступні коефіцієнти: коефіцієнт керування по сигналу акселерометра дорівнює k_Ω X 0,001 Н/А, коефіцієнт керування по куту φ дорівнює k_Ω X 4,45 А/рад.

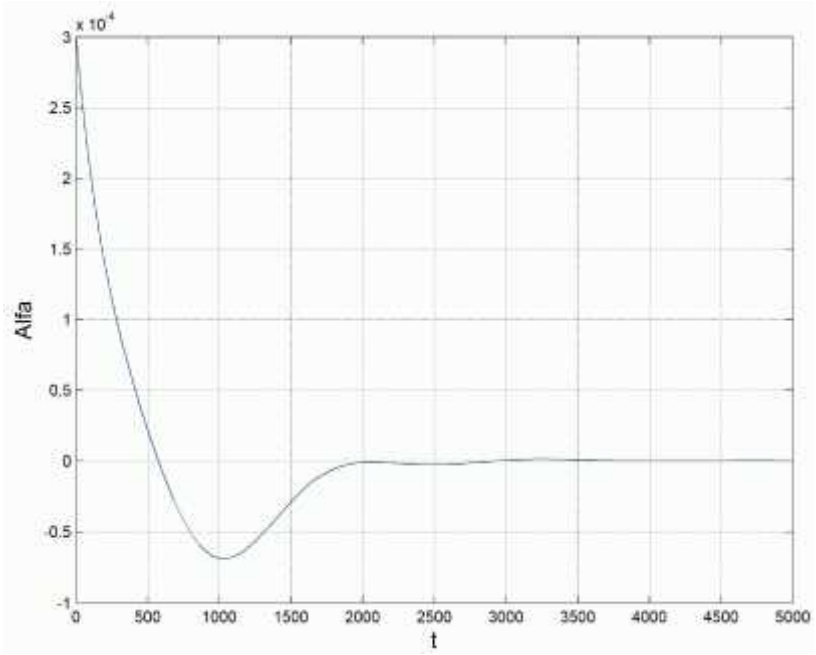


Рис. 5.7 Перехідний процес приведення гірокомпаса в меридіан по координаті α

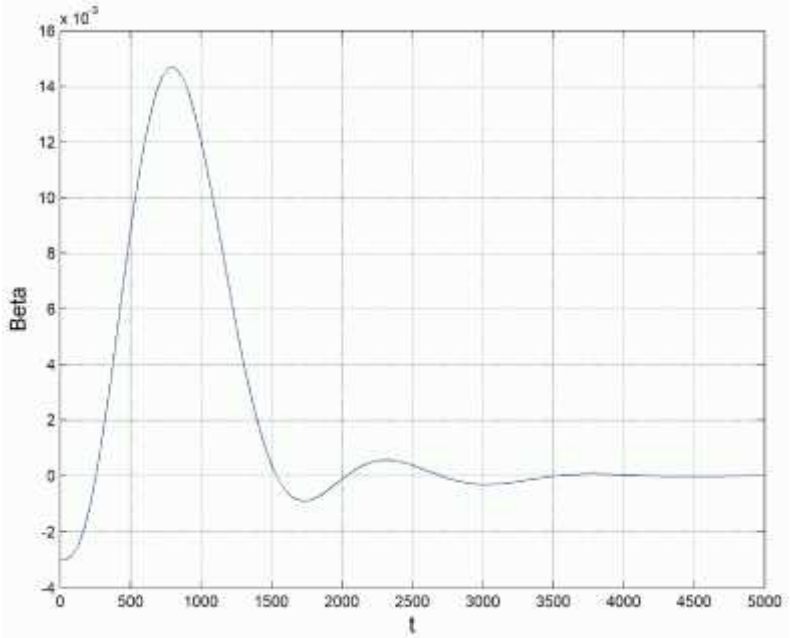


Рис. 5.8 Перехідний процес приведення гірокомпаса в меридіан по координаті β

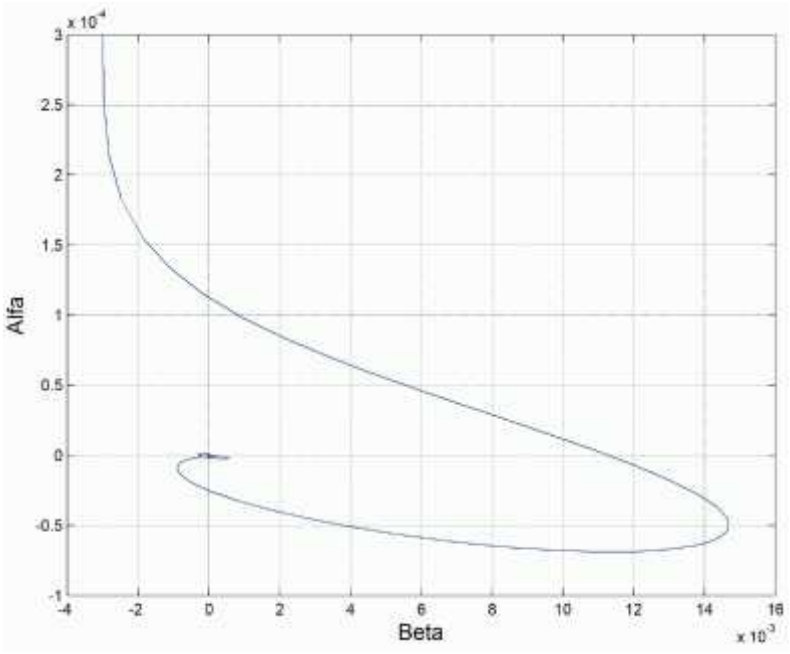


Рис. 5.9 Перехідний процес приведення гірокомпаса в меридіан на фазовій площині

5.4 Результати моделювання режимів попереднього й точного горизонтування

Структурні схеми систем наведені в додатку 5. Нижче наведені перехідні процеси системи, що ілюструють реакцію на гармонійні збурення (хитавиця) під час попереднього й точного горизонтування.

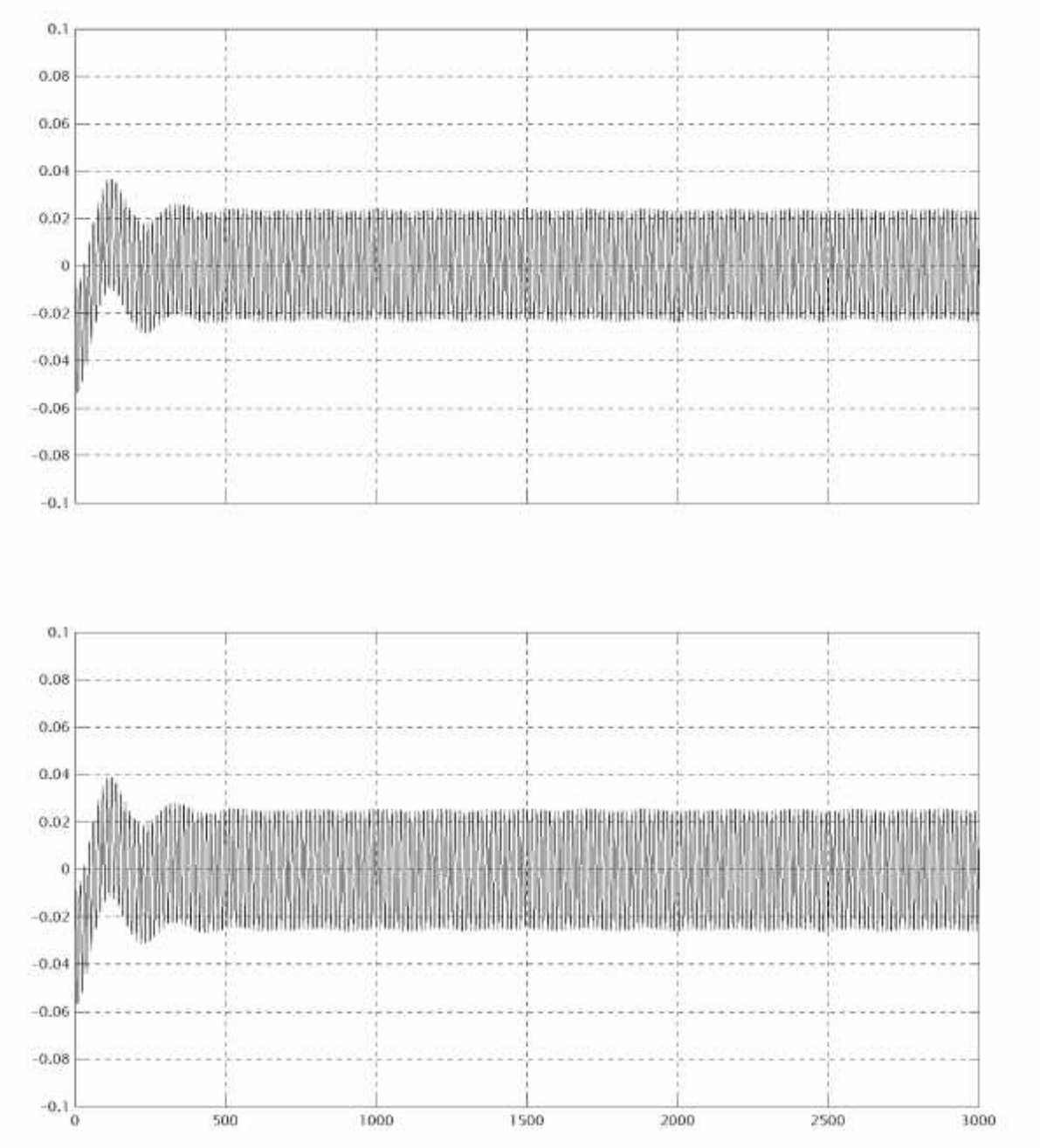


Рис. 5.10 Реакція системи на гармонійні збурення під час попереднього горизонтування (час перехідного процесу відкладено по осі x, по осі y на верхньому графіку відкладене значення α, на нижньому – β)

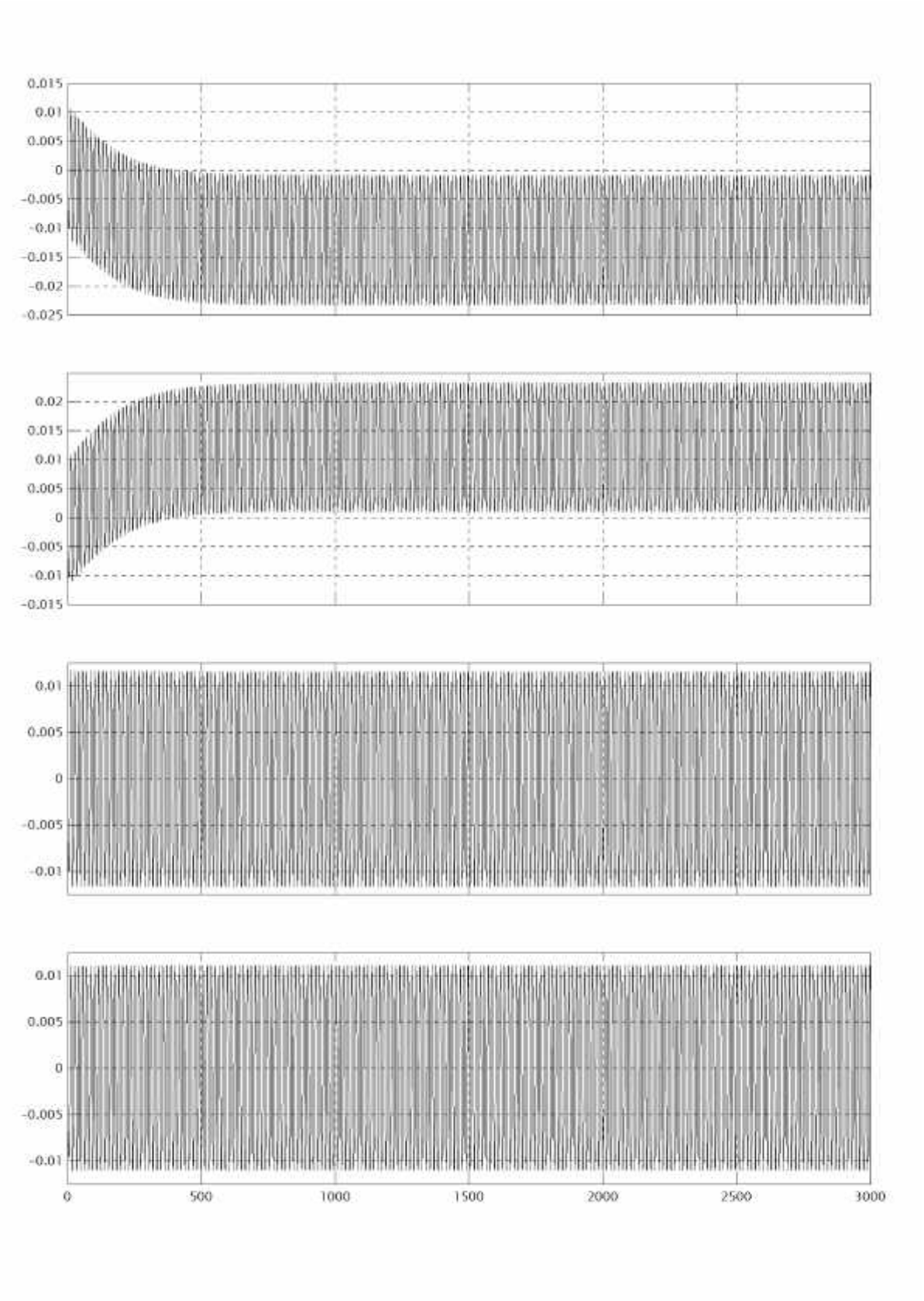


Рис. 5.11 Реакція системи на гармонійні збурення під час точного горизонтування (час перехідного процесу відкладено по осі x, по осі y на верхніх двох графіках значення α і β платформи, на нижніх – ДНГ)

5.5 Результати моделювання режиму визначення курсу

Структурна схема системи наведена в додатку 6.

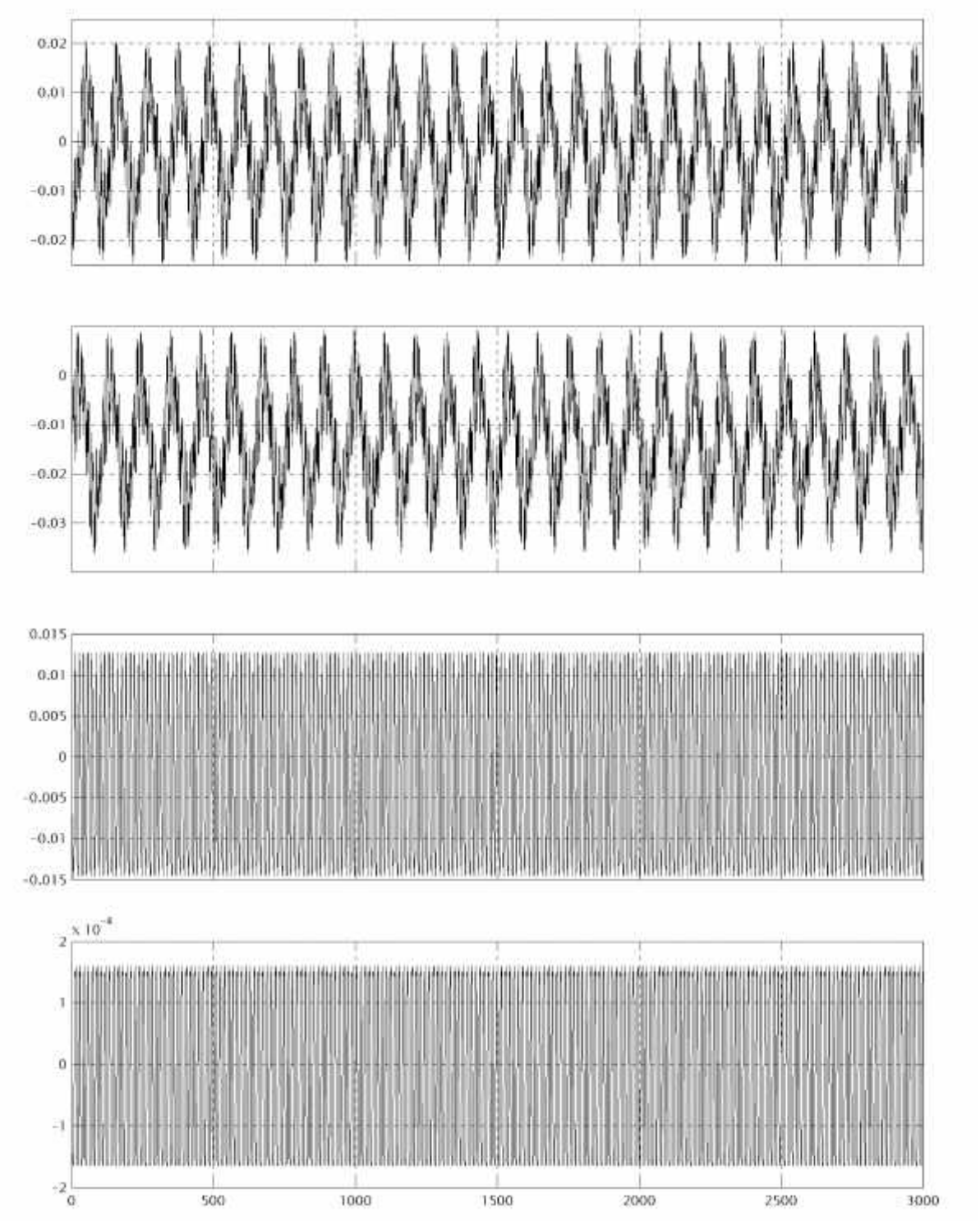


Рис. 5.12 Реакція системи на гармонійні збурення у режимі визначення курсу (час перехідного процесу відкладено по осі x, по осі y на верхніх двох графіках значення α і β платформи, на нижніх – ДНГ)

6 ОХОРОНА ПОРАЦІ

6.1 Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів на робочому місці.

Охорона праці – це система правових, соціально-технічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних заходів і засобів, спрямованих на збереження здоров’я і працездатності людини в процесі праці.

Реальні виробничі умови, у яких доводиться працювати людині, характеризуються, як правило, наявністю деяких небезпечних і шкідливих виробничих факторів.

Нижче аналізуються потенційно небезпечні і шкідливі фактори, що маються на об’єктах та в установах, що експлуатують електронно-обчислювальні машини (ЕОМ). Із факторів, що перечисленні в ГОСТ 12.0.003-74, вибрані основні.

Електробезпека

Питанням електробезпеки на підприємствах і в установах, що експлуатують електронно-обчислювальні машини, приділяється особлива увага.

Електробезпека – система організаційних і технічних заходів і засобів, що забезпечують захист людей від шкідливого і небезпечного впливу електричного струму.

Можливість поразки людини електричним струмом у дисплейному залі існує при роботі програміста з дисплеєм, у якому є присутнім висока напруга (порядку 10КВ), друкувальними пристроями (напруга порядку 220В).

Метеорологічні умови у виробничому приміщенні

Однією з необхідних умов здорової і високопродуктивної праці є забезпечення чистоти повітря і нормальних метеорологічних умов у робочій зоні приміщення. Тривалий вплив несприятливих метеорологічних умов на людину призводить до погіршення її самопочуття, зниженню продуктивності праці і підвищенню сприятливості до захворювання.

Підвищений рівень шуму в виробничому приміщенні

Шум на виробництві завдає великої шкоди, шкідливо впливаючи на організм людини, знижуючи продуктивність праці. Стомлення операторів через сильний шум збільшує число помилок при роботі, сприяє виникненню травм.

Шуми в дисплейному залі виникають при роботі друкувальних пристроїв, а також охолоджуючих вентиляторів.

Недостатній або підвищений рівень освітлення

Правильно спроектоване і виконане освітлення в дисплейному залі забезпечує можливість нормальної виробничої діяльності операторів. При роботі оператора з дисплеєм йому необхідно контролювати інформацію на екрані термінала. Неправильно спроектоване освітлення може привести при високій інтенсивності праці до тимчасового зниження працездатності, розвитку гострих і хронічних захворювань зорової й іншої систем людського організму.

При роботі за дисплеєм людина піддається впливу рентгенівського випромінювання, що виникає в електронно-променевих трубках дисплеїв.

При роботі ЕОМ відбувається виділення тепла, джерелами яких є потужні елементи електронних схем ЕОМ. У зв’язку з цим існує можливість виникнення пожежі. Пожежа може також виникнути при несправності пристроїв ЕОМ (при коротких замиканнях в електричних ланцюгах, порушеннях режимів роботи, перевантаженнях).

6.2 Заходи щодо усунення впливу на людину шкідливих і небезпечних виробничих факторів

Забезпечення охорони праці від виявлених небезпечних і шкідливих виробничих факторів досягається за рахунок застосування комплексу взаємозалежних заходів щодо електробезпеки, оздоровленню повітряного середовища робочої зони, по захисту від шуму, пожежної безпеки, організації виробничого освітлення.

Заходи щодо електробезпеки

Електробезпека при експлуатації електроустановок в робочій зоні забезпечена у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91 “Електробезпека”.

Для забезпечення електробезпеки, безаварійної і високопродуктивної роботи електроустановок (дисплеїв, друкувальних пристроїв, графобудівників) наряду з оснащенням засобами захисту (автоматичне захисне відключення, плавкі запобіжники й ін.) організована така їх експлуатація, що виключає всяку можливість помилок з боку обслуговуючого персоналу.

В ЕОМ застосовується конструктивний захист людини від дотику до струмоведучих частин: ізоляція провідників, виконання корпусів з діелектричних матеріалів. Крім цього, обов’язковим є використання захисного заземлення.

Розрахунок захисного заземлення

Зробимо розрахунок захисного заземлення. Згідно ПУЕ – 86 у електроустановках, живлячих напругою до 1000 В від мереж малих розмірів із малими токами замкнення на землю (не більше 5 А), опір заземлюючого пристрою повинен бути не більше 4 Ом ($r_{нз}$ = 4 Ом). Визначимо удільний опір ґрунту. Для чорнозему він складає 200 Ом*м.

У якості матеріалу для одиночного заземлення оберемо стальний стержень. Тоді, опір одиночного заземлення, вбитого вертикально у землю на глибину 0.7...0.8 мм від верху висловлюється формулою:

$$R_{CT} = \frac{0{,}366 \cdot}{l} \lg \frac{2l}{d} + 0{,}5 \lg \frac{4H + l}{4H - l}$$

де ° - удільний опір ґрунту, Ом*м;

d - діаметр стержню, м;

H – відстань від поверхні землі до половини стержню, м;

l – довжина стержню, м.

Візьмемо *d* = 0.05 м; *l* = 5 м; *H* = 2.5 + 0.8 = 2.3 м, тоді:

$$R_{СТ} = \frac{0.366 \cdot 200}{5} \cdot \lg\left(\frac{2 \cdot 5}{0.05}\right) + 0.5 \cdot \lg\left(\frac{4 \cdot 3.3 \cdot 1}{4 \cdot 3.3 \cdot 1}\right) = 14.64 \cdot \lg(200) + 0.5 \cdot \lg(1.16) = 36.22 \text{ Ом}$$

так як $r_{нз}$ = 4 Ом, то розрахуємо приблизну необхідну кількість заземлень:

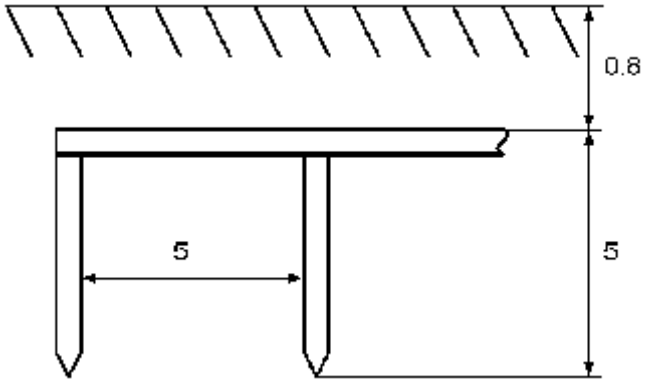
$$n = \frac{R_{СТ}}{r_{из}} = \frac{36,22}{4} = 9,055 \approx 9$$

Визначимо коефіцієнт використання одиночного заземлювачу за таблицею.

$$\eta_{СТ} = 0,67$$

Уточнюємо кількість заземлювачів:

$$n = \frac{R_{СТ}}{r_{из} \cdot \eta_{СТ}} = \frac{36,22}{4 \cdot 0,67} = 13,5$$



Отримуємо, що n = 14.

Розрахуємо опір розтікання струму у землі від з’єднувальної смужки. Довжина смужки L = 5*13 = 70 м, ширина смужки b = 0.04 м.

$$R_{ПОЛ} = 0,366 \cdot \frac{\rho}{L} \cdot \lg\left(\frac{2L^2}{b \cdot H_{ПОЛ}}\right) = 0,366 \cdot \frac{200}{70} \cdot \lg\left(\frac{2 \cdot 70^2}{0.04 \cdot 0.8}\right) = 5.74 \text{ Ом}$$

Опір групового контуру заземляючого пристрою з стержневих заземлювачів, з’єднаних смугою знаходимо за формулою:

$$R_{ГКЗ} = \frac{R_{СТ} \cdot R_{ПОЛ}}{R_{СТ} \cdot \eta_{ПОЛ} + R_{ПОЛ} \cdot \eta_{СТ} \cdot n} = \frac{36{,}22 \cdot 5{,}74}{36{,}22 \cdot 0{,}37 + 5{,}74 \cdot 0{,}67 \cdot 14} = 3{,}1 Ом$$

де $\eta_{пол} = 0.37$,

Заходи захисту від шуму

При роботі друкувальних пристроїв, а також охолоджувальних вентиляторів, що знаходяться в дисплейних залах, виникають шуми, що негативно діють на людину. Для захисту від них застосовано звукоізолюючі кожухи, що закривають електродвигуни цих пристроїв.

Заходи щодо нормування метеорологічних умов у виробничому приміщенні

Для оздоровлення повітряного середовища і нормування метеорологічних умов у виробничому приміщенні застосовується налагоджена система загальнообмінної вентиляції, що сприяє видаленню з приміщення в теплий період часу надлишкового тепла, що виділяє ЕОМ. Оптимальна температура в холодний час року підтримується системою водяного опалення.

Таким чином, завдяки застосованим технічним засобам, у холодний період часу параметри метеорологічних умов мають наступні значення:

- температура повітря – 19 – 20 C ;
- відносна вологість повітря – 40 – 60 % ;
- швидкість руху повітря біля – 0.1 м/с.

у теплий час року:

- температура повітря – 20 – 22 C ;
- відносна вологість повітря – 40 - 60 % ;
- швидкість руху повітря біля – 0.1 м/с.

Приведені параметри метеорологічних умов робочої зони відповідають ДСН 3.3.6.049 – 99 для легких робіт.

Організація виробничого освітлення

У зв’язку з тим, що робота оператора-програміста вимагає постійного контролю зображення на екрані термінала інформації, зір людини при недостатньому освітленні зайво напружується і може погіршуватися. Тому необхідно правильно організувати освітлення робочого місця, забезпечивши необхідний для даного виду робіт коефіцієнт природного освітлення й освітленості (для штучного освітлення).

Нижче приведений розрахунок систем штучного освітлення.

Розрахунок штучного освітлення

Недостатнє освітлення робочої зони приводить до погіршення зору, хворобливих відчуттів в очах, головної болі, втоми робітника, порушення сну, зниження працездатності, що є недопустимим з точки зору охорони праці.

Штучне освітлення у приміщенні представлено загальною системою рівномірного освітлення.

В комп’ютерному залі застосовується світильник Л201Б – 02 з розсіювачем із призматичного оргскла із двох ламп. У світильнику встановлені люмінесцентні лампи низького тиску ЛХБ 80, які мають найвищу світловіддачу, з номінальним світловим потоком 4440 лм. Люмінесцентні лампи мають трубчасту форму з відносно великими лінійними розмірами, тому для визначення фактичної освітленості застосовується метод коефіцієнта використання світлового потоку.

Світильники розташовані в один ряд, тому фактична освітленість визначається за формулою:

$$F_л \text{ X} \frac{E_н \;\; S \;\; k \;\; Z}{n \;\; ¦};$$

$E_н$ – нормована освітленість 400 лк (по ДСН 11-4-79);

n - кількість ламп у приміщені;

¦ – коефіцієнт використання світлового потоку;

S – площа освітлюваного приміщення (69 м²);

k – коефіцієнт запасу, що враховує запиленість приміщення і зменшення світлового потоку джерела світла в процесі експлуатації;

Z – коефіцієнт нерівномірності висвітлення (Z X1,2).

Індекс приміщення визначимо за формулою:

$$i \text{ X} \frac{L_П \quad B}{H_c \quad \text{ſ}L_П \text{ Г } B\text{Ā}};$$

$L_П, B$ – довжина і ширина приміщення (8 і 7 м);

H_c – висота підвісу світильника (3,25 м).

Підставимо значення у формулу:

$$i \text{ X} \frac{8 \quad 7}{3.25 \quad \text{ſ}8 \text{ Г } 7\text{Ā}} \text{X1,149}.$$

Виходячи із значення коефіцієнта відбиття стелі $°_c$ X0,1, знаходимо коефіцієнт використання світлового потоку (¦ X0,51). Коефіцієнт запасу для приміщень з повітряним середовищем, що містить у робочій зоні менш 1 мг/мм пилу k X1,5.

Підставимо отримані значення змінних у формулу та визначимо кількість ламп:

$$n \text{ X} \frac{E_н \quad S \quad k \quad Z}{F_л \quad ¦} \text{X} \frac{400 \quad 69 \quad 1,5 \quad 1,2}{4070 \quad 0,51} \text{ ⌉ } 24.$$

Тоді кількість світильників:

$$N \text{ X} \frac{n}{2} \text{X} \frac{24}{2} \text{X12}.$$

Світильники потрібно розташувати рівномірно у два ряди по 12 штук.

Заходи щодо пожежної і вибухової безпеки

Пожежна безпека забезпечена у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91”Пожежна безпека”, вибухова – з ГОСТ 12.1.010-76 ”Вибухобезпека”.

Забезпечення пожежної безпеки в дисплейному залі досягається за рахунок застосування мір пожежної профілактики й активного пожежного захисту, тобто комплексу мір попередження виникнення пожеж або зменшення їх наслідків.

Причинами виникнення пожежі електроустаткування можуть бути (ОСТ 5470001-84):

- перевантаження проводів;
- неякісне виконання з'єднань електропроводки;
- перевантаження різних електричних пристроїв;
- коротке замикання.

Відповідно до ДНАОП 0.00-1.31-99, під час проектування систем електропостачання, монтажу основного електрообладнання та електричного освітлення приміщень для ЕОМ дотримано вимог Правил влаштування електроустановок (ПВЕ), ГОСТ 12.1.006-84, ГОСТ 12.1.019-79, ГОСТ 12.1.030-81, ГОСТ 12.1.045-84, ПТЕ, ПБЕ, ВСН 59-88, СН 357-77, Правил пожежної безпеки в Україні та інших нормативних документів, що стосуються штучного освітлення і електротехнічних пристроїв, а також вимог нормативно-технічної експлуатаційної документації заводу-виробника.

Для запобігання загоряння від світильників у приміщенні, використовують люмінесцентні лампи з температурою нагрівання зовнішніх стекол колб 40 - 50 ⌈С, у закритих плафонах.

Відповідно до СніП 11-2-80, дисплейні зали - відносяться до категорії Д по пожежній небезпеці, вибуховій і вибухопожежній небезпеці.

Для гасіння електроустановок, до яких відносяться ЕОМ, застосовують вуглекислотні вогнегасники типу ВВ – 2А.

У випадку виникнення вогнища пожежі варто негайно зв'язатися з пожежною охороною, а до її прибуття організувати самотужки локалізацію та гасіння пожежі, евакуацію людей і матеріальних цінностей з небезпечної зони.

6.3 Основні правила пожежної та вибухової безпеки

Загальні вимоги пожежної та вибухової безпеки наведені відповідно в ГОСТ12.1.004-91 та ГОСТ 12.1.010-76.

Нижче наведені заходи по забезпеченню пожежної та вибухової безпеки обчислювальних комплексів

Автоматизовані системи та обчислювальні комплекси розташовані в приміщенні не нижче П-ступені вогнестійкості з розміщенням залів ЕОМ на першому поверсі.

Комплекс виробничих приміщень має два евакуаційних виходи.

Двері дисплейного залу з межею вогнестійкості не менше 0,75 годин.

Для акустичної ізоляції стін використані негорючі та важкогорючі матеріали (гіпсові, гіпсоволокнисті плити, із вмістом органічної маси до 8%, бетонні матеріали, окремі види конструкційних пластмас).

Приміщення де зберігається інформація відокремлене і обладнане шафами з негорючих матеріалів (метал).

Джерела електричної енергії (розподільчі пристрої, трансформатори) розташовувані у відокремлених приміщеннях.

Освітлювальну електричну мережу виконано згідно вимог ПЕУ – правилам устрою електроустановок для пожежонебезпечних зон.

Прокладання кабелю через перекриття, стіни, фальшпідлогу здійснено в стальних трубах з наповнювачем з негорючих матеріалів.

Аварійні мережі освітлення, дистанційного та автоматичного пуску протипожежних систем та сигналізації прокладено окремо від силових та інших електричних комунікацій, а при сумісному прокладанні їх розділено перегородками з негорючих матеріалів (метал, гетинакс).

Системи електричного живлення обчислювального комплексу має блокування, що забезпечує автоматичне її відключення, в разі зупинки системи охолодження кондиціонування.

Повітропроводи виконані з негорючих матеріалів. Система вентиляції обладнана пристроєм, що забезпечує автоматичне її відключення, а також перекриття повітропроводів машинного залу автоматичними заслінками в разі виникнення пожежі. Кабельні вертикальні шахти розділені по поверхах діафрагмами з негорючих матеріалів.

6.4 Інструкція з охорони праці

Загальні положення.

1.До самостійної роботи допускаються особи, які пройшли попередній медичний огляд і не мають відповідних протипоказань, навчання за професією, вступний та первинний інструктажі і перевірку знань з охорони праці та питань пожежної безпеки.

2.Робоче місце оснащене робочим столом, стільцем. Основним обладнанням, що застосовується на робочому місці є апаратне забезпечення (дисплей, клавіатура, системний блок та інші).

3.Оператор виконує одноманітні за характером роботи з документацією та клавіатурою і нечастими нетривалими переключеннями погляду на екран дисплея, з введенням даних за допомогою клавіатури. Робота характеризується високим напруженням зорового аналізатора, значними навантаженнями, які припадають на руки при малій загальній руховій активності, нервово-емоційним напруженням.

4.Забороняється:

- самочинно змінювати орієнтацію робочого місця відносно вікон та світильників, що може призвести до появи прямої та відбитої блискості;

- відключати захисні пристрої, проводити зміни у конструкції системи,

її апаратного забезпечення;

- самостійно здійснювати ремонт апаратури чи її технічне налагодження; такі види робіт виконують тільки спеціалісти з технічного обслуговування комп’ютерів;

- класти будь-які предмети на апаратуру;

- вживати їжу, напої на робочому місці.

Вимоги безпеки перед початком роботи.

1.Ввімкнути систему кондиціонування повітря в приміщенні.

2.Оглянути загальний стан апаратури, перевірити справність електропроводки, з’єднувальних шнурів, штепсельних вилок, розеток, заземлення.

3.Відрегулювати освітленість робочого місця.

4. Відрегулювати та зафіксувати висоту сидіння стільця, зручний для оператора нахил його спинки, висоту підлокітників.

5.Ввімкнути апаратуру комп’ютера вимикачами на корпусах у послідовності: стабілізатор напруги, дисплей, системний блок, принтер.

6.При виявленні будь-яких несправностей роботу не розпочинати, повідомити про це керівника.

Вимоги безпеки під час виконання роботи.

1.Необхідно стійко розташувати клавіатуру на робочому столі, не допускаючи її хитання. Під час роботи на клавіатурі сидіти прямо, не напружуватись.

2.Не дозволяються сторонні розмови, подразнюючі шуми.

3.Забороняється:

- працювати без належного освітлення;
- закривати вентиляційні отвори апаратури будь-якими предметами, оскільки це може призвести до їх перегріву;
- залишати без нагляду включене обладнання;
- допускати до роботи на обладнанні осіб без дозволу керівника;

4.Для зняття статичної електрики рекомендується час від часу доторкатись до металевих поверхонь та вмивати лице та руки теплою водою.

5. З метою профілактики робити перерву для відпочинку:

для розробників програм із застосуванням ЕОМ через 1 годину роботи на 15 хвилин;

для операторів із застосуванням ЕОМ через 2 години роботи на 15 хвилин;

для операторів комп’ютерного набору через 1 годину роботи на 10 хвилин.

Вимоги безпеки після закінчення роботи.

1.Закрити всі програми та вийти з програмної оболонки.

2.Вимкнути дисплей і процесор. Вимкнути стабілізатор, якщо комп’ютер підключений до мережі через нього. Штепсельні вилки витягнути з розеток. Накрити клавіатуру пластмасовою кришкою для запобігання попадання в неї пилу.

3.Прибрати робоче місце.

4.Вимкнути кондиціонер, освітлення і загальне електроживлення підрозділу.

Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях.

1.При раптовому припиненні подавання електроенергії вимкнути апаратуру і витягнути штепсельні вилки з розеток.

2.При виявленні ознак горіння вимкнути апаратуру, знайти джерело займання і вжити заходів щодо його ліквідації, повідомити керівника робіт.

3.При враженні електричним струмом необхідно: швидко звільнити потерпілого від дії електричного струму - вимкнути живлення працюючого пристрою, якщо це зробити неможливо, то слід звільнити потерпілого за допомогою якого-небудь предмету, який не проводить струм, покласти його на сухе рівне місце, вивільнити від одягу, що заважає диханню, забезпечити свіжим повітрям; при відсутності дихання та серцебиття необхідно терміново зробити штучне дихання та зовнішній масаж серця (штучне дихання не переривати до приходу лікаря).

4.При виникненні пожежі негайно повідомити пожежну частину, вжити необхідних заходів для евакуації людей і приступити до локалізації та гасіння первинними засобами пожежегасіння (вуглекислотними вогнегасниками ВВ – 2А).

7 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

7.1 ЕОМ як джерело забруднення.

Останній час характеризується впровадженням повної автоматизації процесів виробництва та керування, розвитком обчислювальної техніки і розробкою систем автоматизації проектних, дослідницьких і технологічних робіт. Тому широке поширення одержали електронно-обчислювальні машини (ЕОМ). Електронно-обчислювальні машини використовуються в інформаційних і обчислювальних центрах, поліграфії, на підприємствах зв’язку, у диспетчерських пунктах керування транспортними перевезеннями і технологічними процесами.

ЕОМ являють собою складні електронні пристрої, що характеризуються наявністю певних джерел забруднення навколишнього середовища. Монітори комп’ютерів на основі електронно-променевої трубки виступають основним джерелом негативного впливу на здоров’я користувача. При роботі дисплея, як і будь-якого іншого приладу з електронно-променевою трубкою, виникає гальмове рентгенівське випромінювання. Наступними джерелами негативного впливу виступають: системний блок, при роботі якого виникає випромінювання; джерела безперебійного живлення та інші пристрої. Всі ці елементи формують складну електромагнітну обстановку на робочому місці користувача електронно-обчислювальної машини.

7.2 Характеристика ЕОМ як джерела забруднення

Оскільки ЕОМ споживає електричну енергію, він виступає джерелом електромагнітного випромінювання, причому з побутових приладів по силі цього випромінювання із ЕОМ можуть зрівнятися хіба що телевізор або мікрохвильова піч, однак у безпосередній близькості з ними ми не проводимо дуже багато часу, а електромагнітне випромінювання має менший вплив зі збільшенням відстані від джерела до об’єкту.

Отже, комп’ютер є самим небезпечним джерелом електромагнітного випромінювання.

Лікарі вважають, що електромагнітне випромінювання призводить до зниження імунітету, розладу нервової та серцево-судинної системи й аномалії під час вагітності. На біологічну реакцію людини впливають такі параметри електромагнітних полів ЕОМ, як інтенсивність і частота випромінювання, тривалість опромінення і модуляція сигналу, частотний спектр і періодичність дії.

Монітори комп’ютерів на основі електронно-променевої трубки є джерелом рентгенівського, бета – і гамма – випромінювання. Рентгенівське випромінювання присутнє тільки при роботі монітора. Воно виникає при гальмуванні пучка електронів і як характеристичне випромінювання атомів матеріалів кінескопа. Спектр рентгенівського випромінювання є безперервним з набором моно енергетичних ліній. Максимальна енергія спектра ~ 20 кеВ. Бета – , гамма – випромінювання присутні як при включеному, так і при виключеному моніторі. Джерелом цих випромінювань є радіоактивний розпад ядер сімейств урану і торію, а також калію – 40. Спектральний склад гамма – випромінювання переважно складається з набору моно енергетичних ліній. Бета – випромінювання монітора визначається головним чином радіоактивним розпадом ядер калію – 40; спектральний склад бета – випромінювання безперервний, а його максимальна енергія ~ 1.3 мєВ. За певних умов ці іонізуючі випромінювання здатні заподіяти шкоду здоров’ю людини, зокрема, викликати помутніння хрусталика ока. Для зменшення шкідливої дії іонізуючих випромінювань, у моніторах була знижена анодна напруга та доданий свинець у скло моніторів.

Широко відомі технічні стандарти безпеки моніторів ТСО – 92, 95, 99 та MPR – II. Вони обмежують параметри випромінюваннння монітора, споживання електроенергії, візуальні параметри і т.д.

Коли комп’ютер працює, він утворює навколо себе електростатичне поле, що деонізує навколишнє середовище, а при нагріванні плати і корпус монітора випускають у повітря шкідливі речовини. Усе це робить повітря дуже сухим, слабко іонізованим, зі специфічним запахом та “важким” для подиху. Природно,

що таке повітря не може бути корисним для організму і може призвести до захворювань алергічного характеру, хворобам дихальних органів.

Основним джерелом шуму в приміщеннях, обладнаних комп’ютерами, є принтери, копіювальна техніка й устаткування для кондиціювання повітря. Рівень шуму в таких приміщеннях іноді досягає 85 дб.

Оскільки відеотермінали є джерелом тепловиділень, це може призвести до підвищення температури і зниженню вологості повітря на робочих місцях, що сприяють роздратуванню шкіри.

Повітря робочої зони при використанні ЕОМ може забруднюватися поліхлорованими біфенілами, концентрація яких коливається від 0.056 до 0.081 мг/м³ при нормі 0.5 – 0.1 мг/м³.

Ступінь небезпеки для людини іонізуючих випромінювань, що випускаються моніторами комп’ютерів, залежить від рівнів іонізуючих випромінювань, що попадають в очі користувачів ПК.

7.3 Висновки

1. По можливості, варто встановлювати РКІ – монітор, оскільки його випромінювання значно менше, ніж у ЕПТ- моніторів.
2. Системний блок і монітор повинний знаходитися якнайдалі від користувача.
3. Не слід залишати комп’ютер включеним на тривалий час, якщо він не використовується. Також рекомендується використовувати “сплячий” режим для монітора.
4. У зв’язку з тим, що електромагнітне випромінювання від стінок монітора набагато більше, необхідно ставити монітор у кут, так щоб випромінювання поглиналося стінами.
5. По можливості необхідно скорочувати час роботи за комп’ютером і якнайчастіше переривати роботу.

ВИСНОВКИ

1. Проведено порівняння різних конфігурацій систем визначення просторової орієнтації та обрано найбільш оптимальну.
2. Розроблені математичні моделі для всіх трьох вивчених конфігурацій.
3. Виконано ретельний аналіз різних режимів функціонування системи визначення курсу..
4. Створено моделі для основного чутливого елементу системи в режимах курсового приладу, гіровертикалі та датчика кутової швидкості.
5. На основі результатів моделювання визначено основні параметри контуру управління.
6. Обрано необхідну тривалість циклу управління.
7. Розроблено моделі системи визначення курсу за третьою конфігурацією для основних режимів її функціонування:

– попереднє горизонтування;

– точне горизонтування;

– визначення курсу.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Ишлинский А.Ю* – "К теории гирогоризонткомпаса"-ПММ, 1956, т.20.

2. *Кошляков В.Н*. Задачи динамики твердого тела и прикладной теории гироскопов. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1985.

3. Prospekts of Sperry Corp.(USA). 1971-1988.

4. *Нестеренко О.И., Аврутов*. Математическая модель малогабаритного корректируемого гирокомпаса с динамически настраиваемым гироскопом. /Вестник приборостроения. – К.: 1995.

5. Павловский М.А. Теория гироскопов. – К.: К.: Вища школа, 1986.

6. *Збруцький О.В., Нестеренко О.І., Шевчук А.В.* Математична модель однієї схеми курсокренопокажчика. /Механіка гіроскопічних систем.

7. *Ривкин С.С.* Теория гироскопических устройств. Т.: Судостроение, 1964.

8. *Лурье А.И*. Аналитическая механика. – М.: Госиздат, 1961.

9. *Селезнев В.П*. Навигационные устройства. – М.: Машиностроение, 1974.

10. *Пельпор Д.С*. Гироскопические системы. Теория гироскопов и гироскопических стабилизаторов: Учеб. Для вузов. – М.: Высш. Шк., 1986.

11. *Панов А.П*. Математические основы инерциальной навигации. – К.: Наук. Думка, 1995,

12. Prospects Sagem(France) 1982-1985.

13. Prospects Litef(Germany), 1973-1987.

14. *Богданович М.М., Ильин П.А.* Гироскопические приборы и устройства. Судпромгиз, 1961.

15. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И*. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. – К.: Наук. Думка, 1991.

Додаток 1

ТЕКСТ ПРОГРАМИ МОДЕЛЮВАННЯ КУРСОВОГО ГІРОСКОПА ТА ГІРОВЕРТИКАЛІ

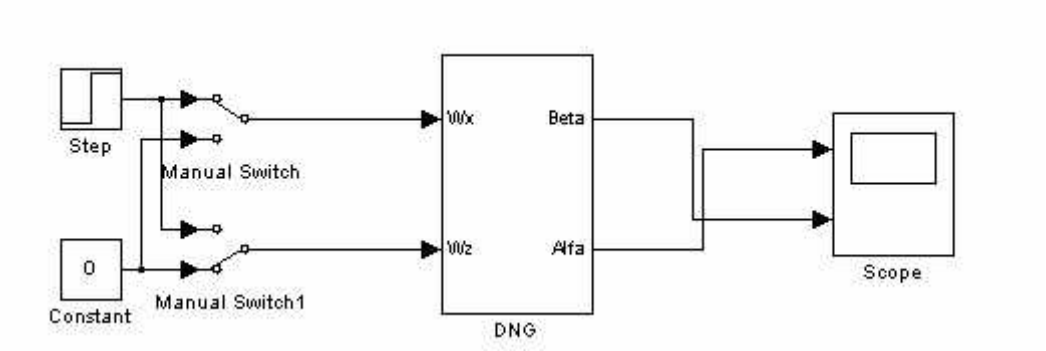
```
syms p;
J=0.95e-5; d=5.782e-7;
H=2.26e-2; R=1e-3;
H1=H*(1-R); T=70;
c=3.186e-4;
A=[-d/J   -H/J   -c/J      -H/(J*T)
    H/J   -d/J   H/(J*T)    -c/J
      1     0      0          0
      0     1      0          0];
B=[-H1*(pi/180)/J        0
      0              H1*(pi/180)/J
      0                    0
      0                    0];
C=[0 0 1 0
   0 0 0 1];
D=zeros(2,2);
SYS1ss=ss(A,B,C,D,'inputname',{'wx' 'wz'},'outputname',{'alfa' 'beta'})
size(SYS1ss)
SYS1tf=tf(SYS1ss);
[Num1,Den1]=ss2tf(A,B(:,1),C,D(:,1),1);
[Num2,Den2]=ss2tf(A,B(:,2),C,D(:,2),1);
tf1=tf(Num1(1,:),Den1);
tf2=tf(Num1(2,:),Den1);
tf3=tf(Num1(1,:),Den2);
tf4=tf(Num1(2,:),Den2);
figure(1)
step(SYS1ss),grid on
```

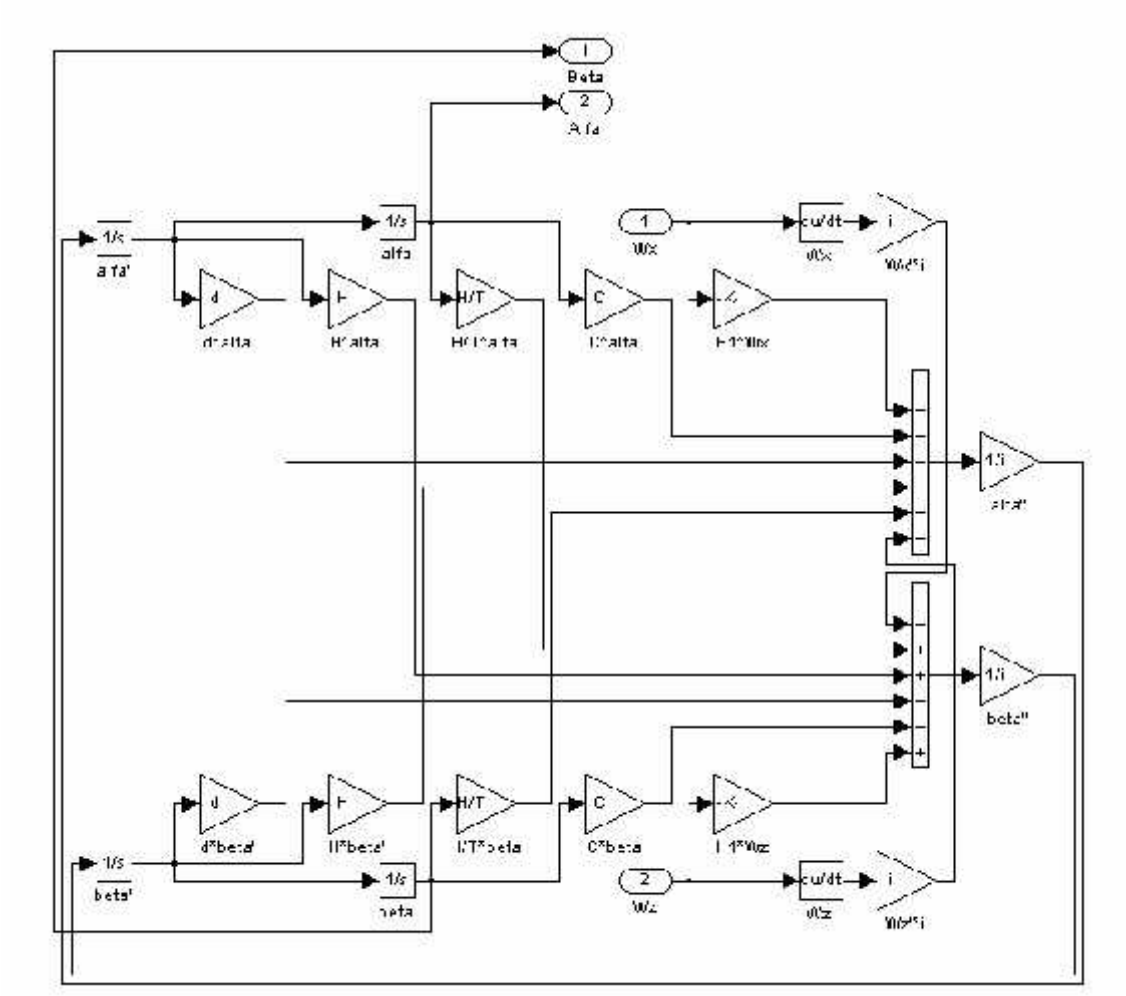
Для моделювання гіровертикалі:

```
A=[-d/J   H/J   -c/J      H/(J*T)
   -H/J   -d/J  -H/(J*T)   -c/J
     1     0      0          0
     0     1      0          0];
B=[H1*(pi/180)/J        0
      0              -H1*(pi/180)/J
      0                    0
      0                    0];
```

Додаток 2

СТРУКТУРНА СХЕМА МОДЕЛІ КУРСОВОГО ГІРОСКОПА





Необхідні значення параметрів:

i = 0.95e-5; Значення одиничного впливу: 0.0175

d = 5.782e-7;

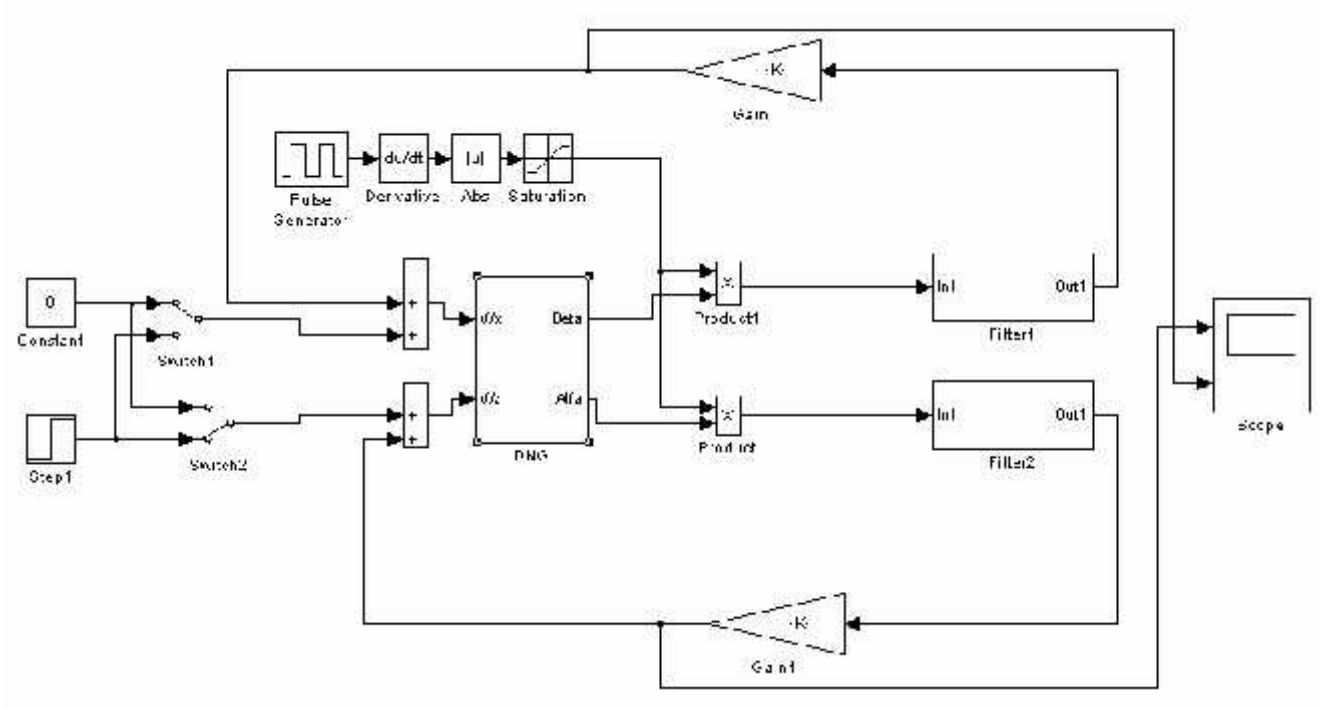
H = 2.26e-2;

T = 70;

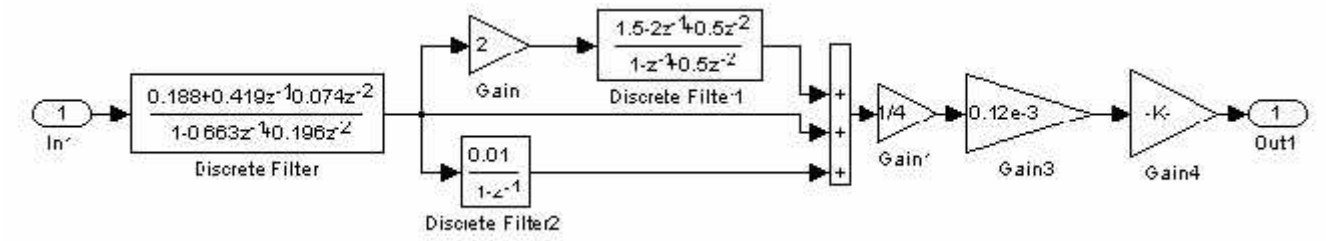
C = 3.186e-4

Додаток 3

СТРУКТУРНА СХЕМА ДНГ, ЩО ПРАЦЮЄ В РЕЖИМІ ДАТЧИКА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ



Структурна схема підсистем Filter:



Необхідні значення параметрів:

Значення одиничного впливу: 0.0175;

Значення Gane, Gane1: 1/(2.26e-2*(1-1e-3));

Значення Gane4: 7*0.001*180*60/3.14

Параметри Pulse Generator: Period = 0.01; Pulse Width = 50.

Додаток 4

ТЕКСТ ПРОГРАМИ МОДЕЛЮВАННЯ ПРИЛАДУ, ЩО ПРАЦЮЄ В РЕЖИМІ ГІРОКОМПАСА

```
global k
rx=0.03; wn=0.001*pi/180; wn=4.67e-5; rz=0.003;
weg=0.172/9.8; weg=0; T=60;
k=[rx,wn,rz,weg,T]
t=0; tf=120*60;
y0=[220*pi/60/180 0 0]
[t,y]=ode45('prkurs2',[0 tf],y0)
a1=y(:,1); b1=y(:,2); t1=t;
y0=[250*pi/60/180 0 0]
[t,y]=ode45('prkurs1',[0 tf],y0)
a2=y(:,1); b2=y(:,2); t2=t;
figure (1)
plot(t1/60,a1*180*60/pi,t2/60,a2*180*60/pi),grid
xlabel('t','FontSize',14)
ylabel('Alfa','FontSize',14)
figure (2)
plot(t1/60,b1*180*60/pi,t2/60,b2*180*60/pi),grid
xlabel('t','FontSize',14)
ylabel('Beta','FontSize',14)
figure (3)
plot(a1*180*60/pi,b1*180*60/pi,a2*180*60/pi,b2*180*60/pi),grid
xlabel('Alfa','FontSize',14)
ylabel('Beta','FontSize',14)
```

Підпрограма prkurs1:

```
function z=prkurs1(t,y);
global k
 if t >= 549.0453
        kk = 0;
    else
        kk = 1
    end
z(1)=kk*k(1)*y(3);
z(2)=-k(2)*y(1)-k(3)*y(3);
z(3)=(-y(3)+y(2)+0*k(4))/k(5);
z=z’
```

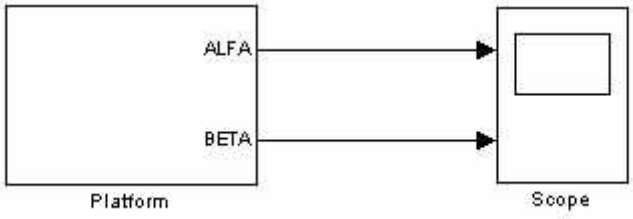
Підпрограма prkurs2:

```
function z=prkurs2(t,y);
global k
z(1)=k(1)*y(3);
z(2)=-k(2)*y(1)-k(3)*y(3);
z(3)=(-y(3)+y(2)+0*k(4))/k(5);
z=z’
```

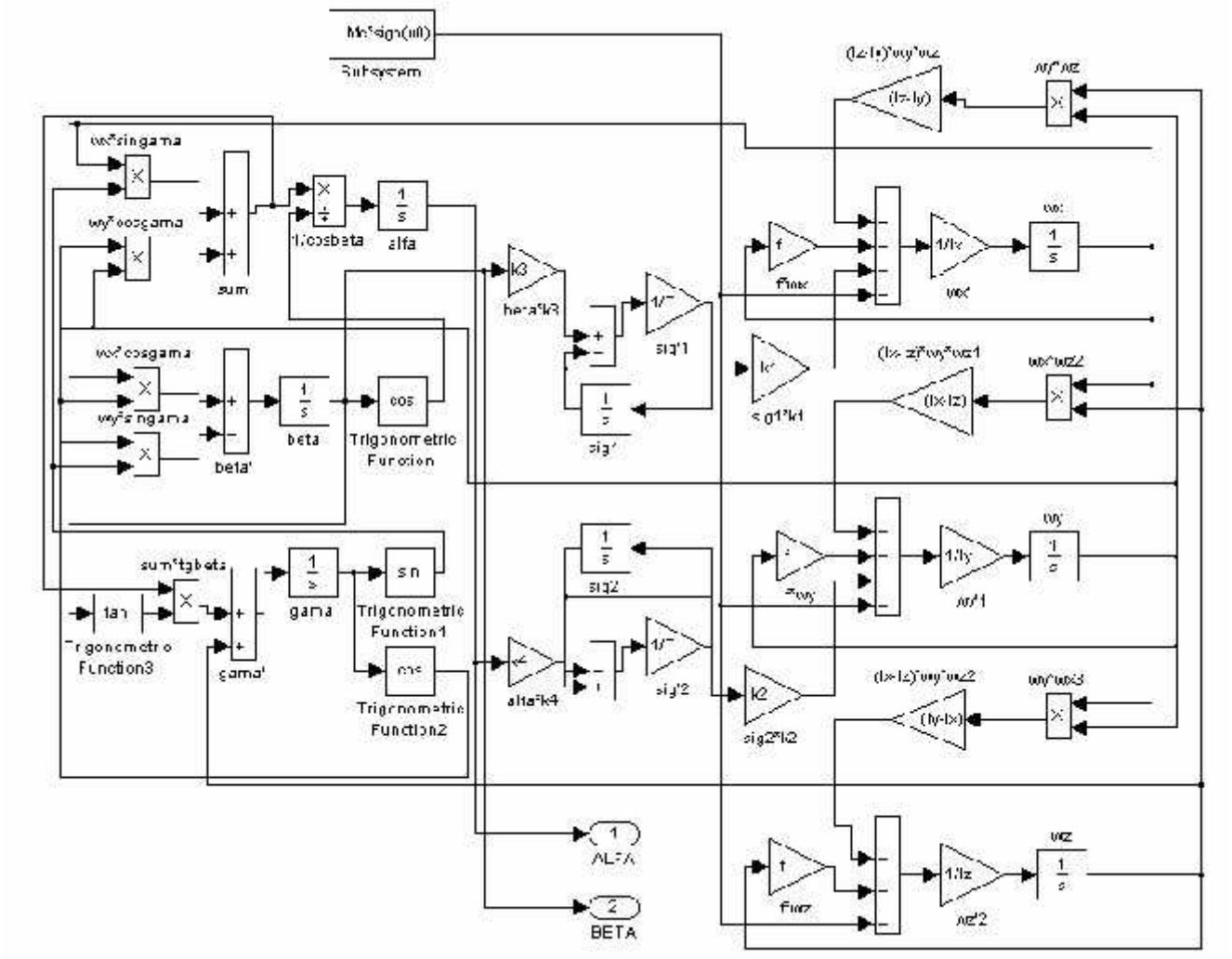
Додаток 5

СТРУКТУРНІ СХЕМИ МОДЕЛЮВАННЯ РЕЖИМІВ ПОПЕРЕДНЬОГО Й ТОЧНОГО ГОРИЗОНТУВАННЯ

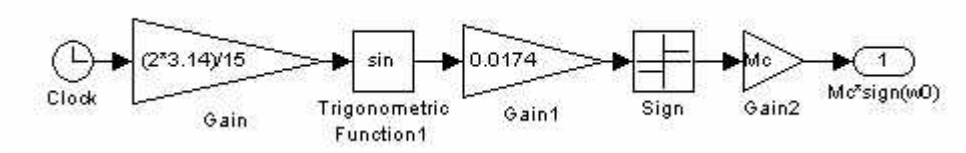
Попереднє горизонтування:



Структурна схема підсистеми Platform:



Структурна схема підсистеми



Необхідні значення параметрів:

Ix = 359e-3;

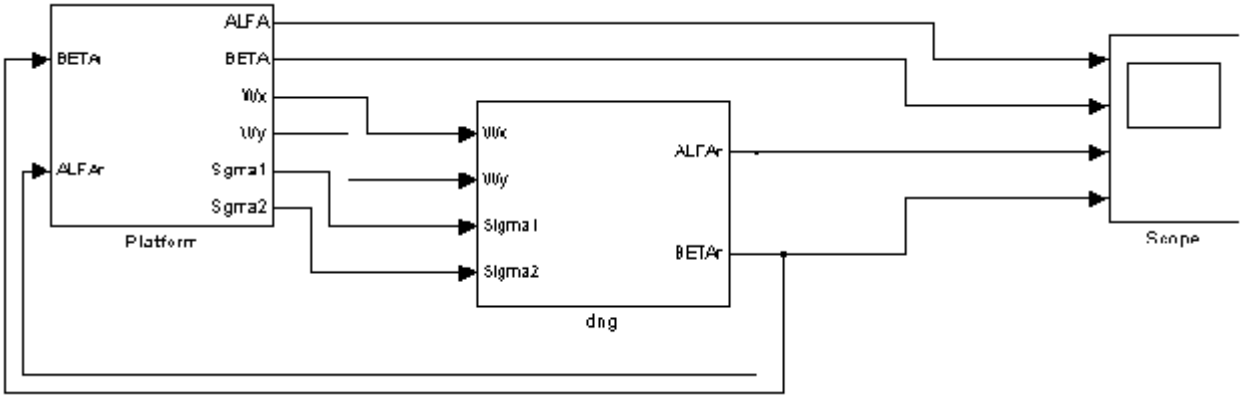
Iy = 378e-3; f = 0.3;

Iz = 478e-3; k1 = k2 = 0.3;

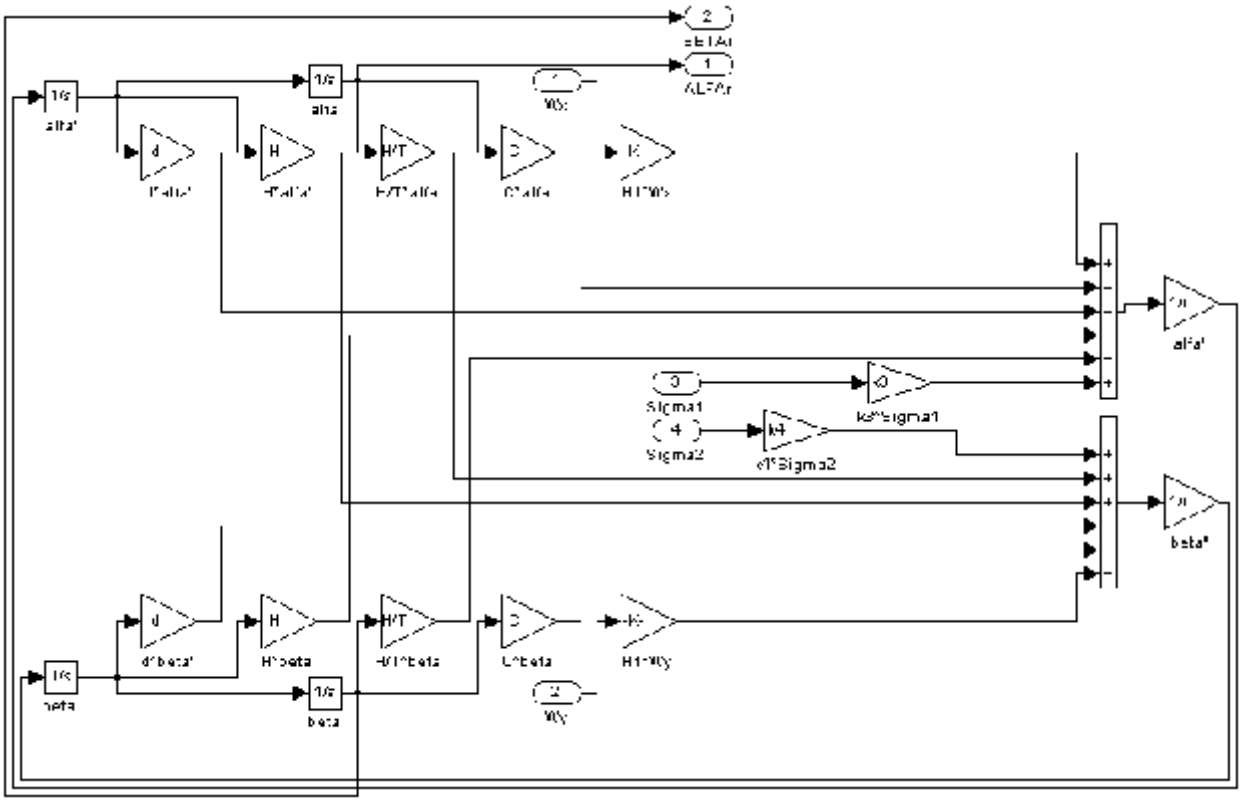
H = 2.26e-2; k3 = k4 = 0.05;

T = 60; Mc = 2.5e-3

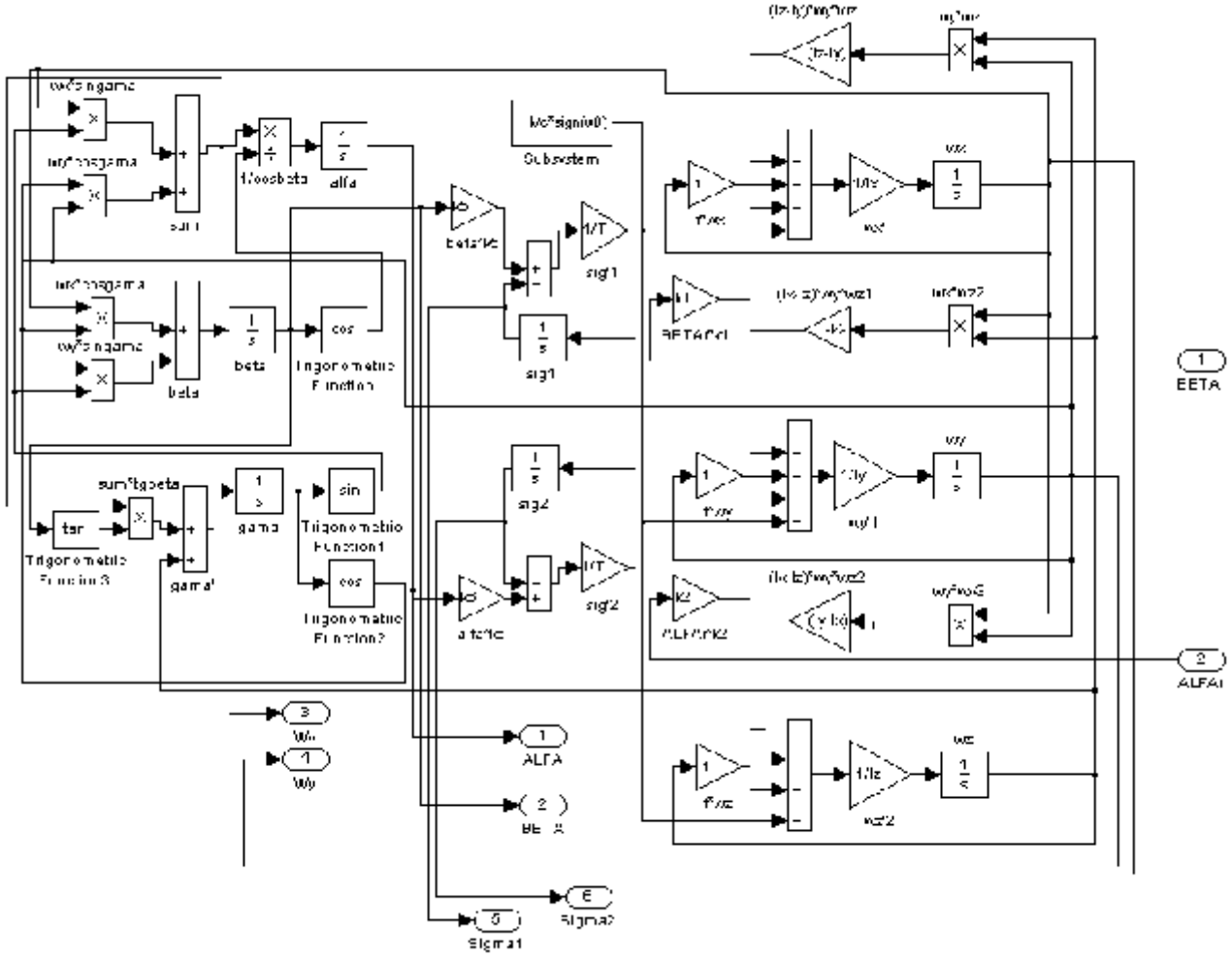
Точне горизонтування:



Структурна схема підсистеми dng:



Структурна схема підсистеми Platform:



Необхідні значення параметрів:

Platform:

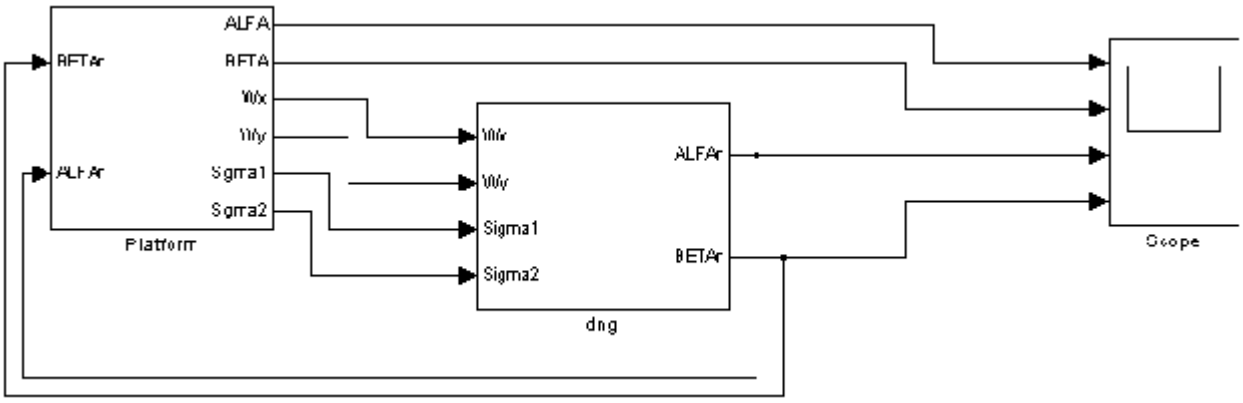
Ix = 359e-3;	T = 60
Iy = 378e-3;	f = 0.3;
Iz = 478e-3;	k1 = k2 = 0.3;
H = 2.26e-2;	k5 = k6 = 0.05;
Mc = 2.5e-3;	

dng:

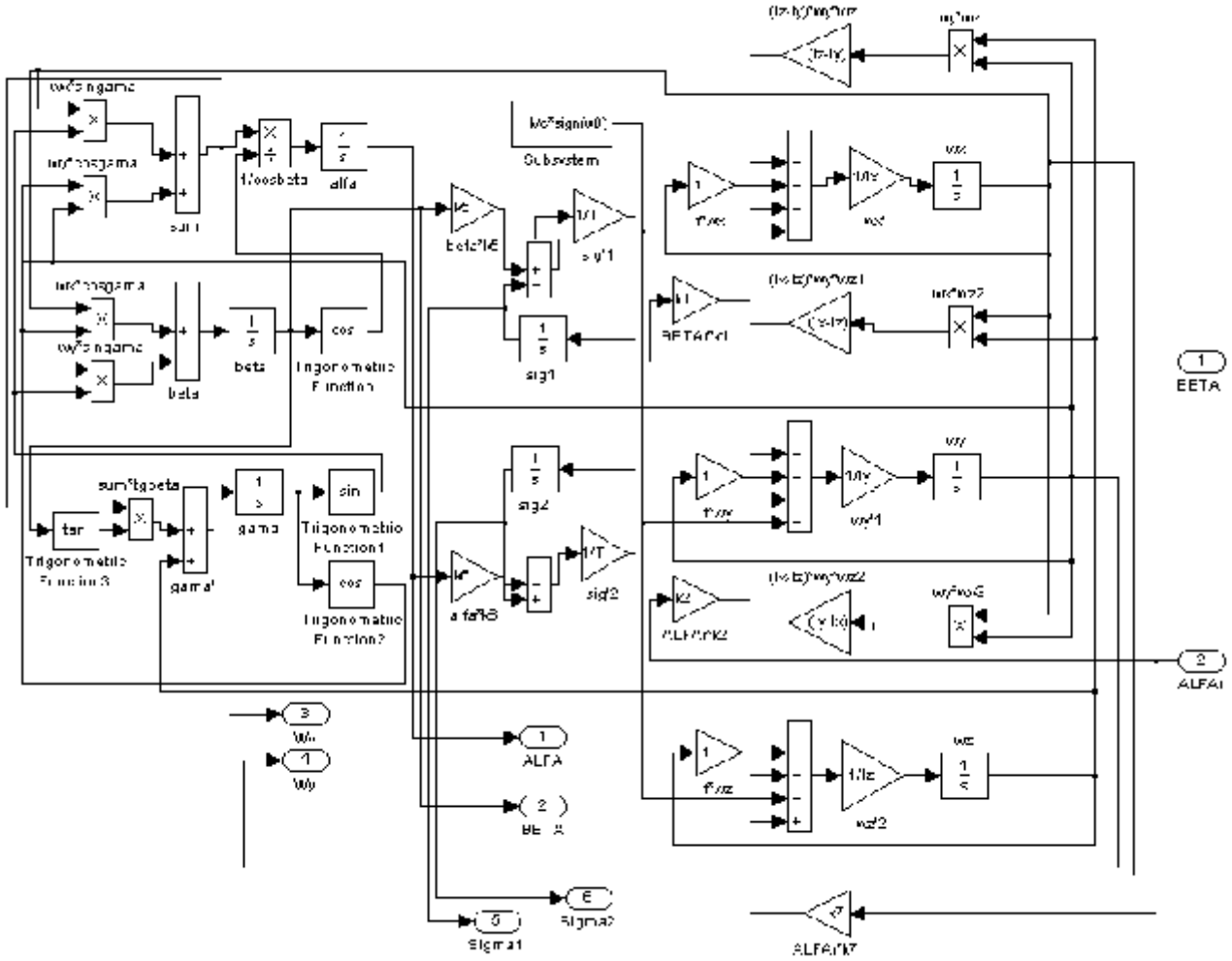
i = 0.95e-5;	d = 5.782e-7;
H = 2.26e-2;	T = 60;
C = 3.186e-4;	k3 = 0.02;
k4 = -0.02	

Додаток 6

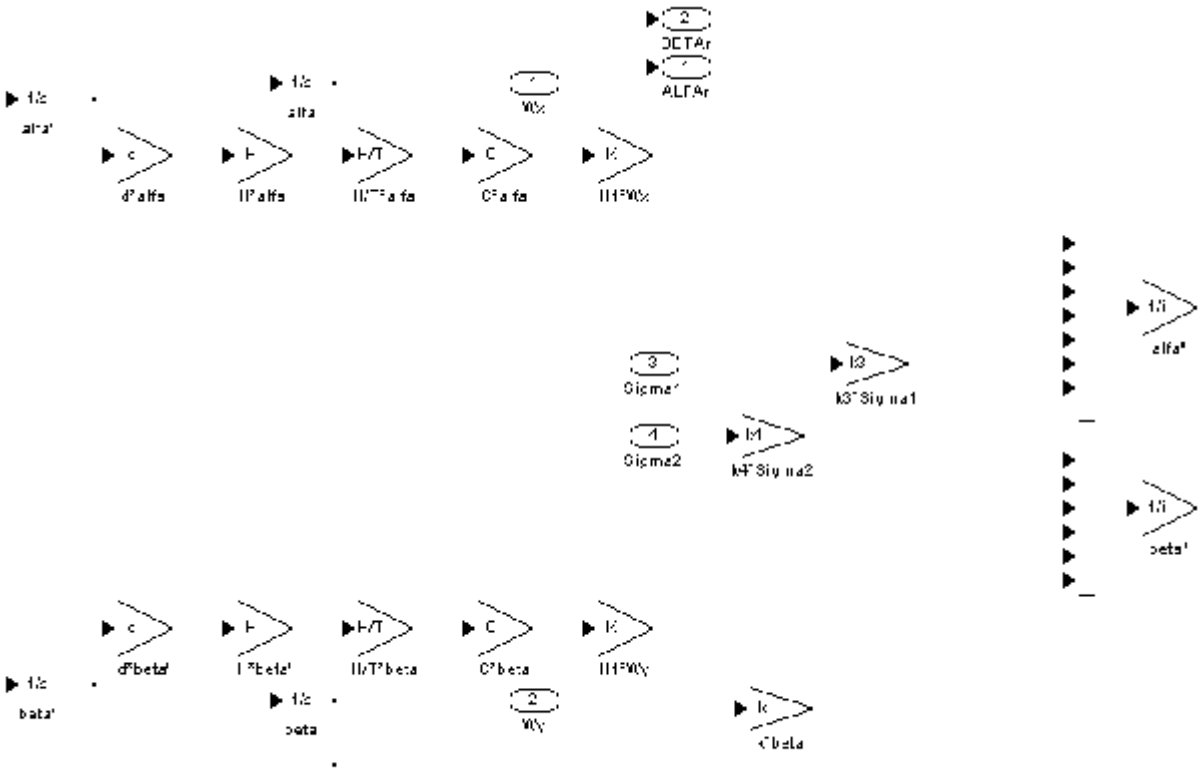
СТРУКТУРНА СХЕМА МОДЕЛЮВАННЯ РЕЖИМУ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ



Структурна схема підсистеми Platform:



Структурна схема підсистеми dng:



Необхідні значення параметрів:

Platform:

Ix = 359e-3;	T = 60
Iy = 378e-3;	f = 0.3;
Iz = 478e-3;	k1 = k2 = 0.3;
H = 2.26e-2;	k5 = k6 = 0;
Mc = 2.5e-3;	k7 = -55

dng:

i = 0.95e-5;	d = 5.782e-7;
H = 2.26e-2;	T = 60;
C = 3.186e-4;	k3 = 0.02;
k = -1;	k4 = -0.02.