

Міністерство освіти і науки України
ДВНЗ «Прикарпатський національний університет імені Василя Стефаника»
Кафедра комп'ютерної інженерії та електроніки
(повна назва кафедри)

Заячківський Руслан Богданович
Zaiachkivskyi Ruslan

УДК 004:681.5

Спеціальність 6.050102 «комп'ютерна інженерія»
(шифр та назва спеціальності)

Кваліфікаційна робота
на здобуття освітньо-кваліфікаційного рівня магістр
(бакалавр, спеціаліст, магістр)

Сучасна мікроконтролерна автомобільна навігаційна система
Modern microcontroller car navigation system

Науковий керівник:
к.т.н, доцент Терлецький А.І

Рецензент:
д.ф.-м.н., проф. Бойчук В.М.

АНОТАЦІЯ

Дана робота містить 66 ст., 1 табл., 1 блок-схему, 18 рис., 2 дод., 21 джерело.

Мето дослідження данлі роботи було: для розв'язання даної задачі використовувалися та роглядалися існуючі системи навігації, опис всіх деталей та частин, а також розгляд складання навігаційної системи

Результати: науковий - запропонований даний комплекс рішення для збірки сучасної навігаційної системи, яка має переваги над існуючими вже системами, швидка та точна у виконанні поданими та запрограмованими командами.

Використовується для знаходження власного авто або авто інших користувачів, які користуються цією програмою.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розробив		Заячківський Р.			Анотація	Літ.	Арк.	Аркуші
Перевірив		Терлецький А.І.					3	1
Н. Контр.		.						
Затвердив								

ABSTRACT

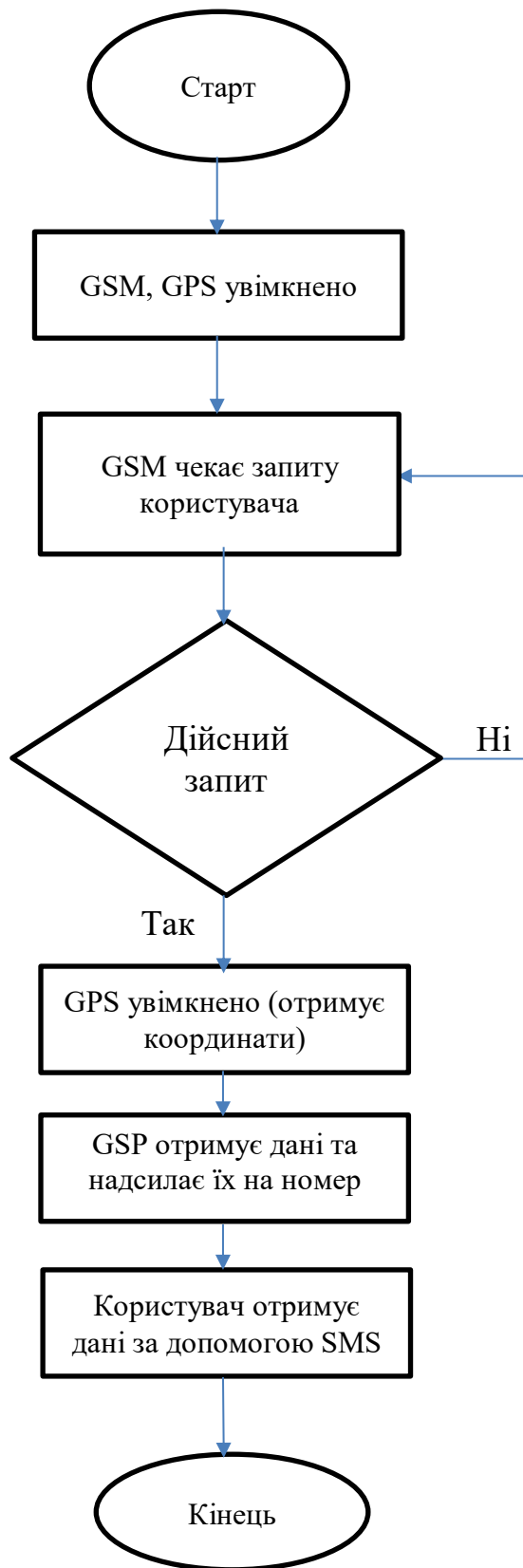
This work contains 66 articles, 1 table, 1 block diagram, 18 figures, 2 appendices, 21 sources.

The purpose of this study was: to solve this problem used and considered existing navigation systems, a description of all parts and components, as well as consideration of the assembly of the navigation system

Results: scientific - this set of solutions is proposed for the assembly of a modern navigation system, which has advantages over existing systems, fast and accurate execution of the submitted and programmed commands.

Used to find your own car or the cars of other users who use this program.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розробив		Зячківський Р.Б.			ABSTRACT	Літ.	Арк.	Аркуші
Перевірив		Терлецький А.І.					4	1
Н. Контр.		.						
Затвердив								



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розробив		Заячківський Р.Б.			Блок-схема	Літ.	Арк.	Аркуші
Перевірив		Терлецький А.І.					5	1
Н. Контр.		.						
Затвердив								

Державний вищий навчальний заклад
«Прикарпатський національний університет імені Василя Стефаника»
Фізико-технічний факультет
Кафедра комп'ютерної інженерії та електроніки

Пояснювальна записка
до кваліфікаційної роботи на тему
Сучасна мікроконтролерна автомобільна навігаційна система

					123.КІ-21(м).03			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
Розробив		Заячківський Р.Б.			Пояснювальна записка	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
Перевірив		Терлецький А.І.					6	55
Н. Контр.								
Затвердив								

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

GPS - Global Positioning System

GSM - Groupe Spécial Mobile

GNSS - Global Navigation Satellite System

IMU - Inertial Measurement Unit

INS - Inertial navigation system

MEMS - Micro Electro-Mechanical Systems

TTL - Transistor–transistor logic

MCU - Multipoint Control Unit

USART - Universal Asynchronous Receiver-Transmitter

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		7

ЗМІСТ

ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СТАНУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ НАВІГАЦІЇ	11
1.1 Аналіз існуючих систем навігації, що мають перспективи розвитку.....	11
1.1.1. Система GPS.....	12
1.1.2. Система ГЛОНАСС.....	14
1.1.3. Система Galileo.....	18
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА МОДЕЛІ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ	21
2.1. Початкове визначення навігації та вимог до чутливих елементів.....	21
2.2. Основний режим роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи.....	23
2.3. Рівняння орієнтації Ейлера.....	24
2.4. Позиціонування за допомогою методу найменших квадратів.....	26
РОЗДІЛ 3. ПОХИБКИ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ	30
3.1. Вплив похибки акселерометра	30
3.2. Вплив похибки гіроскопа	31
РОЗДІЛ 4. Аналіз функціональних характеристик і вибір компонентів	34
РОЗДІЛ 5. Розробка алгоритмів та налагодження програм	39
ВИСНОВКИ	46
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	48
ДОДАТОК А	50

					<i>123.КІ-21(м).03</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

ВСТУП

Різке збільшення кількості викрадення транспортних засобів викликає необхідність убезпечити транспортний засіб як підвищення корисності технологій для людини. Відстеження транспортного засобу з аудіоспостереженням за допомогою модуля GSM та GPS – це відстеження положення транспортного засобу та моніторинг аудіоактивності, що відбувається в транспортному засобі, за допомогою модуля GPS та GSM.

Сучасні системи відстеження транспортних засобів зазвичай використовують технологію GPS або ГЛОНАСС для визначення місцезнаходження транспортного засобу, але можуть використовуватися й інші типи технології автоматичного визначення місцезнаходження транспортного засобу.

Інформацію про транспортний засіб можна переглянути на електронних картах через Інтернет або спеціалізоване програмне забезпечення. Система відстеження дуже важлива в сучасному світі, яка може бути корисною для моніторингу, відстеження викрадення автомобіля та різних інших додатків. Методи звукового спостереження є варіаціями трьох основних форм. По-перше, як за частотою використання, так і за обсягом отриманого прийому, це телефонний кран; другий – прихований мікрофон, з'єднаний проводами з диктофоном; і по-третє, мікрофонічний прийом прихованого бездротового передавача в ланцюзі з приймачем моніторингу.

Більшість сучасних систем відстеження транспортних засобів використовує глобальну систему позиціонування (GPS), щоб отримати точне зчитування положення автомобіля.

У наш час популярність систем спостереження для відстеження та моніторингу людей і транспортних засобів за допомогою відеоінформації швидко зростає. Досягнення обчислювальної потужності, посилення проблем безпеки, зростання глобальних загроз і більша обізнаність і пошук у країнах, що розвиваються, а також можливості безпеки організацій сприяли цьому усвідомленню.

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

Системи відстеження транспортних засобів, зокрема, знаходять покращене застосування в ряді інтелектуальних транспортних систем і додатків, включаючи вимірювання параметрів транспортного потоку, виявлення аварій, автономні керовані транспортні засоби, а також для моніторингу спостереження в системах безпеки. У цій роботі представлено глобальну систему відстеження автомобіля на основі мікроконтролера. Система складається з GPS і GSM. Він використовує лише один GPS-пристрій і процес двостороннього зв'язку з GSM-модулем.

Система буде встановлена на транспортному засобі, щоб його власник або третя сторона міг відстежувати його положення. Компоненти зв'язку, такі як стільниковий (GSM) і супутниковий передавач, будуть об'єднані для передачі місцезнаходження автомобіля віддаленому користувачеві. Інформацію про транспортний засіб можна переглянути за допомогою програмного забезпечення на комп'ютері.

Метою даної роботи є розробка та впровадження системи відстеження транспортних засобів за допомогою мікроконтролера з модулем GPS та GSM.

Завдання проекту є створення такої системи, яка може забезпечити наступне.

- Отримувати інформацію про місцезнаходження автомобіля щоразу, коли надходить запит.
- Забезпечує безпеку транспортного засобу шляхом відстеження його положення.
- Зйомка аудіорозмови в автомобілі в усіх точках.
- Результати дослідження забезпечать широкий спектр безпеки, щоб гарантувати, що будь-які випадки викрадення транспортних засобів можна швидко відстежувати та відстежувати для безпеки та відновлення транспортного засобу за допомогою пристрою відстеження, що використовує GSM як посилання.

					123.KI-21(м).03	Арк.
						10
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СТАНУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ НАВИГАЦІЇ

1.1. Аналіз існуючих систем навігації, що мають перспективи розвитку

Вважається, що найперша відома спроба розробки автомобільної навігаційної технології для автомобілів була здійснена в 1930 році, коли було створено Iter Avto. Авто покладався на серію паперових карт, щоб допомогти водіям провести з точки А в пункт Б, що викликало проблеми щоразу, коли вони відхилялися від запланованого маршруту.

Частково це пов'язано з тим, як було створено Авто, оскільки прокручування карт контролювалося за допомогою кабелю, прикріпленого до спідометра автомобіля, що призвело до того, що швидкість автомобіля визначала, наскільки швидко прокручується карта[1].

Найперша спроба розробки навігаційної технології була зроблена в 1930 році.

Через три десятиліття, у 1960 році, Сполучені Штати скористалися цією технологією та використали її для своїх військових, а інші виробники автомобілів використовували такі технології, як електронний автокомпас та DAIR (система допомоги водієві, інформація та маршрутизація) до появи більш сучасних систем GPS(рис.1).

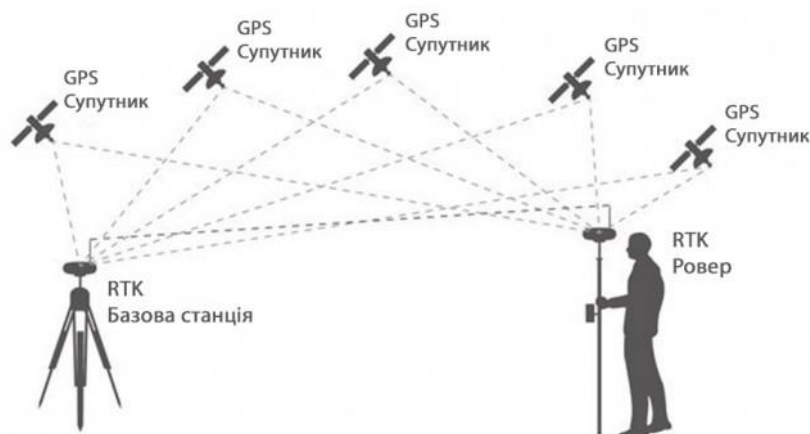


Рисунок 1. Система навігації

					123.КІ-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

1.1.1. Система GPS

Глобальна система позиціонування (GPS) є основним компонентом і єдиним повністю робочим елементом Глобальної навігаційної супутникової системи (GNSS). У 1951 р. д-р Іван Геттінг розробив тривимірну систему визначення позиції на основі різниці часу надходження радіосигналів. Невдовзі після запуску Sputnik це підтвердили вчені.

Доплерівське спотворення можна було б використовувати для обчислення ефемерид, і, навпаки, якби було відомо положення супутників, можна було б визначити положення приймача на землі. Протягом двох років після запуску «Супутника» був запуснений перший із п'яти низьковисотних супутників «Транзит» для глобальної навігації. У 1967 році перший із трьох супутників «Timation» продемонстрував, що високоточні годинники можна переносити в космос. Паралельно з цими зусиллями програма 621В розвивала багато характеристик сучасної системи GPS.

У 1973 році ці паралельні зусилля були об'єднані в систему NAVSTAR-Global Positioning System, якою керував спільний програмний офіс, очолюваний тодішнім полковником доктором Бредом Паркінсоном в Організації космічних і ракетних систем ВПС США. Цей офіс розробив архітектуру GPS і започаткував розробку перших супутників, всесвітнього сегмента управління та десяти типів користувацького обладнання(рис.1.1).

Сьогодні він продовжує підтримувати систему як Директорат глобальної системи позиціонування Центру космічних і ракетних систем.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
						12
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

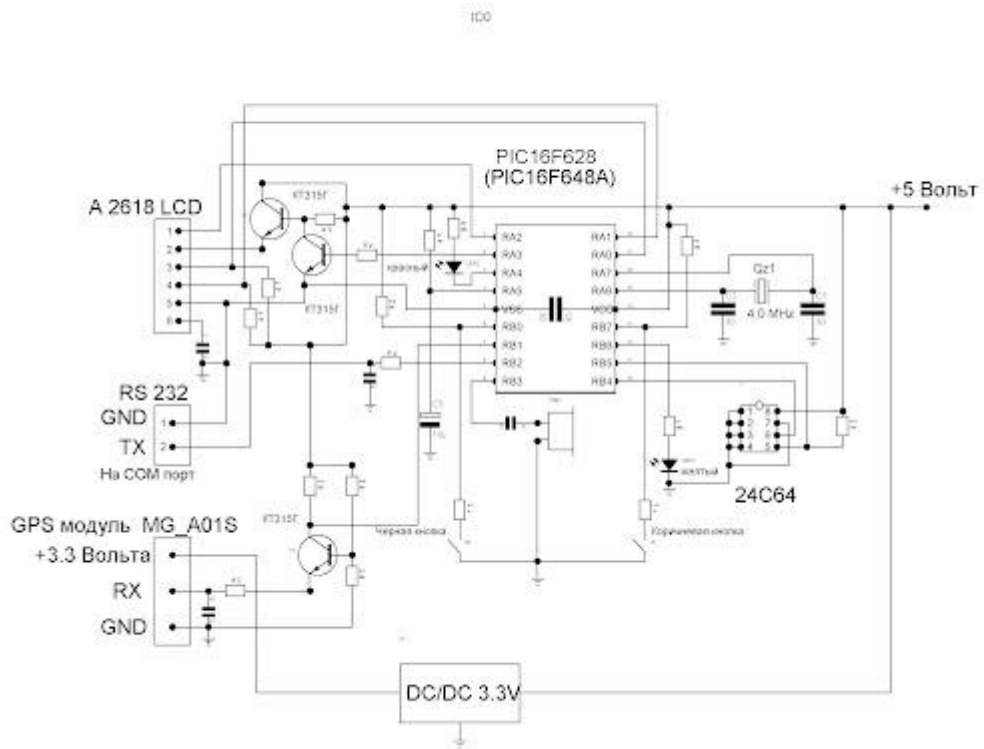


Рисунок 1.1. Принципова схема GPS - навігації

Усі параметри продуктивності системи були перевірені під час наземних випробувань до 1978 року. Десять супутників розробки були успішно запущені між 1978 та 1985 роками, також була розроблена функція, яка забезпечувала б важливі завантаження на супутники. Початкова група з 24 робочих супутників була розгорнута між 1989 і 1994 роками, і система була оголошена «повністю оперативною» у 1995 році. Відтоді він підтримується на такому рівні або вище[2].

У 1983 році, KAL-007 був збитий після того, як він відхилився від курсу в заборонений повітряний простір, президент Сполучених Штатів розпорядився, що GPS буде доступним для цивільного використання як загальне благо. Цивільний сигнал GPS спочатку був дещо погіршений через його потенційні військові наслідки.

Однак у 2000 році Президент наказав, що якість сигналу, доступного для цивільних користувачів, більше не буде погіршуватися. У 2004 році президент випустив нове Національне положення США в космічному базуванні.

										Арк.
										13
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

Навігація та політика часу. Політика 2004 року передала систему GPS під нагляд Національного космічного виконавчого комітету з позиціонування, навігації та хронометражу, співголовою якого є Заступники міністра транспорту та оборони США, що складається з дев'яти департаментів та агенцій уряду США.

Хоча спочатку GPS вважався унікальною можливістю, інші країни визнали важливість цієї технології для їх критичної інфраструктури та економіки і зараз знаходяться на різних стадіях.

Програма GPS наполегливо працювала над тим, щоб ці численні супутникові навігаційні та хронометражні системи могли працювати з сумісністю та прозорістю для всіх відкритих сигналів. GPS зробив великий технічний внесок у методи аналізу, які передбачають сумісність, тому системи можуть ділитися спектром для сумісності, забезпечуючи сумісність радіочастот. У двосторонніх робочих групах і багатонаціональних форумах уряд США і представники Японії, Європи, Індії, Росії, Китаю та інших країн просувалися до спільних проєктів сигналів, які будуть використовуватися цивільними сигналами майже в кожній системі GNSS.

GPS став повсюдно поширеною утилітою, яка має бути доступною для цивільних користувачів у всьому світі без будь-яких витрат, забезпечуючи безпрецедентну точність визначення часу, положення та навігації з майже незліченною кількістю людей.

Ця система спочатку була розроблена як військов. Зараз GPS лежить в основі неймовірно широких цивільних застосувань, а також, відповідно до свого походження, дивовижно точних систем ударів. Це також має значну користь для людей, оскільки, коли конфлікту уникнути неможливо, історія останніх двох десятиліть показала, що побічні збитки та жертви серед цивільного населення внаслідок військових дій значно менші, ніж це спостерігалось під час конфліктів до GPS.

1.1.2. Система ГЛОНАСС

Розробка системи ГЛОНАСС почалася в середині 1970-х років, паралельно з американською GPS (Бартенев та ін., 1994). Перший супутник ГЛОНАСС був

					123.KI-21(м).03	Арк.
						14
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

виведений на орбіту 12 жовтня 1982 року (CSIC, 1998). До кінця 1985 року працювало десять супутників. Це означало кінець так званої передопераційної фази.

На етапі експлуатації, починаючи з 1986 року, запланована констеляція була послідовно завершена. Ці зусилля зазнали невдачі в травні 1989 року, коли запуски супутників були припинені на один рік через нещодавні збої супутників. Основними користувачами ГЛОНАСС вважалися радянські повітряні та військово-морські сили. Але, як і GPS, хоча і була військовою системою, незабаром були визнані можливості цивільного використання, спочатку в галузях геодезії та геодинаміки. З травня 1987 року ГЛОНАСС використовувався для визначення параметрів обертання Землі (ERP). Через рік, у травні 1988 року, на конференції ІКАО з майбутньої аеронавігації Systems (FANS) у Монреалі/Канада, система була представлена громадянській громадськості (Anodina, 1988)[3]. Систему запропонували для використання представникам цивільної авіації. У тому ж році подібна презентація і пропозиція була зроблена на конференції ІМО. У 1989/1990 рр. інтерес до ГЛОНАСС неухильно зростав у США та інших західних країнах.

Хоча на той час працювало лише близько десяти супутників, можливості ГЛОНАСС і особливо комбінації GPS/ГЛОНАСС почали з'являтися. Частково це могло бути підштовхнуто Міністерством оборони США, активуючи вибірково доступність на GPS у березні 1990 р. (N.N., 1990a). За винятком короткого періоду під час війни в Перській затоці (щоб дозволити військам США та союзників використовувати «цивільні» GPS-приймачі для компенсувати військові приймачі Р-коду, які ще не були доступні в достатній кількості), S/A тоді залишався активним, залишаючи сигнал GPS навмисно погіршений. У цей час була розпочата початкова робота з оцінки значення ГЛОНАСС для цивільної аеронавігації. FAA уклало контракт з Honeywell and Northwest Airlines на оцінку роботи ГЛОНАСС на борту комерційного авіалайнера (N.N., 1990d; Гартманн, 1992). Цей проект в основному був спрямований на збір даних з метою сертифікації майбутнього навігаційного обладнання GPS/ГЛОНАСС.

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

Массачусетський технологічний інститут, Лінкольн Лабораторії почали відстежувати супутники ГЛОНАСС та оцінювати продуктивність, доступність та цілісність системи, також від імені FAA.

Також в Європі з'явився інтерес до ГЛОНАСС і комбінованого використання GPS і ГЛОНАСС. Особливо тут вчені та чиновники відчували себе незручно через поточний стан GPS і ГЛОНАСС, які є системами, які контролюються збройними силами однієї іноземної країни. Отже, на початку 1990-х років тенденції використовувати GPS і ГЛОНАСС як основу майбутньої супутникової системи цивільної навігації або глобальної навігаційної супутникової системи (GNSS) під цивільним контролем сильно зросли (N.N., 1993a; N.N., 1993b). Але перш ніж спланувати і спроектувати таку систему, потрібно було дуже добре ознайомитися з існуючими системами.

Розпад Радянського Союзу та його правонаступниці, Російської Федерації, спершу вплинув на зусилля по завершенню системи. Але російські чиновники трималися за систему. Зрештою, ГЛОНАСС також мав на меті замінити наземні навігаційні системи, які коштують дорого на просторах російської території.

Таким чином, 24 вересня 1993 року ГЛОНАСС було офіційно введено в експлуатацію та передано під егіду Російських Військово-космічних сил (ВКС) з 16 супутниками. Однак у наступні місяці деякі старі космічні кораблі довелося вилучити, в результаті чого кількість робочих супутників у серпні 1994 року зменшилася до десяти. У цей момент ГЛОНАСС отримав найвищий пріоритет, коли президент Єльцин видав указ, наказуючи завершити роботу системи до кінця 1995 року (GPNN, 1994). При запуску з Байконура/Казахстан ракета-носій «Протон» може одночасно виводити на орбіту три супутники ГЛОНАСС. Таким чином, на той момент необхідно було ще п'ять запусків.

Однак з тих пір триваючий занепад Російської Федерації і особливо її промисловості все більше і більше впливає на обслуговування системи ГЛОНАСС.

У таблиці 1 наведено порівняльну характеристику двох систем Глонасс та GPS.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
						16
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Таблиця 1. Порівняльна характеристика

	GPS	Глонасс
Назва	Глобальна система позиціонування	Глобальна навігаційна супутникова система
Власник	Міністерство оборони США	Міністерство оборони Росії
Кількість супутників	24(32)	24(28)
Кількість орбіт	6	3
Висота	20200	19100
Система координат	WGS-84	ПЗ-90.11

Після цього довелося вилучити старі супутники, їхній проектний термін служби був перевищений. Вони не були замінені, хоча замінні супутники вже були побудовані, а запуск у грудні 1995 року вже виводив на орбіту запасний супутник. Таким чином, у червні 1997 року можна було використовувати лише дев'ятнадцять супутників, у грудні 1997 року – лише чотирнадцять (працездатних і справних)[4].

Відтоді кількість доступних супутників залишалася відносно стабільною — від дванадцяти до чотирнадцяти. Частково це може бути пов'язано з постановою уряду Російської Федерації від листопада 1997 р виданий з наміром забезпечити фінансування програми і знову сприяти її цивільному і, зокрема, геодезичному використанню (Уряд, 1997).

Через відносно короткий проектний термін служби (три роки) супутників ГЛОНАСС для підтримки ГЛОНАСС необхідні часті запуски супутників. Найбільш ефективно запускаються супутники ГЛОНАСС.

Єдиним стартовим майданчиком, здатним керувати цією потужною ракетою, є Байконур у колишній Радянській Республіці Казахстан. Хоча Російська Федерація і Республіка Казахстан в

У березні 1994 р. підписано угоду про довгострокову оренду космодрому Байконур, Росія почала планувати розширення власного космодрому в Плесецьку (Ковальський, 1995). Цей сайт на півночі Росії використовується виключно

					123.KI-21(м).03	Арк.
						17
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Військово-космічними силами (ВКС). Розташований на 62,8° на північ, він ідеально підходить для великих нахилів (наприклад, ГЛОНАСС), полярних і високоеліптичних орбіт (RAG, 1998; NASA, 1998).

Але фінансування цього проекту було припинено. Крім того, менший розгінний апарат «Молнія», який регулярно працює з Плесецька, міг би виводити на орбіту по одному супутнику ГЛОНАСС. Цей варіант вже було враховано на початку програми ГЛОНАСС, але на той час було відкинуто, оскільки для досягнення орбіти ГЛОНАСС знадобиться два великих вигорання верхньої ступені Молнии замість одного, як у випадку зі звичайними корисними навантаженнями Молнии (Johnson, 1994). Як другий варіант, нова пускова установка «Зеніт» могла б одночасно вивести на орбіту два супутники ГЛОНАСС або з Байконура, або з Плесецька.

1.1.3. Система Galileo

Європейський Союз займається супутниковою навігацією майже десять років. У 1995 році він наглядав за розгортанням європейської GNSS першого покоління, відомої як Європейська служба геостационарної навігації (EGNOS). Об'єднаний проект Комісії, Європейського космічного агентства (ESA) та Європейської організації з безпеки аеронавігації (EUROCONTROL), EGNOS надаватиме (за певних умов) гарантовану службу цілісності GPS/ГЛОНАСС, починаючи з 2004 року. У 2006 та 2008 роках інфраструктура EGNOS буде інтегрована в Galileo[5]. Використовуючи три геостационарні супутники Міжнародної морської супутникової організації (Inmarsat) і мережу наземних станцій, EGNOS буде передавати сигнал, що інформує про надійність і точність сигналів позиціонування, що надсилаються GPS і ГЛОНАСС.

У 1998 році ЄКА та Європейський Союз спільно вирішили вивчити доцільність створення справді незалежної європейської GNSS. Програма під назвою Galileo була вперше затверджена в 1999 році. Планується, що Galileo, крім незалежності, забезпечить більшу точність, цілісність та доступність. і безперервність послуг у порівнянні з нинішніми системами. Незважаючи на подвійну природу будь-якої системи GNSS, Galileo призначено лише для

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		18

цивільного застосування. Вона позначена як «цивільна програма під цивільним контролем».

Порівняння Galileo та поточного GPS допомагає краще зрозуміти потреби в європейській GNSS. За словами Генерального директорату з енергетики та транспорту Європейської Комісії (ЄК), «надзвичайно важливо мати вибір незалежно від нинішньої монополії США щодо глобальної системи позиціонування (GPS), яка є менш розвиненою, менш ефективний і менш надійний». За даними Комісії, специфічні недоліки GPS визначені як:

- Посередня та різна точність місцезнаходження – залежно від часу та місця точність GPS іноді дається з точністю до кількох десятків метрів. З європейської точки зору цього недостатньо, щоб забезпечити значні переваги для суспільства, особливо в транспортному секторі. З кращою точністю Галілей заповнив би цю прогалину.
- Географічна надійність сумнівна — у північних регіонах, які часто використовуються як авіаційні маршрути, GPS забезпечує обмежене покриття. Це також впливає на використання системи в Північній Європі, яка входить до складу кількох членів ЄС. Крім того, Galileo підвищить загальне охоплення міських районів з поточної цифри 50 відсотків (надається лише за допомогою GPS) до 95 відсотків.
- Сумнівна надійність сигналу — Оскільки послуги GNSS відіграють важливу роль у суспільстві, існує занепокоєння з приводу можливості припинення служби. Якщо система GPS стане неприцездатною або буде вимкнена (випадково чи ні), за консервативними оцінками, витрати для європейської економіки становитимуть між 130 і 500 мільйонів євро на день. Оскільки подія з низькою ймовірністю, але з високим впливом, це дає додатковий імпульс для європейської системи.

Космічний сегмент Galileo складатиметься з 30 супутників - 27 активних і 3 запасних - на середній навколоземній орбіті (МЕО) на висоті 23 600 км. Супутники будуть рухатися по трьох кругових орбітах під нахилом 56 градусів, забезпечуючи глобальне покриття. При часі обертання супутника на орбіті 14

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		19

годин конфігурація сузір'я гарантуватиме принаймні шість супутників у будь-який момент часу для будь-якого місця, включаючи полюси[6].

Очікуваний термін служби космічного корабля Galileo становитиме 10 років. Окремі супутники будуть замінюватися на регулярній основі, щоб врахувати можливі несправності, залишковий термін служби та адаптацію майбутніх технологій корисного навантаження.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		20

РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА МОДЕЛІ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ.

2.1. Початкове визначення навігації та вимог до чутливих елементів

Стан руху будь-якої рухомої платформи можна визначити за допомогою процесу, відомого як навігація. Тоді як навігація здійснюється шляхом визначення станів навігації рухомої платформи. Навігаційні стани представляють положення, швидкість та орієнтацію платформи в двовимірному (2-D) або тривимірному (3-D) просторі[7].

Навігаційні методи поділяються на дві великі категорії. А саме, фіксація позиції та мертвий рахунок. Фіксація позиції здійснюється шляхом визначення станів навігації щодо набору добре відомих позицій. Прикладом техніки визначення позиції є глобальні навігаційні супутникові системи (GNSS). З іншого боку, бездіяльний підрахунок визначає стани навігації рухомої платформи шляхом рекурсивного вимірювання прогресу таких станів навігації щодо їх початкових значень. Інерціальна навігація є прикладом навігаційної техніки мертвого рахунку.

Потреба в навігації з безрахунковою навігацією виникає через обмеження типових методів фіксації позиції, які вимагають прямої видимості між платформою, якою потрібно рухатися, і добре відомими фіксованими позиціями. Щоб уточнити, навігація за допомогою GNSS вимагає прямої видимості між приймачем GNSS і принаймні чотирма супутниками для отримання навігаційних станів навігаційної платформи. Така умова, як правило, практично не виконується, особливо коли навігація відбувається в міському або закритому середовищі. Отже, середовища, де заборонено GNSS, вимагають використання розрахунку мертвої точки, особливо інерційної навігації, щоб забезпечити навігаційне рішення для періодів, коли рішення фіксації положення неможливе.

Якби можна було виміряти результуючу силу, що діє на рухоме тіло, і застосувати другий закон руху Ньютона, можна було б вивести лінійну та/або обертальну швидкість руху. Таким чином, виникають інерційні датчики. Інерціальні датчики поділяються на дві основні категорії: акселерометри та

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		21

гіроскопи. Загалом, акселерометри вимірюють конкретні сили або прискорення, тоді як гіроскопи вимірюють кутові швидкості.

Коли інерційні датчики вмонтовані в конкретні геометричні форми, які гарантують фіксацію руху будь-якої даної платформи, збірка інерціальних датчиків називається інерційною одиницею вимірювання (IMU). Тоді як IMU зазвичай поєднуються з певною формою базової бортової обробки даних для перетворення необроблених вимірювань у відчутні специфічні сили або кутові швидкості. Типовий IMU містить тріаду акселерометрів і тріаду гіроскопів, встановлених уздовж трьох взаємно ортогональних осей, щоб фіксувати тривимірний рух будь-якої даної платформи, на якій він встановлений[8].

Тим не менш, інерційна навігація здійснюється шляхом обробки інерціальних вимірювань, отриманих від IMU. Інерціальні вимірювання математично зводяться до змін положення, швидкості та орієнтації рухомої платформи. Отже, стани навігації можуть накопичуватися з часом, щоб визначити положення, швидкість та орієнтацію платформи в будь-який момент. Таким чином, система, яка використовує вимірювання IMU для отримання навігаційних станів будь-якої рухомої платформи, на якій вона встановлена, відома як інерційна навігаційна система (INS). INS — це система, яка включала б IMU разом із деякими засобами для обробки інерціальних вимірювань у повне навігаційне рішення.

Інерціальні датчики страждають від помилок, які є або систематичними, або випадковими помилками. Систематичні похибки можна моделювати математично і зменшити їх за допомогою калібрування. Систематичні помилки в інерціальних датчиках включають масштабний коефіцієнт зміщення, нелінійність масштабного коефіцієнта та перехресне зв'язок вимірювань чутливих осей. Зміщення в інерціальному датчику - це постійний зсув вимірюваної величини від фактичного входу до датчика. Тоді як масштабний коефіцієнт – це помилка, яка представляє невідповідність між вхідною величиною для інерціального датчика та поданою вихідною величиною датчика. Як правило, слід очікувати, що інерціальний датчик повідомить вихідне значення, еквівалентне будь-якому

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		22

вхідному значенню, накладеному на датчик. Отже, очікуване співвідношення «вхід-вихід» має дорівнювати одиниці. Однак масштабний коефіцієнт буде проявлятися як відхилення співвідношення вхід-вихід інерційного датчика від рівного одиниці. Іншою формою систематичних похибок є нелінійність масштабного коефіцієнта. Як правило, очікується, що відношення вхід-вихід датчика буде лінійним. Однак через вплив на навколишнє середовище та конструкцію деяких датчиків співвідношення вхід-вихід інерційного датчика може не бути лінійним, що є систематичною помилкою, яку слід враховувати. Через неправильне встановлення інерціальних датчиків у геометричній збірці ІМУ виникає помилка перехресного з'єднання. Перехресна зв'язок зумовлена неортогональністю осей чутливості інерціальних датчиків. Отже, датчики інерції (акселерометри або гіроскопи) вимірюють залишкові інерційні вимірювання від іншої осі, яка повинна бути ортогональною.

2.2. Основний режим роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи

Система навігації інерціальна (рис.2), яка також називається INS , є навігаційним пристроєм , яке забезпечує положення і швидкість.

Цей датчик поєднує в собі[9]:

- мікропроцесор, який запускає вдосконалений вбудований розширений фільтр Калмана (ЕКФ) для об'єднання інерціальних даних у реальному часі з GNSS та іншою допоміжною інформацією (одометр, dvl тощо) для допоміжного курсування.
- внутрішній реєстратор даних, якщо системні дані будуть використані після операції (наприклад, програми опитування)

Основний принцип інерційної навігації простий. Починаючи з відомої точки, ви розраховуєте своє поточне положення (безперервний DR) з напрямку та швидкості, пройдених з моменту початку навігації. Різниця між іншими навігаційними системами та INS полягає в тому, як вони визначають напрямок, відстані та швидкість. Прискорення визначаються трьома лінійними акселерометрами. Ці прискорення інтегруються в часі, щоб визначити зміни

					123.KI-21(м).03	Арк.
						23
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

швидкості. Швидкість інтегрується вдруге, щоб визначити пройдену відстань. Зміни напрямку вектора виявляються за допомогою кутових акселерометрів.

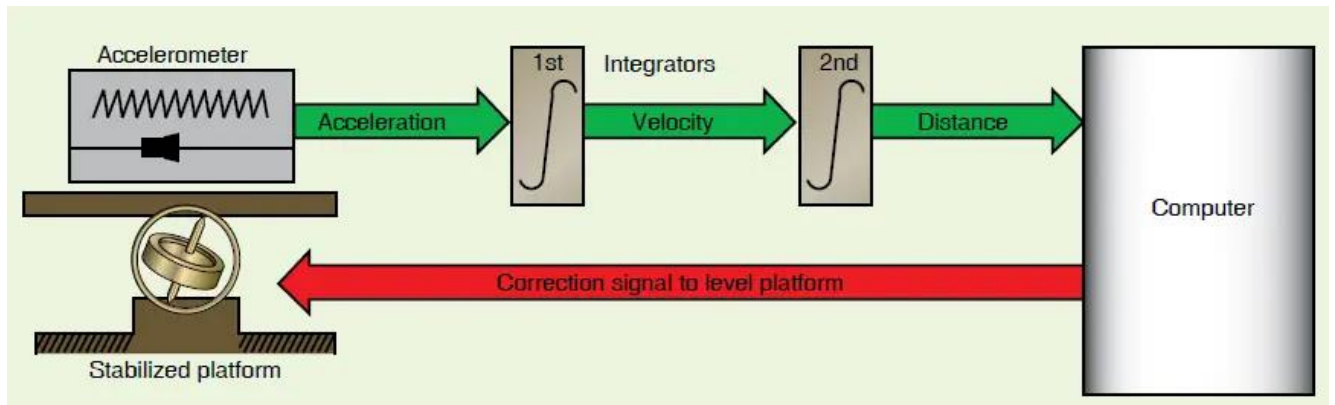


Рисунок 2. Основна інерційна система

Коли датчики виявляють зміни в орієнтації гіроскопа, генеруються сигнали корекції, щоб переорієнтувати стабільну платформу до вихідного положення та визначити новий напрямок вектора. INS не потребує інших ввідів.

2.3. Рівняння орієнтації Ейлера

Загальна модель помилки кута Ейлера містить модель відносної кутової помилки Ейлера та модель помилки конвекційного кута Ейлера. Відносна модель помилки кута Ейлера вказує на зв'язок між помилками кута Ейлера та помилками кутової швидкості основного кадру відносно навігаційної рамки, позначеної в каркасі тіла. Конвекційна модель помилки кута Ейлера вказує на зв'язок між помилками кута Ейлера і кутами Ейлера[10].

Заміна інерційної платформи GINS, цифрової обчислювальної платформи SINS, обчислювального фрейма всередині навігаційного комп'ютера, теоретично еквівалентна навігаційному кадру локального рівня, коли немає навігаційних помилок. Вихід гіроскопа використовується для підтримки цифрової обчислювальної платформи, і вимірювання специфічної сили з триад акселерометра вирішуються, а потім швидкість і положення отримують шляхом подвійного інтегрування, як показано на малюнку 1.

Однак, незалежно від того, яка система відліку вибрана, всі величини повинні бути перетворені в обчислювальну систему перед інтегруванням. Як

визначити матрицю ставлення до тіла життєво важливо, тому що вона являє собою перетворення основного кадру по відношенню до кадру навігації.

Матриця положення тіла може бути розрахована за кутами Ейлера ϕ , θ і γ по черзі вздовж осей голови, кроку та крену. Ці кути Ейлера можна розв'язати в режимі реального часу за допомогою кутових швидкостей рамки тіла відносно навігаційної рамки, позначеної в системі тіла, а кутова швидкість може бути розрахована за допомогою

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_n^b \omega_{in}^n = \omega_{ib}^b - C_n^b (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)$$

де ω_{ib}^b — вектор кутової швидкості каркаса тіла відносно інерціальної системи, позначеної в каркасі тіла, і може бути безпосередньо виміряний гіроскопами, і ω_{in}^n - вектор кутової швидкості навігаційну систему відліку по відношенню до інерціальної системи, позначену в навігаційній системі $\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n$.

ω_{ie}^n - вектор кутової швидкості земної системи відліку по відношенню до інерціальної системи відліку, позначеної в навігаційна рамка. ω_{en}^n - вектор кутової швидкості навігаційної системи по відношенню до Землі фрейм, позначений у фреймі навігації. Їх можна відповідно розрахувати за:

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \omega_{ie}^n \\ \omega_{ie}^n \\ \omega_{ie}^n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_{en}^n \\ \omega_{en}^n \\ \omega_{en}^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos(L) \\ \omega_{ie} \sin(L) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -V_N / (R_M + H) \\ V_E / (R_N + H) \\ V_E \tan(L) / (R_N + H) \end{bmatrix}$$

Як показано на рисунку 2.1, щоб точно вивести диференціальні рівняння помилки кута Ейлера, відношення перетворення між кутовою швидкістю каркаса тіла по відношенню до навігаційної рамки, позначена в каркасі тіла, і кутові швидкості Ейлера, кроку та крену по відношенню до навігаційної рамки, можна виразити як:

$$\begin{bmatrix} \omega_{nbx}^b \\ \omega_{nby}^b \\ \omega_{nbz}^b \end{bmatrix}_b = R_y^2(\gamma) R_x^1(\theta) R_z^n(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\phi}^n \end{bmatrix}_n + R_y^2(\gamma) R_x^1(\theta) \begin{bmatrix} \dot{\theta}^n \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_1 + R_y^2(\gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma}^n \\ 0 \end{bmatrix}_2$$

де ω_{nbi}^b - кутова швидкість рамки тіла відносно навігаційної рамки, позначеної в

каркас тіла вздовж осі i , $R^2_y(\gamma)$, $R^1_x(\theta)$, і $R^n_z(\phi)$ відповідно представляють трансформацію ставлення матриці, індуковані кутами Ейлера γ , θ і ϕ вздовж крену, кроку та головки[11].

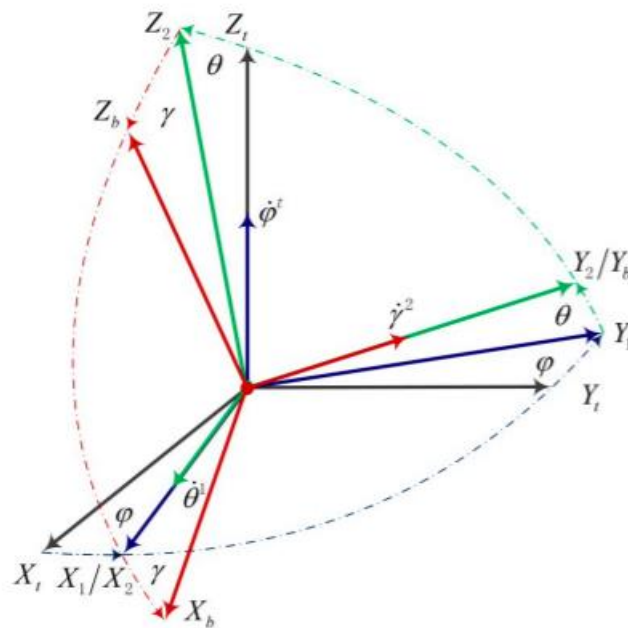


Рисунок 2.1. Співвідношення перетворення кутів Ейлера для SINS.

2.4. Позиціонування за допомогою методу найменших квадратів

LS є стандартним підходом до наближеного рішення наддетермінованих систем. У математиці система лінійних рівнянь вважається перевизначеною, якщо рівнянь більше, ніж невідомих. «Найменші квадрати» означає, що загальне рішення мінімізує суму квадратів помилок, допущених у результатах кожного окремого рівняння. Метою помилки є різниця між спостережуваними даними та сумою, отриманою з моделі.

Тепер, використовуючи дані псевдодальності та LS, визначаємо положення рухомого об'єкта. Припускаючи, що початкові координати приймача відомі (x_0, y_0, z_0) , фактичні координати приймача можна виразити як x_0, y_0, z_0

$$\begin{aligned} x_i &= x_0 + \Delta x_i, & y_i &= y_0 + \Delta y_i, \\ z_i &= z_0 + \Delta z_i. \end{aligned} \tag{2}$$

У наведеному вище рівнянні (x_i, y_i, z_i) показує положення об'єкта в епоху, а (x_0, y_0, z_0) пояснює невідому величину руху об'єкта в епоху. (x_i, y_i, z_i) можна записати як

$$x_i y_i z_i t_i \Delta x_i \Delta y_i \Delta z_i t_i x_i y_i z_i$$

$$(x_i, y_i, z_i) = f(x_0 + \Delta x_i, y_0 + \Delta y_i, z_0 + \Delta z_i). \quad (3)$$

Використання ряду Тейлора можна розширити, як показано нижче:

$$\begin{aligned} f(x_0 + \Delta x_i, y_0 + \Delta y_i, z_0 + \Delta z_i) &= f(x_0, y_0, z_0) + \frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial x_0} \Delta x_i \\ &+ \frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial y_0} \Delta y_i + \frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial z_0} \Delta z_i \\ &+ \frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + \dots \end{aligned} \quad (4)$$

Інші речення після лінійних можна ігнорувати. Щоб знайти коефіцієнти лінійних пропозицій ряду Тейлора, перепишемо кожне рівняння так [12]:

$$\begin{aligned} P_i^j &= \rho_i^j + c \Delta T_B \\ &= \sqrt{(x^j - x_i)^2 + (y^j - y_i)^2 + (z^j - z_i)^2} + c \Delta T_B, \end{aligned} \quad (5)$$

де (x_i, y_i, z_i) – координата ого супутника, показує точну відстань між им супутником і приймачем в епоху і показує величину псевдодальності між супутником і приймачем в епоху. Тепер, використовуючи (2) до (5), можемо отримати коефіцієнти лінійних пропозицій у розкладанні Тейлора таким чином:

										Арк.
										27
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	123.KI-21(м).03					

$$\begin{aligned}\frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial x_0} &= -\frac{x_j - x_0}{\rho_0^j}, \\ \frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial y_0} &= -\frac{y_j - y_0}{\rho_0^j}, \\ \frac{\partial f(x_0, y_0, z_0)}{\partial z_0} &= -\frac{z_j - z_0}{\rho_0^j}.\end{aligned}\tag{6}$$

Рівняння псевдодальності без урахування немодельованих помилок можна переписати, як у

$$P^j = \rho_0^j - \frac{x_j - x_0}{\rho_0^j} \Delta x_i - \frac{y_j - y_0}{\rho_0^j} \Delta y_i - \frac{z_j - z_0}{\rho_0^j} \Delta z_i.\tag{7}$$

Тоді рівняння (7) можна спростити, як показано нижче:

$$l^j = a_{x_i}^j \Delta x_i + a_{y_i}^j \Delta y_i + a_{z_i}^j \Delta z_i + c \Delta t_i,\tag{8}$$

Де

$$\begin{aligned}l^j &= P^j - \rho_0^j, & a_{x_i}^j &= -\frac{x_j - x_0}{\rho_0^j}, \\ a_{y_i}^j &= -\frac{y_j - y_0}{\rho_0^j}, & a_{z_i}^j &= -\frac{z_j - z_0}{\rho_0^j}.\end{aligned}\tag{9}$$

Якщо записати (8) для всіх спостережень (всіх супутників видимості), то отримаємо розроблену формулу, як у[13]

$$\begin{bmatrix} l^1 \\ l^2 \\ l^3 \\ \vdots \\ l^J \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x_i}^1 & a_{y_i}^1 & a_{z_i}^1 & c \\ a_{x_i}^2 & a_{y_i}^2 & a_{z_i}^2 & c \\ a_{x_i}^3 & a_{y_i}^3 & a_{z_i}^3 & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{x_i}^J & a_{y_i}^J & a_{z_i}^J & c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \\ \Delta t_i \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Матричне представлення (10) наведено як у

$$\vec{L} = A\vec{X}. \quad (11)$$

Рівняння (11) розв'язується за допомогою лінійної LS, оскільки кількість рівнянь спостереження більше за кількість невідомих. Розв'язок LS для (11) визначається як

$$\Delta x_i = (A_i^T A_i)^{-1} A_i^T \vec{L}_i, \quad (12)$$

де – вектор спостережень (кількість доступних супутників має бути не менше чотирьох) на епоху, – вектор чотирьох невідомих в епоху, та – матриця проектування в епоху з розмірністю . Використовуючи це рівняння, виходить кількість (, ,). Тоді з (2) виходить координата приймача

$$\Delta x_i \Delta y_i \Delta z_i$$

РОЗДІЛ 3. ПОХИБКИ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

3.1. Вплив похибки акселерометра

Акселерометри — це інерціальні датчики, які вимірюють величину прискорювальної сили, яку називають питомою силою, як згадувалося раніше в розділі. 0. Відзначається, що галузь інерціальних датчиків є більш зрілою з точки зору акселерометрів порівняно з датчиками кутової швидкості. Тим не менш, найсучасніші акселерометри включають величезну різноманітність датчиків, які використовують різні принципи роботи та технології. Найсучасніші акселерометри включають механічні датчики, які використовують класичний принцип маятника, аж до сучасних твердотільних датчиків. Отже, акселерометри можна знайти в широкому діапазоні точності[14].

Механічні акселерометри за точністю можна вважати інерціальними датчиками вищого рівня. Тим не менш, механічні акселерометри можуть бути реалізовані в різних формах з різними конструкціями. Механічні акселерометри містять маятниковий шарнірний механізм, який реагує на прикладене лінійне прискорення. Такі механічні датчики в деяких випадках заповнені рідиною для посилення амортизаційного ефекту всередині датчика. Крім того, маятник може бути обмежений до дуже малих зміщень, за допомогою реалізації датчика в конфігурації замкнутого циклу, з контуром перебалансування, що існує в конструкції датчика. Така конфігурація із замкнутим контуром допомагає підвищити точність датчика та збільшує його вхідний діапазон. Прикладом таких механічних акселерометрів є маятникові акселерометри із силовим зворотним зв'язком . Рисунок 3 показує схематичний 3D-розріз маятникового акселерометра зі зворотним зв'язком, модифікованого після.

					123.KI-21(м).03	Арк.
						30
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

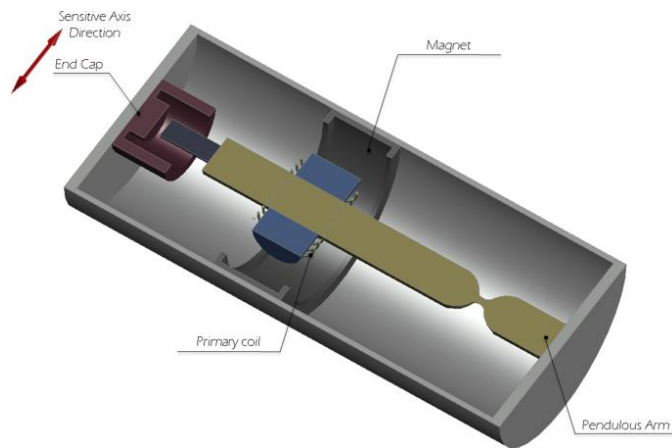


Рисунок 3. Схематичний 3D-розріз маятничого акселерометра зі зворотним зв'язком

Іншою формою лінійних акселерометрів є акселерометри, які використовують твердотільні технології. Такі акселерометри можуть бути досягнуті за допомогою різних методів, включаючи використання вібраційних пристроїв, як у випадку з вібраційними кварцовими акселерометрами, та кремнієвими акселерометрами. Зазначається, що вібраційні пристрої в конструкції акселерометрів є основою, на якій виготовляються акселерометри на основі MEMS[15].

Похибка акселерометра визначається за допомогою однократно-інтегрованого зміщення нуля, а похибка положення акселерометра знаходиться за допомогою двократно-інтегрованим його зміщенням нуля b_a :

$$\delta p = \iint b_a dt dt = \int b_a t dt = \frac{1}{2} b_a t^2$$

Із даної формули видно, що зміщення нуля призводить до похибки у значенні самої швидкості, прямо пропорційній часу і похибка положення, яка прямопропорційна квадрату часу.

3.2. Вплив похибки гіроскопа

MEMS гіроскоп, який вимірює кутову швидкість, має кілька внутрішніх факторів, що сприяють похибці, з нестабільністю зміщення як одним компонентом. Однак інерційний вимірювальний блок (IMU) має ряд переваг перед дискретним компонентом, що забезпечує йому підвищену продуктивність. IMU з шістьма ступенями свободи складається з кількох

інерціальних датчиків MEMS, які мають температурну компенсацію та відкалібровані для вирівнювання по ортогональних осях. Внутрішній 3-осьовий гіроскоп вимірює обертання навколо відомої точки, а 3-осьовий акселерометр вимірює зміщення. Етап постобробки з використанням цифрового сигнального процесора або мікроконтролера забезпечує внутрішні засоби для з'єднання датчиків(рис.3.2.)[16].



Рисунок 3.2. Мікромеханічний гіроскоп

Гіроскопи схильні до нестабільності зміщення, при якій початкове нульове зчитування гіроскопа спричинить дрейф з часом через інтеграцію притаманних недоліків та шуму всередині пристрою. Повторюваність зміщення може бути відкалібрована у відомому діапазоні температур ІМУ. Однак інтегрування постійної нестабільності зміщення призведе до кутової помилки. Ці похибки будуть накопичуватися, оскільки оцінки обертання або кута на основі гіроскопа будуть дрейфувати протягом тривалого періоду. Небажаним результатом дрейфу є те, що похибка обчисленого курсу безперервно зростає. Акселерометри, навпаки, чутливі до вібрації та інших негравітаційних прискорень.

Похибка гіроскопа визначається наступною формулою:

$$\delta\theta = \int b_g dt = b_g t$$

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

, де зміщення вихідного сигналу призводить до створення похибки, яка прямопропорційна часу.

Значення цього кута призводить до неправильного прискорення, яке призведе до похибки в навігаційній системі.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		33

РОЗДІЛ 4. Аналіз функціональних характеристик і вибір компонентів

Цей пристрій складається з наступних основних блоків, а саме[17]:

- Мікроконтролер,
- GPS,
- GSM блок
- блок живлення.

Пристрої є інтерфейсом, як показано на системній блок-схемі. Конструкція являє собою вбудовану програму, яка буде безперервно стежити за рухомим транспортним засобом і повідомляти про стан транспортного засобу за запитом. Мікроконтролер PIC18F452 послідовно підключений до GSM-модему та GPS-приймача. Модем GSM використовується для передачі місцезнаходження (широти та довготи) транспортного засобу з віддаленого місця. Модем GPS безперервно видаватиме інформацію, що вказує на положення автомобіля. GPS-модем дає багато параметрів на виході, але тільки дані, що виходять, зчитуються і надсилаються на номер телефону користувача. Використовується протокол RS-232 для послідовного зв'язку між модемами та мікроконтролером. Послідовна мікросхема драйвера використовується для перетворення рівнів напруги TTL в рівні напруги RS-232. Коли запит користувача надсилається на номер в модемі, система автоматично надсилає відповідь на мобільний телефон із зазначенням положення транспортного засобу з точки зору широти та довготи з цієї інформації, за допомогою яких можна відстежувати транспортні засоби.

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

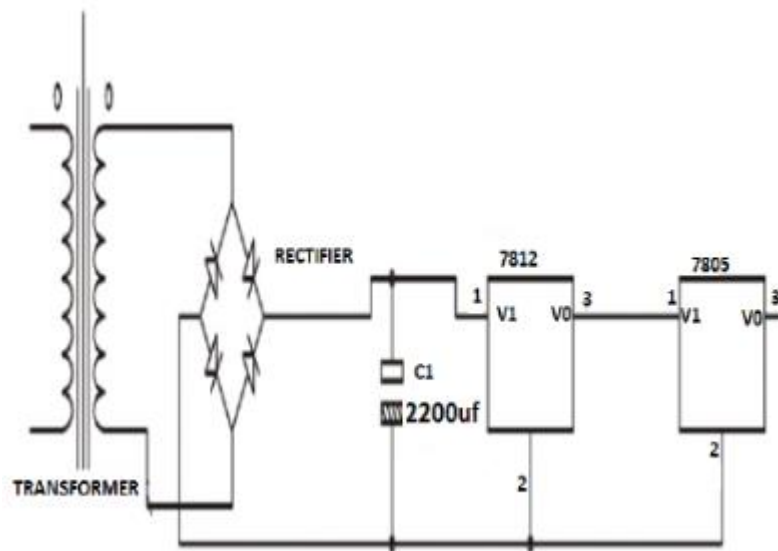


Рисунок 4. Блок живлення

Каскад джерела живлення - це лінійний тип джерела живлення, який складається з понижуючого трансформатора, фільтрувального конденсатора та стабілізаторів напруги, щоб забезпечити різні рівні напруги. Після зниження до 12 вольт і фільтрації за допомогою конденсатора 2200 мкф для видалення пульсацій напруга регулюється до 12 вольт і 5 вольт відповідно(рис.4).[18]

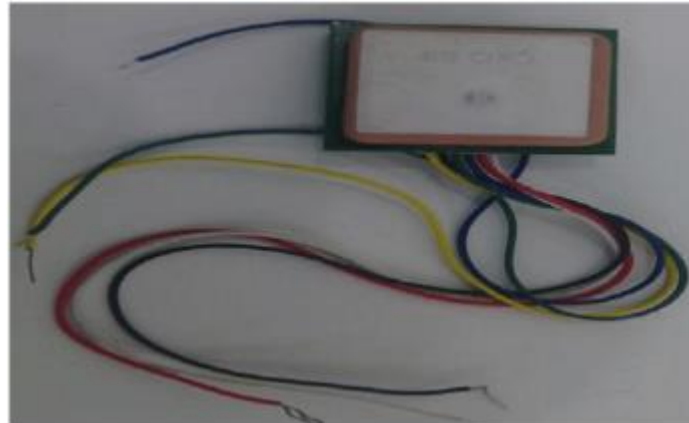


Рисунок 4.1. Система GPS

Глобальна система позиціонування (GPS) — це космічна глобальна навігаційна супутникова система (GNSS), яка надає надійну інформацію про місцезнаходження та час за будь-якої погоди та в будь-який час і в будь-якому місці на Землі або поблизу неї, коли та де є безперешкодна лінія видимості до чотирьох або більше супутників GPS. На рисунку 4.1. показана схема блоку GPS, використаного в даній роботі. Блок GSM складається з GSM модуля SIM 900,

підключеного до мікроконтролера за допомогою кабелю зв'язку. Цей пристрій вибрано завдяки підтримці команди AT. Вихідний код, запрограмований у мікроконтролері, складається з набору команд AT, які використовуються для вказівки телефону (GSM) надіслане заздалегідь визначене повідомлення на номер телефону або надісланий дзвінок користувачеві на основі запиту користувача. Будь-який зв'язок між MCU та цим пристроєм здійснюється за допомогою команди AT.

Цей GSM-блок має слот для встановлення SIM-карти, як показано на виді спереду на рисунку 4.2, коли повідомлення надсилається на SIM-карту, встановлену в модулі; модуль посилає вектор переривань через свою лінію Tx до MCU, отже, запит MCU на отримане повідомлення для обробки. На рисунку 4.3 показаний вигляд GSM-модуля ззаду.



Рисунок 4.2. Вигляд спереду модуля GSM із зазначенням гнізда SIM-картки

					123.KI-21(м).03	Арк.
						36
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рисунок 4.3. Вид ззаду на модуль GSM

MCU живиться від джерела живлення 5 В постійного струму; він працює з кристалом 0f 20 МГц і двома стабільними конденсаторами 33 пф. Модуль GSM підключений до контактів Tx (контакт 25) і Rx (контакт 26) MCU для послідовного зв'язку, як і модуль GPS. Коли MCU запускається, він виконує код для ініціалізації необхідних операцій, таких як увімкнення ініціалізації переривання, надсилання коду ініціалізації до GSM-модуля. Після процесу ініціалізації код операції мікроконтролера записується таким чином, щоб відповідати на дійсне повідомлення, отримане модулем GSM за допомогою вектора переривання з лінії Tx модуля GSM, потім MCU надсилає команду модулю GPS та одержує місцезнаходження передаючи його на модуль GSM перед відправкою користувачеві. Розташування PIN-коду MCU (PIC16F874A/877A), зображено на рисунку 4.4[19].

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		37

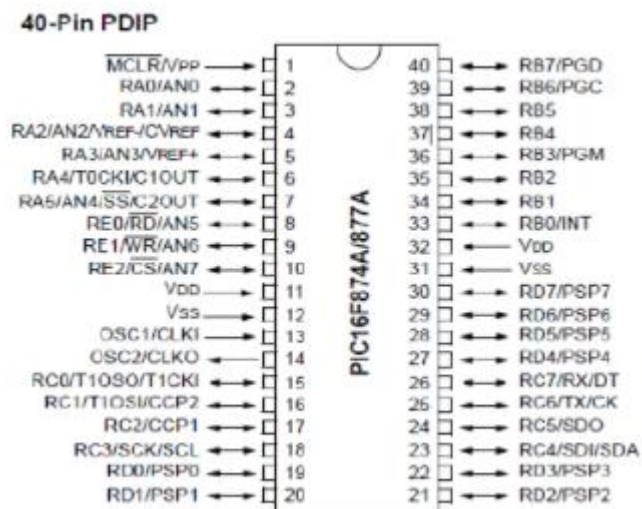


Рисунок 4.4. PIC16F874A/877A MCU

РОЗДІЛ 5. Розробка алгоритмів та налагодження програм

На рисунку 5 показано проект протеуса інтеграції GPS і GSM з мікроконтролерним блоком. Вивод передачі модуля GPS підключений до нормально розімкнутого контакту (NO) реле, в той час як контакт передачі модуля GSM підключений до нормально замкнутого контакту реле (NC), загальний контакт реле підключений до приймального висновку (RX) MCU і оскільки загальна частина реле спирається на NC, коли знаходиться в стані спокою, тому за замовчуванням модуль GSM зв'язується безпосередньо з MCU, тоді як модуль GPS зв'язується з MCU за запитом. Коли MCU отримує дійсне повідомлення через модуль GSM із запитом про місцезнаходження пристрою, саме тоді MCU активує реле для перемикання керування на GPS, що запитує місцезнаходження.

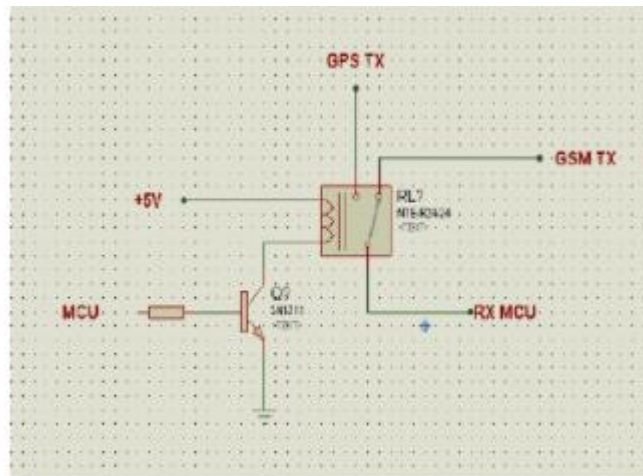


Рисунок 5. Принципова схема інтеграції GPS і GSM з мікроконтролерним блоком

На рисунку 5.1 наведено принципову схему проекту на Proteus, коли пристрій увімкнено, індикатор включається MCU, і спостерігається затримка близько 27 секунд для GSM-модуля для ініціалізації та реєстрації мережі. Для MCU записується код, щоб очікувати дійсного SMS (GET) повідомлення через модуль GSM, коли повідомлення отримано, MCU повідомляється через переривання USART (Універсальний синхронний асинхронний приймач і передавач), потім MCU виконує арифметичну операцію для підтвердження того, чи є повідомлення дійсним, якщо воно недійсне, MCU відкине повідомлення і нічого не зробить. Але якщо отримане повідомлення є дійсним (тобто

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		39

повідомленням є GET), MCU перемикає керування на модуль GPS, щоб отримати координати довготи та широти.

Коли отримані координати довготи та широти, написаний код подбає про розділення основних даних і додавання посилання до координат, а потім MCU відправляє повідомлення назад користувачеві, який запитав місцезнаходження пристрою. Повідомлення, яке надсилається користувачеві через модуль GSM, складається з розташування пристрою на супутнику. Все, що користувачеві потрібно зробити, це натиснути на отримане повідомлення на телефоні з підтримкою Інтернету, і браузер goggle map автоматично вказує місцезнаходження пристрою через його положення на карті.[20]

Після відправлення повідомлення пристрій також ініціює дзвінок на номер мобільного телефону, через який він отримав запит. Під час впровадження цей пристрій буде підключено до автомобіля і зберігатися в захищеному місці подалі від усіх інших користувачів.

Пристрій буде живитися від автомобільного акумулятора, а також буде забезпечено резервний акумулятор, якщо автомобільний акумулятор буде відключений. Також SIM-карту в пристрої користувач може дистанційно заряджати з будь-якого місця.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
						40
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

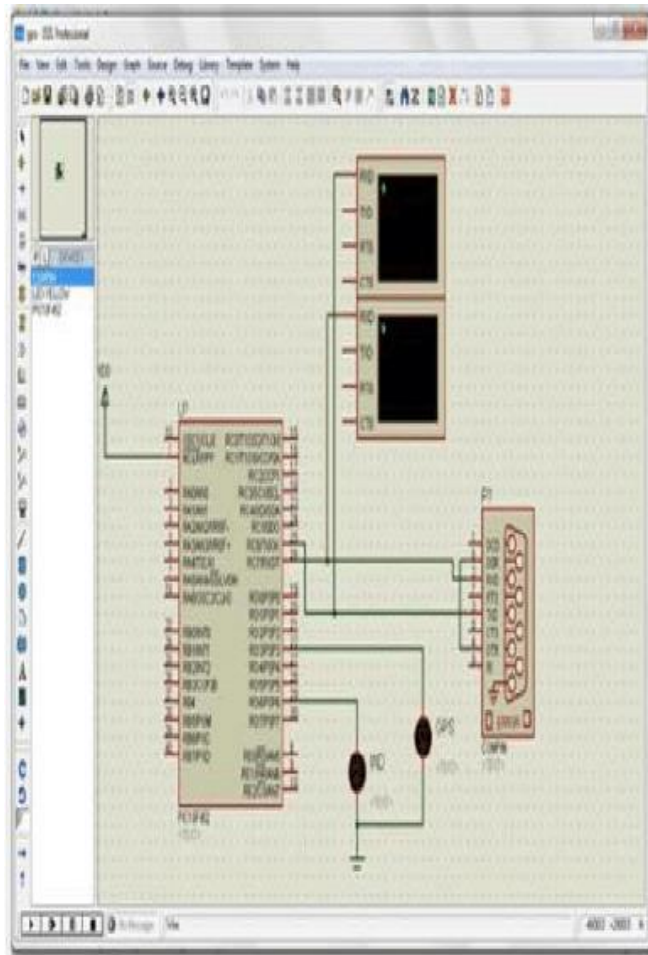


Рисунок 5.1. Принципова схема проекту на Proteus

На рисунку 5.2 показана інтеграція схем для системи.

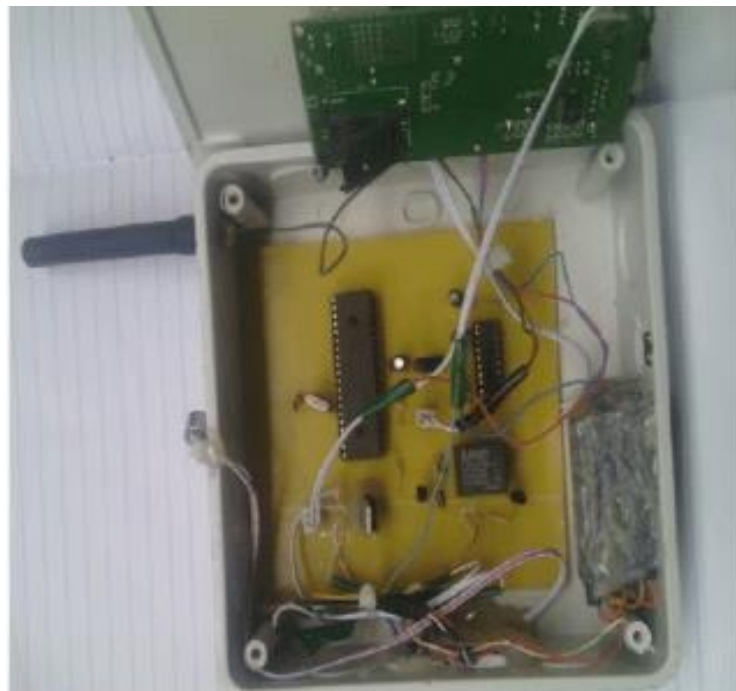


Рисунок 5.2. Схема інтеграції запропонованої системи

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Блок-схема на рисунку 5.3 ілюструє основну роботу системи.

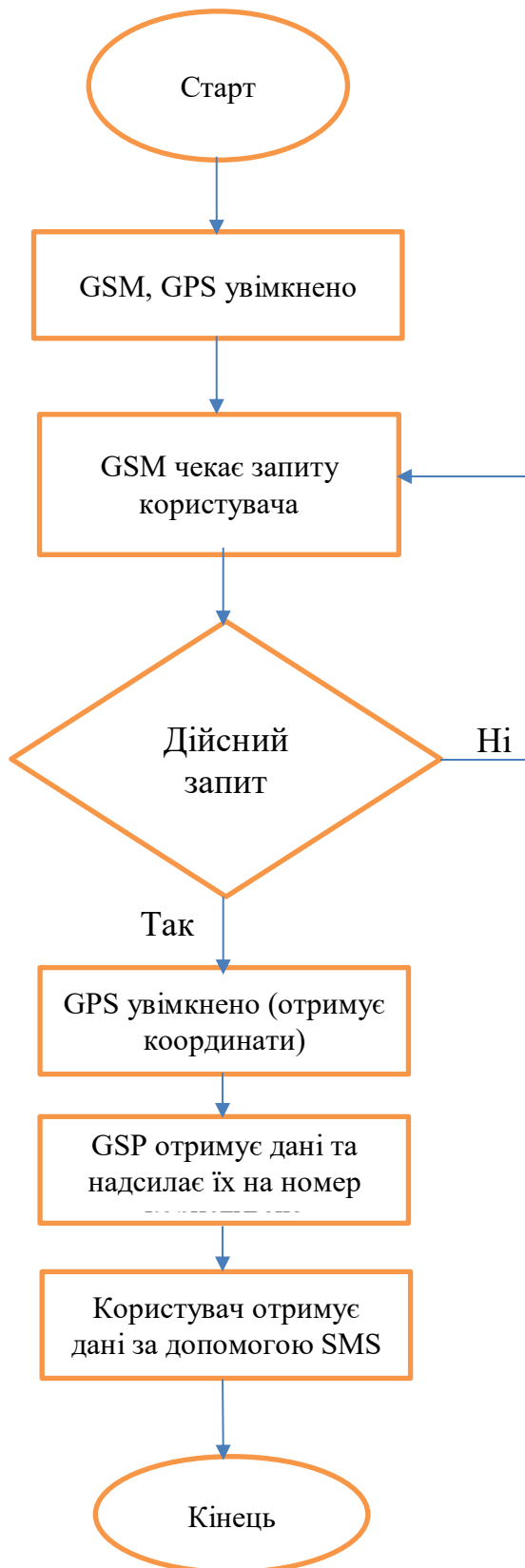


Рисунок 5.3. Блок-схема роботи системи



Рисунок 5.5. Координати, надіслані модулем GSM

Таким чином, модуль GPS блимає блакитним світлом під час отримання координат із супутника, як показано на рисунку 5.6.



Рисунок 5.6. Модуль GPS блимає синім світлом під час отримання координат

Коли отримуються координати, надіслані модулем GSM, вона посилається на карту Google, яка показує місцезнаходження відстежуваного транспортного засобу та точне положення, так як це показано на рисунку 5.7.

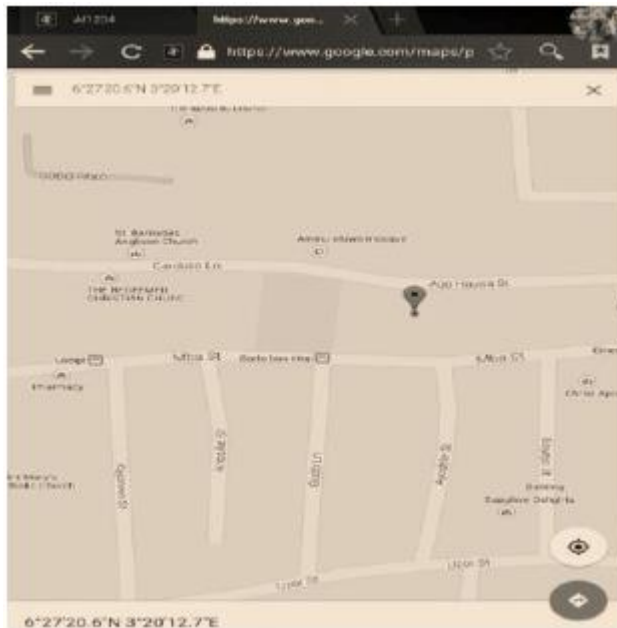


Рисунок 5.7. Розташування автомобіля на карті Google

Система відстеження транспортних засобів за допомогою GPS та GSM представляє ефективне розташування автомобіля на карті за рахунок інтеграції кількох комунікаційних технологій та налаштувань дисплея. Місцезнаходження транспортного засобу відображається на карті Google, GPS та GSM модеми використовуються для відстеження місцезнаходження інформації та надсилання інформації на сервер відстеження.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		45

ВИСНОВКИ

У даній роботі було розглянуто та з модельовано сучасну мікроконтролерну автомобільну навігаційну систему.

У зародку навігаційні системи були дорогим варіантом, призначеним для автомобілів класу люкс . Сьогодні навігаційні системи є майже повсюдно, навіть на економних автомобілях.

Крім того, зараз існує безліч альтернатив, починаючи від портативних систем і закінчуючи смартфонами і закінчуючи стереосистемами з навігацією.

Портативні навігаційні системи є недорогою альтернативою. І хоча вони не такі гладкі, як інші варіанти, вони працюють скрізь і їх можна легко перемістити в інші транспортні засоби.

1. Було розглянуто і описано існуючі системи навігації, їхня історія виникнення та реалізація у наш світ:
 - GPS
 - GLONASS
 - GALILEO
2. Розроблено моделі системи, описано початкове значення навігації і продемонстровано вимоги до чутливих елементів. Охарактеризовано існуючу теорему кінематичного рівняння, та описано рівняння орієнтації Ейлера та рівняння навігації GPS.
3. Розглянуті дві основні похибки, а саме:
 - Похибка акселерометра
 - Похибка гіроскопа
4. Описанні деталі для створення навігаційної системи, яка відстежуватиме місцеположення машини, і даватиме точні координати. Використано мікроконтролер типу PIC18F452, а також модем GPS, який безперервно видаватиме інформацію, що вказує на положення автомобіля. GPS-модем, який має багато параметрів на виході, але тільки дані, що виходять, зчитуються і надсилаються на номер телефону користувача.

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

5. Розроблено алгоритм програми, який було сконструювано у блок-схему, також описано і продемонстровано принципову схему інтеграції GPS і GSM з мікроконтролерним блоком.

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		47

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Bennett K. MATLAB applications for the practical engineer. 2014.
2. Corke P., Lobo J., Dias J., “An introduction to inertial and vision sensing”, Int.J. Rob. Res. 26(6): 519 – 535, 2007.
3. Crassidis J.L. and Markley F.L. New algorithm for attitude determination using global positioning system signals. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 20(5):891–896, 1997.
4. Crassidis J.L. and Markley F.L. Predictive filtering for attitude estimation without rate sensors. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 20(3):522– 527, 1997.
5. Du W.Y., and Dickerson S.L. Passive component inspection using machine vision. International Conference in Multichip Modules and High Density Packaging (1998), p. 74-79.
6. Dusha Damien, Walker Rodney, Boles Wageeh. Fixed – wing attitude estimation using vision based horizon detection // 22nd International Unmanned Air Vehicle Systems Conference 2007.
7. Ejiri M. Machine vision technology: Past, present and future. Intelligent Robots and Systems (1990), XXIX-XXXX.
8. Faraz M. Mirzaei, Stergios I. Roumeliotis. A Kalman Filter – Based Algorithm for IMU – Camera Calibration: Observability Analysis and Performance Evaluation. IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS, VOL. 24, NO. 5, OCTOBER 2008.
9. Farrell J.A. and Barth M. *The Global Positioning and Inertial Navigation*. McGraw-Hill, New York, 1999.
10. Farrell J.A. AIDED NAVIGATION GPS with High Rate Sensors McGraw- Hill, New York, 2008.
11. Fu-Jun Pei, Xuan Liu, Li Zhu. In – Flight Alignment Using H_{∞} Filter for Strapdown INS on Aircraft. Beijing University of Technology, Beijing, China, Hindawi, 2014.

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		48

12. Grewal M.S., Andrews A.P. Kalman filtering: theory and practice using MATLAB. 3rd ed. J. Wiley & Sons, Inc. – 2008.
13. Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial navigation and integration, 2nd ed., Wiley, New York, 2007.
14. Hol J. D. “Pose Estimation and Calibration Algorithms for Vision and Inertial Sensors”, Lic. Thesis no 1379, Dept. Electr. Eng., Linkopings University, Sweden, May 2008.
15. Huddle J. Inertial Navigation System Error Model Considerations in Kalman Filtering Applications. In Control and Dynamic Systems. Vol. 20., Academic Press, 1983.
16. Hung J.C. and White H.V. Self-alignment techniques for inertial measurement units. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 11(6):1232–1247, 1975.
17. Integrated Vision-Based Navigation System for Autonomous Vehicles in GPS-denied Environments (Autonomous Weapons Summit and GNC Challenges for Miniature Autonomous Systems Workshop, October 25-27, 2010)
18. Jarvis R.A. Application – oriented robotic vision. – a review // *Robotica*, 1984 N 2, P. 3 – 15.
19. Jekeli C. Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications. Walter de Gruyter, Berlin, 2001.
20. Jeroen D. Hol, Thamas B. Schon, Henk Luinge, Per J. Slycke, Frederik Gustafsson. “Robust real – time tracking by fusing measurement from inertial and vision sensors”, *Journal of Real – Time Image Processing*.
21. Jeroen D. Hol, Thamas B. Schon, Frederik Gustafsson “Relative Pose Calibration of Spherical Camera and an IMU”

					123.KI-21(М).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		49

ОСНОВНИЙ КОД ПРОГРАМИ

Код для моделювання комплексної системи орієнтації та навігації

```

clear all close all

fly_over_rms = 3; % RMS error (in meters) of the external 2-D position

C = [0 1 0; 1 0 0; 0 0 -1]; % conversion between NED and ENU
H = zeros(2,15);
H(1,1) = 1; H(2,2) = 1;

Ppsi_x = 0.001^2; Ppsi_y = 0.001^2; Ppsi_z = 0.001^2;

Pacc_x = (100*9.81e-6)^2; Pacc_y = (100*9.81e-6)^2; Pacc_z = (100*9.81e-6)^2;
Pgyr_x = (0.05)^2; Pgyr_y = (0.05)^2; Pgyr_z = (0.05)^2;

P_pre = zeros(15,15);

P_pre(1,1)=Peast_pos; P_pre(2,2)=Pnorth_pos; P_pre(3,3)=Pup_pos;
P_pre(4,4)=Peast_vel; P_pre(5,5)=Pnorth_vel; P_pre(6,6)=Pup_vel;
P_pre(7,7)=Ppsi_x; P_pre(8,8)=Ppsi_y; P_pre(9,9)=Ppsi_z; P_pre(10,10)=Pacc_x;
P_pre(11,11)=Pacc_y; P_pre(12,12)=Pacc_z; P_pre(13,13)=Pgyr_x;
P_pre(14,14)=Pgyr_y; P_pre(15,15)=Pgyr_z; P_pre_KF = P_pre;    R =
[fly_over_rms^2 0; 0 fly_over_rms^2]; % measurement error covariance matrix
sigma_acc = 0.3*9.81e-6;

sigma_gyr = 1e-6; G = zeros(15,15);

G(10,10)=sigma_acc; G(11,11)=sigma_acc; G(12,12)=sigma_acc;
G(13,13)=sigma_gyr; G(14,14)=sigma_gyr; G(15,15)=sigma_gyr; W = zeros(15,15);

W(10,10)=1; W(11,11)=1; W(12,12)=1;

W(13,13)=1; W(14,14)=1; W(15,15)=1;

tau_accel = 100;

tau_gyro = 10000;

update = 0; count = 0; X_pre = zeros(15,1);

```

					123.KI-21(м).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		50

```

est_lat_KF(1) = lat_prof(1);    % INITIALIZATION IN THIS SECTION

est_lon_KF(1) = lon_prof(1); est_alpha_KF(1) = 0; est_vel_1_KF(1,:) = vel_1(1,:);
est_roll_KF(1) = est_roll(1); est_pitch_KF(1) = est_pitch(1); est_yaw_KF(1) =
est_yaw(1);

h = waitbar(0,' Time Loop '); for i = 2:npts,

F_ins_gen(est_lat(i),del_Vl(:,i),tdint(i),...

omega_el_L(:,i),omega_ie_L(:,i),g_extr(i),est_height(i,1));

F = zeros(15,15); F(1:9,1:9) = F_ins;

F(10:12,10:12) = (-1/tau_accel)*eye(3); F(4:6,10:12) = C*est_DCMbn(:, :, i);

F(13:15,13:15) = (-1/tau_gyro)*eye(3); F(7:9,13:15) = -*C*est_DCMbn(:, :, i);

[Q,PHI] = q_gen(tdint(i),F,G,W,15);

K = P_pre_KF*H'*inv(H*P_pre_KF*H' + R);

count = count + tdint(i);

if count >= 1,

update = 1;

count = 0;

end

if update == 1,

ins_lat = lat_prof(i) + est_lat_err(i);

ins_lon = lon_prof(i) + est_lon_err(i);

est_pos_xyz = llh2xyz([ins_lat ins_lon height_prof(i)]);

tru_pos_xyz = llh2xyz([lat_prof(i) lon_prof(i) height_prof(i)]);

ins_pos_err_enu = xyz2enu(est_pos_xyz,tru_pos_xyz);

fly_over_fix_errors = fly_over_rms*randn(2,1);

```

```

Z = ins_pos_err_enu(1:2,1) + fly_over_fix_errors;
X_est = X_pre + K*(Z - H*X_pre); X_est(3) = 0;
X_est(6) = 0;
P_est_KF = (eye(15) - K*H)*P_pre_KF;
update = 0; else
X_est = X_pre;
X_est(3) = 0;
X_est(6) = 0;
P_est_KF = P_pre_KF;
end
X_pre = PHI*X_est;
P_pre_KF = PHI*P_est_KF*PHI' + Q; state_est(:,i) = X_est;
x_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(1,1) ); y_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(2,2) );
x_v_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(4,4) ); y_v_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(5,5) );
[rm,rp] = radicurv(est_lat(i)); radius_e = sqrt(rm*rp);
theta(1,1) = -X_est(2)/radius_e;
theta(2,1) = X_est(1)/radius_e; theta(3,1) = tan(est_lat(i))*theta(2);
psi = X_est(7:9);
phi_angle = psi + theta;
est_DCMbn_KF = C*(eye(3) + skewsymm(phi_angle))*C*est_DCMbn(:, :, i); eul_vect
= dcm2eulr(est_DCMbn_KF);
est_roll_KF(i) = eul_vect(1); est_pitch_KF(i) = eul_vect(2); est_yaw_KF(i) =
eul_vect(3);
est_DCMel_KF = (eye(3) + skewsymm(theta))*est_DCMel(:, :, i); llw_vect =
dcm2llw(est_DCMel_KF);

```

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		52

```

est_lat_KF(i) = llw_vect(1); est_lon_KF(i) = llw_vect(2); est_alpha_KF(i) =
llw_vect(3);

est_vel_1_KF(i,:) = ((eye(3) + skewsymm(theta))*(vel_1(i,:) - X_est(4:6)))';

waitbar(i/npts,h)

end close(h)

h = waitbar(0,' Computing Position, Velocity, Attitude Errors ');

N = max(size(est_lat0));

for i = 1:N,

truxyz = llh2xyz([est_lat0(i) est_lon0(i) 0]);

insxyz_unaided = llh2xyz([est_lat(i) est_lon(i) 0]);

enu = xyz2enu(insxyz_unaided,truxyz);

east_pos_err_unaided(i) = enu(1); north_pos_err_unaided(i) = enu(2);
up_pos_err_unaided(i) = enu(3); horz_pos_err_unaided(i) = norm(enu(1:2));

insxyz_KF = llh2xyz([est_lat_KF(i) est_lon_KF(i) 0]); enu =
xyz2enu(insxyz_KF,truxyz);

east_pos_err_KF(i) = enu(1); north_pos_err_KF(i) = enu(2); up_pos_err_KF(i) =
enu(3); horz_pos_err_KF(i) = norm(enu(1:2)); waitbar(i/N,h)

end close(h)

lat_err_unaided = est_lat-est_lat0; lon_err_unaided = est_lon-est_lon0;
alpha_err_unaided = est_alpha - est_alpha0; vel_1_err_unaided = vel_1 - vel_1_0;
roll_err_unaided = est_roll - est_roll0; pitch_err_unaided = est_pitch - est_pitch0;
yaw_err_unaided = est_yaw - est_yaw0;

lat_err_KF = est_lat_KF-est_lat0; lon_err_KF = est_lon_KF-est_lon0; alpha_err_KF =
est_alpha_KF - est_alpha0; vel_1_err_KF = est_vel_1_KF - vel_1_0; roll_err_KF =
est_roll_KF - est_roll0; pitch_err_KF = est_pitch_KF - est_pitch0; yaw_err_KF =
est_yaw_KF - est_yaw0; close all

```

Код програми моделювання похибок оцінювання визначення навігаційних параметрів

```

clear all close all

load prof_1_ins_truth    % output from GEN_INS_TRUTH.M

dph2rps = (pi/180)/3600;% conversion constant from deg/hr to rad/sec earthflg = 1;
    % earth shape flag: 1 for ellipsoidal

C = [0 1 0; 1 0 0; 0 0 -1];% conversion between NED and ENU

%%%%%%%%%% SPECIFICATION OF INS ERRORS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

init_vel_e_err = 0.02;

init_vel_n_err = 0.02;    % 0.02 m/s initial north velocity error init_x_tilt = 0.0001; %
0.1 milli-radian body-x tilt error init_y_tilt = 0.0001;

init_z_mis = 0*0.001; g = gravity(0,0);

vxbias = 200e-6*g; % 200 micro-g x-accel bias vybias = 150e-6*g; % 150 micro-g y-
accel bias vzbias = -100e-6*g;

vxsferr = 0; % 0 accel scale-factor errors vysferr = 0;

vzsferr = 0;

vxstdev = 0;% 0 accel white noise standard deviation vystdev = 0;

vzstdev = 0;

thxbias = 1; % 1 deg/hr x-gyro bias thybias = 1.5;    % 1.5 deg/hr y-gyro bias
thzbias = -2;

thxsferr = 0;% 0 gyro scale-factor errors thysferr = 0;

thzsferr = 0;
    
```

```

thxstdev = 0.09;          % 0.09 deg/root-hour gyro white noise standard deviation
thystdev = 0.05;      % 0.05 deg/root-hour gyro white noise standard deviation thzstdev =
-0.04;

dvparam = [vxbias vybias vzbias;    % Set up parameter matrix for vxsferr vysferr
vzsferr;    % GENDVERR

vxstdev vystdev vzstdev];

dthparam = [thxbias thybias thzbias; % Set up parameter matrix for thxsferr thysferr
thzsferr;    % GENTHERR

thxstdev thystdev thzstdev];

%%%%%%%%%% END OF INS ERROR SPECIFICATION
%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

accum_gyro_x = zeros(npts,1); accum_gyro_y = zeros(npts,1); accum_gyro_z =
zeros(npts,1); accum_accel_x = zeros(npts,1); accum_accel_y = zeros(npts,1);
accum_accel_z = zeros(npts,1); est_lat = zeros(npts,1); est_lon = zeros(npts,1);
est_alpha = zeros(npts,1); est_height = zeros(npts,1); est_roll = zeros(npts,1); est_pitch
= zeros(npts,1); est_yaw = zeros(npts,1); state_est = zeros(18,npts); x_rms_KF =
zeros(npts,1); y_rms_KF = zeros(npts,1); z_rms_KF = zeros(npts,1); x_v_rms_KF =
zeros(npts,1); y_v_rms_KF = zeros(npts,1); z_v_rms_KF = zeros(npts,1);
x_psi_rms_KF = zeros(npts,1); y_psi_rms_KF = zeros(npts,1); z_psi_rms_KF =
zeros(npts,1); x_accel_rms_KF = zeros(npts,1); y_accel_rms_KF = zeros(npts,1);
z_accel_rms_KF = zeros(npts,1); x_gyro_rms_KF = zeros(npts,1); y_gyro_rms_KF =
zeros(npts,1); z_gyro_rms_KF = zeros(npts,1); est_roll_KF = zeros(npts,1);
est_pitch_KF = zeros(npts,1); est_yaw_KF = zeros(npts,1); est_lat_KF = zeros(npts,1);
est_lon_KF = zeros(npts,1); est_alpha_KF = zeros(npts,1); est_height_KF =
zeros(npts,1); est_vel_1_KF = zeros(npts,3);

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

```

```

%%%%%%%%%% INS MECHANIZATION ALGORITHM INITIALIZATION
%%%%%%%%%%

est_roll(1) = tru_roll(1) + init_x_tilt; est_pitch(1) = tru_pitch(2) + init_y_tilt;
est_yaw(1) = tru_yaw(3) + init_z_mis; laterr=0; longerr=0; alphaerr=0; est_alpha(1) =
tru_alpha(1);

est_height(1) = tru_height(1);

height1 = tru_height(1); height2 = tru_height(1); est_lat(1) = tru_lat(1); est_lat(2) =
tru_lat(1); est_lon(1) = tru_lon(1);

vx1 = tru_vel_L(1,1) + init_vel_e_err; vx2 = vx1; vy1 = tru_vel_L(1,2) +
init_vel_n_err; vy2 = vy1; vel_1(1,:) = [vx2 vy2 0];

vel2 = [vx1 vy1 0]; vel1 = vel2;

lat2 = est_lat(1); lat1 = est_lat(1) - (est_lat(2)-est_lat(1)); est_DCMbn = (
eulr2dcm([est_roll(1) est_pitch(1) est_yaw(1)]) )'; est_DCMel = llw2dcm([est_lat(1)
est_lon(1) est_alpha(1)]); vertmech = 0;

omega2_el_L =
crafrate(est_lat(1),vx1,vy1,est_height(1),est_DCMel,earthflg,vertmech);

%%%%%%%%%% END INS MECHANIZATION INITIALIZATION
%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% BEGIN GENERATION OF IMU MEASUREMENTS
%%%%%%%%%%

dtherr = gentherr(deltheta,time,dthparam,98765); % generate delta-theta errors
est_dtheta = deltheta + dtherr; % form profiles of 'measured' delta-theta's dverr =
gendverr(dvtot,time,dvparam,76543); % Generate delta-V errors

est_dv = dvtot + dverr; % form profile of 'measured' delta-V's

```



```

%%%%%%%%% END GENERATION OF IMU MEASUREMENTS
%%%%%%%%%

%%%%%%%%% BEGIN OPTO INITIALIZATION
%%%%%%%%%

mpmat=mpgen(24,3600,1,54321); % simulate OPTO multipath error loadopto % load
the OPTO constellation parameters into global memory optotime = 40000; % specify
the OPTO time for the simulation

%%optotime = 22000; % specify the OPTO time for the simulation

%%%%%%%%% END OPTO INITIALIZATION
%%%%%%%%%

%%%%%%%%% INSERT KF INITIALIZATION
PARAMETERS %%%%%%%%%% H = zeros(3,18); H(1,1) = 1; H(2,2)
= 1; H(3,3) = 1;

% % The measurement vector z consists of

% % an x, y and z position differences only.

% % Since we are working in the L frame

% % this corresponds to east, north and up

% % position differences (since alpha=0).

% Defining the components of the initial prediction error covariance

% matrix

%%init_pos_rms = 3; % initial position error (RMS in meters) init_pos_rms = 1.5; %
initial position error (RMS in meters) Peast_pos = init_pos_rms^2; Pnorth_pos =
init_pos_rms^2;

Pup_pos = init_pos_rms^2; Peast_vel = 2^2; Pnorth_vel = 2^2; Pup_vel = 2^2;

Ppsi_x = 0.0001^2; Ppsi_y = 0.0001^2; Ppsi_z = 0.0001^2; Pacc_x = (100*9.81e-6)^2;

```

					123.KI-21(М).03	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		57

```

Pacc_y = (100*9.81e-6)^2; Pacc_z = (100*9.81e-6)^2; Pgyr_x = (0.05*dph2rps)^2;
Pgyr_y = (0.05*dph2rps)^2; Pgyr_z = (0.05*dph2rps)^2; P_pre = zeros(18,18);

P_pre(1,1)=Peast_pos; P_pre(2,2)=Pnorth_pos; P_pre(3,3)=Pup_pos;
P_pre(4,4)=Peast_vel; P_pre(5,5)=Pnorth_vel; P_pre(6,6)=Pup_vel;
P_pre(7,7)=Ppsi_x; P_pre(8,8)=Ppsi_y; P_pre(9,9)=Ppsi_z; P_pre(10,10)=Pacc_x;
P_pre(11,11)=Pacc_y; P_pre(12,12)=Pacc_z; P_pre(13,13)=Pgyr_x;
P_pre(14,14)=Pgyr_y; P_pre(15,15)=Pgyr_z; P_pre(16,16)=init_pos_rms^2;
P_pre(17,17)=init_pos_rms^2; P_pre(18,18)=init_pos_rms^2;

P_pre_KF = P_pre;      % initial prediction error covariance matrix

% measurement error covariance matrix R = init_pos_rms^2*eye(3);

% calculate the system noise covariance matrix (Q). sigma_acc = 0.3*9.81e-6;
sigma_gyr = 1e-9; G = zeros(18,18);

G(10,10)=sigma_acc; G(11,11)=sigma_acc; G(12,12)=sigma_acc;
G(13,13)=sigma_gyr; G(14,14)=sigma_gyr; G(15,15)=sigma_gyr; W = zeros(18,18);

W(10,10)=1; W(11,11)=1; W(12,12)=1;

W(13,13)=1; W(14,14)=1; W(15,15)=1;

% Time constants (in seconds)used to model the accelerometer and gyro biases
tau_accel = 100000;

tau_gyro = 100000;

update = 0; count = 0;

X_pre = zeros(18,1);      % Initialize the state prediction est_lat_KF(1) = est_lat(1);
est_lon_KF(1) = est_lon(1); est_height_KF(1) = est_height(1); est_alpha_KF(1) =
est_alpha(1); est_vel_l_KF(1,:) = vel_l(1,:); est_roll_KF(1) = est_roll(1);
est_pitch_KF(1) = est_pitch(1); est_yaw_KF(1) = est_yaw(1); vertmech = 0;

earthflg = 1;

```

					<i>123.KI-21(М).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		58

```

omega_ie_E = [0 0 7.292115e-5]';

init_corrections = 0;

prev_KF_update = 0;

KF_corrections = 0;

%%%%%%%%%% END OF KALMAN FILTER
INITIALIZATION %%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% BEGIN TIME LOOP
%%%%%%%%%%

accum_accel_bias = zeros(3,1); accum_gyro_bias = zeros(3,1); fprintf(1,' \n')
fprintf(1,' Starting nav computations \n') npts = length(time);

h = waitbar(0,' Time Loop '); for i = 2:npts,
td12 = time(i) - time(i-1); tdex = 0.5*td12;

tdint = time(i) - time(i-1);

est_dtheta(i-1,1:3) = est_dtheta(i-1,1:3) - (accum_gyro_bias*td12)'; accum_gyro_x(i) =
accum_gyro_bias(1);

accum_gyro_y(i) = accum_gyro_bias(2); accum_gyro_z(i) = accum_gyro_bias(3);

est_DCMbn = bodupdat(est_DCMbn,est_dtheta(i-1,1:3));

[DCM_ll_I, omega_el_L, omega_ie_L] = lcleupd(lat1,lat2,vx1,vx2,vy1,vy2,...
height1,height2,td12,tdex,tdint,est_DCMel,vertmech,1,earthflg); est_DCMbn =
C*(DCM_ll_I*(C*est_DCMbn));

eul_vect = dcm2eulr(est_DCMbn); est_roll(i) = eul_vect(1); est_pitch(i) = eul_vect(2);
est_yaw(i) = eul_vect(3);

est_delv_b = est_dv(i-1,1:3) - (accum_accel_bias*td12)'; accum_accel_x(i) =
accum_accel_bias(1); accum_accel_y(i) = accum_accel_bias(2); accum_accel_z(i) =
accum_accel_bias(3);

```

```

del_V1 = C*(est_DCMbn*est_delv_b');

omega1_el_L = omega2_el_L; omega2_el_L = omega_el_L;

[est_DCMel, DCM_ll_E] = navupdat(omega1_el_L,omega2_el_L,td12,est_DCMel,1);
h_extr = extrapol(height1,height2,td12,tdex);

lat_extr = extrapol(lat1,lat2,td12,tdex); g_extr = gravity(lat_extr,h_extr);

vtmp = ...

velupdat(vel2,vel1,td12,tdex,del_V1,omega_el_L,est_DCMel,g_extr,0,tdint); vel_l(i,:)
= vtmp';

est_height(i,1)= est_height(i-1,1) + tdint*mean([vel_l(i,3); vel_l(i-1,3)]); height1 =
height2; height2 = est_height(i,1);

vx1 = vx2; vy1 = vy2;

vx2 = vel_l(i,1); vy2 = vel_l(i,2); vel1 = vel2;    vel2 = vel_l(i,:); llw_vect =
dcm2llw(est_DCMel);

est_lat(i) = llw_vect(1);est_lon(i) = llw_vect(2);est_alpha(i) = llw_vect(3);

lat1 = lat2; lat2 = est_lat(i);

%%%%%%%%%%%%% BEGIN KALMAN FILTER ALGORITHM
%%%%%%%%%%%%%

% Forming the system dynamics matrix

[rm,rp] = radicurv(est_lat(i)); radius_e = sqrt(rm*rp); accel_vect_L = del_V1*(1/tdint);

est_DCMel = llw2dcm([est_lat(i) est_lon(i) est_alpha(i)]); omega_el_L =
crafrate(est_lat(i),vel_l(i,1),vel_l(i,2),... est_height(i),est_DCMel,earthflg,vertmech);

F11 = -1*skewsymm(omega_el_L); % L-frame F12 = eye(3);

F13 = 0*eye(3);

grav = gravity(est_lat(i),est_height(i)); F21=eye(3); F21(1,1)=-grav/radius_e;

```

```

F21(2,2)=-grav/radius_e; F21(3,3)=2*grav/(radius_e+est_height(i,1)); omega_ie_L =
est_DCMel*omega_ie_E;

F22 = -1*skewsymm(2*omega_ie_L + omega_el_L); % L-frame F23 =
skewsymm(accel_vect_L);

F31 = 0*eye(3); F32 = 0*eye(3);

F33 = (-1)*skewsymm(omega_ie_L + omega_el_L); % L-frame F_ins = [F11 F12
F13; F21 F22 F23; F31 F32 F33];

F = zeros(18,18); F(1:9,1:9) = F_ins;

est_DCMbn = ( eulr2dcm([est_roll(i) est_pitch(i) est_yaw(i)] ) )'; F(10:12,10:12) = (-
1/tau_accel)*eye(3); F(4:6,10:12) = C*est_DCMbn; F(13:15,13:15) = (-
1/tau_gyro)*eye(3); F(7:9,13:15) = -1*C*est_DCMbn;

% Numerical calculation of the state transition matrix (PHI) and

% system noise covariance matrix (Q) A = zeros(36,36);

A(1:18,1:18) = -1*F;

A(1:18,19:36) = G*W*G';

A(19:36,19:36) = F';

A = A*tdint;

B = expm(A);

PHI_trans = B(19:36,19:36);

PHI = PHI_trans';

Q = PHI*B(1:18,19:36);

% Calculate the Kalman gain

% THE NEXT LINE IMPLEMENTS THE TRADITIONAL KALMAN GAIN:

K = (P_pre_KF*H')/(H*P_pre_KF*H' + R);

% keep track of time (in seconds) last Kalman update count = count + tdint;

```

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		61

```

if count >= .1,      %Hz updates update = 1;

update_interval = count; count = 0;

end

if update == 1,

%% Simulate OPTO Receiver output here optotime = optotime + update_interval;

tru_pos_xyz = llh2xyz([tru_lat(i) tru_lon(i) tru_height(i)]); [svxyzmat,svid] =
gensv(tru_pos_xyz,optotime,5);

%% [prvec,adrvec] = genrng(1,tru_pos_xyz,svxyzmat,svid,optotime,[1 1 0 1
1],[],mpmat);

[prvec,adrvec] = genrng(1,tru_pos_xyz,svxyzmat,svid,optotime,[1 0 0 0 0],[],mpmat);

gps_xyzt = olspos(prvec,svxyzmat); gps_llh = xyz2llh(gps_xyzt(1:3)); ins_lat =
est_lat(i);

ins_lon = est_lon(i); ins_height = est_height(i);

% Kalman observation vector (Z) formed by position differences.

% Angular position differences converted to linear differences. Z(1,1) = (ins_lon -
gps_llh(2))*rp*cos(ins_lat); % east component

Z(2,1) = (ins_lat - gps_llh(1))*rm; % north component Z(3,1) = ins_height -
gps_llh(3); % up component X_est = X_pre + K*(Z - H*X_pre);

P_est_KF = (eye(18) - K*H)*P_pre_KF; prev_KF_update = 1;

update = 0; else

X_est = zeros(18,1); P_est_KF = P_pre_KF;

end

X_pre = PHI*X_est;

P_pre_KF = PHI*P_est_KF*PHI' + Q;

```

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		62

```

%%%%%%%%%% SAVE VARIABLES FOR PLOTTING LATER
%%%%%%%%%%

state_est(:,i) = X_est;

x_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(1,1) ); y_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(2,2) );
z_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(3,3) ); x_v_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(4,4) );
y_v_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(5,5) ); z_v_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(6,6) );
x_psi_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(7,7) ); y_psi_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(8,8) );
z_psi_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(9,9) ); x_accel_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(10,10)
); y_accel_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(11,11) ); z_accel_rms_KF(i) = sqrt(
P_est_KF(12,12) ); x_gyro_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(13,13) ); y_gyro_rms_KF(i) =
sqrt( P_est_KF(14,14) ); z_gyro_rms_KF(i) = sqrt( P_est_KF(15,15) );

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

theta(1,1) = -X_est(2)/rm;      % converting position error from linear theta(2,1) =
X_est(1)/rp; % units to angular units

theta(3,1) = tan(est_lat(i))*theta(2); % this is for alpha=0 and ENU frame; psi =
X_est(7:9);

phi_angle = psi + theta; % computing total attitude error

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

% This is the Kalman estimate of the true DCM

est_DCMbn_KF = C*(eye(3) + skewsymm(phi_angle))*C*est_DCMbn; eul_vect =
dcm2eulr(est_DCMbn_KF);

est_roll_KF(i) = eul_vect(1); est_pitch_KF(i) = eul_vect(2); est_yaw_KF(i) =
eul_vect(3);

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

```

```

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

% This is the Kalman estimate of the true DCM est_DCMel_KF = (eye(3) +
skewsymm(theta))*est_DCMel; llw_vect = dcm2llw(est_DCMel_KF);
est_lat_KF(i) = llw_vect(1); est_lon_KF(i) = llw_vect(2); est_alpha_KF(i) =
llw_vect(3);

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

est_height_KF(i,1) = est_height(i) - X_est(3);

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

est_vel_1_KF(i,:) = ( eye(3) + skewsymm(theta))*(vel_1(i,:) - X_est(4:6)) );

%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% END KALMAN FILTER ALGORITHM
%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% THE FOLLOWING SECTION INCORPORATES THE KALMAN
FILTER CORRECTIONS

%%%%%%%%%% INTO THE INS POS/VEL/ATT UPDATE ALGORITHM

if (prev_KF_update==1), time_in_minutes = time(i)/60;

accum_accel_bias = accum_accel_bias + X_est(10:12); accum_gyro_bias =
accum_gyro_bias + X_est(13:15); est_DCMbn = est_DCMbn_KF;

vel_1(i,:) = est_vel_1_KF(i,:);

vel_1(i-1,:) = est_vel_1_KF(i-1,:);

end

est_DCMel = est_DCMel_KF; est_height(i) = est_height_KF(i,1);

```

					<i>123.KI-21(М).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		64


```

est_height(i-1) = est_height_KF(i-1,1); vel1 = vel_l(i,:);

vel2 = vel_l(i,:);

vx1 = vel_l(i,1); vy1 = vel_l(i,2); vx2 = vel_l(i,1); vy2 = vel_l(i,2); lat1 =
est_lat_KF(i);

lat2 = est_lat_KF(i); height2 = est_height(i); height1 = est_height(i); X_pre =
zeros(18,1); KF_corrections = 1;

prev_KF_update = 0;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% END OF KALMAN FILTER CORRECTION FEEDBACK
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

if rem(i,1000)==0, waitbar(i/npts,h)

end end close(h)

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% END OF TIME LOOP
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

h = waitbar(0,' Computing Position, Velocity, Attitude Errors '); east_pos_err_KF =
zeros(npts,1);

north_pos_err_KF = zeros(npts,1); up_pos_err_KF = zeros(npts,1); for i = 1:npts,
truxyz = llh2xyz([tru_lat(i) tru_lon(i) tru_height(i)]);

insxyz_KF = llh2xyz([est_lat_KF(i) est_lon_KF(i) est_height_KF(i)]); enu =
xyz2enu(insxyz_KF,truxyz);

east_pos_err_KF(i) = enu(1); north_pos_err_KF(i) = enu(2); up_pos_err_KF(i) =
enu(3); if rem(i,1000)==0,

waitbar(i/npts,h) end

end close(h)

```

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		65

lat_err_KF = est_lat_KF-tru_lat; lon_err_KF = est_lon_KF-tru_lon; alpha_err_KF =
est_alpha_KF - tru_alpha; vel_l_err_KF = est_vel_l_KF - tru_vel_L; roll_err_KF =
est_roll_KF - tru_roll; pitch_err_KF = est_pitch_KF - tru_pitch; yaw_err_KF =
est_yaw_KF - tru_yaw;

close all

time_end = max(time/60); save kf_fb_out plot_kf_fb

					<i>123.KI-21(м).03</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		66