

20

В. П. БАБАК, В. В. КОНИН, В. П. ХАРЧЕНКО

Сургутішкова РАДІО-
НАВІГАЦІЯ

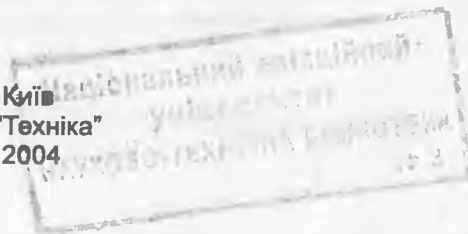
557130

НТБ НАУ
557130



Уч. В. Ц: 35 00

Київ
"Техніка"
2004



ББК 32.95

Б12

УДК 621.396:621.372

Рецензенти: академік Національної академії наук України, директор Головної астрономічної обсерваторії НАН України, професор, д-р фіз.-мат. наук Я. С. Яцків; лауреат Державної премії СРСР, директор Центрального НДІ навігації та управління, професор, д-р техн. наук А. А. Кошовий.

Бабак В. П., Конін В. В., Харченко В. П.

Б12 Супутникова радіонавігація. – К.: Техніка, 2004. – 328 с.; іл. – Бібліогр.: с. 320–325.

ISBN 966-575-056-9.

Розглянуто діючі та перспективні супутникові радіонавігаційні системи з позиції потреб глобальних систем CNS/ATM, а також Стандартів і Рекомендованої практики Міжнародної організації цивільної авіації ICAO та Міжнародної морської організації ІМО. Наведено характеристики сигналів навігаційних супутників і каналів корегуальної інформації, а також алгоритми розрахунку координат споживачами. Викладено основи проектування авіаційних диференціальних супутникових станцій та їх елементів.

Для інженерно-технічних працівників сфери проектування й експлуатації систем навігації, а також для студентів і аспірантів, що спеціалізуються в галузі аерокосмічних систем навігації.

ББК 32.95

ISBN 966-575-056-9

© Бабак В. П., Конін В. В.,
Харченко В. П., 2004

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

- АНО** – аеронавігаційне обслуговування
АФП – антенно-фідерний пристрій
АЦП – аналого-цифровий перетворювач
ГЛОНАСС – глобальна навігаційна супутникова система (Росія)
ДВЧ – дуже висока частота
ККС – контрольнo-корегувальна станція
КСД – коефіцієнт спрямованої дії
КСХН – коефіцієнт стоячої хвилі за напругою
КХ – код Хеммінга
МАС – Міжнародна астрономічна спілка
МДЧ – московський декретний час
МКК – метод корегування координат
МКНП – метод корегування навігаційних параметрів
НВЧ – надвисока частота
ОППР – організація потоку повітряного руху
ОПР – обслуговування повітряного руху
ПВ – псевдовипадковий
ПВДППЧ – псевдовипадкова двійкова послідовність позначки часу
ПВПД – псевдовипадкова послідовність даних
ПЗ-90 – відносна геоцентрична система координат
ПК – повітряний корабель
ПЧ – позначка часу
РЕЗ – радіоелектронний засіб
РЛС – радіолокаційна станція
СКП – середньоквадратична похибка
СРНС – супутникова радіонавігаційна система
УПР – управління повітряним рухом
ФАУ – Федеральне авіаційне управління (США)
ЦІ – цифрова інформація
- ABAS** – Aircraft Based Augmentation System (бортова система функціонального доповнення)

ADS – Automatic Dependent Surveillance (автоматизоване залежне спостереження)

AODO – Age of Data Offset (зміна терміну служби даних)

AOR-E – Atlantic Ocean Region-East (геостационарний супутник зв'язку для східного регіону Атлантичного океану)

APV – Approach with Vertical Guidance (заходження на посадку з керуванням по вертикалі)

ASM – Air Space Management (організація повітряного простору)

BIH – Bureau International de l'Heure (Міжнародне бюро часу)

BPSK – Binary Phase Shift Keying (двопозиційна фазова маніпуляція)

C/A-code – Coarse/Acquisition (Clear/Acquisition) (код сигналу GPS)

CDMA – Code Division Multiplex Access (кодовий поділ каналів)

CNS/ATM – Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management (зв'язок, навігація, спостереження/організація повітряного руху)

CRC – Cyclic Redundancy Check (циклічний надлишковий код)

CSA – Channel of Standard Accuracy (канал стандартної точності ГЛОНАСС)

CTP – Conventional Terrestrial Pole (звичайний земний полюс)

DGNSS – Differential GNSS (диференціальна глобальна навігаційна супутникова система)

DGPS – Differential Global Positioning System (диференціальна глобальна система визначення місцеположення)

ECEF – Earth Centered Earth Fixed (геоцентрична фіксована система координат)

EGNOS – European Geostationary Navigation Overlay Service (Європейська геостационарна навігаційна служба; супутникова система функціонального доповнення EGNOS)

EUROCONTROL – European Organization for the Safety of Air Navigation (Європейська організація з безпеки повітряної навігації)

EWAN – EGNOS Wide Area Network (широкозонна мережа зв'язку EGNOS)

FANS – Future Air Navigation System (Спеціальний комітет з майбутніх аеронавігаційних систем)

FAS – Final Approach Segment (кінцева ділянка заходження на посадку)

FASLAL – FAS Lateral Alter Limit (інформація про кінцеву ділянку заходження на посадку, що стосується порогу спрацьовування сигналізації по горизонталі)

FASVAL – FAS Vertical Alter Limit (інформація про кінцеву ділянку заходження на посадку, що стосується порогу спрацьовування сигналізації по вертикалі)

FDMA – Frequency Division Multiple Access (частотний поділ каналів)

FEC – Forward Error Correction (завадостійке кодування)

FIR – Flight Information Region (район польотної інформації)
GBAS – Ground Based Augmentation Systems (наземна система функціонального доповнення)
GCID – Ground Continuity and Integrity Designator (показник неперервності та цілісності наземного функціонального доповнення GBAS)
GDOP – Geometric Dilution of Precision (геометричний фактор зміни точності визначення місцеположення та часу)
GEO – Geostationary Satellite (геостаціонарний супутник)
GIVEI – Grid Ionospheric Vertical Error Indicator (іоносферне виправлення)
GIS – GNSS Integrity Channel (канал цілісності GNSS)
GNSS – Global Navigation Satellite System (Глобальна навігаційна супутникова система)
GNSSP – Global Navigation Satellite System Panel (Бюро ICAO з GNSS)
GPA – Glidepath Angle (кут глісади)
GPS – Global Positioning System (Глобальна система визначення місцеположення; супутникова радіонавігаційна система США)
GRAS – Ground Regional Augmentation Systems (наземна регіональна система функціонального доповнення)
HDOP – Horizontal Dilution of Precision (геометричний фактор зміни точності в горизонтальній площині)
HOW – Hand-over-Word (друге слово передавання даних)
HPL – Horizontal Protection Level (рівень захисту по горизонталі)
ICAO – International Civil Aviation Organization (Міжнародна організація цивільної авіації)
ID – Identification (ідентифікатор)
IDOT – Rate of Inclination Angle (швидкість зміни кута нахилу)
IGP – Ionosphere Grid Point (маска точок іоносферної сітки)
ILS – Instrument Landing System (інструментальна система посадки)
IMO – International Maritime Organization (Міжнародна морська організація)
IOD – Issue of Data (вихідні дані)
IODC – Issue of Data Clock (ідентифікатор набору параметрів часу)
IODE – Issue of Data Ephemeris (ідентифікатор набору даних ефемерид)
IODF – Issue of Data for Fast Corrections (ознака набору даних для швидких виправлень)
IODI – Issuance of Data Ionosphere (ідентифікатор зміни даних іоносфери)
IODN – Issue of Data Navigation Message (ознака набору даних навігаційного повідомлення)
IODP – Issuance of Data PRN (ідентифікатор набору даних PRN)
IODS – Issue of Data Service (ознака набору даних обслуговування)

ION – Institute of Navigation (Інститут навігації США)
IOR – Indian Ocean Region (геостационарний супутник зв'язку для регіону Індійського океану)
IPP – Ionospheric Pierce Point (точка «проколювання» іоносфери)
LAAS – Local Area Augmentation System (система локальних ККС США)
LAL – Lateral Alter Limit (поріг спрацьовування сигналізації по горизонталі)
LPL_{H0} – Lateral Protection Level (рівень захисту по горизонталі за відсутності відмов)
LPL_{H1} – Lateral Protection Level (рівень захисту по горизонталі з відмовою лише в одному приймачі)
LSB – Least Significant Bit (молодші розряди)
LTP – Landing Threshold Point (точка посадкового порога – параметр FAS)
MBI – Message Block Identifier (ідентифікатор блоку повідомлень)
MCC – Master Control Centres (головний центр керування)
MLS – Microwave Landing System (мікрохвильова система посадки)
MSAS FIR – Multi-functional Transport Satellite-based Augmentation System the Japanese FIR (система космічного функціонального доповнення для району Японії)
MSB – Most Significant Bit (старші розряди)
NDB – Nondirectional Beacon (неспрямований радіомаяк)
NIST – National Institute of Standards and Technology (Національний інститут стандартів і технологій США)
NLES – Navigation Land Earth Stations (наземна навігаційна станція)
NPA – Non-Precision Approach (неточне заходження на посадку)
PDOP – Position Dilution of Precision (геометричний фактор зміни точності визначення місцеположення в просторі)
PRC – Pseudo-Range Correction (корекція псевдовідстані)
PRN – Pseudo-Random Noise (псевдовипадковий код)
RAIM – Receiver Autonomous Integrity Monitoring (система автоматичного контролю цілісності супутникового сузір'я)
RIMS – Ranging and Integrity Monitoring Stations (станція дистанційного моніторингу цілісності)
RMS – Regional Master Stations (головна регіональна станція)
RNAV – Area Navigation (зональна навігація)
RNP – Required Navigation Performance (потрібні навігаційні характеристики)
RPDS – Reference Path Data Selector (селектор даних опорної траєкторії)
RPS – Regional Positioning System (регіональна система позиціонування)
RRC – Range Rate Correction (корекція швидкості зміни відстані)
SARPs – Standards and Recommended Practices (Стандарти і Рекомендована практика ICAO)

SBAS – Satellite-Based Augmentation System (супутникова система функціонального доповнення)

SBCC – Satellite and Broadcast Control Centers (супутниковий і радіомовний центри керування)

SNT – SBAS Network Time (мережний час SBAS)

SPS – Standard Positioning Service (Служба стандартного визначення місцеположення, США)

SV HEALTH – Space Vehicle Health (стан супутника)

TDMA – Time Division Multiple Access (часовий поділ каналів)

TLM – Telemetry (перше слово телеметрії)

TOW – Time of Week (час у тижні GPS)

UDRE – User Differential Range Error (диференціальна помилка споживача; коефіцієнт деградації диференціальних корекцій)

UDREI – User Differential Range Error Indicator (показник диференціальної помилки споживача)

UIVE – User Ionospheric Vertical Error (вертикальна помилка споживача через стан іоносфери)

URA – User Range Accuracy (загальна точність споживача)

USNO – U.S. Naval Observatory (Військово-морська обсерваторія США)

UT1 – Universal Time 1 (система всесвітнього часу)

UTC – Universal Coordinated Time (координований всесвітній час)

UTC(SU) – National Reference of Coordinated Universal Time (Державний еталон координованого всесвітнього часу, Росія)

VAL – Vertical Alert Limit (поріг спрацьовування сигналізації по вертикалі)

VDOP – Vertical Dilution of Precision (геометричний фактор зміни точності висоти)

VPL_{HO} – Vertical Protection Level (рівень захисту по вертикалі за відсутності відмов)

VPL_{HI} – Vertical Protection Level (рівень захисту по вертикалі з відмовою лише в одному приймачі)

WAAS – Wide Area Augmentation System (широкозонна система функціонального доповнення США)

WAD – Wide Area Differential (широкозонне диференціальне обслуговування)

WGS-84 – World Geodetic System 1984 (Всесвітня геодезична система-1984; відносна геоцентрична система координат)

WN – Week Number (номер поточного тижня GPS)

ПЕРЕДМОВА

З моменту виходу в Україні перекладу книги про застосування Глобальної супутникової системи позиціонування GPS у геодезії [17], здійсненого за редакцією академіка Національної академії наук України Я. С. Яцківа, минуло 8 років. За цей період відбулися кардинальні зміни у ставленні до супутникових технологій визначення координат, швидкості і часу в процесі керування рухомими об'єктами. Уряди США та Росії безоплатно надали світовому співтовариству можливість використання сигналів навігаційних супутників GPS і ГЛОНАСС. Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) розробила концепцію систем зв'язку, навігації, спостереження/організації повітряного руху (CNS/ATM), головними складовими яких є інформаційні та навігаційні супутникові технології. Супутникова навігація стає основним засобом навігації в авіації. Міжнародна морська організація (IMO) також визнала Глобальну навігаційну супутникову систему (GNSS), яка відповідає вимогам до визначення суднами місця перебування у відкритому морі, в акваторіях портів, каналах і під час швартування.

На одинадцятій аеронавігаційній конференції (Монреаль, 22 вересня – 3 жовтня 2003 р.) було наведено інформацію про сучасний стан GNSS. Тристороння Європейська група (Європейське космічне агентство, Європейська комісія, EUROCONTROL) реалізують проект системи EGNOS, яка приблизно з 2005 р. надаватиме гарантоване навігаційне обслуговування для авіаційних, морських і наземних рухомих об'єктів. Завершено перший етап розроблення європейської супутникової системи GALILEO, експлуатація якої розпочнеться з 2008 р. Японія розробляє супутникову систему функціонального доповнення MSAS для виконання навігаційних завдань. Індія у 2005 р. планує провести демонстраційні випробування супутникової навігаційної системи GAGAN.

На конференції підкреслювалось, що з липня 2003 р. в національному повітряному просторі США успішно функціонує супутникова навігаційна широкозонна система WAAS, яка надає точність по горизонталі і вертикалі (відповідно 1 і 1,5 м). Разом з тим, значна увага у світі приділяється супутниковим навігаційним системам з локальною зоною дії – LAAS і GRAS. Користувачі повітряним простором закликали держави прискорити перехід до Глобальних супутникових радіонавігаційних систем (GNSS).

В Україні між Національним космічним агентством і космічними агентствами Франції, Італії, Іспанії – основними розробниками систем EGNOS і GALILEO – проводяться активні консультації щодо підписання меморандумів про співробітництво в галузі GNSS, а також виконуються розробки й дослідження зі створення навігаційної апаратури.

У зв'язку з інтенсивним упровадженням технології супутникової радіонавігації в різні галузі господарської та наукової діяльності виникла потреба в підготовці матеріалу з ключових питань супутникових навігаційних технологій. Як видно з бібліографії, наведеної в кінці книги, за кордоном активно публікуються матеріали з різних аспектів супутникової радіонавігації, які, проте, недоступні широкій науково-технічній громадськості.

У пропонованому виданні автори зробили спробу, з урахуванням сучасного стану технологій супутникової радіонавігації, дослідити основні тенденції її розвитку й висвітлити проблемні питання впровадження. У книзі розглядаються й перспективні супутникові радіонавігаційні системи, вимоги до GNSS і їх елементів, структура й характеристики електромагнітних сигналів навігаційних супутників, формати повідомлень, навігаційна апаратура споживачів, авіаційні контрольні-корегувальні станції, методи й алгоритми навігаційних визначень, результати моделювання окремих складових навігаційної апаратури, а також комп'ютерні програми вторинного оброблення навігаційної інформації.

У процесі підготовки монографії використано офіційні документи та матеріали міжнародних авіаційних і морських організацій, а також результати авторських досліджень.

Автори висловлюють подяку рецензентам – академікові, д-ру фіз.-мат. наук Я. С. Яцківу, лауреату Державної премії СРСР, д-ру техн. наук А. А. Кошовому, – а також професору Д. П. Думі, професору О. С. Желєзняку, кандидатові фіз.-мат. наук А. О. Корсунь та кандидатові техн. наук В. В. Крамському за цінні зауваження, що посприяли значному поліпшенню змісту книги.

Автори з вдячністю приймуть зауваження та побажання щодо вдосконалення й доповнення викладеного матеріалу.

РОЗДІЛ 1. СУПУТНИКОВІ РАДІОНАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

1.1. Загальна характеристика супутникових радіонавігаційних систем

1.1.1. Склад систем

Супутникові радіонавігаційні системи є всепогодними системами космічного базування, які дають змогу в глобальних масштабах визначати місцеположення рухомих об'єктів та їхню швидкість у певний момент часу, а також здійснювати точну координацію часу. Відповідно до концепції ІСАО, супутникові навігаційні системи найближчим часом стануть єдиним навігаційним засобом в авіації [8, 35, 44–46, 50, 71, 72, 86, 89, 90].

Принцип дії систем полягає в тому, що навігаційні супутники випромінюють спеціальні електромагнітні сигнали. Апаратура споживачів, установлена на об'єктах, розташованих на поверхні Землі чи в навколоземному просторі, приймає ці сигнали і після оброблення видає дані про місцеположення та швидкість об'єкта в реальному часі чи в заданий момент часу.

Супутникова радіонавігаційна система – це високотехнологічна інформаційна система, що складається з п'яти основних сегментів (рис. 1.1).

Космічний сегмент є системою навігаційних супутників, що рухаються по еліптичних орбітах навколо Землі. На кожній орбіті перебувають декілька супутників. Навігаційний супутник має на борту стандарт часу та радіоелектронну апаратуру, що випромінює в напрямку Землі шумоподібні безперервні радіосигнали. Ці сигнали містять інформацію, необхідну для проведення навігаційних визначень за допомогою апаратури споживача. Завдяки достатній кількості навігаційних супутників і спеціальних параметрів радіосигналів апаратура споживача може в будь-який час за будь-яких погодних умов приймати випромінені супутниками сигнали та визначати місцеположення, швидкість і поточний час споживача.

Наземний керуючий сегмент у своєму складі має центр керування космічним сегментом, радіолокаційні й оптичні станції спостереження за навігаційними супутниками та апаратуру контролю за станом навігаційних супутників. Керуючий сегмент визначає, прогнозує й уточнює параметри руху навігаційних супутників, формує й передає в бортову апаратуру супутників відповідну цифрову інформацію, а також виконує ряд контрольних і профілактичних функцій.

Сегменти космічних і наземних функціональних доповнень являють собою апаратно-програмні комплекси, призначені для забезпечення точності



Рис. 1.1. Блок-схема супутникової радіонавігаційної системи.

навігаційних визначень, а також цілісності, неперервності, доступності й експлуатаційної готовності системи. Призначення та функції цих доповнень розглядаються далі.

Сегмент користувачів потенційно може складатися з необмеженої кількості супутникових навігаційних приймачів, які приймають сигнали навігаційних супутників і виконують розрахунки місцеположення, швидкості й поточного часу з похибками, зумовленими характеристиками супутникової навігаційної системи та апаратури споживача.

1.1.2. Супутникова аеронавігація в глобальних системах CNS/ATM

На початку 1980-х років ICAO визнала, що можливості існуючих аеронавігаційних систем обмежені. Тому в 1983 р. ICAO створила Спеціальний комітет з майбутніх аеронавігаційних систем (FANS), якому було доручено вивчити, визначити й оцінити перспективні аеронавігаційні технології та виробити рекомендації щодо розвитку аеронавігації на 25 років.

Згідно з рекомендаціями FANS, безпека й ефективність польотів повітряних кораблів (ПК) забезпечуються системами організації повітряного руху. Складовими частинами цих систем, які виконують основні функції, є підсистеми зв'язку, навігації та спостереження.

Підсистема зв'язку здійснює обмін інформацією між ПК і наземними службами.

Підсистеми навігації призначені для забезпечення ПК потрібною інформацією про місцеположення об'єкта.

Підсистеми спостереження забезпечують наземні служби, зокрема диспетчерів управління повітряним рухом (УПР), потрібною інформацією про місцеположення ПК в зоні їх відповідальності.

У сучасній інтерпретації глобальні системи з функціями зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху визначаються як *системи CNS/ATM* (Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management – зв'язок, навігація, спостереження / організація повітряного руху).

Комітет FANS, вивчивши існуючі системи з функціями CNS/ATM, дійшов висновку, що радіонавігаційні системи рубежу XX–XXI ст. можуть подолати обмеження даних систем лише за умови використання під час їх реалізації принципово нових концепцій і систем CNS, а головне – супутникових технологій.

Концепція комітету FANS, яка дістала назву “Системи CNS/ATM”, є поєднанням супутникових технологій і систем прямої видимості, які в сукупності задовольняють оптимальні характеристики аеронавігаційного забезпечення з технічного й економічного погляду.

Принциповою особливістю системи ATM є те, що наземні й бортові функції для здійснення польотів – це цілісна функціональна частина, тобто її бортову й наземну апаратуру слід розглядати як єдине ціле і взаємно погоджувати їхні характеристики відповідно до необхідних навігаційних характеристик.

Основні вимоги до елементів системи ATM:

у зв'язку – застосування високошвидкісних ліній передавання даних зі спеціальним видом модуляції;

у навігації – широке застосування глобальної системи супутникової навігації для всіх стадій польоту з метою здійснення головної економічної переваги систем CNS/ATM – виведення з експлуатації матеріаломісткої частини існуючої навігаційної системи;

у спостереженні – оптимізація радіолокаційних станцій (РЛС) та автоматизованого залежного спостереження (ADS) за критеріями оптимальної пропускної спроможності, глобалізація робочої зони та ін.;

у плануванні інфраструктури – організація повітряного простору (ASM), орієнтована на впровадження потрібних навігаційних характеристик (RNP) методів зональної навігації (RNAV), у тому числі й моделюванням;

у здійсненні польотів – головна орієнтація на визначення їх ефективності з урахуванням усіх етапів згідно з концепцією “від перону до перону”;

у використанні повітряного простору – гнучке й скоординоване, а не регламентоване використання повітряного простору з урахуванням усіх користувачів, у тому числі і військових;

у плануванні польотів – упровадження й застосування інтерактивних і автоматизованих засобів;

в обслуговуванні повітряного руху (ОПР) – уніфікація систем оброблення даних з метою наступного інтегрування в регіональні й глобальні мережі;

в організації потоку повітряного руху (ОППР) – упровадження методів багатопараметричного моделювання з використанням комплексних баз даних і бортових автоматизованих систем керування польотами.

Складовими супутникової навігації в системах CNS/ATM є:

супутникові навігаційні приймачі, що встановлюються на борту ПК;

супутникові системи функціонального доповнення наземного й космічного базування;

радіоканали передавання даних між бортовими навігаційними приймачами та функціональними доповненнями.

Використання названих апаратурних засобів дає змогу реалізувати такі навігаційні функції, як навігація на маршруті, посадка ПК за I категорією метеомінімуму (у перспективі, до 2010 р. – за II і III категоріями) та організація руху на аеродромі.

1.1.3. Стратегія ICAO щодо супутникової аеронавігації

За визначенням ICAO, *сукупність складових технологій супутникової навігації називається глобальною навігаційною супутниковою системою (GNSS).*

Основою супутникових навігаційних технологій є два сузір'я середньорбітальних навігаційних супутників: *глобальна система визначення місцеположення (GPS)*, що належить США, і *глобальна навігаційна супутникова система (ГЛОНАСС)*, яка розроблена ще в колишньому СРСР і зараз використовується Російською Федерацією. Космічні сегменти обох систем містять по 24 навігаційні супутники (без урахування резервних), які безперервно випромінюють радіонавігаційні сигнали. Прийняті спеціальним приймачем (приймачем-індикатором), сигнали навігаційних супутників дають змогу визначати місцеположення, швидкість і поточний час споживача, а також отримувати інформацію про працездатність супутникових систем. Для визначення місцеположення та швидкості у тривимірному просторі потрібно, щоб у зоні радіовидимості приймача-індикатора перебували щонайменше чотири супутники, які належать до одного сузір'я, або п'ять супутників, що належать до різних сузір'їв.

Створені свого часу для задоволення потреб збройних сил США і СРСР, середньорбітальні супутникові навігаційні системи GPS і ГЛОНАСС мають глобальний характер. Вони забезпечують можливість високоточного й безперервного визначення місцеположення та швидкості мобільних об'єктів у будь-якій точці Землі і в навколоземному просторі та є результатами розвитку наземних і локальних низькоорбітальних супутникових радіо-

навігаційних систем – “Лоран”, “Омега”, “Чайка”, “Транзит”, “Цикада” та ін. Після повномасштабного введення в експлуатацію в середині 90-х років супутникових систем GPS і ГЛОНАСС уряди США та Росії прийняли рішення про можливість їх використання цивільними споживачами. Упродовж минулих років засоби супутникової навігації надійно ввійшли в практику землевпорядних робіт і мореплавання у відкритому морі та в прибережній зоні і починають усе ширше використовуватися в аеронавігації. Федеральне авіаційне управління США визнало апаратуру СРНС основним засобом навігації під час польотів над океанами і додатковим засобом під час польотів у національному повітряному просторі США. У Європі бортова апаратура супутникової навігації призначена для польотів у системі зональної навігації, введеної в 1998 р.

Стратегія ICAO полягає в еволюційному до 2015 р. переході на супутникову аеронавігацію як єдиний засіб навігації на основі GNSS.

Зменшення похибки вимірювань місцеположення користувача забезпечують елементи GNSS – сузір’я навігаційних супутників GPS і ГЛОНАСС, космічне функціональне доповнення SBAS, наземне функціональне доповнення GBAS і бортовий супутниковий навігаційний приймач.

Проте позиція США спричинила модернізацію поняття GNSS у рамках ICAO і розмивання самого поняття GNSS. У даний час ICAO допускає визнавати елементом GNSS не лише об’єднане сузір’я навігаційних супутників GPS і ГЛОНАСС, але й окремі сузір’я навігаційних супутників цих систем. Що стосується позиції США, то в межах майбутньої GNSS навігаційними супутниками слід розглядати лише сузір’я навігаційних супутників GPS, тобто сузір’я навігаційних супутників, керовані тільки США.

ICAO ввела до складу GNSS два функціональні доповнення – SBAS і GBAS, які мають забезпечувати режим диференціальної супутникової навігації. Без таких доповнень похибка визначення місцеположення становить десятки метрів. Через це точні, тобто в умовах поганої видимості, заходження на посадку виконати неможливо. Крім високої точності визначення місцеположення, повинен забезпечуватися також безперервний контроль за цілісністю (нормальним функціонуванням) навігаційних супутників.

Диференціальний режим супутникової навігації дає змогу в десятки разів зменшити похибку визначення місцеположення і забезпечити безперервний контроль за цілісністю, експлуатаційною готовністю й доступністю системи. Завдяки впровадженню диференціального режиму супутникова навігація може претендувати на роль єдиного засобу аеронавігації.

Слід зазначити, що науково-технічний потенціал фірм США і Європейського Союзу забезпечує темпи впровадження концепції ICAO щодо супутникової навігації як єдиного засобу аеронавігації. Згідно з планами

Європейського Союзу та Федерального авіаційного управління США, з 2008 р., після введення в експлуатацію європейського сузір'я навігаційних супутників Galileo та космічних і наземних доповнень, почнеться прискорений перехід до супутникової навігації як єдиного засобу аеронавігації. Відповідно до стратегії Європейського Союзу, еволюційний перехід до використання засобів супутникової навігації в аеронавігації почався з 2001 р. вилученням зі складу наземного (аеродромного) навігаційного обладнання традиційних засобів і впровадженням супутникових засобів, зокрема диференціальної супутникової навігації.

Упровадження супутникових технологій у системи CNS/ATM ICAO поділила на кілька етапів.

Перший етап полягав у розробленні Міжнародних стандартів і Рекомендованої практики (SARPs) для польотів на маршруті та в зоні аеродрому і для неточного й точного заходження на посадку, а також критеріїв характеристик GNSS, які забезпечують експлуатаційні вимоги, процедур заходження на посадку із застосуванням наземних і космічних функціональних доповнень та каналів передавання даних для навігації. До кінця 2002 р. цей етап завершено і випущено нормативні документи щодо навігаційних характеристик GNSS і систем зв'язку [64, 65, 93].

На другому етапі потрібно було забезпечити готовність супутникових систем навігації та зв'язку до експлуатації. На 2003 р. з урахуванням вимог і рекомендацій SARPs функціонують системи GPS, ГЛОНАСС, SBAS (WAAS у США), GBAS (LAAS у США), комбіновані бортові системи ABAS і GNSS та супутникові системи зв'язку, які підтверджують готовність до повномасштабного впровадження супутникових технологій.

На третьому етапі швидкими темпами здійснюється оснащення повітряних кораблів засобами супутникової навігації та зв'язку.

1.1.4. Глобальна навігаційна супутникова система GNSS

Глобальна навігаційна супутникова система GNSS (табл. 1.1) як навігаційний елемент систем управління повітряним рухом CNS/ATM має певну комбінацію розміщених на Землі, супутниках і на борту повітряного корабля складових, якими є:

- супутникова радіонавігаційна система GPS (США);
- супутникова радіонавігаційна система ГЛОНАСС (Росія);
- бортова система функціонального доповнення ABAS;
- супутникова система функціонального доповнення SBAS;
- наземна система функціонального доповнення GBAS;
- бортовий приймач.

Основні конфігурації навігаційної системи GNSS

Конфігурація	Складові GNSS						Застосування
	GPS	ГЛОНАСС	ABAS	SBAS	GBAS	Бортовий приймач	
1	+	+	+	-	-	+	Навігація на маршруті
2	+	+	+	+	-	+	Навігація на маршруті; заходження на посадку
3	+	+	+	-	+	+	Навігація на маршруті; точне заходження на посадку за I категорією (у перспективі – за II і III категоріями)

Бортове доповнення ABAS є вдосконаленням у бортовому приймачі GNSS системи автоматичного контролю за цілісністю супутникового сузір'я, яку зазвичай називають RAIM. За умови достатньої кількості навігаційних супутників (не менше шести), що спостерігаються користувачем, процедури RAIM уможливають визначення тих супутників, інформацію з яких не можна використовувати під час розрахунків навігаційних характеристик. У разі недостатньої кількості супутників, що спостерігаються, процедури системи RAIM не забезпечують 100-відсоткового контролю за працездатністю навігаційних супутників, і її доповнює ABAS.

Супутникова й наземна системи функціонального доповнення до сузір'я навігаційних супутників забезпечують диференціальний режим навігаційних визначень ПК. Суть такого режиму полягає в тому, що координати місцеположення об'єкта обчислюються на борту ПК з використанням не лише радіонавігаційних сигналів навігаційних супутників GNSS, але й корегувальної інформації, що надходить від SBAS та (або) GBAS.

Принципова відмінність між доповненнями SBAS і GBAS – у способах отримання й доставляння корегувальної інформації, а також у розмірах зони дії цих підсистем. GBAS – локальна система, що функціонує в зоні дії радіусом до 50 км, а SBAS – глобальна система, зона дії якої має радіус декілька тисяч кілометрів.

Супутникове доповнення SBAS (рис. 1.2) складається з наземних контрольних станцій, розосереджених на досить великій території. Одним з основних завдань цих станцій є формування корегувальної інформації з сигналів супутників GNSS та інформації про цілісність системи. Корегувальна інформація з усіх контрольних станцій та інформація про цілісність навігаційних супутників обробляється за певними алгоритмами. У вигляді повідомлення, що містить широкозонні диференціальні поправки до сигналів навігаційних супутників, інформацію про цілісність та іншу

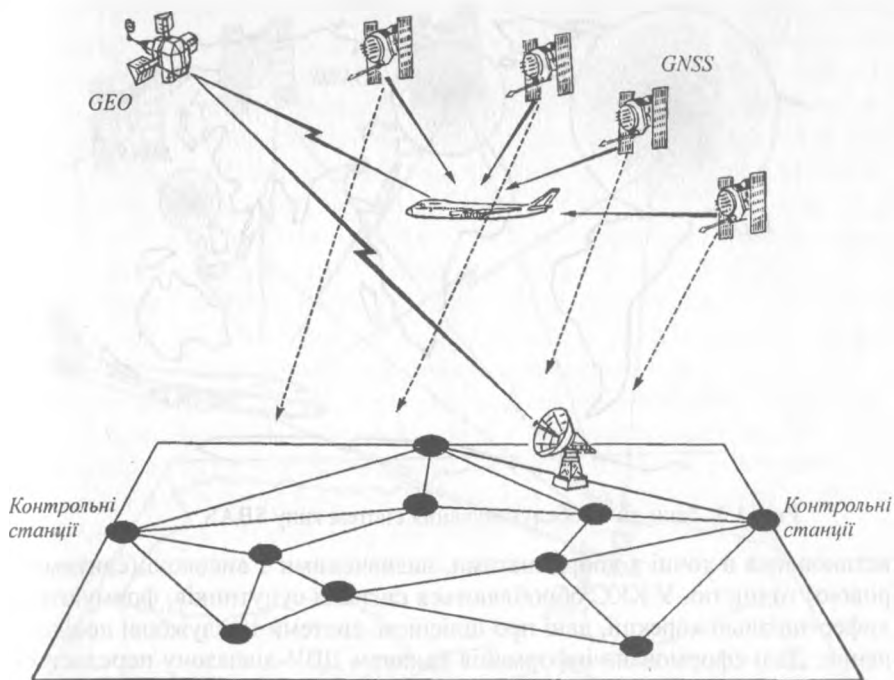


Рис. 1.2. Структура супутникового доповнення SBAS.

557190
службову інформацію з каналів зв'язку "Земля – супутник зв'язку – ПК" вона передає в бортові приймачі GNSS за допомогою геостационарних супутників (GEO). Ці супутники одночасно виконують роль навігаційних, збільшуючи кількість радіовидимих споживачеві навігаційних супутників.

Прикладами створення SBAS є американська широкозонна система функціонального доповнення WAAS, аналогічна за своїми функціями європейська система EGNOS та японська супутникова система функціонального доповнення MSAS (рис. 1.3). На відміну від систем WAAS і MSAS, система EGNOS є широкозонним доповненням не лише до GPS, але й до ГЛОНАСС.

Експлуатація функціонального доповнення WAAS почалася з 2001 р., а доповнення EGNOS – з 2003 р. Зону дії доповнення EGNOS передбачається поширити на Близький Схід, Центральну Азію, Африку та Латинську Америку.

Наземне доповнення GBAS (рис. 1.4) має контрольно-корегувальну станцію (ККС) з антеною для приймання радіонавігаційних сигналів, яка

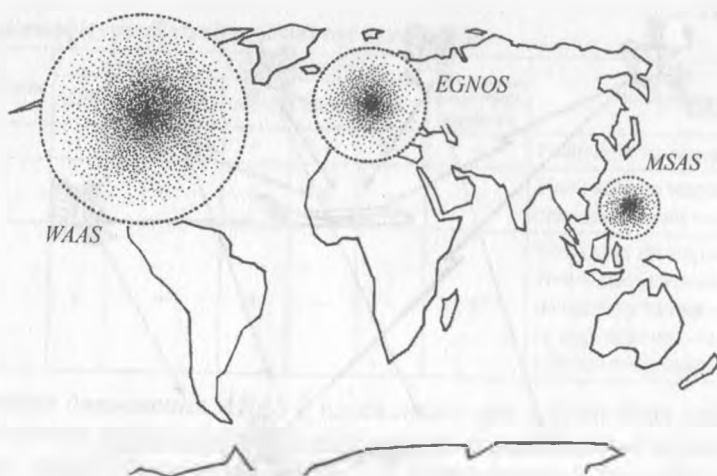


Рис. 1.3. Зони дії та обслуговування систем типу SBAS.

встановлена в точці з координатами, визначеними з високою (сантиметровою) точністю. У ККС обробляються сигнали супутників, формуються диференціальні корекції, дані про цілісність системи та службові повідомлення. Далі сформована інформація каналом ДВЧ-діапазону передається в бортовий приймач GNSS.

Розташування GBAS у зоні аеродрому створює умови для розширення функцій цієї системи. Їй надається можливість керувати всіма об'єктами, що рухаються по аеродрому, та контролювати їх. Для цього аеродромні транспортні засоби обладнують супутниковими навігаційними приймачами, координати яких передаються радіоканалом у робочу станцію диспетчера. Маючи повну картину розташування транспортних засобів і ПК та руху їх по аеродрому, диспетчер здійснює оперативне керування.

Модернізація аеронавігаційної системи України передбачає вдосконалення як бортового обладнання ПК, так і наземної аеродромної інфраструктури [78–80, 82, 89].

З рис. 1.3 видно, що Україна розташовується в зоні дії системи EGNOS. Якщо Україна буде користувачем цієї системи, то її ПК мають облаштуватися бортовими приймачами GNSS, які приймають сигнали EGNOS. Але це не означає, що всі аеронавігаційні питання будуть розв'язані. Досвід експериментальної експлуатації системи WAAS свідчить, що її використання не завжди уможливорює визначення координат з точністю, яка потрібна для точного заходження ПК на посадку. Тому додатково до WAAS США розробляють і впроваджують мережу локальних ККС (система LAAS), що встановлюються на кожному аеродромі. Отже, створюється функціо-

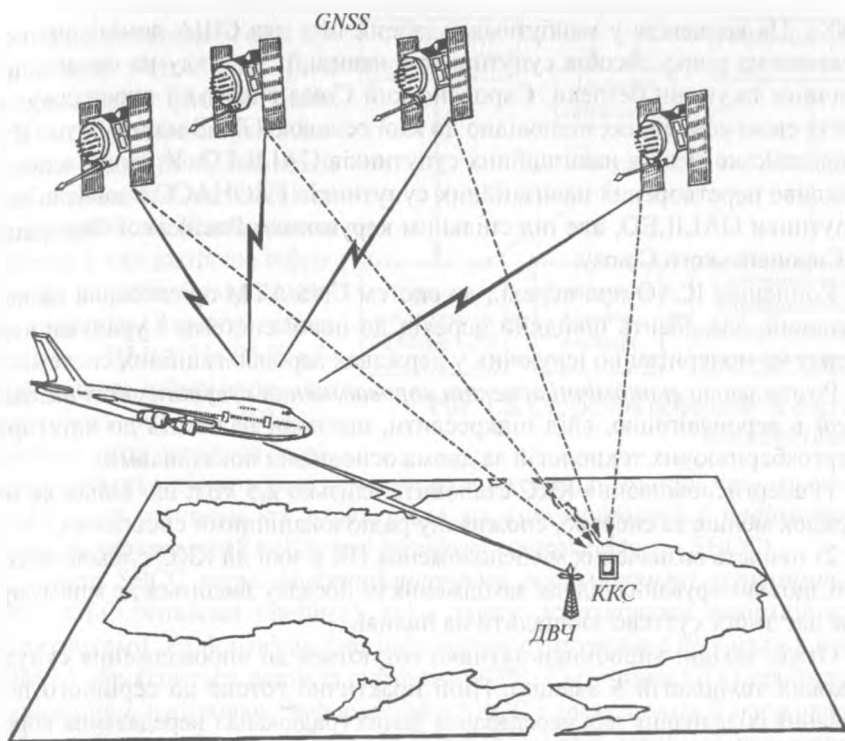


Рис. 1.4. Структура наземного доповнення GBAS.

нальне доповнення до системи GBAS. Вважають, що це – найбільш раціональний шлях модернізації аеронавігаційної системи України.

Як бачимо, впровадження супутникових аеронавігаційних технологій в Україні має орієнтуватися на створення наземних функціональних доповнень GBAS на аеродромах та устаткування ПК апаратурою, що приймає сигнали GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, EGNOS і WAAS.

Перехід до супутникової навігації як єдиного засобу навігаційного забезпечення авіації відкриває *ринок супутникової навігаційної апаратури*, місткість якого, за оцінками комісії Європейського Союзу, становитиме до 2005 р. не менш як 50 млрд доларів США в Європі і понад 600 млрд доларів США – у світі. Це зумовлює початок серйозної конкуренції між США і Європейським Союзом за провідні позиції на цьому ринку і відображається в конкуренції двох концепцій глобальної супутникової навігаційної системи – США і Європейського Союзу (проект GALILEO).

Концепція США полягає в тому, що GPS перебуває під їх повним контролем і в майбутньому становитиме єдине сузір'я навігаційних супутників

GNSS. Ця концепція у майбутньому забезпечить для США домінуюче положення на ринку засобів супутникової навігації. З огляду на економічні причини та умови безпеки, Європейський Союз висунув і впроваджує в життя свою концепцію, відповідно до якої основою GNSS мають бути GPS і європейське сузір'я навігаційних супутників GALILEO. У цьому аспекті можливе перетворення навігаційних супутників ГЛОНАСС у навігаційні супутники GALILEO, але під спільним керуванням Російської Федерації та Європейського Союзу.

Концепція ICAO про перехід до систем CNS/ATM орієнтована на поступовий, але досить швидкий перехід до нової системи з урахуванням витрат на модернізацію існуючих у державах аеронавігаційних систем.

Розглядаючи *економічні аспекти впровадження супутникових технологій* в аеронавігацію, слід підкреслити, що вони належать до категорії енергозберігаючих технологій за двома основними показниками:

1) енергоспоживання ККС становить близько 2,5 кВт, що більш як на порядок менше за енергію, споживану радіолокаційними системами;

2) точність визначення місцеположення ПК в зоні дії ККС є такою високою, що маневрування під час заходження на посадку зводиться до мінімуму, а це дає змогу суттєво заощадити на паливі.

Отже, західні виробники активно готуються до впровадження супутникових технологій в авіацію. Нині практично готове до серійного постачання обладнання для передавання даних (радіоканал передавання корегувальної інформації). Багато західних фірм розробили і вже продають бортові авіаційні супутникові навігаційні приймачі та програмне забезпечення. У дослідній експлуатації з'являються контрольно-корегувальні станції.

1.1.5. Упровадження системи GNSS

Одним із лідерів у сфері організації повітряного руху є корпорація Lockheed Martin, яка показала, що перехід від традиційних засобів управління повітряним рухом до тих, що ґрунтуються на супутникових технологіях, дає величезні економічні й технічні вигоди. Корпорація зробила комерційну пропозицію, яку назвали регіональною системою позиціонування (RPS) [56]. Структуру RPS зображено на рис. 1.5. Розглянемо, як вона функціонує.

Існує мережа наземних *станцій дистанційного моніторингу* сигналів GPS (Remote integrity monitoring stations – RIMS), розосереджених у заданому регіоні. Станції приймають радіосигнали навігаційних супутників GPS. Координати фазових центрів їхніх приймальних антен виміряні з високою точністю.

RIMS визначають свої координати, зіставляють їх з координатами фазових центрів антен, розраховують середньоквадратичні похибки, що впливають на точність визначення місцеположення об'єкта, і передають цю інформацію на *регіональну головну станцію* (Regional master stations – RMS). На RMS обробляється інформація, що надходить від усіх RIMS у вигляді інтегрованого повідомлення, яке містить дані про місцеположення, поточний час, корекцію і цілісність системи, та передається на *супутниковий і радіомовний центри керування* (Satellite and broadcast control centers – SBCC).

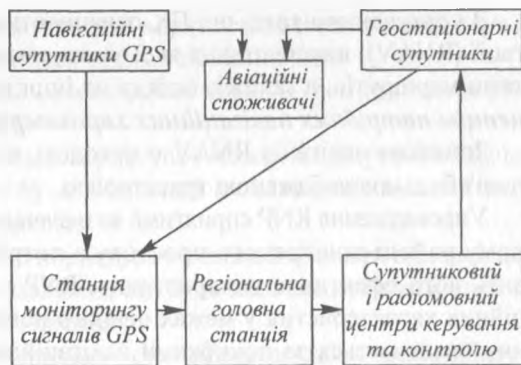


Рис. 1.5. Структура регіональної системи позионування.

Центр SBCC керує *геостационарними радіомовними супутниками* (RPS GEO broadcast satellites), які є також додатковими навігаційними супутниками. Радіонавігаційна інформація супутників GEO надходить у RIMS і обробляється разом із сигналами GPS. Супутники GEO приймають навігаційну інтегровану інформацію з SBCC і транслюють її споживачам відповідного регіону. Отже, апаратура споживача приймає радіонавігаційну інформацію з супутників GPS, радіонавігаційну скореговану інформацію та інформацію про цілісність супутників з RPS GEO і після її загального оброблення визначає місцеположення з високою точністю.

Ідея створення RPS наближена до WAAS. Передбачається, що RPS матиме глобальний характер і здатність поєднуватися з іншими функціональними доповненнями (WAAS, MSAS, EGNOS).

Послуги RPS платні, поширюються на умовах оренди і розподіляються між службами цивільної авіації.

1.2. Вимоги до супутникових навігаційних систем

1.2.1. Навігаційні характеристики систем

Навігаційні характеристики систем аеронавігаційного обслуговування (АНО) є сукупністю характеристик засобів зв'язку, навігації та спостереження, які забезпечують належний рівень безпеки польотів ПК в межах функціонування системи АНО.

З урахуванням того, що ПК оснащуються апаратурою зональної навігації (RNAV), використання якої уможливує впровадження гнучкої системи маршрутів, а також з огляду на інші причини, ICAO прийняло *концепцію потрібних навігаційних характеристик* (RNP) [65].

Зональна навігація RNAV є методом, який дає змогу ПК виконувати політ будь-якою бажаною траєкторією.

Упровадження RNP сприятиме визначенню місцеположення ПК у вибраному районі повітряного простору з потрібною точністю, що уможливить його ефективне використання. RNP є показником точності навігаційних характеристик у межах певного повітряного простору. Цей показник визначається за похибками навігаційного датчика, бортового приймача, апаратури відображення даних і техніки пілотування.

Наведені в табл. 1.2 типи RNP встановлюють мінімальну точність навігації, яка має забезпечуватися з урахуванням певного рівня утримання ПК. Наприклад, під типом 1 розуміють, що в повітряному просторі з межами ± 1 морська миля ($\pm 1,85$ км) мають витримувати навігаційні характеристики протягом щонайменше 95 % часу всі ПК, які виконують тут польоти.

Таблиця 1.2

Типи RNP для польоту за маршрутом при ймовірності визначення місцеположення ПК 95 %

Тип RNP	Межі району повітряного простору	
	км	морські милі
1	$\pm 1,85$	± 1
4	$\pm 7,4$	± 4
5	$\pm 9,25$	± 5
10	$\pm 18,5$	± 10
12,6	$\pm 23,3$	$\pm 12,6$
20	± 37	± 20

Типи RNP для етапів заходження на посадку, посадки і зльоту визначаються за показниками потрібної точності, цілісності й неперервності та за експлуатаційною готовністю обслуговування. Як правило, на маршруті типи RNP ставлять вимоги до точності характеристик лише в горизонтальній площині. Типи RNP для етапів заходження на посадку і під час посадки потребують відповідного дотримання траєкторії в горизонтальній і вертикальній площинах.

Дамо визначення понять “точність”, “точність використання системи”, “неперервність”, “цілісність” і “експлуатаційна готовність”.

Точність – це ступінь відповідності розрахункового (виміряного) та дійсного місцеположення і (або) швидкості платформи в даний момент

часу. Точність забезпечення радіонавігації виражається статистичним ступенем похибки системи і визначається такими показниками:

прогнозованою точністю місцеположення відносно земних географічних чи геодезичних координат;

повторюваною точністю, коли користувач може повернутися в місцеположення, координати якого були обчислені в попередній момент часу тією самою навігаційною системою;

відносною точністю, з якою користувач може встановити одне місцеположення відносно іншого незалежно від будь-якої похибки визначення відповідного дійсного місцеположення.

Точність використання системи – сукупність похибок навігаційного датчика, бортового приймача, відображення і пілотування.

Неперервність – здатність системи функціонувати із заданими робочими характеристиками без перерв протягом заданого періоду, який характеризується відповідною ймовірністю.

Цілісність – здатність системи забезпечувати користувачів своєчасними попередженнями у випадках, коли її не можна використовувати для навігації, або ступінь довіри, яку можна вважати вірогідністю інформації, що видається системою і передбачає її здатність забезпечувати користувача своєчасним попередженням (наприклад, спрацьовуванням сигналізації), коли ця інформація не повинна використовуватися для запланованої операції етапу польоту.

Експлуатаційна готовність – це час, протягом якого система, що використовується для навігації, забезпечує надійною навігаційною інформацією екіпаж, автопілота або інші системи, що керують польотом ПК.

1.2.2. Вимоги до GNSS та її елементів

Вимоги до GNSS та її елементів викладені в нормативних документах ICAO [93].

Вимоги до характеристик GNSS формуються з сукупності вимог до її елементів і бортового устаткування ПК та здатності ПК здійснювати рух бажаною траєкторією (табл. 1.3).

У процесі формування вимог до GNSS введено поняття “*безвідмовний приймач користувача GNSS*”, який повинен мати номінальні характеристики точності й часу попередження і бути безвідмовним стосовно цілісності й неперервності та експлуатаційної готовності складових GNSS – ГЛОНАСС, GPS, GBAS, SBAS, ABAS.

Точність у горизонтальній площині та по вертикалі задається для найнижчої висоти під час типової операції.

Вимоги до характеристик сигналу системи GNSS у просторі

Типова операція	Точність у горизонтальній площині з імовірністю 95 %	Точність по вертикалі з імовірністю 95 %	Цілісність	Час до попередження, с	Неперервність	Типи RNP
Політ на маршруті	3,7 км (2 м. милі)	Не встановлюється	$1-10^{-7}$ за годину	300	Від $1-10^{-4}$ до $1-10^{-8}$ за годину	20...10
Політ за маршрутом або в зоні аеродрому	740 м (0,4 м. милі)	Те саме	$1-10^{-7}$ за годину	15	Від $1-10^{-4}$ до $1-10^{-8}$ за годину	5...1
Початкове заходження; проміжне заходження; неточне заходження (NPA); виліт	220 м (720 фут)	„	$1-10^{-7}$ за годину	10	Від $1-10^{-4}$ до $1-10^{-8}$ за годину	0,5...0,3
Заходження на посадку з керуванням по вертикалі – APV-I	220 м (720 фут)	20 м (66 фут)	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за заходження	10	$1-8 \cdot 10^{-6}$ за будьякі 15 с	0,3/125
Те саме. APV-II	16 м (52 фут)	8 м (26 фут)	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за заходження	6	$1-8 \cdot 10^{-6}$ за будьякі 15 с	0,03/50
Точне заходження на посадку за I категорією	16 м (52 фут)	4...6 м (13...20 фут)	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за заходження	6	$1-8 \cdot 10^{-6}$ за будьякі 15 с	0,02/40

Примітки. 1. Експлуатаційна готовність системи – 0,99...0,99999.

2. Типи RNP 0,3/125, 0,03/50 і 0,02/40 позначають межі повітряного простору в горизонтальній площині, які становлять $\pm 0,3$, $\pm 0,03$ і $\pm 0,02$ м. милі з витримуванням повітряним кораблем висоти відповідно 125, 50 і 40 футів.

Вимоги до цілісності GNSS поширюються на межу часу попередження, що характеризує пороги спрацьовування сигналізації (табл. 1.4). Спрацьовування дає пілоту ПК попередження про вихід параметра цілісності за межі допуску. Ризик утрати цілісності розподіляється між ризиками втрати цілісності комбінацій підсистем GNSS (ГЛОНАСС, GPS, GBAS, SBAS, ABAS) і ризиком утрати цілісності рівня захисту. Останній ризик визначається припиненням роботи опорного (для GBAS) приймача або його роботою зі збоями.

Пороги спрацьовування сигналізації системи GNSS

Типова операція	Поріг спрацьовування		Типи RNP
	по горизонталі	по вертикалі	
Політ на маршруті	7,4 км (4 м. милі)	Не встановлюється	20...10
	3,7 км (2 м. милі)	Те саме	5...2
Політ на маршруті або в зоні аеродрому	1,85 км (1 м. миля)	"	1
NPA	556 м (0,3 м. милі)	"	0,5...0,3
APV-I	556 м (0,3 м. милі)	50 м (164 фут)	0,3/125
APV-II	40 м (130 фут)	20 м (66 фут)	0,03/50
Точне заходження на посадку за I категорією	40 м (130 фут)	10...15 м (33...50 фут)	0,02/40

Примітка. Див. примітку 2 до табл. 1.3.

Вимоги до точності й часу затримки спрацьовування сигналізації передбачають аналогічні параметри безвідмовного бортового приймача користувача GNSS.

Для операцій на маршруті, в зоні аеродрому, початкового, проміжного й неточного заходження на посадку і вильоту *неперервність системи GNSS* є її здатністю забезпечувати вихідні характеристики з потрібною точністю й цілісністю протягом часу, необхідного для виконання запланованої операції. На початку операції система має бути доступною. Для зазначених операцій розмірність неперервності – імовірність за годину. Менші значення неперервності відповідають зонам з низькою інтенсивністю повітряного руху й обмеженою складністю повітряного простору, більші – зонам з високою інтенсивністю повітряного руху і складним повітряним простором. Для операцій заходження на посадку і посадки неперервність визначається аналогічно, але оцінюється як імовірність протягом будь-яких 15 с в інтервалі часу, необхідного для виконання операції посадки.

Вимоги експлуатаційної готовності передбачають діапазон значень, оскільки вони залежать від експлуатаційної потреби, що ґрунтується на декількох факторах, якими є частота виконання операцій, погодні умови, масштаб і тривалість відмов, експлуатаційна готовність альтернативних засобів навігації, зона дії радіолокатора, інтенсивність повітряного руху й оборотність експлуатаційних процедур. Нижчі значення вимог відповідають мінімальній експлуатаційній готовності, за якої система GNSS використовується на практиці, але не може адекватно замінити інші засоби навігації (не GNSS). Вищі значення для маршрутної навігації відповідають використанню GNSS як єдиного засобу навігації в певній галузі. Вищі

значення для операцій заходження на посадку та вильоту відповідають вимогам до експлуатаційної готовності в аеропортах з великим обсягом повітряного руху за умови взаємозалежності операцій посадки і зльоту на декількох злітно-посадкових смугах. У таких випадках експлуатаційні процедури мають гарантувати безпеку операції.

На експлуатаційну готовність системи впливають такі чинники:

на маршруті – інтенсивність повітряного руху; наявність альтернативних GNSS навігаційних засобів; зони дії первинного і вторинного спостережень; повітряний рух і процедури пілотування; тривалість перерв у GNSS;

під час заходжень на посадку – інтенсивність повітряного руху; процедури щодо видачі даних і виконання заходжень на посадку на запасному аеродромі; навігаційні системи запасного аеродрому; повітряний рух і процедури пілотування; тривалість перерв у GNSS; географічні розміри регіону, що не обслуговується під час перерв.

Вимоги до характеристик GNSS для виконання точного заходження на посадку за II і III категоріями ще розробляються ICAO.

Технічні вимоги до елементів GNSS ґрунтуються на характеристиках систем GPS і ГЛОНАСС, заявлених США і Росією (табл. 1.5) [15, 95].

Таблиця 1.5

Характеристики систем GPS і ГЛОНАСС

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Похибка визначення місцеположення в горизонтальній площині, м (фут): для 95 % часу для 99,99 % часу	100 (330) 300 (985)	28 (92) 140 (460)
Похибка у вертикальній площині, м (фут): для 95 % часу для 99,99 % часу	156 (510) 500 (1640)	60 (196) 585 (1920)
Похибки під час передавання даних часу в GPS або в ГЛОНАСС, нс, для 95 % часу	≤340	≤700
Похибка відстані до будь-якого супутника, м (фут)	150 (490)	Не встановлюється
Похибка швидкості зміни відстані до будь-якого супутника, м/с (фут/с)	2 (6,6)	Те саме
Похибка прискорення зміни відстані до будь-якого супутника, м/с ² (фут/с ²)	0,019 (0,06)	”
Експлуатаційна готовність GPS або ГЛОНАСС (глобальне середнє значення), %	≥99,85	≥99,64

Продовження табл. 1.5

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Надійність GPS або ГЛОНАСС (глобальне середнє значення), %	≥99,97 при частоті відмов основного обслуговування для орбітального угруповання не більш як три на рік	≥99,98
Зона дії GPS або ГЛОНАСС (глобальне середнє значення), %	≥99,9	≥99,9
Несуча частота, МГц	1575,42 (L1 GPS); 1227,6 (L2 GPS) – з використанням методу кодового поділу каналів (CDMA); 1176,45 (L5)	1598,0625...1609,315 (L1 ГЛОНАСС); 1242,9375...1251,6875 (L2 ГЛОНАСС) – з використанням методу частотного поділу каналів (FDMA)
Спектр сигналу GPS або ГЛОНАСС, МГц	±12 з центром на частоті L1	±5,75 з центром на кожній несучій частоті
Поляризація радіосигналу	Правобічна колова (за годинниковою стрілкою в напрямку випромінювання)	
Рівень потужності радіонавігаційного сигналу GPS або ГЛОНАСС, дБ/Вт	-155...-160	-155,2...-161
Модуляція радіосигналу GPS або ГЛОНАСС	Двопозиційна фазова маніпуляція (BPSK) псевдовипадковим шумоподібним (PRN) грубим кодом захоплення і супроводу (C/A) з тактовою частотою 1,023 МГц. Кодова послідовність C/A повторюється кожну мілісекунду. Передана кодова послідовність PRN утворюється підсумовуванням за модулем 2 навігаційних повідомлень, що мають частоту 50 біт/с і код C/A	Псевдовипадкова двійкова послідовність з тактовою частотою 0,511 МГц, яка повторюється кожну мілісекунду за допомогою BPSK. Модульований навігаційний сигнал утворюється підсумовуванням за модулем 2 таких трьох двійкових сигналів: далекомірного коду з частотою 511 кбіт/с; навігаційного повідомлення з частотою 50 біт/с; допоміжної меандрової послідовності з частотою 100 Гц

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Поточний час	Прив'язаний до системи координованого всесвітнього часу UTC (USNO)	Прив'язаний до шкали UTC (SU)
Система координат	WGS-84	ПЗ-90
Навігаційна інформація, що передається супутником	Дані для визначення: часу передавання супутника; місцеположення супутника; стану супутника; параметрів бортової шкали часу супутника; ефектів запізнювання поширення (для GPS); поправки до UTC; стану орбітального угруповання	

Вимоги морських і річкових користувачів регламентуються Міжнародною морською організацією ІМО, стандартами RTSM і нормативними документами держав, що впроваджують супутникові навігаційні технології. Деякі вимоги морських і річкових користувачів США наведені в табл. 1.6 [61, 63, 103].

Таблиця 1.6

Вимоги морських і річкових користувачів до системи GNSS

Вимоги	Точність визначення планових координат, м		Доступність системи, %	Інтервал вимірювання координат, с (кількість вимірювань)
	прогнозована	повторювана		
<i>Внутрішні водні шляхи</i>				
Безпека навігації: великих суден і буксирів теплоходів для прогулянок і малих суден	2...5	2...5	99,9	1...2 (2)
	5...10	5...10	99,9	5...10 (2)
Проектні роботи на річці	0,1...5	0,1...5	99,0	1...2 (2 або 3)
<i>Пісхід до гавані та вхід у гавань</i>				
Безпека навігації: великих суден і буксирів малих суден	8...20	Заявляється користувачем	99,7	6...10 (2)
	8...20	8...20	99,9	Залежить від акваторії гавані
Дослідницькі роботи	1...5	1...5	99,0	1 (2)
Проектні й інженерні роботи в гавані	0,1...5	0,1...5	99,0	1...2 (2 або 3)

Продовження табл. 1.6

Вимоги	Точність визначення планових координат, м		Доступність системи, %	Інтервал вимірювання координат, с (кількість вимірювань)
	прогнозована	повторювана		
<i>Прибережна зона</i>				
Безпека навігації:				
усіх суден	460	Заявляється користувачем	99,7	120 (2)
приватних і малих суден	460...3600	Те саме	99,0	300 (2)
<i>Відкрите море</i>				
Безпека навігації всіх суден	3700...7400; бажано – 1850...3700	Заявляється користувачем	99,9 протягом 12 год	7200; бажано – 900 (2)

Примітки. 1. Ймовірність розрізнення неоднозначності визначення координат становить 99,9 %.

2. Надійність і цілісність системи залежать від заданого часу її використання.

Упровадження супутникових технологій визначення місцеположення й поточного часу має глобальний характер. Вимоги до систем GPS і ГЛОНАСС можуть бути покладені в основу створення спеціалізованих функціональних доповнень із застосуванням особливих (наприклад, не в реальному часі) методів оброблення радіонавігаційних сигналів. У цьому разі можна отримати дуже суттєві результати, зокрема міліметрову точність. У подібних випадках вимоги до системних характеристик формулюються користувачами і регламентуються окремими нормативними документами.

1.2.3. Системи функціонального доповнення ABAS і SBAS

Бортowa система функціонального доповнення ABAS скомбінована з одним чи декількома іншими елементами GNSS. Функція ABAS, а також безвідмовний приймач GNSS і безвідмовна система ПК, використовувані для функції ABAS, мають відповідати вимогам до точності, цілісності, неперервності й експлуатаційної готовності, наведеним у табл. 1.3.

Супутникова система функціонального доповнення SBAS, скомбінована з елементами GNSS і безвідмовним приймачем GNSS, також повинна відповідати вимогам, наведеним у табл. 1.3. Система SBAS доповнює основні орбітальні угруповання GPS та (або) ГЛОНАСС, підвищуючи точність, цілісність, неперервність і експлуатаційну готовність навігаційного забезпечення в межах великої зони дії, що зазвичай охоплює кілька аеродромів.

Параметри системи SBAS:

похибка відстані для далекомірного сигналу від супутника SBAS без урахування атмосферних ефектів – не більш як 25 м для 95 % часу;

ймовірність перевищення похибки відстані 150 м для далекомірного сигналу від супутника SBAS – не більш як 10^{-5} протягом будь-якого часу;

ймовірність незапланованих відмов далекомірної функції SBAS – не більш як 10^{-3} протягом будь-якої години;

похибка зміни відстані – не більш як 2 м/с;

похибка швидкості зміни відстані – не більш як 0,019 м/с²;

стан супутника GNSS, який визначають PRN, набір даних IODP, дані про цілісність;

корегувальна інформація – основна й високоточна диференціальна корекція: коротко- та довготермінові поправки до ефемерид і часу, іоносферні поправки;

зона дії SBAS – відповідає зоні дії її геостаціонарного супутника;

несуча частота – 1575,42 МГц;

спектр сигналу – 95 % смуги частот 24 МГц;

рівень потужності сигналу – від –153 до –161 дБ/Вт;

поляризація – правобічна колова (за годинниковою стрілкою в напрямку випромінювання);

модуляція – двопозиційна фазова маніпуляція (BPSK) підсумовуванням за модулем 2 навігаційних повідомлень, що мають швидкість 500 символів за секунду і псевдовипадковий шумовий код довжиною 1023 біт;

мережний час SBAS (SNT) не повинен відрізнятися від мережного часу GPS більш як на 50 нс;

навігаційна інформація, яку передає супутник, – це дані для визначення часу передавання супутника SBAS, місцеположення супутника SBAS, скорегованого бортового часу всіх супутників, скорегованого місцеположення всіх супутників, ефектів затримки поширення через стан іоносфери, цілісності інформації про місцезнаходження користувача, поправки до UTC, стану рівня обслуговування.

1.2.4. Наземна система функціонального доповнення GBAS

Доповнення GBAS у комбінації з елементами GNSS і її безвідмовним приймачем мають відповідати вимогам до системних характеристик (див. табл. 1.3) за точністю, неперервністю, експлуатаційною готовністю й цілісністю для планованої операції. Система GBAS призначена для забезпечення всіх типів заходження на посадку, посадки, вильоту й наземних

операцій. Вимоги до GBAS ґрунтуються на Міжнародних стандартах і Рекомендованій практиці (SARPs) [93] та поширюються на операції точного заходження на посадку за I категорією метеомінімуму.

Функції GBAS забезпечують:

- визначення локальних поправок до псевдовідстані;
- надання даних про систему GBAS;
- розрахунок даних для кінцевого етапу заходження на посадку;
- прогнозування даних про експлуатаційну готовність далекомірного джерела;

контроль цілісності джерел далекомірних оцінок GNSS.

Для наземної далекомірної функції розробляються додаткові SARPs.

Зона дії GBAS забезпечується для всіх заходжень на посадку за I категорією, крім випадків наявності топографічних особливостей і відповідних експлуатаційних вимог.

Середньоквадратичне значення похибки, що вноситься наземною частиною GBAS у похибку скорегованої псевдовідстані для супутників GPS і ГЛОНАСС, описується виразом

$$\bar{\sigma}_{\text{GBAS}} \leq \sqrt{\frac{\left(a_0 + a_1 e^{\frac{\theta_n}{\theta_0}}\right)^2}{M}} + a_2^2, \quad (1.1)$$

де a_0 , a_1 , a_2 , θ_0 – коефіцієнти, значення яких для GPS наведені в табл. 1.7; θ_n – кут положення n -го джерела (супутника) далекомірного сигналу; M – кількість наземних опорних приймачів GBAS.

Таблиця 1.7

Коефіцієнти для визначення похибок скорегованої псевдовідстані

Показник точності GBAS	θ_n , град	θ_0 , град	a_0 , м	a_1 , м	a_2 , м
A	≥ 5	14,3	0,5	1,65	0,08
B	≥ 5	15,5	0,16	1,07	0,08
C	> 35	15,5	0,15	0,84	0,04
–	5...35	–	0,24	0	0,04

Розглянемо характеристики радіопередавання даних.

Дані передаються на виділеній несучій частоті в межах смуги частот 108,000–117,975 МГц. Виділена частота кратна 25 кГц.

Для передавання використовується метод багатостанційного доступу з часовим поділом каналів (TDMA) і фіксованою структурою кадру. Передавання відбувається протягом одного чи двох заданих часових інтервалів у кожному кадрі TDMA, де проходить одне чи більше повідомлень.

Дані GBAS передаються у вигляді трирозрядних символів, що модулюють випромінювану частоту за допомогою восьмипозиційної диференціальної фазової маніпуляції зі швидкістю 10 500 символів за секунду.

Стабільність несучої становить $\pm 0,0002$ % виділеної частоти.

Дані кодуються систематичним кодом Ріда–Соломона фіксованої довжини (255, 249).

Навігаційна інформація містить поправки до псевдовідстані, дані щодо відліку часу й цілісності, дані аеропорту, показники кінцевого етапу заходження на посадку та матеріали про експлуатаційну готовність джерела далекомірних вимірювань.

1.2.5. Бортовий приймач системи GNSS

Бортовий приймач GNSS обробляє сигнали використовуваних елементів GNSS цієї системи. Під час проведення навігаційних розрахунків він вилучає будь-який супутник, що визнаний непрацездатним за ефемеридною інформацією. Приймач забезпечує неперервний супровід щонайменше чотирьох супутників і виконує навігаційні завдання за їхньою інформацією. Він компенсує динамічний доплерівський зсув частоти й несучої фази. Перед виконанням будь-якого навігаційного завдання у приймачі застосовується процедура перевірки правильності використання часу та параметрів ефемерид.

Крім цього, до приймача GNSS ставляться вимоги, наведені в стандартах. У процесі формування вимог до GNSS введено поняття “безвідмовний приймач користувача GNSS”.

Безвідмовний приймач має бути забезпечений номінальними характеристиками щодо точності й часу попередження і не повинен мати відмов, що стосуються цілісності, неперервності й експлуатаційної готовності інших складових GNSS (ABAS, SBAS, GBAS, GPS, ГЛОНАСС).

Номінальні похибки безвідмовного приймача визначаються його коефіцієнтом шуму, багатопроменевістю від корпусу повітряного корабля та некомпенсованими тропосферними похибками. Для бортового безвідмовного приймача, що функціонує з системою SBAS, середньоквадратичне значення похибки скорегованої псевдовідстані не повинно перевищувати 1,8 м без урахування багатопроменевості й залишкових атмосферних похибок за умови найгіршої заводової обстановки під час інструментального заходження на посадку та 5 м – в інших випадках.

Для приймача, що функціонує із системою GBAS, середньоквадратичне значення похибки скорегованої псевдовідстані визначається співвідношенням

$$\bar{\sigma}_{pr_air} \leq a_0 + a_1 e^{\frac{\theta_n}{\theta_0}}, \quad (1.2)$$

де a_0 , a_1 , θ_0 – коефіцієнти, значення яких для GPS наведені в табл. 1.8; θ_n – кут положення n -го джерела (супутника) далекомірного сигналу.

Таблиця 1.8

Коефіцієнти для визначення похибок скорегованої псевдовідстані супутникової системи з підсистемою GBAS

Клас точності ПК	θ_n , град	θ_0 , град	a_0 , м	a_1 , м
A	≥ 5	6,9	0,15	0,43
B	≥ 5	4	0,11	0,13

До складової $\bar{\sigma}_{pr_air}$ не входить похибка вимірювань, зумовлена впливом багатопроменевості від корпусу ПК. Для бортового приймача системи ГЛОНАСС дані табл. 1.8 не дійсні.

1.3. Координати і рух навігаційних супутників

1.3.1. Системи координат у супутникових радіонавігаційних технологіях

Основним завданням супутникової радіонавігації є визначення координат, швидкості та прискорення об'єктів на поверхні Землі і в навколосемному просторі в певний момент часу. Щоб визначити положення об'єкта в просторі, потрібно задати систему координат (початок, опорні напрямки, опорні площини) і поточний час [1, 4, 5, 21, 30, 32, 52, 53].

У супутниковій радіонавігації використовуються такі системи координат: відносні геоцентричні WGS-84 [64] і ПЗ-90 [70], інерціальна (абсолютна, нерухома) геоцентрична [52], топоцентрична [32] та просторова еліпсоїдна географічна [32]. Початки, опорні напрямки та площини систем координат пов'язані з уявними лініями й точками на поверхні Землі і в небесній сфері [14, 30, 52, 83].

Початки координат можуть розміщуватись у центрі мас Землі, а також у будь-якій точці на поверхні Землі або в навколосемному просторі.

Опорні напрямки вибирають на точки Півночі або Півдня і сполучають їх з віссю обертання Землі, на точку весняного рівнодення γ , на Гринвіцький меридіан та на точки Північного і (або) Південного полюсів Землі [32, 52].

За *опорні площини* приймають: площину екватора, що проходить через центр мас Землі і нормаль до площини екватора, яка збігається з віссю обертання Землі; площину Гринвіцького меридіана; орбітальні площини навігаційних супутників; площини, перпендикулярні до нормалей, відновлених до поверхні еліпсоїда, що апроксимує геоїд [32, 52].

Відносна геоцентрична система координат WGS-84 (табл. 1.9) застосовується в супутниковій системі GPS та космічних і наземних функціональних доповненнях SBAS і GBAS. Її параметри використовуються в алгоритмах оброблення інформації в супутникових навігаційних приймачах споживачів.

Таблиця 1.9

Основні параметри систем WGS-84 і ПЗ-90

Параметри	WGS-84	ПЗ-90
Розмір великої півосі еліпсоїда a , м	6 378 137	6 378 136
Сплюснутість f	1/298,257223563	1/298,257839303
Кутова швидкість обертання Землі ω , рад/с	7,292115 $\cdot 10^{-5}$	
Швидкість світла c , м/с	2,99792458 $\cdot 10^8$	
Геоцентрична гравітаційна стала (з урахуванням маси атмосфери Землі) GM , м ³ /с ² (для ПЗ-90) або μ , км ³ /с ² (для WGS-84)	398600,5	398600,44 $\cdot 10^9$
Нормалізований коефіцієнт другої зональної гармоніки гравітаційного потенціалу \bar{c}_{20}	-484,16685 $\cdot 10^{-6}$	-484,165 $\cdot 10^{-6}$

Початок та осі системи WGS-84 задаються в такий спосіб [64]:

початок координат – центр мас Землі;

вісь Z спрямована в бік звичайного земного полюса (Conventional Terrestrial Pole – СТП), як це визначено Міжнародним бюро часу (Bureau International de l'Heure – ВІН) на основі координат для пунктів ВІН;

вісь X напрямлена в точку перетину вихідного меридіана WGS-84 і площини екватора; за вихідний беруть нульовий меридіан, визначений на основі координат для пунктів ВІН;

вісь Y доповнює ортогональну правобічну систему координат з початком у центрі мас Землі, тобто розташовану в площині екватора під кутом 90° на схід від осі X .

Крім координат, система WGS-84, як глобальна опорна система, містить параметри моделі Землі.

Відносна геоцентрична система координат ПЗ-90 [70] застосовується в супутниковій системі ГЛОНАСС, наземному функціональному доповненні GBAS та в супутникових навігаційних приймачах споживачів. Початок координат і напрямки системи ПЗ-90 близькі до WGS-84; основні параметри її наведені в табл. 1.9.

Зв'язок між системами WGS-84 і ПЗ-90 встановлюється співвідношенням

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} mm & ez & -ey \\ -ez & mm & ex \\ ey & -ex & mm \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90}} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90}}, \quad (1.3)$$

де $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ – зсув початку координат; mm – масштабний коефіцієнт; ex, ey, ez – кути обертання навколо осей в радіанах.

У технічній літературі, присвяченій питанням перетворення координат, ще остаточно не встановлені дані для розрахунку перетворення координат із системи ПЗ-90 у WGS-84 за виразом (1.3). Для інших координатних систем досить широко інформацію можна знайти в [64].

У документі ICAO [64] вираз (1.3) перетворений до вигляду

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + (1 + mm) \begin{bmatrix} 1 & ez_1 & -ey_1 \\ -ez_1 & 1 & ex_1 \\ ey_1 & -ex_1 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90}}, \quad (1.4)$$

де $ex_1 = \frac{ex}{1 + mm}$; $ey_1 = \frac{ey}{1 + mm}$; $ez_1 = \frac{ez}{1 + mm}$ (табл. 1.10).

Перехід від виразу (1.3) до (1.4) виконаний за допомогою матричного перетворення і нормування кутів обертання осей.

Таблиця 1.10

Параметри для перетворення координат із системи ПЗ-90 в систему WGS-84

ΔX	ΔY	ΔZ	mm	ex_1	ey_1	ez_1
0	0	4	0	0	0	$-3 \cdot 10^{-6}$
-1,1	-0,3	-0,9	$-0,12 \cdot 10^{-6}$	0	0	$-0,82 \cdot 10^{-6}$
0	2,5	0	0	0	0	$-1,9 \cdot 10^{-6}$
-0,47	-0,51	-2	$22 \cdot 10^{-9}$	$-12 \cdot 10^{-9}$	$-5 \cdot 10^{-9}$	$-1,728 \cdot 10^{-6}$

Перехід від системи координат ПЗ-90 до системи WGS-84 виконується за виразом

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90}} = \frac{1}{(1+mm)} \begin{bmatrix} 1 & -ez_1 & ey_1 \\ ez_1 & 1 & -ex_1 \\ -ey_1 & ex_1 & 1 \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} - \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \right). \quad (1.5)$$

У вираз (1.5) введено члени, що являють собою добутки кутів обер-тання, порядок яких не перевищує 10^{-12} .

Дані навігаційних супутників ГЛОНАСС (альманах), що надходять в апаратуру споживача для розрахунку орбіт супутників, подані в такому вигляді, що в процесі виконання процедур розрахунку згідно з інтерфейсним контрольним документом [15] координати і швидкості потрібно перераховувати з відносної геоцентричної системи координат ПЗ-90 в *геоцентричну інерціальну (абсолютну, нерухому) систему координат* і навпаки. Поняття нерухомої системи координат цілком можна застосовувати для навігаційних супутників, оскільки тривалість життя даних альманаху становить кілька днів, після чого вони обновлюються. Перехід від відносної системи координат до абсолютної (нерухомої) і навпаки виконується з використанням співвідношень

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [\psi] \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = [\psi] \times \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \omega \begin{bmatrix} -Y \\ X \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (1.6)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} + \omega \begin{bmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1.7)$$

де X, Y, Z – координати нерухомої системи; x, y, z – координати відносної системи (ПЗ-90, WGS-84); V_X, V_Y, V_Z – швидкості вздовж відповідних осей у нерухомій системі; v_x, v_y, v_z – швидкості вздовж відповідних

осей у відносній системі (ПЗ-90, WGS-84); $[\psi] = \begin{bmatrix} \cos(S) & -\sin(S) & 0 \\ \sin(S) & \cos(S) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$;

$S = S_0 + \omega t_\lambda$; S_0 – зоряний час на Гринвіцькому меридіані (нульовий

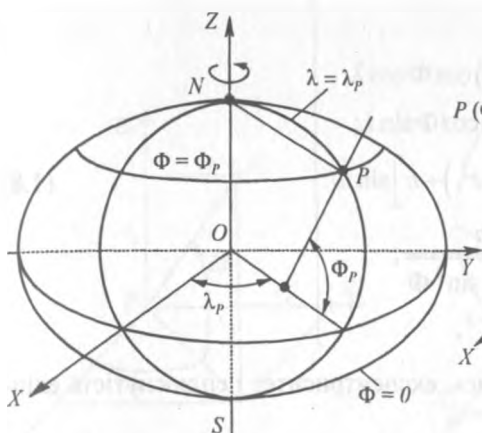


Рис. 1.6. Еліпсоїдні географічні координати.

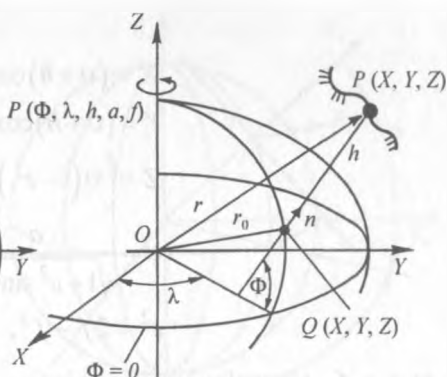


Рис. 1.7. Просторова еліпсоїдна географічна система координат.

меридіан, визначений на основі координат для пунктів ВІН); ω – швидкість обертання Землі; t_λ – поточний час на довготі λ .

Співвідношення (1.3)...(1.7) використовуються в алгоритмах розрахунку координат і швидкості споживача.

Інформація про місцезоположення об'єкта подається, як правило, не в координатах X, Y, Z , а в еліпсоїдних географічних координатах широти й довготи (рис. 1.6).

Просторова еліпсоїдна географічна система координат [64] визначається в такий спосіб (див. рис. 1.6):

початок системи координат – у центрі мас Землі;

географічна (геодезична) широта Φ – це кут, вимірюваний у меридіональній площині між екваторіальною площиною і нормаллю до еліпсоїда в точці P ;

географічна (геодезична) довгота λ є кутом, що вимірюється в екваторіальній площині між нульовим меридіаном, визначеним на основі координат для пунктів ВІН, і площиною меридіана, що проходить через точку P .

У просторовій еліпсоїдній системі координат додатково до широти й довготи визначають висоту об'єкта h над еліпсоїдом (рис. 1.7). Будь-яка точка в просторі задається координатами Φ, λ, h і формою еліпсоїда (a, f) . Висоту h над еліпсоїдом вимірюють вздовж нормалі до його поверхні.

Просторові еліпсоїдні координати перетворюють у праву декартову систему координат (X, Y, Z) за таким алгоритмом:

$$\left. \begin{aligned}
 X &= (v+h) \cos \Phi \cos \lambda; \\
 Y &= (v+h) \cos \Phi \sin \lambda; \\
 Z &= [v(1-e^2) + h] \sin \Phi; \\
 v &= \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \Phi}}; \\
 e^2 &= 2f - f^2,
 \end{aligned} \right\} (1.8)$$

де a, e, f – відповідно велика піввісь, ексцентриситет і сплюснутість еліпсоїда.

Якщо X, Y, Z визначені в якійсь місцевій системі координат, для якої відомі параметри переходу до системи WGS-84, то застосовують алгоритм (1.3) і виконують зворотний перехід у просторову еліпсоїдну систему координат. Широта, довгота й висота в цьому разі визначатимуться в системі WGS-84.

подаємо ітеративний алгоритм розрахунку Φ, λ, h через координати X, Y, Z :

$$\left. \begin{aligned}
 \Phi &= \arctg \left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \right) \left(1 - e^2 \frac{v}{v+h} \right)^{-1}; \\
 \lambda &= \arctg \left(\frac{Y}{X} \right); \\
 h &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos \Phi} - v; \\
 v &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \Phi}},
 \end{aligned} \right\} (1.9)$$

де для WGS-84 $a = 6\,378\,137$ м; $e^2 = 0,006\,694\,379\,99$.

Інші форми алгоритмів наведені у працях [17, 52, 64].

У супутниковій навігаційній апаратурі споживача, визначаючи видимі супутники та вибираючи оптимальне сузір'я супутників для навігаційних потреб, застосовують *топоцентричну систему координат* (рис. 1.8). Початок та осі топоцентричної системи задаються в такий спосіб:

початок координат – точка положення споживача P ;

вісь Z_T проходить через початок координат перпендикулярно до місцевого обрію спостерігача (місцевого зеніту);

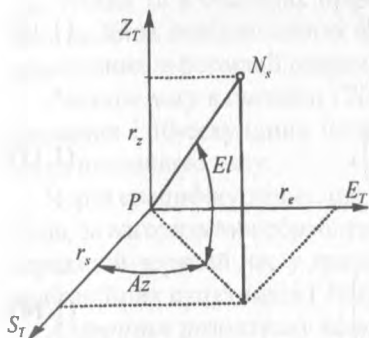


Рис. 1.8. Топоцентрична система координат.

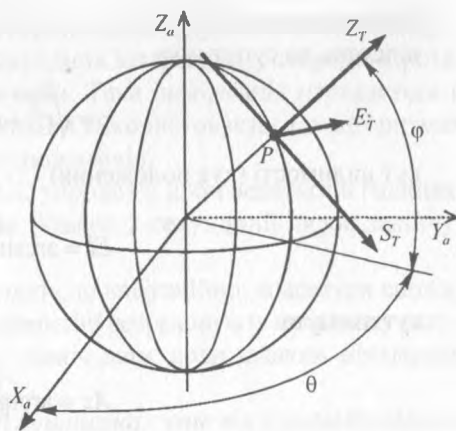


Рис. 1.9. Інерціальна геоцентрична і топоцентрична системи координат.

вісь S_T лежить у площині місцевого обрію і спрямована на південь;
вісь E_T лежить у площині місцевого обрію і спрямована на схід.

Місцевий обрій – це площина, дотична до сфероїда в точці розташування спостерігача (в нашому випадку це площина, в якій лежать осі S_T , E_T і точка P).

Позначимо координати точки P через X_0, Y_0, Z_0 в інерціальній геоцентричній системі координат X_a, Y_a, Z_a (рис. 1.9). У цій же системі координат точка P , розташована на поверхні сфероїда, має координати θ (широта) і φ (довгота).

Відповідно до визначення топоцентричної системи координат сформуємо в точці P осі цієї системи і площину місцевого обрію.

Нехай координати навігаційного супутника (N_s на рис. 1.8) в інерціальній геоцентричній системі координат X_a, Y_a, Z_a мають значення X_s, Y_s, Z_s .

Тоді кути спостереження навігаційного супутника з точки P в топоцентричній системі координат розраховують за таким алгоритмом:

знаходять дальність від спостерігача до супутника за виразом

$$[r_x, r_y, r_z] = [X_s - X_0, Y_s - Y_0, Z_s - Z_0]; \quad (1.10)$$

обчислюють координати супутника (r_x, r_y, r_z) за формулами

$$\left. \begin{aligned} r_x &= \sin \varphi \cdot \cos \theta \cdot r_x + \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot r_y - \cos \varphi \cdot r_z; \\ r_y &= -\sin \theta \cdot r_x + \cos \theta \cdot r_y; \\ r_z &= \cos \varphi \cdot \cos \theta \cdot r_x + \cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot r_y + \sin \varphi \cdot r_z. \end{aligned} \right\} \quad (1.11)$$

Далі знаходять:
відстань до супутника

$$r = \sqrt{r_s^2 + r_e^2 + r_z^2}; \quad (1.12)$$

кут видимості (кут положення)

$$El = \arcsin\left(\frac{r_z}{r}\right); \quad (1.13)$$

кут азимута

$$Az = \arctg\left(-\frac{r_e}{r_s}\right). \quad (1.14)$$

У разі потреби перераховують параметри, обчислені за формулами (1.13) і (1.14), в інші системи координат.

1.3.2. Час у супутникових радіонавігаційних системах

У супутниковій радіонавігації час має винятково важливе значення, оскільки основні навігаційні обчислення виконуються за формулами, в яких параметр часу наявний багаторазово. Насамперед це тривалість поширення електромагнітного сигналу від навігаційного супутника до споживача, час “ввімкнення” супутникового годинника, тривалість синхронізації даних, що передаються з супутника, тривалість проходження електромагнітного сигналу крізь атмосферу. Розраховуючи поточний час навігаційного супутника, потрібно враховувати релятивістські ефекти та розходження в шкалах часу супутника і споживача.

Системна шкала часу GPS прив’язана до системи координованого всесвітнього часу UTC і підтримується Морською обсерваторією США (USNO) [1, 104]. У відповідних повідомленнях, що передаються з навігаційних супутників GPS, передбачено передавання поправок до часу UTC.

Системна шкала часу ГЛОНАСС прив’язана до шкали Держеталону координованого всесвітнього часу UTC(SU) Росії. Між системним часом ГЛОНАСС і UTC(SU) введено сталий зсув на 3 год ($t_{\text{ГЛ}} = t_{\text{UTC(SU)}} + 3 \text{ год}$).

Щоб прив’язати дані, які передаються з навігаційних супутників, до системного часу, з кожного супутника подаються корегувальні параметри, що враховують розбіжність шкал часу супутників і системної шкали в програмах розрахунку, вбудованих у навігаційну апаратуру.

Рахунок часу в системі GPS ведеться в тижнях (нульова точка відліку – північ з 5 на 6 січня 1980 р.), у 1,5-секундних інтервалах, у секундах протягом тижня та в секундах протягом доби. Така інформація передається в навігаційних повідомленнях супутників і використовується в алгоритмах оброблення інформації апаратурою споживачів.

Рахунок часу в системі ГЛОНАСС упродовж доби ведеться в годинах, хвилинах і 30-секундних інтервалах. Кожен 2-секундний рядок закінчується позначкою часу.

Через специфіку даних, що надходять до навігаційної апаратури споживачів, за алгоритмами оброблення інформації розраховують юліанську дату і справжній зоряний час у гринвіцьку північ дати, коли задають ефемериди навігаційних супутників ГЛОНАСС.

Алгоритм розрахунку кількості юліанських днів від фундаментальної епохи (моменту відліку) до зазначеної (поточної) дати має вигляд [21, 52]

$$\Delta jd = jd_1 - jd_0, \quad (1.15)$$

де jd_0 – номер юліанського дня фундаментальної епохи; jd_1 – номер юліанського дня поточної дати, який розраховується з виразу

$$jd_1 = jd_g + 28(\text{mon}-1) + \sum_{i=1}^{\text{mon}-1} \Delta M_i + \text{den} - 1. \quad (1.16)$$

У формулі (1.16) jd_g – номер юліанського дня початку поточного року; mon – номер місяця поточної дати; den – номер дня поточної дати; ΔM_i – доповнення до повної кількості днів в i -му місяці від 28 днів (з урахуванням високосних років).

Номер юліанського дня N -го року розраховують за формулою

$$jd = (4712 + N) \cdot 365,25 + \left[\frac{N}{400} \right] - \left[\frac{N}{100} \right] + K, \quad (1.17)$$

де вирази у квадратних дужках означають, що враховується лише ціла частина розподілу.

Значення параметра K залежать від місця N -го року в чотирирічному періоді високосного циклу: $K = 1$, якщо N – високосний рік; $K = 1,75$, якщо $N = N_0 + 1$; $K = 1,5$, якщо $N = N_0 + 2$; $K = 1,25$, якщо $N = N_0 + 3$. Тут N_0 – найближчий до N -го року попередній високосний рік.

Алгоритм розрахунку зоряного часу в 0^h весвітнього часу [1, 4, 5, 21, 52] наводиться далі.

Спочатку обчислюють гринвіцький середній зоряний час в 0^h UT1 за формулою

$$S_0^m = 6^h 41^m 50^s, 548\ 41 + 236,555\ 367\ 908\ d + \\ + 0^s, 093\ 104\ T^2 - 6^s, 2 \cdot 10^{-6} T^3, \quad (1.18)$$

де d – кількість діб, що минули від епохи J2000,0, січень 1, 12h UT1 (JD 2 451 544,0) до гринвіцької півночі розглядуваної дати; $T = d / 36\ 525$ – проміжок часу, виражений у юліанських століттях (по 36 525 діб кожне) у системі всесвітнього часу UT1 від епохи J2000,0 січень 1, 12h UT1 (JD 2 451 544,0); $6^h 41^m 50^s, 548\ 41$ слід розуміти як 6 год 41 хв 50,548 41 с.

При цьому вважають, що зоряна доба коротша за середню сонячну на 236,555 367 908 с.

З урахуванням значення величини d вираз (1.18) можна записати у вигляді

$$S_0^m = 6^h 41^m 50^s, 548\ 41 + 8\ 640\ 184^s, 812\ 866\ T + \\ + 0^s, 093\ 104\ T^2 - 6^s, 2 \cdot 10^{-6} T^3. \quad (1.19)$$

Гринвіцький справжній зоряний час у 0^h всесвітнього часу UT1

$$S_0 = S_0^m + Nu, \quad (1.20)$$

де Nu – нутація у прямому сходженні.

Після цього розраховують нутаційні члени. Відповідно до постійної практики, сукупність нутаційних членів поділяється на дві частини: довгоперіодичну з параметрами $\Delta\psi$, $\Delta\epsilon$ (табл. 1.11) та короткоперіодичну з параметрами $d\psi$, $d\epsilon$ (табл. 1.12).

Таблиця 1.11

Довгоперіодична частина нутації,
отримана розкладанням фундаментальних аргументів

Номер п. п.	Коефіцієнти нутації довготи $\Delta\psi \cdot 10^4$ при синусі аргументів		Коефіцієнти нутації нахилу екліптики $\Delta\epsilon \cdot 10^4$ при косинусі аргументів		Аргументи					Періодичність коефіцієнтів нутації, доби
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
1	-171996	-174,2	92025	8,9	0	0	0	0	1	6798,4
2	2062	0,2	-895	0,5	0	0	0	0	2	3399,2
3	46	0,0	-24	0,0	-2	0	2	0	1	1305,5
4	11	0,0	0	0,0	2	0	-2	0	0	1095,2
5	-3	0,0	1	0,0	-2	0	2	0	2	1615,7

Продовження табл. 1.11

Номер п. п.	Коефіцієнти нутації довготи $\Delta\psi \cdot 10^4$ при синусі аргументів		Коефіцієнти нутації нахилу екліптики $\Delta\varepsilon \cdot 10^4$ при косинусі аргументів		Аргументи					Періодичність коефіцієнтів нутації, доби
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
6	-3	0,0	0	0,0	1	-1	0	-1	0	3232,9
7	-2	0,0	1	0,0	0	-2	2	-2	1	6786,3
8	1	0,0	0	0,0	2	0	-2	0	1	943,2
9	-13187	-1,6	5736	-3,1	0	0	2	-2	2	182,6
10	1426	-3,4	54	-0,1	0	1	0	0	0	365,3
11	-517	1,2	224	-0,6	0	1	2	-2	2	121,7
12	217	-0,5	-95	0,3	0	-1	2	-2	2	365,2
13	129	0,1	-70	0,0	0	0	2	-2	1	177,8
14	48	0,0	1	0,0	2	0	0	-2	0	205,9
15	-22	0,0	0	0,0	0	0	2	-2	0	173,3
16	17	-0,1	0	0,0	0	2	0	0	0	182,6
17	-15	0,0	9	0,0	0	1	0	0	1	386,0
18	-16	0,1	7	0,0	0	2	2	-2	2	91,3
19	-12	0,0	6	0,0	0	-1	0	0	1	346,6
20	-6	0,0	3	0,0	-2	0	0	2	1	199,8
21	-5	0,0	3	0,0	0	-1	2	-2	1	346,6
22	4	0,0	-2	0,0	2	0	0	-2	1	212,3
23	4	0,0	-2	0,0	0	1	2	-2	1	119,6
24	-4	0,0	0	0,0	1	0	0	-1	0	411,8
25	1	0,0	0	0,0	2	1	0	-2	0	131,7
26	1	0,0	0	0,0	0	0	-2	2	1	169,0
27	-1	0,0	0	0,0	0	1	-2	2	0	329,8
28	1	0,0	0	0,0	0	1	0	0	2	409,2
29	1	0,0	0	0,0	-1	0	0	1	1	388,3
30	-1	0,0	0	0,0	0	1	2	-2	0	117,5

Таблиця 1.12

Короткоперіодична частина нутації,
отримана розкладанням фундаментальних аргументів

Номер п. п.	Коефіцієнти нутації довготи $\Delta\psi \cdot 10^4$ при синусі аргументів		Коефіцієнти нутації нахилу екліптики $\Delta\varepsilon \cdot 10^4$ при косинусі аргументів		Аргументи					Періодичність коефіцієнтів нутації, доби
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
31	-2274	-0,2	977	-0,5	0	0	2	0	2	13,7
32	712	0,1	-7	0,0	1	0	0	0	0	27,6
33	-386	-0,4	200	0,0	0	0	2	0	1	13,6
34	-301	0,0	129	-0,1	1	0	2	0	2	9,1

Номер п. п.	Коефіцієнти нутації довготи $d\psi \cdot 10^4$ при синусі аргументів		Коефіцієнти нутації нахилу екліптики $d\varepsilon \cdot 10^4$ при косинусі аргументів		Аргументи					Періодич- ність кое- фіцієнтів нутації, добі
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
35	-158	0,0	-1	0,0	1	0	0	-2	0	31,8
36	123	0,0	-53	0,0	-1	0	2	0	2	27,1
37	63	0,0	-2	0,0	0	0	0	2	0	14,8
38	63	0,1	-33	0,0	1	0	0	0	1	27,7
39	-58	-0,1	32	0,0	-1	0	0	0	1	27,4
40	-59	0,0	26	0,0	-1	0	2	2	2	9,6
41	-51	0,0	27	0,0	1	0	2	0	1	9,1
42	-38	0,0	16	0,0	0	0	2	2	2	7,1
43	29	0,0	-1	0,0	2	0	0	0	0	13,8
44	29	0,0	-12	0,0	1	0	2	-2	2	23,9
45	-31	0,0	13	0,0	2	0	2	0	2	6,9
46	26	0,0	-1	0,0	0	0	2	0	0	13,6
47	21	0,0	-10	0,0	-1	0	2	0	1	27,0
48	16	0,0	-8	0,0	-1	0	0	2	1	32,0
49	-13	0,0	7	0,0	1	0	0	-2	1	31,7
50	-10	0,0	5	0,0	-1	0	2	2	1	9,5
51	-7	0,0	0	0,0	1	1	0	-2	0	34,8
52	7	0,0	-3	0,0	0	1	2	0	2	13,2
53	-7	0,0	3	0,0	0	-1	2	0	2	14,2
54	-8	0,0	3	0,0	1	0	2	2	2	5,6
55	6	0,0	0	0,0	1	0	0	2	0	9,6
56	6	0,0	-3	0,0	2	0	2	-2	2	12,8
57	-6	0,0	3	0,0	0	0	0	2	1	14,8
58	-7	0,0	3	0,0	0	0	2	2	1	7,1
59	6	0,0	-3	0,0	1	0	2	-2	1	23,9
60	-5	0,0	3	0,0	0	0	0	-2	1	14,7
61	5	0,0	0	0,0	1	-1	0	0	0	29,8
62	-5	0,0	3	0,0	2	0	2	0	1	6,9
63	-4	0,0	0	0,0	0	1	0	-2	0	15,4
64	4	0,0	0	0,0	1	0	-2	0	0	26,9
65	-4	0,0	0	0,0	0	0	0	1	0	29,5
66	-3	0,0	0	0,0	1	1	0	0	0	25,6
67	3	0,0	0	0,0	1	0	2	0	0	9,1
68	-3	0,0	1	0,0	1	-1	2	0	2	9,4
69	-3	0,0	1	0,0	-1	-1	2	2	2	9,8
70	-2	0,0	1	0,0	-2	0	0	0	1	13,7

Продовження табл. 1.12

Номер п. п.	Коефіцієнти нутації довготи $d\psi \cdot 10^4$ при синусі аргументів		Коефіцієнти нутації нахилу екліптики $d\varepsilon \cdot 10^4$ при косинусі аргументів		Аргументи					Періодич- ність кое- фіцієнтів нутації, добі
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
71	-3	0,0	1	0,0	3	0	2	0	2	5,5
72	-3	0,0	1	0,0	0	-1	2	2	2	7,2
73	2	0,0	-1	0,0	1	1	2	0	2	8,9
74	-2	0,0	1	0,0	-1	0	2	-2	1	32,6
75	2	0,0	-1	0,0	2	0	0	0	1	13,8
76	-2	0,0	1	0,0	1	0	0	0	2	27,8
77	2	0,0	0	0,0	3	0	0	0	0	9,2
78	2	0,0	-1	0,0	0	0	2	1	2	9,3
79	1	0,0	-1	0,0	-1	0	0	0	2	27,3
80	-1	0,0	0	0,0	1	0	0	-4	0	10,1
81	1	0,0	-1	0,0	-2	0	2	2	2	14,6
82	-2	0,0	1	0,0	-1	0	2	4	2	5,8
83	-1	0,0	0	0,0	2	0	0	-4	0	15,9
84	1	0,0	-1	0,0	1	1	2	-2	2	22,5
85	-1	0,0	1	0,0	1	0	2	2	1	5,6
86	-1	0,0	1	0,0	-2	0	2	4	2	7,3
87	1	0,0	0	0,0	-1	0	4	0	2	9,1
88	1	0,0	0	0,0	1	-1	0	-2	0	29,3
89	1	0,0	-1	0,0	2	0	2	-2	1	12,8
90	-1	0,0	0	0,0	2	0	2	2	2	4,7
91	-1	0,0	0	0,0	1	0	0	2	1	9,6
92	1	0,0	0	0,0	0	0	4	-2	2	12,7
93	1	0,0	0	0,0	3	0	2	-2	2	8,7
94	-1	0,0	0	0,0	1	0	2	-2	0	23,8
95	1	0,0	0	0,0	0	1	2	0	1	13,1
96	1	0,0	0	0,0	-1	-1	0	2	1	35,0
97	-1	0,0	0	0,0	0	0	-2	0	1	13,6
98	-1	0,0	0	0,0	0	0	2	-1	2	25,4
99	-1	0,0	0	0,0	0	1	0	2	0	14,2
100	-1	0,0	0	0,0	1	0	-2	-2	0	9,5
101	-1	0,0	0	0,0	0	-1	2	0	1	14,2
102	-1	0,0	0	0,0	1	1	0	-2	1	34,7
103	-1	0,0	0	0,0	1	0	-2	2	0	32,8
104	1	0,0	0	0,0	2	0	0	2	0	7,1
105	-1	0,0	0	0,0	0	0	2	4	2	4,8
106	1	0,0	0	0,0	0	1	0	1	0	27,3

Періодичність головного члена A довгоперіодичної частини нутації – близько 18 років. Значення довгоперіодичної нутації коливається в межах $\pm 1^{\circ}, 2$. Періодичність головного члена короткоперіодичної нутації – близько 15 діб. Її значення змінюється в межах $\pm 0^{\circ}, 02$. До короткоперіодичної частини з параметрами $d\psi$, $d\epsilon$ належать усі члени, періоди аргументів яких не більші за 35 діб.

Нутація у прямому сходженні, яка називається також рівнянням рівнодень, обчислюється [4, 5] за виразом

$$Nu = (\Delta\psi + d\psi) \frac{\cos \epsilon}{15}, \quad (1.21)$$

де ϵ – нахил екліптики до екватора.

Уточнене рівняння рівнодень [4, 5] має вигляд

$$Nu = (\Delta\psi + d\psi) \cdot \cos \epsilon_0 + 0^{\circ}, 002\ 64 \times \\ \times \sin \Omega + 0^{\circ}, 000\ 063 \cdot \sin(2\Omega), \quad (1.22)$$

де ϵ_0 – середній нахил екліптики до екватора; Ω – середня довгота висхідного вузла орбіти Місяця на екліптиці.

У довіднику [5] наведено значення справжнього й середнього зоряного часу на 0^h всесвітнього часу кожної доби, а також значення нутації.

Квазіперіодичний рух називається астрономічною нутацією довготи і позначається через $\Delta\psi$ [5].

Для обчислення нутації довготи $\Delta\psi$ і нахилу $\Delta\epsilon$ використовують метод розкладання в ряд на основі теорії нутацій МАС. Сума всіх членів ряду з $\sin(\dots)$ дає нутацію довготи $\Delta\psi$, а з $\cos(\dots)$ – нутацію нахилу $\Delta\epsilon$.

Сума всіх членів відповідних стовпців табл. 1.11 довгоперіодичної нутації дає нутацію довготи

$$\Delta\psi = \sum_1^{30} [(A + BT) \cdot \sin(il + i'l' + jF + kD + n\Omega)] \quad (1.23)$$

та нутацію нахилу екліптики

$$\Delta\epsilon = \sum_1^{30} [(A + BT) \cdot \cos(il + i'l' + jF + kD + n\Omega)]. \quad (1.24)$$

Сума всіх членів відповідних стовпців табл. 1.12 короткоперіодичної нутації дає нутацію довготи

$$d\psi = \sum_{31}^{106} [(A + BT) \cdot \sin(il + i'l' + jF + kD + n\Omega)] \quad (1.25)$$

та нутацію нахилу екліптики

$$d\epsilon = \sum_{31}^{106} [(A + BT) \cdot \cos(il + i'l' + jF + kD + n\Omega)]. \quad (1.26)$$

У виразах (1.23)...(1.26) A і B – числові коефіцієнти в секундах дуги, взяті з табл. 1 і 2 [5, с. 637...638]; T – час, що відраховується від стандартної епохи J2000,0 у юліанських століттях (по 36 525 діб кожне); i , i' , j , k , n – цілі числа, взяті з табл. 1 і 2 [5, с. 637...638]; l , l' , F , D , Ω – фундаментальні аргументи, що залежать від параметрів руху Місяця і Сонця [4, 5].

Розраховані за формулами (1.23)...(1.26) значення сум потрібно перетворити з хвилин у радіани, помноживши на коефіцієнт $\pi / (180 \cdot 3600)$.

У формулах (1.23)...(1.26) розкладання фундаментальних аргументів l , l' , F , D , Ω мають такий вигляд [1, 5]:

$$\left. \begin{aligned} l &= 485\ 86'',733 + (1325r + 715\ 922'',633)T + 31'',310T^2 + 0'',064T^3; \\ l' &= 1\ 287\ 099'',804 + (99r + 1\ 292\ 581'',224)T - 0'',577T^2 - 0'',012T^3; \\ F &= 335\ 778'',877 + (1342r + 295\ 263'',137)T - 13'',257T^2 + 0'',011T^3; \\ D &= 1\ 072\ 261'',307 + (1236r + 1\ 105\ 601'',328)T - 6'',891T^2 + 0'',019T^3; \\ \Omega &= 450\ 160'',280 - (5r + 482\ 890'',539)T + 7'',455T^2 + 0'',008T^3, \end{aligned} \right\} (1.27)$$

де $r = 1\ 296\ 000'' = 360^\circ$; $l = (\mathcal{C} - \Gamma')$ – середня аномалія Місяця; $l' = (L - \Gamma)$ – середня аномалія Сонця; $F = (\mathcal{C} - \Omega)$ – середній аргумент широти Місяця; $D = (\mathcal{C} - L)$ – середня елонгація (різниця між середніми довготами) Місяця і Сонця; Ω – середня довгота висхідного вузла орбіти Місяця на екліптиці.

Середня довгота Місяця

$$\begin{aligned} \mathcal{C} &= 758\ 939'',157 + (1336r + 1\ 108\ 372'',598)T - \\ &\quad - 5'',802T^2 + 0'',019T^3. \end{aligned} \quad (1.28)$$

Середня довгота місячного перигею

$$\Gamma' = 300\,072'',424 + (11r + 392\,449'',965)T - 37'',112T^2 - 0'',045T^3. \quad (1.29)$$

Середня довгота висхідного вузла

$$\Omega = 450\,160'',280 - (5r + 482\,890'',539)T + 7'',455T^2 + 0'',008T^3. \quad (1.30)$$

Середня довгота Сонця

$$L = 1\,009\,677'',850 + (100r + 2771'',270)T + 1'',089T^2. \quad (1.31)$$

Середня довгота сонячного перигею

$$\Gamma = 1\,018\,578'',046 + 6\,190'',046T + 1'',666T^2 + 0'',012T^3. \quad (1.32)$$

Середній нахил екліптики до екватора визначається з виразу

$$\epsilon_0 = 84\,381'',448 - 46'',815T - 0'',000\,59T^2 + 0'',001\,813T^3. \quad (1.33)$$

З урахуванням виразів (1.23)...(1.33) нутацію довготи й нахилу екліптики можна записати у вигляді

$$Nu(\psi) = \Delta\psi + d\psi; \quad (1.34)$$

$$Nu(\epsilon) = \Delta\epsilon + d\epsilon. \quad (1.35)$$

Для порівняння вірогідності розрахунку справжнього зоряного часу і нутаційних коефіцієнтів виконано зіставлення даних, одержаних за допомогою алгоритму (1.18)...(1.35), з результатами незалежних дослідників (див. сайт <http://www.spasce.kiev.ephem/02a/sid.html>). Дані, отримані за алгоритмом (1.18)...(1.35) за січень 2002 р., наведені в табл. 1.13 з позначеннями сайта. Зіставлення даних табл. 1.13 і сайта показало, що розходжень у межах значущих цифр немає.

Таблиця 1.13

Дані розрахунку за алгоритмом (1.18)...(1.35)

Date: year = 2002 mon = 1						
Den	h	m	s(real)	s(mean)	Nu(long)	Nu(ascension)
1	6	41	53,236033	54,244704	-1,019422	0,010750
2	6	45	49,798245	50,800072	-1,016494	0,014666

Date: year = 2002 mon = 1						
Den	h	m	s(real)	s(mean)	Nu(long)	Nu(ascension)
3	6	49	46,356592	47,355440	-1,013606	0,014758
4	6	53	42,911259	43,910808	-1,010761	0,011212
5	6	57	39,463423	40,466176	-1,007963	0,005210
6	7	1	36,014820	37,021544	-1,005215	-0,001509
7	7	5	32,567211	33,576912	-1,002520	-0,007181
8	7	9	29,121921	30,132280	-0,999882	-0,010478
9	7	13	25,679585	26,687648	-0,997303	-0,010761
10	7	17	22,240093	23,243016	-0,994786	-0,008137
11	7	21	18,802711	19,798384	-0,992335	-0,003338
12	7	25	15,366316	16,353752	-0,989953	0,002517
13	7	29	11,929662	12,909120	-0,987642	0,008184
14	7	33	8,491628	9,464488	-0,985405	0,012544
15	7	37	5,051408	6,019856	-0,983244	0,014796
16	7	41	1,608618	2,575224	-0,981162	0,014556
17	7	44	58,163304	59,130592	-0,979161	0,011873
18	7	48	54,715877	55,685960	-0,977244	0,007160
19	7	52	51,267013	52,241328	-0,975412	0,001097
20	7	56	47,817568	48,796696	-0,973668	-0,005460
21	8	0	44,368494	45,352064	-0,972013	-0,011557
22	8	4	40,920748	41,907432	-0,970449	-0,016236
23	8	8	37,475176	38,462800	-0,968978	-0,018646
24	8	12	34,032390	35,018168	-0,967601	-0,018177
25	8	16	30,592609	31,573536	-0,966321	-0,014607
26	8	20	27,155464	28,128904	-0,965137	-0,008303
27	8	24	23,719850	24,684272	-0,964052	-0,000370
28	8	28	20,283993	21,239640	-0,963067	0,007419
29	8	32	16,845880	17,795008	-0,962181	0,013052
30	8	36	13,403979	14,350376	-0,961397	0,014999
31	8	40	9,957877	10,905744	-0,960714	0,012847

1.3.3. Рух навігаційного супутника по орбіті

Планети й штучні супутники рухаються в просторі за законами небесної механіки [1, 21, 52]. Рух штучних супутників може бути збуреним і незбуреним.

Незбурений рух відбувається під дією сил одного притягувального центру.

Збуреним вважають рух супутника, на який, крім сили притягання Землі, діють інші, збурювальні сили – повітряні поля, притягання Землі

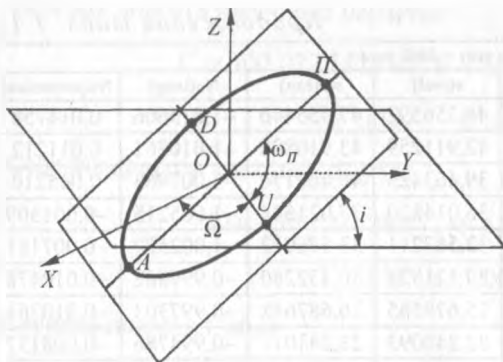


Рис. 1.10. Орієнтація орбітальної площини.

через несферичність і різну щільність, вплив центру мас інших планет, опір навколишнього середовища та ін.

У разі незбуреного руху траєкторія навігаційного супутника, що називається *орбітою*, описується рівнянням у полярній системі координат $[r, \nu]$

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \nu}, \quad (1.36)$$

де r – радіус орбіти; p – фокальний параметр; e – ексцентриситет; ν – полярний кут.

Орбіта, що описується рівнянням (1.36), при $e = 0$ являє собою коло, при $e = 1$ – параболу, при $e > 1$ – гіперболу, при $0 < e < 1$ – еліпс. Навігаційні супутники рухаються по еліптичних орбітах, тобто у формулі (1.36) $0 < e < 1$.

На рис. 1.10 зображено еліптичну траєкторію навігаційного супутника, яка лежить у площині, що проходить через центр Землі. Центр мас Землі є одним із фокусів еліпса. Площина, в якій він розташований, називається *орбітальною*.

Орієнтація орбітальної площини характеризується розташуванням її відносно площини екватора, висхідним і спадним вузлами, довготою висхідного вузла і нахилом орбіти.

Пряму перетину обох площин (орбіти й екватора) називають *лінією вузлів*. Вузлами орбіти є дві точки U і D перетину її з площиною екватора. Точка U – *висхідний вузол*, що характеризує перетин площин під час руху супутника з південної півсфери в північну; точка D – *спадний вузол*, який характеризує перетин площин під час руху супутника з північної півсфери в південну.

Довгота висхідного вузла Ω відлічується в площині екватора від осі OX до лінії вузлів ($\Omega = 0 \dots 360^\circ$). *Нахил орбіти* i – двограний кут між екваторіальною OXY та орбітальною площинами ($i = 0 \dots 180^\circ$), який відлічується проти годинникової стрілки для спостерігача, що перебуває в точці висхідного вузла U .

Орбіта буває *полярною* ($i = 90^\circ$), *екваторіальною* ($i = 0^\circ$) та *похилою* ($0^\circ < i < 90^\circ$).

Розглянемо елементи орбіти супутника в орбітальній площині (рис. 1.11).

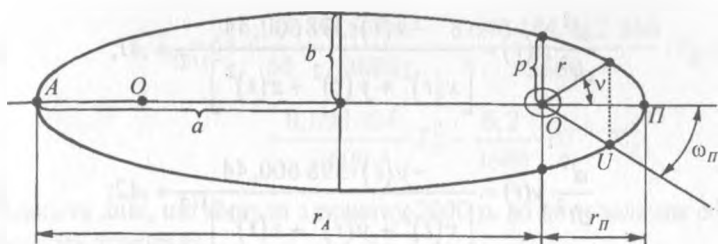


Рис. 1.11. Еліптична орбіта супутника.

В одному з фокусів еліпса (точка O) розміщується центр мас Землі. Пряма, що проходить через фокуси еліпса, називається *лінією апсид*. Точки перетину лінії апсид з еліпсом називають *апсидами*. Найближча апсида до центру мас Землі (точка $П$) – *перигей*, а найвіддаленіша (точка A) – *апогей*. Кут між лінією вузлів і лінією, напрямленою в бік перигею, називається *кутом перигею* ($\omega_{П}$).

Крім цього, параметрами *орбіт навігаційних супутників* є: велика піввісь a , мала піввісь b , висота апогею r_A , висота перигею $r_{П}$, час проходження через перигей $t_{П}$, середня аномалія, середній рух [16, 17, 18, 97, 99, 100].

Наведені поняття і визначення будуть використані при визначенні ефемерид і альманаху навігаційних супутників.

Для прогнозування місцеположення супутника на орбіті (а це одне з основних завдань проведення визначень споживачем) застосовується спеціальний математичний апарат. Розглянемо деякі елементи розрахунку орбіти навігаційного супутника.

1.3.4. Процедури розмноження ефемерид

Щоб визначити місцеположення апаратури споживача в навігаційному приймачі, потрібно за даними, переданими з супутника, розрахувати координати, швидкість і, за потребою, прискорення супутника на момент проведення навігаційних визначень. Навігаційні супутники ГЛОНАСС з інтервалом 30 хв передають координати, швидкість і прискорення супутника, прив'язані до певного часу. Процедури розмноження ефемерид полягають у розрахунку координат і швидкості супутника в будь-якій точці часового інтервалу.

Рівняння руху навігаційного супутника в інерціальній геоцентричній системі координат записуються в такому вигляді:

$$\frac{d}{dt}x(t) = v_x; \quad \frac{d}{dt}y(t) = v_y; \quad \frac{d}{dt}z(t) = v_z; \quad (1.37)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} x(t) = \frac{-x(t) \cdot 398\,600,44}{[x(t)^2 + y(t)^2 + z(t)^2]^{3/2}} + A1; \quad (1.38)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} y(t) = \frac{-y(t) \cdot 398\,600,44}{[x(t)^2 + y(t)^2 + z(t)^2]^{3/2}} + A2; \quad (1.39)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} z(t) = \frac{-z(t) \cdot 398\,600,44}{[x(t)^2 + y(t)^2 + z(t)^2]^{3/2}} + A3, \quad (1.40)$$

де t – поточний час; v_x, v_y, v_z – складові швидкості руху навігаційного супутника відносно осей x, y, z .

Параметри $A1, A2, A3$ наведені в інтерфейсному контрольному документі ГЛОНАСС [15] і використовуються для високоточного обчислення ефемерид. Для якісного розуміння процедур розмноження ефемерид навігаційних супутників ГЛОНАСС ці параметри можна опустити. Рівняння (1.37)...(1.40) дають змогу розрахувати ефемериди, якщо відомі початкові умови координат навігаційних супутників і складових швидкостей. Координати навігаційних супутників і складові швидкостей передаються в системі координат ПЗ-90.

Система рівнянь (1.37)...(1.40) розв'язується методом Рунге–Кутта. Далі наведено *процедури розрахунку*, виконані в обчислювальному середовищі MathCad [22].

З повідомлення ГЛОНАСС, отриманого від навігаційного приймача або іншого джерела, беруть ефемеридну інформацію для відомого часу розміщення її в бортовому комп'ютері супутника. Для визначеності наведемо ефемериди навігаційного супутника № 8 системи ГЛОНАСС за станом на 00 год 00 хв московського часу 14.07.2000 р.:

$$x = 21\,840,104\,66 \text{ км}; y = -9006,953\,51 \text{ км}; z = -9696,597\,86 \text{ км};$$

$$v_x = -1,199\,332\,88 \text{ км/с}; v_y = 0,581\,139\,58 \text{ км/с}; v_z = -3,251\,314\,21 \text{ км/с}.$$

Далі потрібно обчислити справжній зоряний час (у даному прикладі – S_0) у гринвіцьку північ дати, коли задаються ефемериди [15]. Величину S_0 розраховують за наближеною (для даного прикладу) формулою

$$S_0 = 64 + \frac{15}{60} + \frac{0,54841}{3600} + \frac{8\,640\,184,812\,866}{3600} \cdot T_D + \frac{0,093104}{3600} \cdot T_D^2 - \frac{6,2}{3600} \cdot 10^{-6} \cdot T_D^3. \quad (1.41)$$

Кількість днів, що минули з початку 2000 р. до дати задання ефемерид у юліанських століттях,

$$T_D = \frac{31+29+31+30+31+30+14}{36\,525}.$$

Розмірність величини S_0 переводять з годин у радіани множенням її значення на $\frac{15\pi}{180}$.

Потім визначають час S на Гринвіцькому меридіані, який відповідає гринвіцькому зоряному часу з урахуванням 3 год декретного московського часу ($T_t = -3$ год) і кутової швидкості обертання Землі $\omega = 0,729\,211\,5 \cdot 10^{-4}$ рад/с:

$$S = S_0 + \omega T_t \cdot 3600. \quad (1.42)$$

Після цього формують початкові умови для обчислення ефемерид методом Рунге-Кутта.

Спочатку перераховують координати і швидкості з системи ПЗ-90 в абсолютну (нерухому) систему координат за формулами:

для координати X

$$Z_0 = x \cos S - y \sin S; \quad (1.43)$$

для координати Y

$$Z_1 = x \sin S + y \cos S; \quad (1.44)$$

для координати Z

$$Z_2 = z; \quad (1.45)$$

для швидкості вздовж осі x

$$Z_3 = v_x \cos S - v_y \sin S - \omega Z_1; \quad (1.46)$$

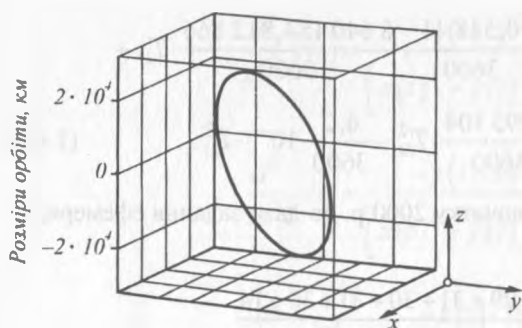


Рис. 1.12. Розрахункова траєкторія супутника ГЛОНАСС.

для швидкості вздовж осі y

$$Z_4 = v_y \cos S + v_x \sin S + \omega Z_0; \quad (1.47)$$

для швидкості вздовж осі z

$$Z_5 = v_z. \quad (1.48)$$

Задають початковий T_n і кінцевий T_k час розрахунку ефемерид у секундах:

$$T_n = 0;$$

$$T_k = T_n + 3600 \cdot 12.$$

Цифра після 3600 (у даному прикладі – 12) – час у годинах. На інтервалі 12 год і будуть розраховуватись ефемериди.

Складають матричне рівняння:

$$D(t, Z) = \begin{bmatrix} Z_3 \\ Z_4 \\ Z_5 \\ \frac{-1 \cdot Z_0 \cdot 398\,600,44}{(Z_0^2 + Z_1^2 + Z_2^2)^{3/2}} \\ -1 \cdot Z_1 \cdot 398\,600,44 \\ \frac{(Z_0^2 + Z_1^2 + Z_2^2)^{3/2}}{-1 \cdot Z_2 \cdot 398\,600,44} \\ \frac{(Z_0^2 + Z_1^2 + Z_2^2)^{3/2}}{-1 \cdot Z_2 \cdot 398\,600,44} \end{bmatrix}. \quad (1.49)$$

З розділу “Insert – Function” MathCad [22] записують функцію $rkfixed$ у вигляді

$$\left. \begin{aligned}
 U &= \text{rkfixed}(Z, T_n, T_k, 10\,000, D); \\
 X &= U_1; \\
 Y &= U_2; \\
 Z &= U_3; \\
 i &= 0 \dots \text{length}(X) - 1,
 \end{aligned} \right\} (1.50)$$

де 10 000 – кількість відліків на інтервалі $T_n - T_k$ (величина, яку можна змінювати в необхідних межах); X, Y, Z – прогнозовані координати супутника (якщо записати їх з нижніми індексами від 1 до 10 000, то на екрані з'являться їхні числові значення).

Прогнозовану траєкторію можна побудувати через процедуру “вставити тривимірний графік”.

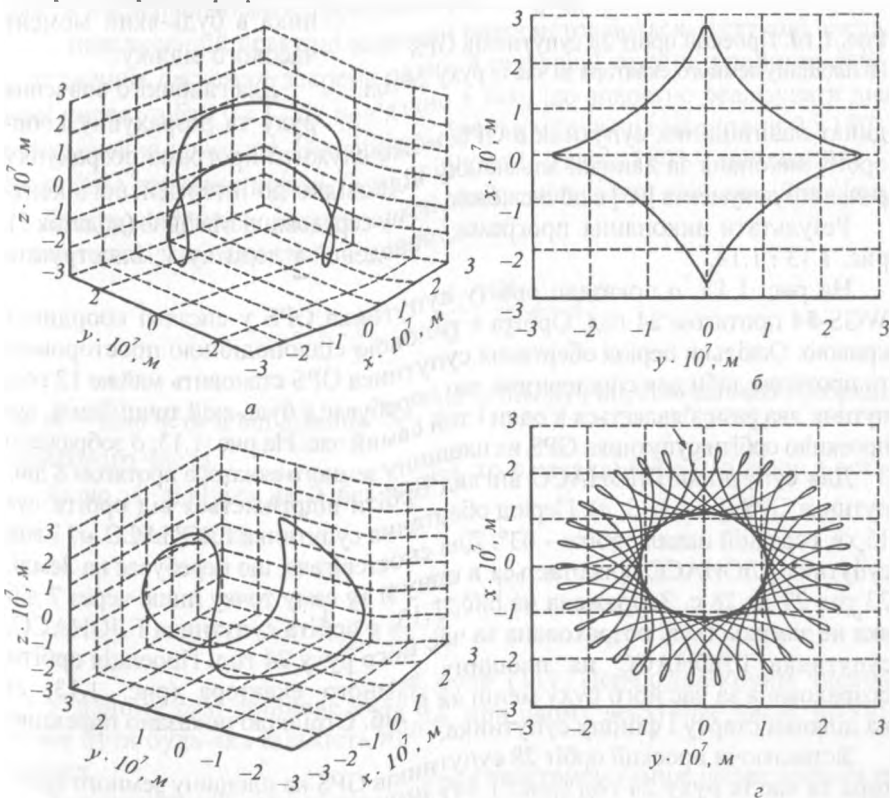


Рис. 1.13. Орбіти супутників:
а, б – системи GPS; в, г – системи ГЛОНАСС.

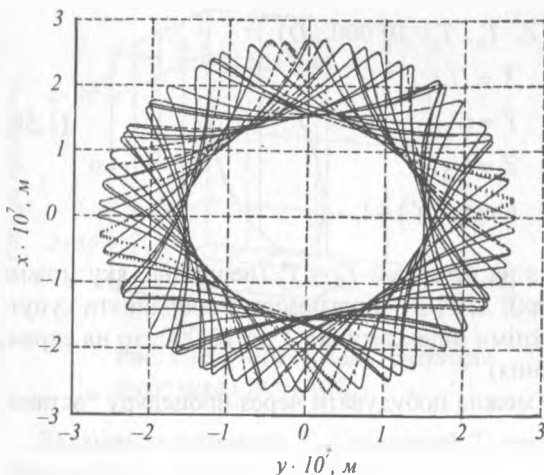


Рис. 1.14. Проекції орбіт 28 супутників GPS на площину земного екватора за час їх руху 24 год.

координат навігаційних супутників GPS може служити програма розрахунку орбіт, виконана за даними альманаху відповідно до інтерфейсного контрольного документа [95] в обчислювальному середовищі MathLab (додаток 1).

Результати виконання програми, наведеної в додатку 1, ілюструють рис. 1.13 і 1.14.

На рис. 1.13, а показано орбіту супутника GPS у системі координат WGS-84 протягом 24 год. Орбіта є типовою сідлоподібною просторовою кривою. Оскільки період обертання супутника GPS становить майже 12 год, то протягом доби для спостерігача, що перебуває в будь-якій точці Землі, супутник два рази з'являється в один і той самий час. На рис. 1.13, б зображено проекцію орбіти супутника GPS на площину земного екватора протягом 8 діб.

Для супутника ГЛОНАСС вигляд орбіти відрізняється від орбіти супутника GPS (рис. 1.13, в). Період обертання супутника ГЛОНАСС – 11 год 15 хв, середній нахил орбіти – 63° . Для спостерігача, що перебуває на Землі, супутник ГЛОНАСС повертається в одну й ту саму точку лише через 7 діб 23 год 27 хв 28 с. Зображена на рис. 1.13, в орбіта супутника ГЛОНАСС, яка не замикається, розрахована за час його руху 24 год. Проекція орбіти супутника ГЛОНАСС на площину земного екватора (рис. 1.13, з) розрахована за час його руху менш як 8 діб. Стрілкою показано проекцію на ділянку старту і фінішу супутника.

Зіставляючи проекції орбіт 28 супутників GPS на площину земного екватора за час їх руху 24 год (рис. 1.14) та проекції орбіт супутників GPS і ГЛОНАСС за 8 діб, можна бачити суттєву перевагу супутників ГЛОНАСС над GPS щодо охоплення ними земної поверхні.

Результат виконання програми в обчислювальному середовищі MathCad [22] наведено на рис. 1.12, який ілюструє якісну складову цієї програми: можна спостерігати початок і кінець орбіти і бачити, що період обертання супутника трохи менший за 12 год (точно – 11 год 15 хв 30 с). Функції MathCad дають можливість отримати дані стосовно координат супутника в будь-який момент часового відліку.

Для глибшого вивчення руху та розрахунку коор-

РОЗДІЛ 2. ДАНІ ВІД СУПУТНИКІВ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

2.1. Інформаційні сигнали

2.1.1. Загальні положення

Інформація з навігаційного супутника, прийнята апаратурою споживача, містить кількісні значення параметрів – координат, швидкості, прискорення, часу та ін. Вона передається в певному форматі, що є послідовністю нулів і одиниць, якими модулюються електромагнітні коливання. Після демодуляції в апаратурі споживача передану інформацію обробляють за спеціальними алгоритмами [6, 7, 9, 26].

У повсякденній практиці зазвичай використовуються десяткові числа. У технічних системах, зокрема радіо- й цифровій техніці, прийнято *двійкові числа*, тобто 0 і 1. Це пов'язано з тим, що апаратно реалізувати два стани значно простіше. Наприклад, фазова модуляція має стани 0 і 180°. Коли фаза дорівнює нулеві, буде двійкова 1, а якщо 180° – двійковий 0.

Десятковому числу завжди можна знайти відповідне двійкове. Для цілих чисел перехід здійснюється в такий спосіб:

$$1, \frac{A_1}{2}, \dots, \frac{A_2}{2}, \frac{A_1}{2} \leftarrow A,$$

де A_i – ціла остача від ділення A_{i-1} на 2, ліворуч від якої записані розряди двійкового числа.

Якщо A_i ділиться на 2 без остачі, то в розряді буде 0, а якщо з остачею, то 1. Наприклад,

$$1, \frac{3}{2}, \frac{7}{2}, \frac{15}{2} \leftarrow 15.$$

У даному разі двійкове число буде 1111. Перед двійковим числом може бути будь-яка кількість нулів, при цьому десяткове число не зміниться.

З операцій з двійковими числами розглядатимемо лише дві: додавання та множення їх за модулем 2. Додавання за модулем 2 позначається символом \oplus , множення – \otimes .

Правило додавання:

\oplus	1	0
1	0	1
0	1	0

$$1 \oplus 1 = 0 \oplus 0 = 0;$$

$$1 \oplus 0 = 0 \oplus 1 = 1.$$

Правило множення:

\otimes	0	1
0	0	0
1	0	1

$$0 \otimes 0 = 1 \otimes 0 = 0 \otimes 1 = 0;$$

$$1 \otimes 1 = 1.$$

Щоб отримати високу точність вимірювань підвищеної завадостійкості, в супутникових радіонавігаційних системах використовують шумоподібні фазоманіпульовані сигнали, які є послідовностями радіоімпульсів із значеннями початкових фаз 0 і π .

У супутниковій навігаційній системі ГЛОНАСС для формування коду стандартної точності застосовується *послідовність максимальної довжини*, або *M-послідовність*.

Послідовність максимальної довжини формується за допомогою лінійного n -розрядного регістра. Кількість символів у послідовності дорівнює $2^n - 1$, де n – кількість розрядів регістра. Період послідовності максимальної довжини L_{\max} теж дорівнює $2^n - 1$, тобто послідовність періодична й у кожному періоді однакова.

Розглянемо властивості послідовності максимальної довжини:

у періоді кількість нулів менша за кількість одиниць на один символ;

нормована автокореляційна функція M-послідовності подібна такій самої функції “білого шуму” при великих L_{\max} та довжинах, що не кратні L_{\max} ;

сума за модулем 2 двох зсунутих відносно одна одної M-послідовностей є також M-послідовністю.

M-послідовність – це продукт генерації псевдовипадкової послідовності.

Критерієм для визначення послідовності максимальної довжини є незвідність полінома виду

$$1 + X^m + X^n \quad (2.1)$$

і його первинність на полі Галуа.

Показники степенів n і m полінома (2.1) для послідовності максимальної довжини наведені в табл. 2.1

Таблиця 2.1

Показники степенів полінома $1 + X^m + X^n$

Показники	Значення показників при L_{\max}												
	7	15	31	63	127	511	1023	2047	32 767	131 071	262 143	1 048 575	2 097 151
n	3	4	5	6	7	9	10	11	15	17	18	20	21
m	2	3	3	5	6	5	7	9	14	14	11	17	19

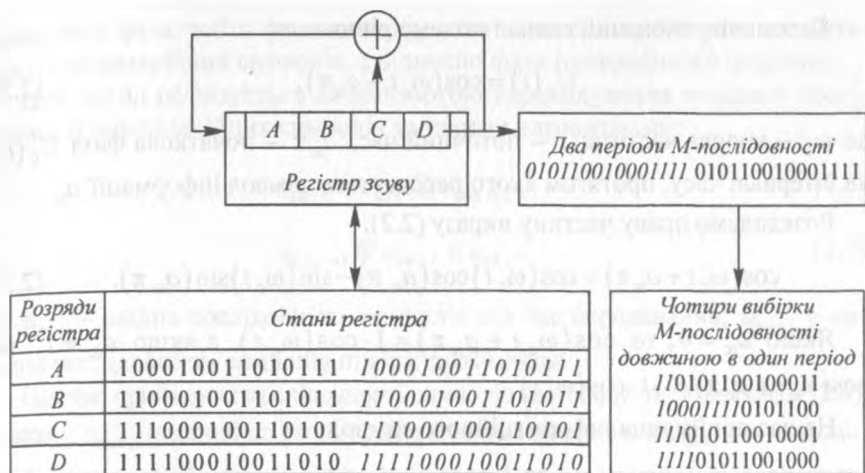


Рис. 2.1. Послідовність максимальної довжини.

Розглянемо *генератор псевдовипадкової послідовності*. Він складається з чотирьох послідовних регістрів A , B , C , D (відповідно перший, другий, третій і четвертий), тобто $n = 4$. Цифрові сигнали регістрів C і D (відповідно три і чотири) за модулем 2 надходять до суматора, де підсумовуються, після чого йдуть на вхід регістра зсуву. Маємо коло зворотного зв'язку.

Кількість станів регістра зсуву, тобто кількість комбінацій нулів і одиниць дорівнює 2^n . Проте стан, коли в регістрі будуть всі нулі, характеризується відсутністю генерації.

У нашому прикладі кількість станів дорівнює $2^4 - 1 = 15$ і максимальна довжина M -послідовності становить 15 символів. Період, через який вона повторюється, теж дорівнює 15. На рис. 2.1 показані стани регістра зсуву, два періоди M -послідовності та чотири вибірки довжиною в один період, що зсунуті на кілька символів. Можна переконатися, що в будь-яких двох вибірках кількість збігів на одиницю менша за кількість розбіжностей.

Фазоманіпульовані сигнали в супутникових навігаційних системах складаються з радіоімпульсів, початкові фази яких набувають значення 0 або π .

Між початковими фазами радіосигналу 0 або π та значеннями елементів кодової послідовності вводиться відповідність. Наприклад, початковій фазі радіосигналу, що дорівнює нулю, ставиться у відповідність символ кодової послідовності 1, а початковій фазі π (180°) – символ 0.

Фазоманіпульований сигнал подамо рівнянням

$$U_c(t) = \cos(\omega_c t + a_{ic}\pi), \quad (2.2)$$

де ω_c – колова частота; t – поточний час; $a_{ic}\pi$ – початкова фаза $U_c(t)$ на інтервалі часу, протягом якого передається символ інформації a_{ic} .

Розкладемо праву частину виразу (2.2):

$$\cos(\omega_c t + a_{ic}\pi) = \cos(\omega_c t)\cos(a_{ic}\pi) - \sin(\omega_c t)\sin(a_{ic}\pi). \quad (2.3)$$

Якщо $a_{ic} = 0$, то $\cos(\omega_c t + a_{ic}\pi) = 1 \cdot \cos(\omega_c t)$, а якщо $a_{ic} = 1$, то $\cos(\omega_c t + a_{ic}\pi) = -1 \cdot \cos(\omega_c t)$.

На час приймання інформаційного символу

$$U_c(t) = \alpha \cos(\omega_c t), \quad (2.4)$$

$$\text{де } \alpha = \begin{cases} 1, & \text{якщо } a_{ic} = 0; \\ -1, & \text{якщо } a_{ic} = 1. \end{cases}$$

Прийmemo цей сигнал, використовуючи схему змішувача, в якому сигнали перемножуються і фільтруються:

$$\begin{aligned} U_c(t)U_{оп}(t) &= \alpha \cos(\omega_c t)\cos(\omega_c t + \varphi_{оп}) \approx \\ &\approx \alpha \cos(\omega_c t - \omega_c t - \varphi_{оп}) + \alpha \cos(2\omega_c t + \varphi_{оп}), \end{aligned} \quad (2.5)$$

де $U_{оп}(t) = \cos(\omega_c t + \varphi_{оп})$ – опорний сигнал з початковою фазою $\varphi_{оп}$.

У виразі (2.5) другий доданок фільтрується. Частину, що залишилася (корисна інформація), запишемо у вигляді $\alpha \cos(-\varphi_{оп})$.

Якщо $\varphi_{оп}$ під час детектування залишається сталим, то послідовність символів буде правильною, а якщо $\varphi_{оп}$ змінюється на $\pm\pi$, то послідовність буде хибною [змінюється знак виразу $\alpha \cos(-\varphi_{оп})$].

Щоб підвищити вірогідність інформації, застосовують *відносну фазову маніпуляцію*. Суть методу полягає в тому, що фаза відлічується не відносно



Рис. 2.2. Суматори за модулем 2:

а – з прямим зв'язком; б – зі зворотним зв'язком.

початкової фази, тобто фази сигналу, коли почалося приймання послідовності інформаційних символів, а відносно фази попереднього імпульсу.

Цей метод реалізується за допомогою перекодування вихідної послідовності інформаційних символів за такими алгоритмами:

$$a_{\text{вих } i} = a_{\text{вх } i} \oplus a_{\text{вих } i-1}, \quad (2.6)$$

$$a_{\text{вих } i-1} \oplus a_{\text{вих } i} = a_{\text{вх } i}, \quad (2.7)$$

де $a_{\text{вх } i}$ – вхідна послідовність символів під час передавання; $a_{\text{вих } i}$ – вихідна послідовність символів під час приймання.

Під час приймання послідовності символів застосовується алгоритм (2.7), у якому $a_{\text{вих } i}$ наявний на вході приймального пристрою, а $a_{\text{вх } i}$ – на виході.

Алгоритм (2.6) реалізується суматором за модулем 2 зі зворотним зв'язком, а алгоритм (2.7) – суматором за модулем 2 з прямим зв'язком (рис. 2.2).

Приклад. Потрібно перекодувати п'ять символів під час їх передавання. Послідовності: вхідна – $a_{\text{вх } 1}$, $a_{\text{вх } 2}$, $a_{\text{вх } 3}$, $a_{\text{вх } 4}$, $a_{\text{вх } 5}$; вихідна – $a_{\text{вих } 1}$, $a_{\text{вих } 2}$, $a_{\text{вих } 3}$, $a_{\text{вих } 4}$, $a_{\text{вих } 5}$.

Алгоритм (2.6) набуває вигляду:

$$a_{\text{вих } 1} = a_{\text{вх } 1} \oplus a_{\text{вих } 0};$$

$$a_{\text{вих } 2} = a_{\text{вх } 2} \oplus a_{\text{вих } 1};$$

$$a_{\text{вих } 3} = a_{\text{вх } 3} \oplus a_{\text{вих } 2};$$

$$a_{\text{вих } 4} = a_{\text{вх } 4} \oplus a_{\text{вих } 3};$$

$$a_{\text{вих } 5} = a_{\text{вх } 5} \oplus a_{\text{вих } 4}.$$

У числовому вираженні маємо:

$$a_{\text{вх } 1} = 1; \quad a_{\text{вих } 1} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 2} = 1; \quad a_{\text{вих } 2} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вх } 3} = 1; \quad a_{\text{вих } 3} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 4} = 0; \quad a_{\text{вих } 4} = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 5} = 1; \quad a_{\text{вих } 5} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вх}} \rightarrow 11101;$$

$$a_{\text{вих}} \rightarrow 10110.$$

Зворотна процедура за алгоритмом (2.7):

$$a_{\text{вих}0} \oplus a_{\text{вих}1} = a_{\text{вх}1}; \quad a_{\text{вх}1} = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вих}1} \oplus a_{\text{вих}2} = a_{\text{вх}2}; \quad a_{\text{вх}2} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вих}2} \oplus a_{\text{вих}3} = a_{\text{вх}3}; \quad a_{\text{вх}3} = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вих}3} \oplus a_{\text{вих}4} = a_{\text{вх}4}; \quad a_{\text{вх}4} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вих}4} \oplus a_{\text{вих}5} = a_{\text{вх}5}; \quad a_{\text{вх}5} = 1 \oplus 0 = 1.$$

2.1.2. Інтерфейси в системах ГЛОНАСС і GPS

Інтерфейс між підсистемою навігаційних супутників і апаратурою споживачів складається з радіоліній L -діапазону частот [15, 95].

У системі ГЛОНАСС супутники передають навігаційні радіосигнали у двох частотних піддіапазонах: $L1 \approx 1,6$ ГГц; $L2 \approx 1,2$ ГГц. У ГЛОНАСС використовується частотний розподіл навігаційних радіосигналів супутників в обох піддіапазонах. Кожен супутник передає радіосигнали на власних частотах піддіапазонів $L1$ і $L2$. Супутники, що перебувають у протилежних точках орбітальної площини (антиподні супутники), можуть передавати навігаційні радіосигнали на однакових частотах.

У радіолініях частотних піддіапазонів $L1$ і $L2$ супутники ГЛОНАСС передають навігаційні радіосигнали стандартної і високої точності. Сигнал стандартної точності з тактовою частотою 0,511 МГц призначений для використання цивільними споживачами. Сигнал високої точності з тактовою частотою 5,11 МГц, модульований спеціальним кодом, не рекомендується для використання без узгодження з Міністерством оборони Російської Федерації. У ГЛОНАСС не застосовується режим навмисного погіршення характеристик навігаційного сигналу стандартної точності.

Номінальні значення несучих частот навігаційних радіосигналів супутників ГЛОНАСС у частотних піддіапазонах $L1$ і $L2$ (табл. 2.2) визначаються за виразами

$$f_{k1} = f_{01} + k\Delta f_1; \quad f_{k2} = f_{02} + k\Delta f_2, \quad (2.8)$$

де k – номер несучої частоти навігаційних радіосигналів, випромінюваних супутником у частотних піддіапазонах $L1$ і $L2$; $f_{01} = 1602$ МГц і

$\Delta f_1 = 562,5$ кГц (для піддіапазону $L1$); $f_{02} = 1246$ МГц і $\Delta f_2 = 437,5$ кГц (для піддіапазону $L2$).

Розподіл номерів k між супутниками відображається в альманасі системи.

Для кожного супутника робочі частоти піддіапазонів $L1$ і $L2$ когерентні і формуються від частоти єдиного стандарту. Номінальне значення цієї частоти, з погляду спостерігача, розташованого на поверхні Землі, дорівнює $5,0$ МГц. Для компенсації релятивістських ефектів формована бортовим стандартом частота, з погляду спостерігача, що перебуває на супутнику, зміщена відносно $5,0$ МГц на відносну величину $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$ або на $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц, тобто дорівнює $4,99999999782$ МГц (ці значення відповідають номінальній висоті орбіти супутника ГЛОНАСС, яка становить $19\,100$ км). Відношення робочих частот піддіапазонів $L1$ і $L2$, випроминованих певним супутником, $f_{k2}/f_{k1} = 7/9$.

Таблиця 2.2

Розподіл несучих частот піддіапазонів $L1$ і $L2$

Номер частоти $k1$	Номінальне значення частоти в піддіапазоні $L1$, МГц	Номер частоти $k2$	Номінальне значення частоти в піддіапазоні $L2$, МГц
13	1609,3125	13	1251,6875
12	1608,75	12	1251,25
11	1608,1875	11	1250,8125
10	1607,625	10	1250,375
09	1607,0625	09	1249,9375
08	1606,5	08	1249,5
07	1605,9375	07	1249,0625
06	1605,375	06	1248,625
05	1604,8125	05	1248,1875
04	1604,25	04	1247,75
03	1603,6875	03	1247,3125
02	1603,125	02	1246,875
01	1602,5625	01	1246,4375
00	1602,0	00	1246,0
-01	1601,4375	-01	1245,5625
-02	1600,8750	-02	1245,1250
-03	1600,3125	-03	1244,6875
-04	1599,7500	-04	1244,2500
-05	1599,1875	-05	1243,8125
-06	1598,6250	-06	1243,3750
-07	1598,0625	-07	1242,9375

Фактичні значення несучих частот радіосигналів кожного супутника ГЛОНАСС можуть відрізнятися від номінальних значень $f_{k1}(f_{k2})$ на відносну величину, яка становить не більш як $\pm 2 \cdot 10^{-11}$.

У системі ГЛОНАСС передбачається поетапна зміна частотного діапазону.

У системі GPS інтерфейс між навігаційними супутниками та апаратурою споживачів складається з двох радіоліній L -діапазону частот [95]. Кожен навігаційний супутник випромінює радіосигнали у двох частотних піддіапазонах з номінальними несучими частотами $L1 = 1575,42$ МГц і $L2 = 1227,6$ МГц.

У GPS використовується кодовий розподіл радіосигналів навігаційних супутників в обох піддіапазонах. Кожен супутник передає навігаційні радіосигнали з унікальним кодом на частотах піддіапазонів $L1$ і $L2$.

Навігаційні супутники GPS формують три псевдовипадкові послідовності кодів дальності (PRN-коди).

Точний (P -код) є основним кодом дальності. Він має тривалість 7 днів і передається зі швидкістю 10,23 Мбіт/с. Семиденна послідовність є сумою за модулем 2 двох послідовностей: $X1$ довжиною 15 345 000 символів і $X2$, довжиною 15 345 037 символів. Послідовність $X2$, – це послідовність $X2$, вибірково затримана на 1...37 розрядів. Завдяки цьому здійснюється технологія основної кодової генерації, яка формує набір 37 взаємовиключних послідовностей P -коду тривалістю 7 днів. 32 послідовності призначені для використання під час проведення навігаційних визначень, а 5 зарезервовані для інших цілей.

Y -код використовується замість P -коду, коли застосовується антидезінформаційний вид роботи, визначений у документах США ICD-GPS-203, ICD-GPS-224 та ICD-GPS-225.

Грубий (C/A -код) доступний усім споживачам. Спеціальними споживачами він використовується для виявлення P - чи Y -коду. C/A -код, що застосовується для ідентифікації номера навігаційного супутника, є кодом Голда. Він має тривалість 1 мс і передається зі швидкістю 1023 кбіт/с. Послідовність C/A -коду є сумою за модулем 2 послідовностей $G1$ і $G2$, затриманою на 5...950 символів відносно $G2$, за допомогою чого генерується набір 36 взаємовиключних C/A -кодів. Ідентифікацію номерів супутників GPS і C/A -кодів наведено в табл. 2.3.

Таблиця 2.3

Параметри кодів системи GPS

Ідентифікаційний номер супутника	Номер сигналу	Послідовність $G2$, C/A -коду	Послідовність $X2$, P -коду	Кількість змішених символів для кодів		Перші 10 символів C/A -коду (три останні цифри – у вигляді вісімкової системи)
				C/A	P	
1	1	$2 \oplus 6$	1	5	1	1440
2	2	$3 \oplus 7$	2	6	2	1620

Продовження табл. 2.3

Ідентифікаційний номер супутника	Номер сигналу	Послідовність G_2 , CA -коду	Послідовність X_2 , P -коду	Кількість зміщених символів для кодів		Перші 10 символів CA -коду (три останні цифри – у вигляді вісімкової системи)
				CA	P	
3	3	4 ⊕ 8	3	7	3	1710
4	4	5 ⊕ 9	4	8	4	1744
5	5	1 ⊕ 9	5	17	5	1133
6	6	2 ⊕ 10	6	18	6	1455
7	7	1 ⊕ 8	7	139	7	1131
8	8	2 ⊕ 9	8	140	8	1454
9	9	3 ⊕ 10	9	141	9	1626
10	10	2 ⊕ 3	10	251	10	1504
11	11	3 ⊕ 4	11	252	11	1642
12	12	5 ⊕ 6	12	254	12	1750
13	13	6 ⊕ 7	13	255	13	1764
14	14	7 ⊕ 8	14	256	14	1772
15	15	8 ⊕ 9	15	257	15	1775
16	16	9 ⊕ 10	16	258	16	1776
17	17	1 ⊕ 4	17	469	17	1156
18	18	2 ⊕ 5	18	470	18	1467
19	19	3 ⊕ 6	19	471	19	1633
20	20	4 ⊕ 7	20	472	20	1715
21	21	5 ⊕ 8	21	473	21	1746
22	22	6 ⊕ 9	22	474	22	1763
23	23	1 ⊕ 3	23	509	23	1063
24	24	4 ⊕ 6	24	512	24	1706
25	25	5 ⊕ 7	25	513	25	1743
26	26	6 ⊕ 8	26	514	26	1761
27	27	7 ⊕ 9	27	515	27	1770
28	28	8 ⊕ 10	28	516	28	1774
29	29	1 ⊕ 6	29	859	29	1127
30	30	2 ⊕ 7	30	860	30	1453
31	31	3 ⊕ 8	31	861	31	1625
32	32	4 ⊕ 9	32	862	32	1712
***	33	5 ⊕ 10	33	863	33	1745
***	34**	4 ⊕ 10	34	950	34	1713
***	35	1 ⊕ 7	35	947	35	1134
***	36	2 ⊕ 8	36	948	36	1456
***	37**	4 ⊕ 10	37	950	37	1713

Навігаційні радіосигнали, що передаються супутниками системи GPS на несучих частотах $L1$ і $L2$, є багатокомпонентними фазоманіпульованими сигналами. Фазова маніпуляція несучих здійснюється на π рад.

Квадратурні складові сигналу несучої частоти $L1$ модулюються двійковими послідовностями P - і C/A -кодів, до яких за модулем 2 додаються дані цифрової інформації навігаційного повідомлення. Несуча частота $L2$ модулюється двійковою послідовністю P -коду, до якої за модулем 2 додається цифрова інформація навігаційного повідомлення. Основою для формування названих компонентів сигналу є бортовий стандарт частоти.

2.1.3. Формування інформаційних сигналів у системах ГЛОНАСС і GPS

У системі ГЛОНАСС навігаційний радіосигнал, що передається кожним супутником на власній несучій частоті в піддіапазонах $L1$ і $L2$, є багатокомпонентним фазоманіпульованим. Фазова маніпуляція несучої частоти здійснюється на π рад з максимальною похибкою не більш як 0,2 рад [15].

Несуча частота піддіапазону $L1$ модулюється двійковою послідовністю, утвореною підсумовуванням за модулем 2 псевдовипадкового далекомірного коду, цифрової інформації навігаційного повідомлення та допоміжного коливання типу меандр. Несуча частота піддіапазону $L2$ модулюється двійковою послідовністю, утвореною підсумовуванням за модулем 2 псевдовипадкового далекомірного коду і допоміжного коливання типу меандр. Основою для формування цих компонентів сигналу є бортовий стандарт частоти.

Інформація навігаційного повідомлення формується у вигляді неперервної послідовності рядків тривалістю 2 с. У першій частині кожного рядка протягом 1,7 с передається інформація навігаційного повідомлення, а в другій частині протягом 0,3 с – двійковий код позначки часу.

Двійкова послідовність інформації навігаційного повідомлення утворюється внаслідок додавання за модулем 2 двійкової послідовності символів цифрової інформації навігаційного повідомлення у відносному коді з тривалістю символів 20 мс та двійкової послідовності меандру з тривалістю символів 10 мс.

Двійковий код позначки часу – це укорочена псевдовипадкова двійкова послідовність позначки часу (ПВДППЧ) довжиною 30 символів з тривалістю символів $T_c = 10$ мс, що описується твірним поліномом

$$g(x) = 1 + x^3 + x^5 \quad (2.9)$$

і має вигляд

111110001101110101000010010110.

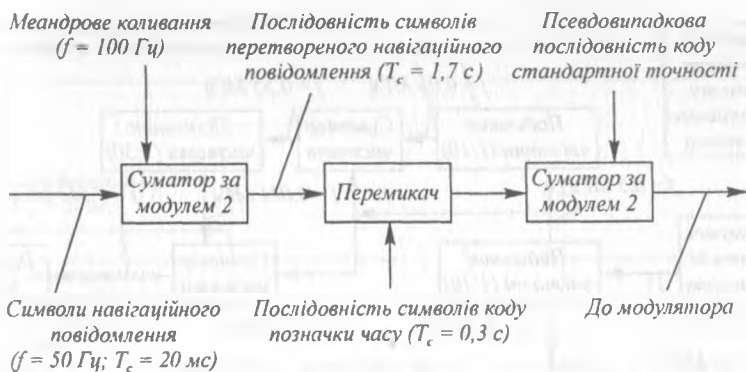


Рис. 2.3. Формування послідовності даних у системі ГЛОНАСС.

Перший символ цифрової інформації в кожному рядку інформаційного повідомлення – завжди 0. Він доповнює укорочену ПВДППЧ попереднього рядка до повної (неукороченої) псевдовипадкової послідовності.

У випромінюваному навігаційному радіосигналі межі двосекундних рядків, символів цифрової інформації, меандру, ПВДППЧ і псевдовипадкової послідовності даних (ПВПД) синхронізовані між собою. Межі символів меандру і цифрової інформації збігаються з передніми фронтами початкових символів ПВПД. Задній фронт останнього символу ПВДППЧ у випромінюваному навігаційному радіосигналі є позначкою часу і відповідає моментові часу, що віддалений від початку доби на цілу парну кількість секунд у шкалі часу супутника.

Псевдовипадковий далекомірний код є послідовністю максимальної довжини регістра зсуву (М-послідовністю) з періодом 1 мс і швидкістю передавання символів 511 кбіт/с. Цифрова інформація передається зі швидкістю 50 біт/с.

Спрощену структурну схему формування послідовності даних у системі ГЛОНАСС наведено на рис. 2.3.

Модульовальна послідовність, що використовується для модуляції несучих частот піддіапазону $L1$ під час формування сигналів стандартної точності, утворюється додаванням за модулем 2 трьох двійкових сигналів: псевдовипадкового далекомірного коду, що передається зі швидкістю 511 кбіт/с; навігаційного повідомлення (швидкість – 50 біт/с); допоміжного меандрового коливання (швидкість – 100 біт/с).

А така само послідовність для діапазону $L2$ утворюється додаванням за модулем 2 двох двійкових сигналів: псевдовипадкового далекомірного коду, що передається зі швидкістю 511 кбіт/с та допоміжного меандрового коливання (швидкість – 100 біт/с).

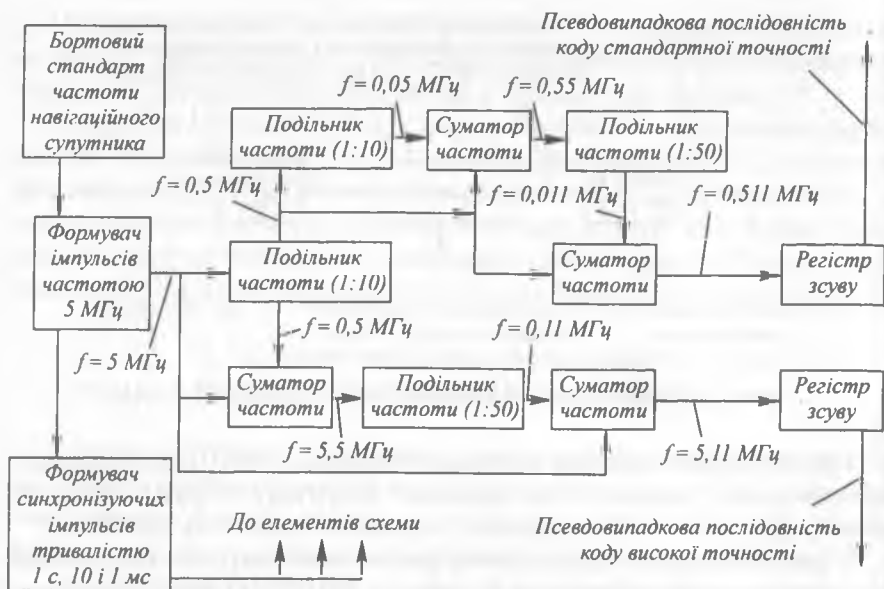


Рис. 2.4. Формування псевдовипадкового далекомірнього коду і синхроімпульсів.

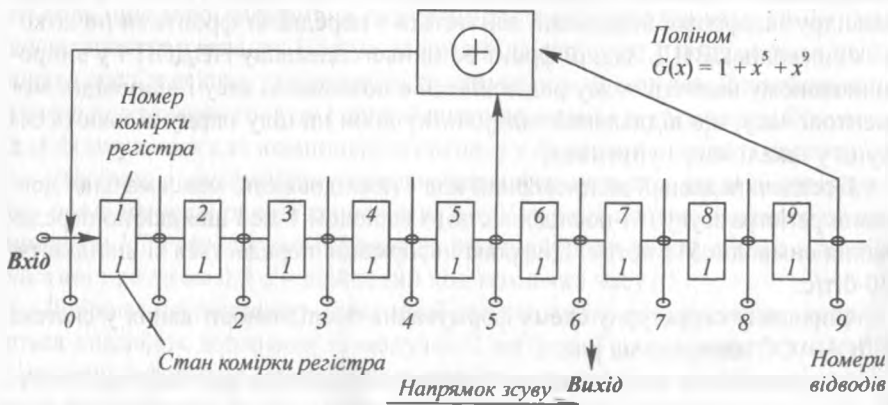


Рис. 2.5. Структура регістра зсуву, що формує псевдовипадковий далекомірний код.

Псевдовипадковий далекомірний код (рис. 2.4) являє собою псевдовипадкову послідовність максимальної довжини регістра зсуву з періодом повторення 1 мс і швидкістю передавання символів 511 кбіт/с. Псевдовипадковий далекомірний код знімається з 7-го розряду 9-розрядного регістра зсуву (рис. 2.5). Код початкового стану регістра зсуву відповідає наявності одиниці у всіх розрядах регістра. Початковим символом у періоді

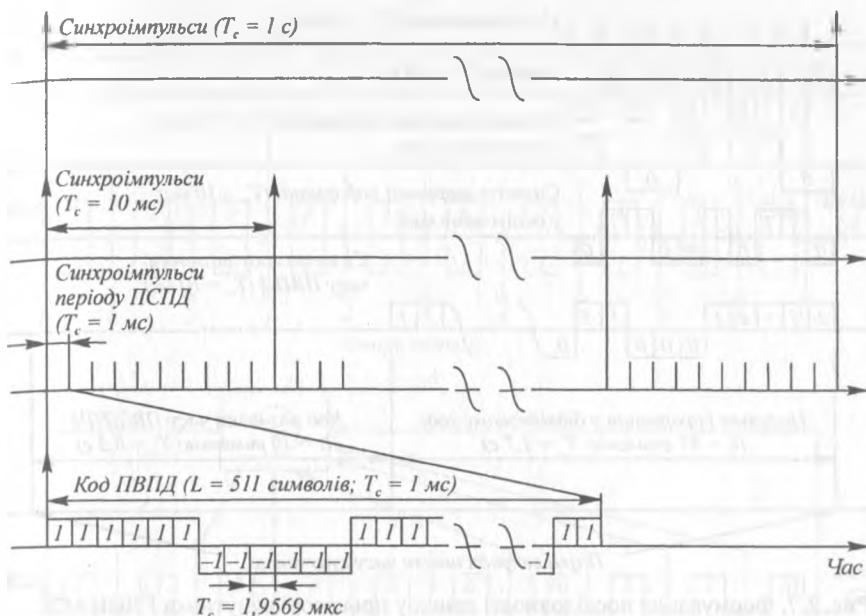


Рис. 2.6. Часові співвідношення між синхроімпульсами модульовального навігаційного сигналу і далекомірним кодом ПВПД.

псевдовипадкового далекомірного коду є перший символ у групі 11111100, що повторюється через 1 мс. Твірний поліном, який відповідає регістру зсуву, що формує псевдовипадковий далекомірний код, має вигляд

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9. \quad (2.10)$$

Між синхроімпульсами модульовального навігаційного сигналу і далекомірним кодом ПВПД існують часові співвідношення, які ілюструє рис. 2.6. Послідовність даних формується в процесорі супутника (рис. 2.7).

В інформаційному сигналі GPS квадратурні складові несучої частоти модулюються двома псевдовипадковими послідовностями [95]. Кожна послідовність є біфазним (0, π) зсунутим кодом BPSK. Перша послідовність – сума за модулем 2 $P(Y)$ -кодів та навігаційних даних, друга послідовність – сума за модулем 2 C/A -кодів і навігаційних даних. Складова C/A -коду має бути затримана відносно сигналу P -коду на 90° . Несуча частота $L2$ модулюється лише однією з цих двох послідовностей. Код, що використовується для модуляції несучої частоти $L2$, вибирається наземними командами. Третій вид модуляції несучої $L2$ також визначається наземними командами. За модульовальний сигнал він використовує $P(Y)$ -код без навігаційних даних.

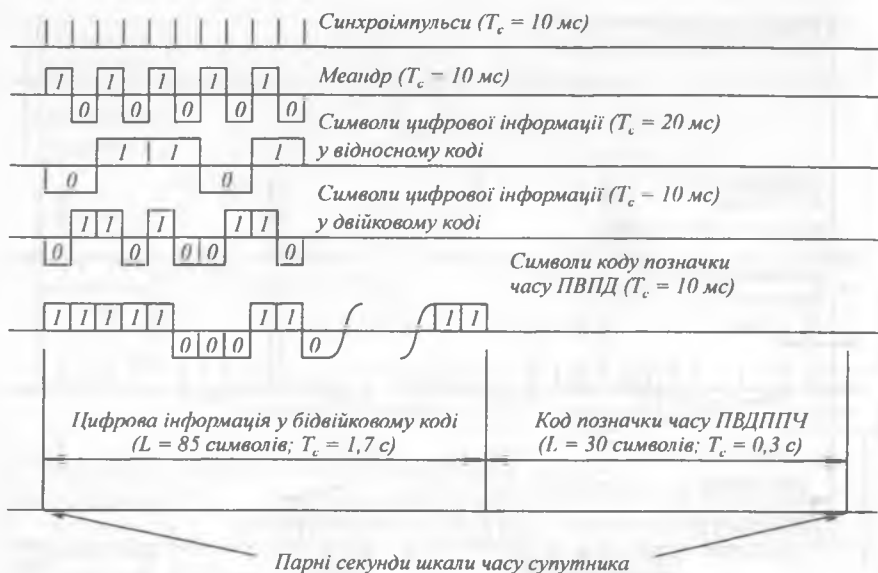


Рис. 2.7. Формування послідовності даних у процесорі супутника ГЛОНАСС.

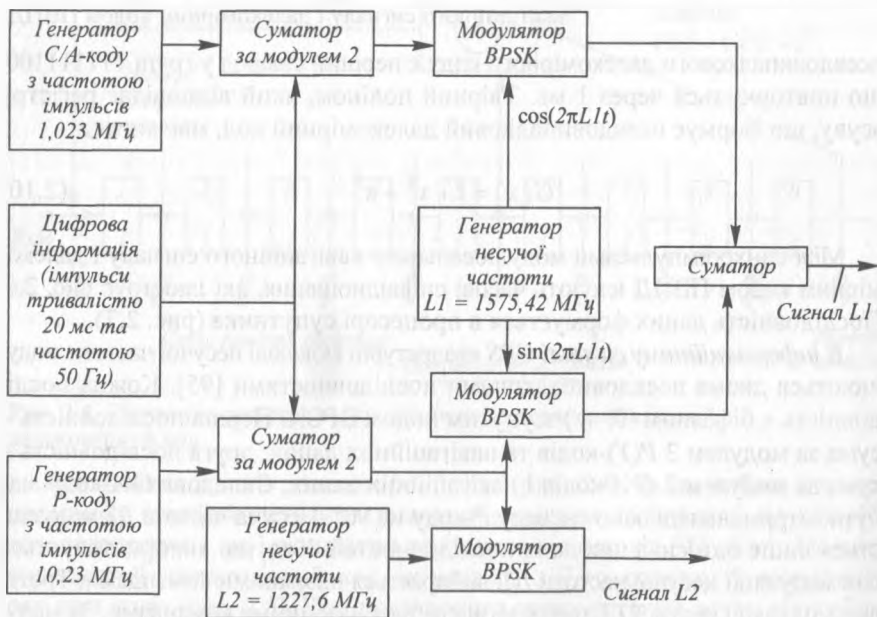


Рис. 2.8. Формування радіонавігаційного сигналу супутника GPS.

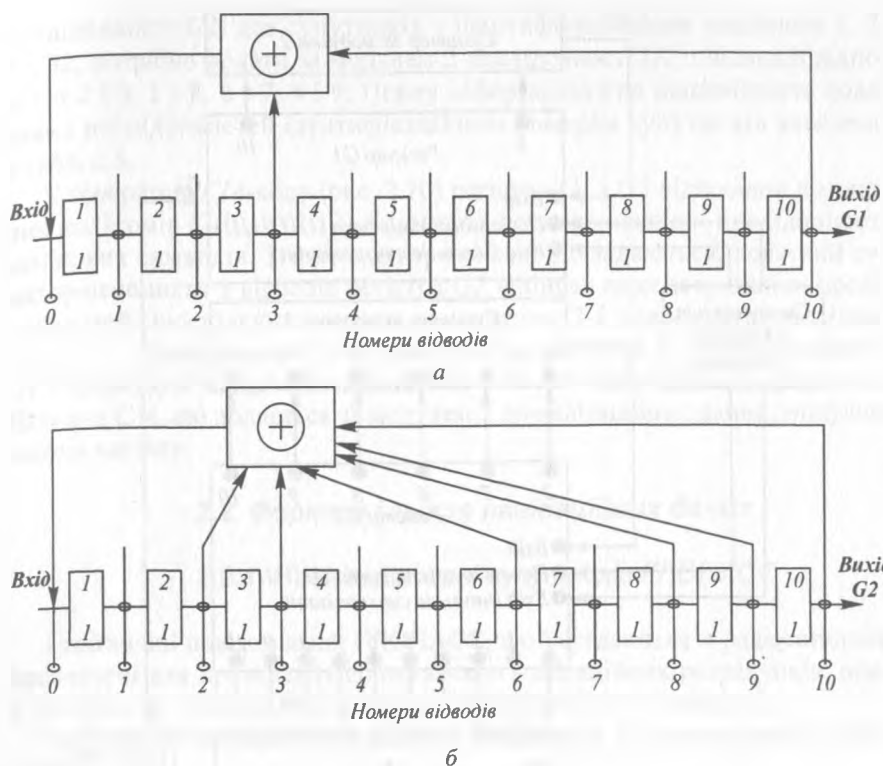


Рис. 2.9. Формування послідовностей $G1$ (а) і $G2$ (б).

Для навігаційних супутників усі елементи (несучі, коди й дані) сигналу, що передається, когерентні і створюються одним бортовим джерелом частоти. Номінальна частота цього джерела для наземного спостерігача – 10,23 МГц. Несуча частота супутника та поправка частот для спостерігача, що перебуває на супутнику, вимірюються для компенсації релятивістських ефектів. Поправки часу змінюються на величину $\Delta f / f = -4,4647 \cdot 10^{-10}$, що еквівалентне зміні частоти P -коду (10,23 МГц) на $\Delta f = -4,5674 \cdot 10^{-3}$ Гц (частота генерації P -коду – 10,229 999 995 43 МГц).

Спрощену схему формування радіонавігаційного сигналу супутника GPS наведено на рис. 2.8.

Послідовність $G1$ у генераторі C/A -коду формується 10-розрядним регістром зсуву та суматором за модулем 2 (рис. 2.9, а).

Утворений поліном для послідовності $G1$ має вигляд

$$G1 = 1 + x^3 + x^{10}. \quad (2.11)$$

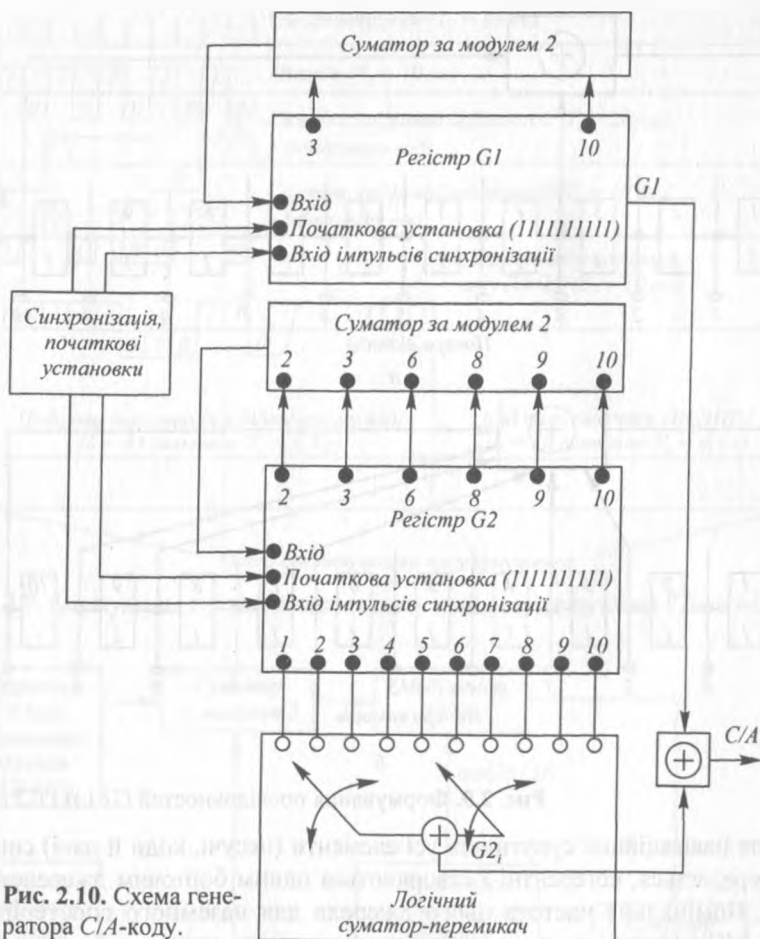


Рис. 2.10. Схема генератора C/A-коду.

Початковий стан регістра зсуву – десять двійкових символів 1111111111. Протягом 1 мс генерується 1023 символи послідовності $G1$.

Послідовність $G2$ також формується за допомогою 10-розрядного регістра зсуву і суматора за модулем 2 (рис. 2.9, б), але її твірний поліном буде іншим:

$$G2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}. \quad (2.12)$$

Послідовності $G2$, формуються додаванням за модулем 2 пар послідовностей з відповідних відводів регістра зсуву. Наприклад, щоб отримати

послідовності $G2$, для супутників з ідентифікаційними номерами 1, 7, 13, 32, потрібно додати за модулем 2 послідовності $G2$ з відводів відповідно 2 і 6, 1 і 8, 6 і 7, 4 і 9. Повну інформацію про відповідність доданих послідовностей ідентифікаційним номерам супутників наведено в табл. 2.3.

У генераторі C/A -коду (рис. 2.10) реєстри $G1$ і $G2$ відповідно до твірних поліномів (2.11) і (2.12) формують псевдовипадкові послідовності двійкових символів. Згідно з алгоритмами, що задаються, логічний суматор-перемикач з відводів реєстра $G2$ вибирає пари затриманих послідовностей, що підсумовуються за модулем 2 і утворюють послідовності $G2$. Послідовності $G2$, додаються за модулем 2 до послідовності $G1$ і формують псевдовипадковий код C/A i -го навігаційного супутника. Далі код C/A , що додається за модулем 2 до навігаційних даних, модулює несучу частоту.

2.2. Формат і зміст навігаційних даних

2.2.1. Навігаційні дані супутників ГЛОНАСС

Навігаційні повідомлення ГЛОНАСС, що передаються в радіосигналах, призначені для проведення споживачами навігаційних розрахунків, прив'язування до точного часу та планування сеансів навігації [15].

Навігаційне повідомлення містить оперативну й неоперативну інформацію.

Оперативна інформація стосується навігаційного супутника, з якого передається навігаційний радіосигнал. Вона містить такі дані:

позначки часу навігаційного супутника;

зсув шкали часу навігаційного супутника відносно шкали часу ГЛОНАСС;

відносну відмінність несучої частоти випромінюваного навігаційного радіосигналу від її номінального значення;

ефемериди навігаційного супутника.

Неоперативна інформація у своєму складі має:

альманах усіх супутників (альманах стану);

зсув шкали часу кожного навігаційного супутника відносно шкали часу ГЛОНАСС (альманах фаз);

параметри орбіт усіх навігаційних супутників (альманах орбіт);

зсув шкали часу ГЛОНАСС відносно UTC(SU).

Навігаційне повідомлення передається у вигляді потоку цифрової інформації (ЦІ), закодованої за кодом Хеммінга (КХ) і перетвореної у відносний код. Структурно потік ЦІ формується у вигляді безперервно повторюваних суперкадрів.

Номер кадру в суперкадрі	Номер рядка в кадрі	2 с				
		1,7 с		0,3 с		
1	1	0	Оперативна інформація для передавального навігаційного супутника	КХ	ПЧ	
	⋮	0		КХ	ПЧ	
	4	0		КХ	ПЧ	
	5	0	Неоперативна інформація (альманах) для п'яти навігаційних супутників	КХ	ПЧ	
	⋮	0		КХ	ПЧ	
15	0	КХ	ПЧ	30 с		
2	1	0	Оперативна інформація для передавального навігаційного супутника		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
	4	0			КХ	ПЧ
	5	0	Неоперативна інформація (альманах) для п'яти навігаційних супутників		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
15	0	КХ	ПЧ			
3	1	0	Оперативна інформація для передавального навігаційного супутника		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
	4	0			КХ	ПЧ
	5	0	Неоперативна інформація (альманах) для п'яти навігаційних супутників		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
15	0	КХ	ПЧ			
4	1	0	Оперативна інформація для передавального навігаційного супутника		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
	4	0			КХ	ПЧ
	5	0	Неоперативна інформація (альманах) для п'яти навігаційних супутників		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
15	0	КХ	ПЧ			
5	1	0	Оперативна інформація для передавального навігаційного супутника		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
	4	0			КХ	ПЧ
	5	0	Неоперативна інформація (альманах) для чотирьох навігаційних супутників		КХ	ПЧ
	⋮	0			КХ	ПЧ
	14	0	Резерв		КХ	ПЧ
15	0	Резерв	КХ	ПЧ		
				84_9 – розряди інформаційних символів, що передаються у відносному бідвійковому коді	8_1 – розряди символів КХ	150 с

Рис. 2.11. Структура суперкадру навігаційного повідомлення ГЛОНАСС (0 – початок кожного рядка; КХ – код Хеммінга; ПЧ – позначка часу).

Суперкадр, структуру якого показано рис. 2.11, має тривалість 2,5 зв і складається з п'яти кадрів тривалістю по 30 с. У складі **кадру** (рис. 2.12) – 15 рядків тривалістю по 2 с.

Межі рядків, кадрів і суперкадрів різних навігаційних супутників – синхронні з похибкою не більш як 2 мс.

1	m^4	$P1^2$	t_k^{12}	$x_n^A(t_b)$	24	$x_n^A(t_b)$	5	$x_n(t_b)$	27	КХ	8	ПЧ	
2	m^4	B_n^3	t_b^7	$y_n^A(t_b)$	24	$y_n^A(t_b)$	5	$y_n(t_b)$	27	КХ	8	ПЧ	
3	m^4	$P3^1$	$\gamma_n(t_b)^{11}$	$z_n^A(t_b)$	24	$z_n^A(t_b)$	5	$z_n(t_b)$	27	КХ	8	ПЧ	
4	m^4	$\tau_n(t_b)$	E_n^5	F_n^{43}	22	F_n^{43}	18	N_T^{11}	n^5	M^2	КХ	8	ПЧ
5	m^4	N^A	τ_c	N_4^5	32	N_4^5	18	τ_{GPS}	I_n^{22}	I_n^1	КХ	8	ПЧ
6	m^4	C_n^{A1}	M_n^{A2}	τ_n^A	10	λ_n^A	21	ΔT_n^A	ϵ_n^A	15	КХ	8	ПЧ
7	m^4	ω_n^A	τ_n^A	$t_{\text{дир}}^A$	16	λ_n^A	21	ΔT_n^A	H_n^{A5}	I_n^1	КХ	8	ПЧ
8	m^4	C_n^{A1}	M_n^{A2}	τ_n^A	10	λ_n^A	21	ΔT_n^A	ϵ_n^A	15	КХ	8	ПЧ
9	m^4	ω_n^A	τ_n^A	$t_{\text{дир}}^A$	16	λ_n^A	21	ΔT_n^A	H_n^{A5}	I_n^1	КХ	8	ПЧ
10	m^4	C_n^{A1}	M_n^{A2}	τ_n^A	10	λ_n^A	21	ΔT_n^A	ϵ_n^A	15	КХ	8	ПЧ
11	m^4	ω_n^A	τ_n^A	$t_{\text{дир}}^A$	16	λ_n^A	21	ΔT_n^A	H_n^{A5}	I_n^1	КХ	8	ПЧ
12	m^4	C_n^{A1}	M_n^{A2}	τ_n^A	10	λ_n^A	21	ΔT_n^A	ϵ_n^A	15	КХ	8	ПЧ
13	m^4	ω_n^A	τ_n^A	$t_{\text{дир}}^A$	16	λ_n^A	21	ΔT_n^A	H_n^{A5}	I_n^1	КХ	8	ПЧ
14	m^4	C_n^{A1}	M_n^{A2}	τ_n^A	10	λ_n^A	21	ΔT_n^A	ϵ_n^A	15	КХ	8	ПЧ
15	m^4	ω_n^A	τ_n^A	$t_{\text{дир}}^A$	16	λ_n^A	21	ΔT_n^A	H_n^{A5}	I_n^1	КХ	8	ПЧ

a

14	m^4	B_1	B_2	KP^2	10	KP^2	18				КХ	8	ПЧ
15	m^4									I_n^1	КХ	8	ПЧ

б

Рис. 2.12. Структура навігаційних кадрів:
 а – 1...4 (зашифровано резервні розряди); б – 5 (рядки 1...13 такі само, як і в кадрах 1...4).

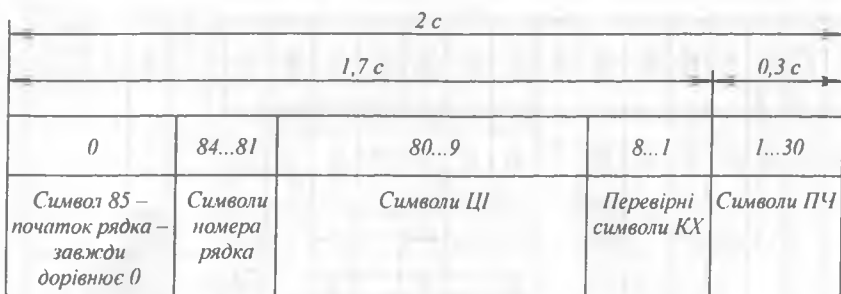


Рис. 2.13. Структура інформаційного рядка сигналу ГЛОНАСС.

У межах кожного суперкадру (див. рис. 2.11) передається повний обсяг неоперативної інформації (альманах) для всіх 24 навігаційних супутників ГЛОНАСС.

Навігаційні кадри 1...4 ідентичні. У кожному з них інформація, що міститься в рядках 1...4, стосується того супутника, з якого вона надходить (оперативна інформація). У межах суперкадру ця інформація не змінюється.

Рядки 5...15 кожного кадру зайняті неоперативною інформацією (альманахом) 24 супутників системи: по п'ять – у кадрах 1...4 і чотири – у кадрі 5. Неоперативна інформація (альманах) кожного супутника займає два рядки. Інформація 5-го рядка в кадрі також належить до неоперативної інформації і повторюється в кожному кадрі суперкадру.

Згідно зі структурою, зображеною на рис. 2.13, кожен інформаційний рядок містить двійкові символи ЦІ і позначку часу. Тривалість рядка ЦІ – 2 с, з яких 0,3 с наприкінці рядка займає укорочена псевдовипадкова послідовність позначки часу, що складається з 30 символів тривалістю по 10 мс. Частина рядка, що залишилася (1,7 с), займає цифрова інформація з символною частотою 50 Гц, додана за модулем 2 до меандру подвійної символної частоти 100 Гц (бідвійковий код).

Кожен рядок містить 85 двійкових символів ЦІ, які нумеруються справа наліво. Поряд з інформаційними символами (позиції 84...9), у кожному рядку ЦІ передаються вісім перевірних символів (позиції 1...8) коду Хеммінга (КХ), які уможливають перевірку вірогідності символів ЦІ в рядку. Кодова відстань КХ дорівнює чотирьом. Рядки ЦІ поділяються за допомогою позначок часу (ПЧ). Слова ЦІ записуються старшими розрядами ліворуч, а передаються старшими розрядами вперед. У кожному рядку останній символ (позиція 85) є неінформативним. Він потрібний для реалізації послідовного відносного коду під час передавання ЦІ по радіолінії. За неінформативний символ взято 0.

Зміст цифрової інформації, що передається, являє собою сукупність слів, позначених на рис. 2.12 відповідними символами.

Розглянемо *оперативну інформацію*, умовні позначення якої означають певні слова:

m – номер рядка в навігаційному кадрі;

t_k – час початку кадру всередині поточної доби, обчислюваний у шкалі бортового часу; у п'яти старших розрядах записується кількість цілих годин, що пройшли з початку поточної доби, у шести середніх розрядах – кількість цілих хвилин, а в молодшому розряді – кількість інтервалів тривалістю по 30 с, що пройшли з початку поточної хвилини; початок доби за бортовим часом супутника збігається з початком чергового суперкадру;

B_n – ознака невірогідності кадру n -го навігаційного супутника; апаратура споживача аналізує лише старший розряд цього слова, в якому 1 означає непридатність даного супутника для проведення вимірювань; другий і третій розряди цього слова апаратура споживача не аналізує;

t_b – порядковий номер часового інтервалу в середині поточної доби за шкалою системного часу ГЛОНАСС, до середини якого належить передавана в кадрі оперативна інформація; тривалість даного часового інтервалу, тобто максимальне значення слова t_b визначається значенням слова $P1$;

P (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – ознака режиму роботи навігаційного супутника за частотно-часовою інформацією (ЧЧІ); при $P = 1$ ЧЧІ розраховується на борту навігаційного супутника, а при $P = 0$ – обчислюється підсистемою контролю і керування і закладається на борт навігаційного супутника;

$P1$ – ознака зміни оперативної інформації, яка повідомляє інтервал часу між значеннями t_b у даному і попередньому кадрах:

$P1$	00	01	10	11
Інтервал між значеннями слова t_b , хв.....	0	30	45	60

$P2$ – ознака непарності (1) чи парності (0) числового значення слова t_b (для інтервалів 30 чи 60 хв);

$P3$ – ознака, стан 1 якої показує, що в даному кадрі передається альманах для п'яти супутників системи, а стан 0 – для чотирьох;

$P4$ (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – ознака, зміна стану 1 або 0 якої свідчить про те, що в даному кадрі передається оновлена ефемеридна або частотно-часова інформація;

N_T (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – поточна дата, календарний номер доби всередині інтервалу тривалістю чотири роки, починаючи з високосного року;

n (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – номер супутника, який випромінює навігаційний сигнал, що відповідає його робочій точці;

F_T (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – фактор точності вимірювань σ , який у вигляді еквівалентної похибки характеризує похибку

набору даних, випромінюваних у навігаційному повідомленні на момент часу t_b :

F_T	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	(не викорис-
σ , м.....	1	2	2,5	4	5	7	10	12	14	16	32	64	128	256	512		товується)

$\Delta\tau_n$ – зсув випромінюваного навігаційного радіосигналу піддіапазону $L2$ відносно навігаційного радіосигналу піддіапазону $L1$ для n -го навігаційного супутника:

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1}, \quad (2.13)$$

де t_{f1} , t_{f2} – апаратні затримки часу передавання сигналів у відповідних піддіапазонах;

M (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – модифікація навігаційного супутника, який випромінює даний навігаційний сигнал: 00 – навігаційні супутники ГЛОНАСС; 01 – навігаційні супутники ГЛОНАСС-М;

$\gamma_n(t_b)$ – відносне відхилення прогнозованого значення несучої частоти випромінюваного радіосигналу n -го супутника від номінального її значення на момент часу t_b :

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{n,n}}{f_{n,n}}, \quad (2.14)$$

де $f_n(t_b)$ – прогнозоване значення несучої частоти випромінюваного радіосигналу n -го супутника з урахуванням гравітаційного й релятивістського ефектів на момент часу t_b ; $f_{n,n}$ – номінальне значення несучої частоти радіосигналу n -го супутника;

$\tau_n(t_b)$ – зсув шкали часу t_n n -го супутника відносно шкали часу t_c системи ГЛОНАСС, що дорівнює зсуву за фазою ПВПД випромінюваного навігаційного радіосигналу n -го супутника відносно системного опорного сигналу на момент часу t_b :

$$\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b); \quad (2.15)$$

l_n – ознака невірності кадру n -го навігаційного супутника; якщо $l_n = 1$, то даний супутник непридатний для навігації;

$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ – координати n -го навігаційного супутника в системі координат ПЗ-90 на момент часу t_b ;

$x'_n(t_b)$, $y'_n(t_b)$, $z'_n(t_b)$ – складові вектора швидкості n -го навігаційного супутника в системі координат ПЗ-90 на момент часу t_b ;

$x_n''(t_b), y_n''(t_b), z_n''(t_b)$ – складові прискорення n -го навігаційного супутника в системі координат ПЗ-90 на момент часу t_b , зумовлені впливом Місяця та Сонця;

E_n – вік оперативної інформації, тобто інтервал часу, що пройшов від моменту розрахунку (закладення) оперативної інформації до моменту часу t_b для n -го супутника (E_n формується на борту навігаційного супутника).

Принцип розміщення слів оперативної інформації навігаційного повідомлення в кадрі наведено в табл. 2.4, а розрядність, діапазон значень слів та одиниці вимірювання – в табл. 2.5.

Таблиця 2.4

Розміщення слів оперативної інформації навігаційного повідомлення

Слово	Номер рядка в кадрі	Номери розрядів у рядку
m	1...15	81...84
t_k	1	65...76
B_n	2	78...80
t_b	2	70...76
P	3	66
$P1$	1	77...78
$P2$	2	77
$P3$	3	80
$P4$	4	34
N_T	4	16...26
n	4	11...15
F_T	4	30...33
$\Delta\tau_n$	4	54...58
M	4	9...10
$\gamma_n(t_b)$	3	69...79
$\tau_n(t_b)$	4	59...80
l_n	3, 5, 7, 9, 11, 13, 15	65 (3-й рядок); 9 (5, 7, 9, 11, 13, 15-й рядки)
$x_n(t_b)$	1	9...35
$y_n(t_b)$	2	9...35
$z_n(t_b)$	3	9...35
$x_n'(t_b)$	1	41...64
$y_n'(t_b)$	2	41...64
$z_n'(t_b)$	3	41...64

Слово	Номер рядка в кадрі	Номери розрядів у рядку
$x_n''(t_b)$	1	36...40
$y_n''(t_b)$	2	36...40
$z_n''(t_b)$	3	36...40
E_n	4	49...53

Таблиця 2.5

Характеристика слів оперативної інформації навігаційного повідомлення

Слово	Кількість розрядів	Значення молодшого розряду	Діапазон значень слова	Одиниця вимірювання
t	4	1	0...15	—
t_k	5	1	0...23	ГОД
	6	1	0...59	хв
	1	30	0; 30	с
B_n	3	1	0...7	—
t_b	7	15	15...1425	хв
P	1	1	0; 1	—
$P1$	2		(Див. с. 77)	
$P2$	1	1	0; 1	—
$P3$	1	1	0; 1	—
$P4$	1	1	0; 1	—
N_T	11	1	0.....2048	доба
n	5	1	0...31	—
F_T	4		(Див. с. 78)	
$\Delta\tau_n^*$	5	2^{-30}	$\pm 13,97 \cdot 10^{-9}$	с
M	2	1	0; 1	—
$\gamma_n(t_b)^*$	11	2^{-40}	$+2^{-30} \dots -2^{-30}$	—
$\tau_n(t_b)^*$	22	2^{-30}	$+2^{-9} \dots -2^{-9}$	с
l_n	1	1	0; 1	—
$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)^*$	27	2^{-11}	$+2,7 \cdot 10^4 \dots -2,7 \cdot 10^4$	км
$x_n'(t_b), y_n'(t_b), z_n'(t_b)^*$	24	2^{-20}	$+4,3 \dots -4,3$	км/с
$x_n''(t_b), y_n''(t_b), z_n''(t_b)^*$	5	2^{-30}	$+6,2 \cdot 10^{-9} \dots -6,2 \cdot 10^{-9}$	км/с ²
E_n	5	1	0...31	доба

Примітка. Числові значення слів, позначених зірочкою, можуть бути додатними і від'ємними. Старший розряд цих слів є знаковим: 0 відповідає знаку "+", а 1 – знаку "-".

Неоперативна інформація (альманах ГЛОНАСС) містить у собі дані про шкалу часу системи й кожного супутника та про елементи орбіт і технічний стан усіх супутників системи.

Альманах ГЛОНАСС розміщується в рядках відповідно до табл. 2.6.

Таблиця 2.6

Розміщення альманаху в кадрі навігаційного повідомлення

Слово	Номери рядків у кадрі	Номери розрядів у рядках
N^A	5	70...80
τ_c	5	38...69
N_4	5	32...36
τ_{GPS}	5	10...31
C_n^A	6, 8, 10, 12, 14	80
M_n^A	6, 8, 10, 12, 14	78...79
n^A	6, 8, 10, 12, 14	73...77
τ_n^A	6, 8, 10, 12, 14	63...72
λ_n^A	6, 8, 10, 12, 14	42...62
Δi_n^A	6, 8, 10, 12, 14	24...41
ε_n^A	6, 8, 10, 12, 14	9...23
ω_n^A	7, 9, 11, 13, 15	65...80
$t_{\lambda n}^A$	7, 9, 11, 13, 15	44...64
ΔT_n^A	7, 9, 11, 13, 15	22...43
$\Delta \dot{T}_n^A$	7, 9, 11, 13, 15	15...21
H_n^A	7, 9, 11, 13, 15	10...14
$B1$	14	70...80
$B2$	14	60...69
KP	14	58...59

Примітка. Наведено номери рядків кадрів 1...4 суперкадру; у кадрі 5 рядок 15 не містить параметрів альманаху.

Розподіл системи ГЛОНАСС за кадрами суперкадру, для яких передається альманах

Номер кадру.....	1	2	3	4	5
Номери супутників.....	1...5	6...10	11...15	16...20	21...24

Прийняті літерні позначення параметрів (слів) альманаху та їх змісто-
ве значення:

N^A – календарний номер доби в середині 4-річного періоду, починаючи
з високосного року, до якої належать поправки τ_c і дані альманаху системи
(альманахи орбіт і фаз);

τ_c – поправки до шкали часу ГЛОНАСС відносно UTC(SU) (даються на
початок доби з номером N^A);

N_4 (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – номер 4-річ-
ного періоду (перший рік нульового 4-річчя відповідає 1996 р.);

τ_{GPS} – поправка на розбіжність у системних шкалах часу GPS (T_{GPS}) і
ГЛОНАСС ($T_{ГЛОНАСС}$) відповідно до виразу

$$T_{GPS} - T_{ГЛОНАСС} = \Delta T + \tau_{GPS}, \quad (2.16)$$

де ΔT і τ_{GPS} – ціла і відповідна дробова частини розбіжності між шкала-
ми часу, с (ΔT визначається споживачем з навігаційного повідомлення сис-
теми GPS);

C_n^A – узагальнена ознака стану супутника з номером n^A на момент
закладання неоперативної інформації (альманахів орбіт і фаз); якщо
 $C_n^A = 0$, то супутник непридатний для використання в сеансах навігаційних
визначень, а якщо $C_n^A = 1$, то супутник придатний для використання;

M_n^A (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – ознака моди-
фікації n -го навігаційного супутника: 00 – ГЛОНАСС, 01 – ГЛОНАСС-М;

n^A – умовний номер супутника в системі, що відповідає номеру зайнятої
ним робочої точки;

τ_n^A – неточне значення зсуву шкали часу супутника з номером n^A від-
носно шкали часу системи на момент часу $t_{\lambda n}^A$, що дорівнює зсуву ПВПД ви-
проміньованого навігаційного радіосигналу відносно номінального поло-
ження;

λ_n^A – довгота в системі координат ПЗ-90 першого висхідного вузла
орбіти n -го супутника всередині доби N^A ;

Δi_n^A – поправка до середнього значення нахилу орбіти для супутни-
ка з номером n^A на момент часу $t_{\lambda n}$ (середнє значення нахилу орбіти
беруть 63°);

ϵ_n^A – ексцентриситет орбіти супутника з номером n^A на момент часу $t_{\lambda n}^A$;
 ω_n^A – аргумент перигею орбіти супутника з номером n^A на момент часу $t_{\lambda n}^A$;

$t_{\lambda n}^A$ – час проходження першого всередині доби N^A висхідного вузла орбіти супутника з номером n^A ;

ΔT_n^A – поправка до середнього значення драконічного періоду обертання супутника з номером n^A на момент часу $t_{\lambda n}^A$ (середнє значення драконічного періоду обертання супутника беруть 43 200 с);

$\Delta \dot{T}_n^A$ – швидкість зміни драконічного періоду обертання супутника з номером n^A ;

H_n^A – номер несучої частоти навігаційного радіосигналу, випромінюваного супутником з номером n^A ;

$B1$ (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – коефіцієнт для визначення $\Delta UT1$, що дорівнює розбіжності між всесвітнім і координованим часом на початок поточної доби;

$B2$ (планується ввести для супутників ГЛОНАСС-М) – коефіцієнт для визначення $\Delta UT1$, що дорівнює добовій зміні розбіжності між всесвітнім і координованим часом;

KP – ознака очікуваної секундної корекції шкали UTC на ± 1 с (00 – наприкінці поточного кварталу корекції UTC не буде; 01 – наприкінці поточного кварталу буде корекція на +1 с; 11 – наприкінці поточного кварталу буде корекція на -1 с).

Ознаку KP вміщують у навігаційний кадр не пізніше, ніж за 8 тижнів до проведення корекції. Проте рішення про майбутню корекцію може бути прийняте раніше, ніж за 8 тижнів. Тому з початку кварталу (перші 5 тижнів) передається одна з перелічених ознак, якщо рішення вже прийняте, або код 10, якщо рішення про корекцію не прийняте.

Таблиця 2.7

Залежність похибки навігаційних визначень від віку даних альманаху

Вік даних, доби	Середньоквадратичні похибки визначення	
	відстані, км	радіальної швидкості, м/с
1	0,83	0,33
10	2,0	0,7
20	3,3	4,2

Точність переданих у складі альманаху параметрів (табл. 2.7) така, що дає змогу споживачеві визначати відстань і радіальну швидкість супутника

із середньоквадратичними значеннями похибок, які залежать від часу, що пройшов з моменту передавання альманаху (віку даних).

Розрядність, діапазон значень слів та одиниці вимірювання альманаху ГЛОНАСС наведені в табл. 2.8.

Таблиця 2.8

Характеристика слів альманаху ГЛОНАСС

Слово	Кількість розрядів	Значення молодшого розряду	Діапазон значень слова	Одиниця вимірювання
N^A	11	1	1...1461	доба
τ_c^*	28	2^{-27}	± 1	с
N_4	5	1	0...31	4-річний інтервал
τ_{GPS}^*	22	2^{-30}	$\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	с
C_n^A	1	1	0; 1	–
M_n^A	2	1	0; 1	–
n^A	5	1	1...24	–
$\tau_n^A^*$	10	2^{-18}	$\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	с
$\lambda_n^A^*$	21	2^{-20}	± 1	півцикл
$\Delta i_n^A^*$	18	2^{-20}	$\pm 0,067$	півцикл
ε_n^A	15	2^{-20}	0...0,03	–
$\omega_n^A^*$	16	2^{-15}	± 1	півцикл
$t_{\lambda n}^A$	21	2^{-5}	0...44 100	с
$\Delta T_n^A^*$	22	2^{-9}	$\pm 3,6 \cdot 10^3$	с/виток
$\Delta \dot{T}_n^A^*$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	с/виток ²
H_n^A	5	1	0...31	–
$B1^*$	11	2^{-10}	$\pm 0,9$	с
$B2^*$	10	2^{-16}	$(-4,5...+3,5) \cdot 10^{-3}$	с/с.с.с. [1]
KP	2	1	0,1	–

Примітки. 1. Див. примітку до табл. 2.5.

2. Від'ємні номери несучої частоти H_n^A мають такі значення:

-01	-02	-03	-04	-05	-06	-07
31	30	29	28	27	26	25

3. Значення молодшого розряду слова τ_c передбачається збільшити до 2^{-31} с, тобто до 0,46 нс, за рахунок збільшення в навігаційному повідомленні супутника

ГЛОНАСС-М розрядності τ_c з 28 до 32 розрядів. Слово буде розташоване в 5, 20, 35, 50 і 65-му рядках суперкадру з 38-го по 69-й розряд.

Резервні розряди в суперкадрі (табл. 2.9) передбачені на випадок уведення в навігаційне повідомлення додаткової інформації.

Таблиця 2.9

Розміщення резервних розрядів у суперкадрі

Номери рядків у суперкадрі	Розташування розрядів у рядку	Кількість розрядів
1, 16, 31, 46, 61	79, 80	2
2, 17, 32, 47, 62	65...69	5
3, 18, 33, 48, 63	67, 68	2
4, 19, 34, 49, 64	27, 28, 29, 35...48	17
5, 20, 35, 50, 65	37	1
74	9...57	49
75	10...80	71

Перевірка вірогідності інформації в рядках кадру, що містять цифрову інформацію, полягає у виправленні одиночних похибок (неправильний один розряд рядка) і виявленні подвійних (і більшої парної кількості) похибок. Кожен рядок цифрової інформації являє собою 85-розрядний код, причому старші 77 розрядів містять інформаційні символи ($b_{85}, b_{84}, \dots, b_{10}, b_9$), а молодші 8 розрядів – перевірні символи ($\beta_8, \beta_7, \dots, \beta_2, \beta_1$).

Для виправлення одиночних похибок у 85-розрядних кодових рядках формують контрольні суми C_1, C_2, \dots, C_7 , а для виявлення подвійних (і більшої парної кількості) похибок формують контрольну суму C_Σ .

Алгоритм формування контрольних сум C_1, \dots, C_7 і C_Σ у процесі перевірки вірогідності інформації в рядку має такий вигляд:

$$C_1 = \beta_1 \oplus \left(\sum_i b_i \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.17)$$

$$C_2 = \beta_2 \oplus \left(\sum_j b_j \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.18)$$

$$C_3 = \beta_3 \oplus \left(\sum_k b_k \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.19)$$

$$C_4 = \beta_4 \oplus \left(\sum_l b_l \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.20)$$

$$C_5 = \beta_5 \oplus \left(\sum_m b_m \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.21)$$

$$C_6 = \beta_6 \oplus \left(\sum_{n=35}^{65} b_n \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.22)$$

$$C_7 = \beta_7 \oplus \left(\sum_{p=66}^{85} b_p \right)_{\text{mod } 2}; \quad (2.23)$$

$$C_\Sigma = \left(\sum_{q=1}^8 \beta_q \right)_{\text{mod } 2} \oplus \left(\sum_{q=9}^{85} b_q \right)_{\text{mod } 2}, \quad (2.24)$$

де $C_1, C_2, \dots, C_7, C_\Sigma$ – контрольні суми; $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_8$ – перевірні символи КХ (1...8); $b_{77}, b_{76}, \dots, b_2, b_1$ – інформаційні символи (9...85); $i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84$; $j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84$; $k = 10...12, 16...19, 23...26, 31...34, 38...41, 46...49, 54...57, 62...65, 69...72, 77...80, 85$; $l = 13...19, 27...34, 42...49, 58...65, 73...80$; $m = 20...34, 50...65, 81...85$.

Під час виправлення одиночних і виявлення кратних спотворень символів інформації дотримуються таких правил:

рядок вважається неспотвореним, якщо всі контрольні суми C_1, \dots, C_7 дорівнюють 0 і сума $C_\Sigma = 0$ або якщо лише одна з контрольних сум C_1, \dots, C_7 дорівнює 1 і при цьому $C_\Sigma = 1$;

якщо дві чи більше контрольних сум C_1, \dots, C_7 дорівнюють 1 і $C_\Sigma = 1$, то символ $b_{\text{кор}}$ виправляється на протилежний у розряді з порядковим номером $i_{\text{кор}}$ за умови, що $i_{\text{кор}} \leq 85$:

$$i_{\text{кор}} = C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1 + 8 - K, \quad (2.25)$$

де $C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1$ – двійкове число, сформоване з контрольних сум C_1, \dots, C_7 (усі двійкові числа записані молодшими розрядами вправо); K – номер старшої з відмінних від нуля контрольних сум;

якщо за формулою (2.25) отримуємо $i_{\text{кор}} > 85$, то фіксується наявність непарної кількості кратних похибок і фраза не виправляється, а бракується (стирається);

якщо хоча б одна з контрольних сум C_1, \dots, C_7 дорівнює 1, а $C_\Sigma = 0$ або всі суми C_1, \dots, C_7 дорівнюють 0, а $C_\Sigma = 1$, то фіксується наявність кратних похибок і фраза бракується.

2.2.2. Навігаційні дані супутників GPS

Потік навігаційних даних, що передаються від супутників GPS, має швидкість 50 біт/с. Тривалість інформаційного символу 0 чи 1 становить 20 мс.

Основне повідомлення, що передається від кожного навігаційного супутника GPS, формується у вигляді *кадру*. Кадр складається з п'яти *підкадрів* (табл. 2.10). Підкадри 1, 2 і 3 містять по 300 інформаційних символів, які діляться на 10 слів (у кожному слові – по 30 символів). Підкадри 4 і 5 містять по 25 сторінок. Кожна сторінка складається з 300 інформаційних символів (або розрядів), що також поділені на 10 слів (по 30 символів у слові).

Отже, сформований кадр завжди має підкадри 1, 2 і 3, одну сторінку з підкадру 4 та одну сторінку з підкадру 5.

Оскільки обсяг кожного рядка (сторінки) становить 300 символів, а тривалість символу дорівнює 20 мс, то тривалість передавання кадру з п'яти підкадрів становить 30 с, передавання рядка (сторінки) – 6 с, а передавання всього повідомлення (25 кадрів) – 12,5 хв. Період повторення підкадрів 1, 2 і 3 – 30 с; періоди повторення сторінок з підкадрів 4 і 5 – більші, що зумовлено значущістю передаваної інформації.

Таблиця 2.10

Структура кадру

Зміст кадру	Слова, що становлять зміст сторінки	Зміст слів 3...10
Підкадр 1 (одна сторінка)	1 (TLM), 2 (HOW), 3...10	Номер тижня GPS, точність, стан і параметри корекції часу супутника (табл. 2.12)
Підкадр 2 (одна сторінка)	1 (TLM), 2 (HOW), 3...10	Інформація про ефемериди супутника (табл. 2.13)
Підкадр 3 (одна сторінка)	1 (TLM), 2 (HOW), 3...10	Інформація про ефемериди супутника (продовження, табл. 2.13)

Зміст кадру	Слова, що становлять зміст сторінки	Зміст слів 3...10
Підкадр 4 (25 сторінок)	1 (TLM), 2 (HOW), 3...10	Альманах і стан супутників з номерами 25...32, конфігурація супутників, ознаки, дані іоносфери і все-світня шкала часу (UTC), спеціальні повідомлення, резервні розряди (табл. 2.14...2.16)
Підкадр 5 (25 сторінок)	1 (TLM), 2 (HOW), 3...10	Альманах і стан супутників з номерами 1...24, опорний час, номер тижня альманаху, резервні розряди (табл. 2.14)

Рядок (сторінка) підкадрів 1...5 починається зі слів TLM (перше слово) і HOW (друге слово), після яких ідуть слова 3...10 (рис. 2.14).

Слово рядка (сторінки) підкадрів 1...5 містить 30 символів (розрядів). Шість молодших розрядів кожного слова мають перевірні символи для контролю й перевірки правильності переданої інформації.

Перше слово телеметрії (TLM) має преамбулу (8 старших розрядів), телеметричне повідомлення для санкціонованих споживачів, 2 резервні розряди та 6 молодших розрядів для перевірних символів.

Друге слово передавання (ключ – HOW) містить 19 молодших розрядів 29-розрядного Z-відліку, 3 розряди (20, 21, 22) для ідентифікатора підкадру, 2 розряди (23, 24) резервні і 6 розрядів перевірних символів.

Ідентифікатор для підкадрів 1...5 набуває відповідно значень 001, 010, 011, 100, 101.

Кожен навігаційний супутник формує 1,5-секундну епоху (момент часу) для точного відліку та прив'язування часу. Відлік часу, встановлений таким чином, називається Z-відліком (табл. 2.11).

Z-відлік надається споживачеві у вигляді 29-розрядного двійкового числа. Десять старших розрядів (MSB) Z-відліку є двійковим зображенням послідовного номера поточного тижня. Відлік тижнів перебуває в межах від 0 до 1023. Нульовий стан відповідає тому тижню, що починається з 1,5-секундної епохи в нульовій (приблизно) часовій точці всесвітнього часу (UTC). По закінченні GPS-тижня з номером 1023 номер тижня скидається в 0. При цьому споживач, переходячи від системного часу GPS до календарної дати, враховує (додає) попередні 1024 тижні.

Тиждень – це найбільша одиниця вимірювання часу в системі GPS, яка дорівнює 604 800 с, або 7 діб × 24 год × 60 хв × 60 с. Нульовий відлік часу GPS почався опівночі з 5 на 6 січня 1980 р.

1...24	25...30	1...24	25...30	□ □ □ □ □ □ □ □
Символи TLM слова 1 (завжди початок рядка)	Перевірні символи слова 1	Символи HOW слова 2	Перевірні символи слова 2	Символи слів 3...10 відповідно до табл. 2.10, 2.12...2.16

Рис. 2.14. Формат повідомлень рядків у підкадрах.

Дев'ятнадцять наступних розрядів Z-відліку, розташованих у слові 2 (HOW), є кількістю 1,5-секундних інтервалів, відлічених від моменту переходу "кінець/початок" будь-якого тижня. Відлік перебуває в межах від 0 до 403 199. Число 403 199 – кількість 1,5-секундних інтервалів у тижні (604 800 с).

Інформація, яка передається протягом тижня в 17 старших розрядах слова 2 в десятковому еквіваленті, змінюється в діапазоні від 0 до 100 799 з кроком, що відповідає тривалості передавання інформації одного підкадру 6 с. Зазначимо, що протягом тижня кожен навігаційний супутник транслює споживачам 100 800 підкадрів (рядків).

Початок кожного підкадру (*I* в табл. 2.11) відповідає відліку, показаному в 17 старших розрядах слова 2, переданих у попередньому підкадрі ($I = 1$ у табл. 2.11).

Зміст і розташування інших даних навігаційних супутників GPS наведені в табл. 2.12...2.17. Вичерпну інформацію щодо даних, які передаються з навігаційних супутників GPS, подано в ICD-GPS-200C [95].

Таблиця 2.11

Структура Z-відліку

Десятковий еквівалент (крок – 1,5 с)	19 двійкових розрядів	17 старших двійкових розрядів (передаються в підкадрі $I-1$)	Десятковий еквівалент 17 старших розрядів (крок – 6 с)	Підкадр
403160	1100010011011011000	11000100110110110	100790	I
403161	1100010011011011001			
403162	1100010011011011010			
403163	1100010011011011011			
403164	1100010011011011100	11000100110110111	100791	I+1
403165	1100010011011011101			
403166	1100010011011011110			
403167	1100010011011011111			

Десятковий еквівалент (крок – 1,5с)	19 двійкових розрядів	17 старших двійкових розрядів (передаються в підкадр І-1)	Десятковий еквівалент 17 старших розрядів (крок – 6 с)	Підкадр
403168	<i>1100010011011100000</i>	<i>11000100110111000</i>	100792	I+2
403169	1100010011011100001			
403170	1100010011011100010			
403171	1100010011011100011			
403172	<i>1100010011011100100</i>	<i>11000100110111001</i>	100793	I+3
403173	1100010011011100101			
403174	1100010011011100110			
403175	1100010011011100111			
403176	<i>1100010011011101000</i>	<i>11000100110111010</i>	100794	I+4
403177	1100010011011101001			
403178	1100010011011101010			
403179	1100010011011101011			
403180	<i>1100010011011101100</i>	<i>11000100110111011</i>	100795	I+5
403181	1100010011011101101			
403182	1100010011011101110			
403183	1100010011011101111			
403184	<i>1100010011011110000</i>	<i>11000100110111100</i>	100796	I+6
403185	1100010011011110001			
403186	1100010011011110010			
403187	1100010011011110011			
403188	<i>1100010011011110100</i>	<i>11000100110111101</i>	100797	I+7
403189	1100010011011110101			
403190	1100010011011110110			
403191	1100010011011110111			
403192	<i>1100010011011111000</i>	<i>11000100110111110</i>	100798	I+8
403193	1100010011011111001			
403194	1100010011011111010			
403195	1100010011011111011			
403196	<i>1100010011011111100</i>	<i>11000100110111111</i>	100799	I+9

Примітка. Курсивом виділені 17 збіжних старших розрядів, а півжирним – початок кожного кадру.

Інформація підкадру 1

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації
Слово	Розряди		
3	1...10	<i>WN</i>	Номер поточного тижня GPS на початку передавання даних (десять старших розрядів містять десять старших розрядів 29-розрядного Z-відліку)
3	11, 12	<i>C/A</i> чи <i>P</i> на <i>L2</i>	Ввімкнення <i>C/A</i> - чи <i>P</i> -коду для частоти <i>L2</i>
3	13...16	<i>URA</i>	Точність вимірювання дальності споживачем (15 градацій від 2 до 4096 м і 16-та градація "не використовувати")
3	17...22	<i>SV HEALTH</i>	Стан супутника: старший розряд 0 – уся навігаційна інформація в нормі; старший розряд 1 – частина навігаційної інформації недостовірна
3 8	23, 24 1...8	<i>IODC</i>	Ідентифікатор набору параметрів часу. Значення переданого <i>IODC</i> відрізняється від будь-якого іншого його значення, переданого протягом попередніх 7 днів (8 молодших розрядів <i>IODC</i> відповідають 8 розрядам <i>IODE</i> підкадру 2 і 3)
4	1	<i>P</i> на <i>L2</i>	Ознака даних для <i>P</i> -коду на частоті <i>L2</i>
7	17...24	<i>T_{GD}</i>	Поправка для врахування групового часу затримки
8	9...24	δ_{oc}	Параметри корекції бортової шкали часу
9	1...8	a_{2c}	
9	9...24	a_{1c}	
10	1...22	a_{0c}	

Загальна точність споживача (*URA*) – статистичний індикатор усього діапазону точності, що належить до специфіки навігаційного супутника [95]. *URA* – це ціле число від 0 до 15. При *URA* = 15 прогнозу за точністю немає і споживачеві пропонується використовувати дані на власний ризик. *URA* – це також прогнозована точність визначення споживачем відстані до навігаційного супутника. Похибок точності параметрів апаратури споживача *URA* не враховує.

Ефемеридна інформація GPS

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації
Слово	Розряди		
<i>Підкадр 2</i>			
3; 10	1...8	<i>IODE</i>	Ідентифікатор набору даних ефемерид. Використовується для ідентифікації підкадрів 2 і 3 під час відновлення інформації, що міститься в них. Критерій відновлення – розбіжність восьми молодших розрядів <i>IODC</i> у підкадрі 1 та <i>IODE</i> у підкадрах 2 і 3
3	9...24	C_{rx}	Амплітуда синусної гармонійної поправки до радіуса орбіти супутника
4	1...16	Δn	Відмінність середнього руху від розрахункового значення
4 5	17...24 1...24	M_0	Середня аномалія на момент прив'язування даних
6	1...16	C_{uc}	Амплітуда косинусної гармонійної поправки до аргументу широти
6 7	17...24 1...24	e	Ексцентриситет
8	1...16	C_{us}	Амплітуда синусної гармонійної поправки до аргументу широти
8 9	17...24 1...24	\sqrt{A}	Корінь квадратний з великої півосі супутникової орбіти
10	1...16	t_{oe}	Опорний час прив'язування переданих ефемерид
10	18...22	<i>AODO</i>	Неефемеридний параметр, що характеризує зміну терміну служби даних
<i>Підкадр 3</i>			
3	1...16	C_{uc}	Амплітуда косинусної гармонійної поправки до кута нахилу орбіти
3 4	17...24 1...24	Ω_0 (<i>OMEGA</i>) ₀	Довгота висхідного вузла орбітальної площини на тижневу епоху
5	1...16	C_{is}	Амплітуда синусної гармонійної поправки до кута нахилу орбіти
5 6	17...24 1...24	i_0	Кут нахилу орбіти супутника
7	1...16	C_{rc}	Амплітуда косинусної гармонійної поправки до радіуса орбіти

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації
Слово	Розряди		
7	17...24	ω	Аргумент перигею
8	1...24		
9	1...24	$\dot{\Omega}$ (OMEGADOT)	Швидкість зміни прямого сходження
10	9...22	IDOT	Швидкість зміни кута нахилу орбіти

Таблиця 2.14

Інформація з альманаху GPS

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації
Слово	Розряди		
<i>Підкадр 4, рядки 2...5 і 7...10; підкадр 5, рядки 1...24</i>			
3	9...24	e	Ексцентриситет (знижена точність)
4	1...8	t_{0a}	Опорний час прив'язування даних альманаху
4	9...24	δ_i	Відхилення від номінального кута нахилу орбіти (за номінальний кут нахилу взято величину $t_0 = 0,3$)
5	1...16	$\dot{\Omega}$ (OMEGADOT)	Швидкість зміни прямого сходження (знижена точність)
6	1...24	\sqrt{A}	Корінь квадратний з великої півосі орбіти супутника (знижена точність)
7	1...24	Ω_0 (OMEGA) ₀	Довгота висхідного вузла орбітальної площини на тижневу епоху (знижена точність)
8	1...24	ω	Аргумент перигею (знижена точність)
9	1...24	M_0	Середня аномалія на час прив'язування даних (знижена точність)
10	1...8, 20...22	a_{ρ}	Коефіцієнт (сталой складової) апроксимації часових параметрів альманаху
10	9...19	a_{ρ}	Коефіцієнт (першого порядку складової) апроксимації часових параметрів альманаху
<i>Підкадр 5, рядок 25</i>			
3	9...16	t_{0a}	Опорний час прив'язування даних у тижні з номером WN_a
3	17...24	WN_a	Повний номер тижня, до якого належить опорний час прив'язування даних t_{0a}

Інформація про параметри UTC
для прив'язування системного часу GPS до UTC (підкадр 4, рядок 18)

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації	Значення поділки молодшого розряду	Одиниця вимірювання	
Слово	Розряди					
6	1...24	A_1	Коефіцієнти при першому і нульовому членах апроксимуючого полінома	2^{-50}	с/с	
7	1...24	A_0		8	1...8	2^{-30}
8	9...16		t_{0r}	Опорний час UTC	2^{12}	с
8	17...24	WN_i	Вісім молодших розрядів поточного тижня, зазначеного в підкадрі 1 словом 3	1	тиждень	
9	1...8	Δt_{LS}	Секундна корекція	1	с	
9	9...16	WN_{LSF}	Вісім молодших розрядів тижня, на якому планується (проведена) односекундна корекція часу	1	тиждень	
9	17...24	DN	День тижня WN_{LSF} , наприкінці якого планується (проведена) односекундна корекція часу	1	доба	
10	1...8	Δt_{LSF}	Значення поправки, зумовлене стрибками секунд	1	с	

Інформація про параметри для іоносферної корекції (підкадр 4, рядок 18)

Розташування інформації		Позначення	Зміст інформації	Значення поділки молодшого розряду	Одиниця вимірювання
Слово	Розряди				
3	9...16	α_0	Коефіцієнти, які дають змогу споживачеві застосувати модель іоносфери для розрахунку іоносферної затримки. Старший розряд коефіцієнтів є знаковим ("+" або "-")	2^{-30}	с/півцикл
3	17...24	α_1		2^{-27}	с/півцикл
4	1...8	α_2		2^{-24}	с/(півцикл) ²
4	9...16	α_3		2^{-24}	с/(півцикл) ³
4	17...24	β_0		2^{11}	с
5	1...8	β_1		2^{14}	с/півцикл
5	9...16	β_2		2^{16}	с/(півцикл) ²
5	17...24	β_3		2^{16}	с/(півцикл) ³

Кількісні параметри даних, що передаються

Параметр	Кількість розрядів	Значення поділки молодшого розряду	Діапазон значень	Одиниця вимірювання
<i>Ефемериди</i>				
<i>WN</i>	10	1	0...1023	тиждень
<i>C/A</i> чи <i>P</i> на <i>L2</i>	2	—	Дворозрядне двійкове число	—
<i>URA</i>	4	—	2...4096	м
<i>SV HEALTH</i>	6	1	Шестирозрядне двійкове число	—
<i>IODC</i>	10	—	0...1023	—
<i>P</i> на <i>L2</i>	2	1	Дворозрядне двійкове число	—
<i>T_{GD}</i>	8	2^{-31}	$\pm 127 \cdot 2^{-31}$	с
<i>t_{oc}</i>	16	2^4	0...604 784	с
<i>a_Г</i>	8	2^{-55}	$\pm 127 \cdot 2^{-55}$	с/с ²
<i>a_Д</i>	16	2^{-43}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-43}$	с/с
<i>a_Ю</i>	22	2^{-31}	$\pm 2 097 151 \cdot 2^{-31}$	с
<i>IODE</i>	8	—	—	—
<i>C_{ГS}</i>	16	2^{-5}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-5}$	м
Δn	16	2^{-43}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-43}$	півцикл/с
<i>M₀</i>	32	2^{-31}	$\pm 2 147 483 647 \cdot 2^{-31}$	півцикл
<i>C_{ис}</i>	16	2^{-29}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-29}$	рад
<i>e</i>	32	2^{-33}	0...0,03	—
<i>C_{ис}</i>	16	2^{-29}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-29}$	рад
\sqrt{A}	32	2^{-19}	$(3 707 275 776...4 294 967 295) \cdot 2^{-19}$	м ^{1/2}
<i>t_{oe}</i>	16	2^4	0...604 784	с
<i>C_{ис}</i>	16	2^{-29}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-29}$	рад
Ω_0 (<i>OMEGA</i>) ₀	32	2^{-31}	$\pm 2 147 483 647 \cdot 2^{-31}$	півцикл
<i>C_{ис}</i>	16	2^{-29}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-29}$	рад
<i>i₀</i>	32	2^{-31}	$\pm 2 147 483 647 \cdot 2^{-31}$	півцикл
<i>C_{ГC}</i>	16	2^{-5}	$\pm 32 767 \cdot 2^{-5}$	м
ω	32	2^{-31}	$\pm 2 147 483 647 \cdot 2^{-31}$	півцикл

Параметр	Кількість розрядів	Значення поділки молодшого розряду	Діапазон значень	Одиниця вимірювання
$\dot{\Omega}$ (OMEGADOT)	24	2^{-43}	$\pm 8\,388\,607 \cdot 2^{-43}$	півцикл/с
IDOT	14	2^{-43}	$\pm 8\,191 \cdot 2^{-43}$	півцикл/с
<i>Альманах</i>				
e	16	2^{-21}	$0 \dots 65\,535 \cdot 2^{-21}$	—
$\epsilon_{\text{ки}}$	8	2^{12}	$0 \dots 602\,112$	с
δ_r	16	2^{-19}	$\pm 32\,767 \cdot 2^{-19}$	півцикл
$\dot{\Omega}$ (OMEGADOT)	16	2^{-38}	$\pm 32\,767 \cdot 2^{-38}$	півцикл/с
\sqrt{A}	24	2^{-11}	$(14\,481\,546 \dots 16\,772\,215) \cdot 2^{-11}$	$\text{м}^{1/2}$
Ω_0 (OMEGA) ₀	24	2^{-23}	$\pm 8\,388\,607 \cdot 2^{-23}$	півцикл
ω	24	2^{-23}	$\pm 8\,388\,607 \cdot 2^{-23}$	півцикл
M_0	24	2^{-23}	$\pm 8\,388\,607 \cdot 2^{-23}$	півцикл
a_{ρ}	11	2^{-20}	$\pm 1023 \cdot 2^{-20}$	с
a_{ρ}	11	2^{-38}	$\pm 1023 \cdot 2^{-38}$	с/с

Примітка. Знаки "+" і "-", наведені при значеннях деяких параметрів, займають старший розряд двійкового числа.

2.2.3. Навігаційні дані функціонального доповнення SBAS

Повідомлення, що передаються із супутників SBAS, формуються послідовно. Вони містять преамбулу, ідентифікатор типу повідомлення, поля даних і символів контролю з використанням надлишкового циклічного коду [93].

Преамбула (8 біт) складається з двох двійкових розрядів, поділених на три послідовні блоки: 01010011, 10011010, 11000110. Початок кожної нової 24-розрядної преамбули синхронізується з 6-секундною епохою кадру GPS.

Ідентифікатор типу повідомлення має 6-розрядне значення, яке вказує на тип повідомлення (від 0 до 63) і передається старшими розрядами вперед.

Дані повідомлення займають 212 двійкових розрядів. Кожен параметр поля даних передається старшими розрядами вперед.

CRC-код кодує надлишкові повідомлення SBAS. Його довжина $k = 24$ біт.

Типи і зміст повідомлень SBAS:

- 0 – “не використовувати” (режим перевірки SBAS);
- 1 – маска PRN;
- 2...5 – швидкі поправки;
- 6 – дані про цілісність супутників;
- 7 – коефіцієнт деградації швидких поправок;
- 8, 11, 13...16, 19...23, 28...61 – не зайнято;
- 9 – далекомірна функція супутника GEO;
- 10 – параметри деградації;
- 12 – параметри зсуву “мережний час SBAS/UTC”;
- 17 – альманахи супутників GEO;
- 18 – маска точок іоносферної мережі (IGP);
- 24 – змішані (швидкі та довготермінові) поправки до похибок супутників;
- 25 – довготермінові поправки до похибок супутників;
- 26 – поправки до затримок в іоносфері;
- 27 – сервісне повідомлення SBAS;
- 62 – зарезервовано;
- 63 – нульове повідомлення.

Повідомлення типу 1 (маска PRN), зміст якого наведений у табл. 2.18, має 210 значень, що відповідають номерам PRN-коду супутників, хоча в даний час використовується 51 значення. Перший переданий розряд маски PRN відповідає PRN-коду номер один.

Таблиця 2.18

Зміст повідомлення типу 1

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Номер PRN-коду	210	1...210	1
Значення маски (для кожного з 210 номерів PRN-коду)	1	0 або 1	1
IODP	2	0...3	1

Номери PRN-коду однозначно ідентифікують PRN-код супутника і так розподіляються між адресатами: 1...37 – GPS; 38...61 – ГЛОНАСС; 62...119, 139...210 – не зайняті; 120...138 – SBAS.

Значення маски PRN показує можливість надання даних для відповідного номера PRN-коду супутника: 0 – даних немає; 1 – дані є.

$IODP$ – номер набору даних PRN , який є показником, що пов'язує корегувальні дані з маскою PRN .

Повідомлення типів 2...5 (швидкі поправки) мають параметри, наведені в табл. 2.19.

Таблиця 2.19

Зміст повідомлень типів 2...5

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
$IODF_j$	2	0...3	1
$IODP$	2	0...3	1
FC_i (для 13 супутників)	12	$\pm 256,0$ м	0,125 м
$UDREI_i$ (для 13 супутників)	4	Див. нижче	

$IODF_j$ – ознака набору даних для швидких поправок, яка пов'язує параметри $IODF_j$ зі швидкими поправками. Індекс $j = 2...5$ означає тип повідомлення, до якого застосовується ознака $IODF_j$ (ідентифікатор типу швидкої поправки +2).

$IODP$ визначений у коментарі до повідомлення типу 1.

Швидка поправка FC_i до псевдовідстані i -го супутника для швидкозмінюваних похибок застосовується після визначення довготермінової поправки і не містить поправок до іоносфери та тропосфери.

Показник $UDREI_i$ визначає параметр $\sigma_{i,UDRE}^2$ для i -го супутника, тобто дисперсію моделі залишкових похибок часу й ефемерид, яка є дисперсією центрованого нормального розподілу:

$UDREI_i, \dots\dots\dots 0$	1	2	3	4	5	6	7
$\sigma_{i,UDRE}^2, \text{ м}^2 \dots 0,0520$	0,0924	0,1444	0,2830	0,4678	0,8315	1,2992	1,8709
$UDREI_i, \dots\dots\dots 8$	9	10	11	12	13	14	15
$\sigma_{i,UDRE}^2, \text{ м}^2 \dots 2,5465$	3,3260	5,1968	20,7870	230,9661	2078,695	–	–

Межі такого розподілу зумовлюються диференціальними далекомірними похибками споживача для i -го супутника після застосування швидких і довготермінових поправок без урахування впливу атмосфери.

Повідомлення типу 6 (цілісність супутників) містить складові (табл. 2.20), описані в коментарі до повідомлень типів 2...5.

Повідомлення типу 7 (коефіцієнт деградації швидких поправок) має такі параметри (табл. 2.21):

t_{lat} – системний час запізнювання, який являє собою часовий інтервал між початком деградації швидкої поправки й опорним часом $UDREI_i$;

$IODP$ – показник, описаний у коментарі до повідомлення типу 1;

ai_i – індикатор деградації швидких поправок ai для i -го супутника:

$ai_i, \dots\dots\dots$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$ai_i, \text{мм/с}^2 \dots$	0	0,05	0,09	0,12	0,15	0,2	0,3	0,45	0,6	0,9	1,5	2,1	2,7	3,3	4,6	5,8

Таблиця 2.20

Зміст повідомлення типу 6

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
$IODF_2$	2	0...3	1
$IODF_3$	2	0...3	1
$IODF_4$	2	0...3	1
$IODF_5$	2	0...3	1
$UDREI_i$ (для 51 супутника; визначається номером маски PRN)	4	Див. повідомлення типів 2...5	

Таблиця 2.21

Зміст повідомлення типу 7

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
t_{lat}	4	0...15 с	1 с
$IODP$	2	0...3	1
Не зайнято	2	–	–
ai_i (для 51 супутника; визначається номером маски PRN)	4	Див. вище	

Повідомлення типу 9 (далекомірна функція супутника GEO) має параметри, наведені в табл. 2.22:

t_{0GEO} – час прив'язування даних для далекомірної функції супутника GEO, початком якого є північ поточної доби;

URA – показник середньоквадратичної похибки (RMS) вимірювання споживачем відстані супутника без урахування впливу атмосфери:

$URA \dots\dots\dots$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Точність RMS , м ..	2	2,8	4	5,7	8	11,3	16	32	64	128	256	512	1024	2048	4096	–

$x_{GEO}, y_{GEO}, z_{GEO}$ – координати супутника GEO на момент часу t_{0GEO} ;

$x'_{GEO}, y'_{GEO}, z'_{GEO}$ – швидкість супутника на момент часу t_{0GEO} ;

$x''_{GEO}, y''_{GEO}, z''_{GEO}$ – прискорення супутника на момент часу t_{0GEO} ;

$a_{\text{GEO } f_0}$ – зсув бортової шкали часу GEO відносно мережного часу SBAS (SNT) на момент часу $t_{0\text{GEO}}$;

$a_{\text{GEO } f_1}$ – швидкість дрейфу бортової шкали часу GEO відносно SNT.

Таблиця 2.22

Зміст повідомлення типу 9

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Не зайнято	8	–	–
$t_{0\text{GEO}}$	13	0...86 384 с	16 с
URA	4	Див. с. 99	–
x_{GEO}	30	$\pm 42\,949\,673$ м	0,08 м
y_{GEO}	30	$\pm 42\,949\,673$ м	0,08 м
z_{GEO}	25	$\pm 6\,710\,886,4$ м	0,4 м
x'_{GEO}	17	$\pm 40,96$ м/с	0,000 625 м/с
y'_{GEO}	17	$\pm 40,96$ м/с	0,000 625 м/с
z'_{GEO}	18	$\pm 524,288$ м/с	0,004 м/с
x''_{GEO}	10	$\pm 0,0064$ м/с ²	0,000 012 5 м/с ²
y''_{GEO}	10	$\pm 0,0064$ м/с ²	0,000 012 5 м/с ²
z''_{GEO}	10	$\pm 0,032$ м/с ²	0,000 062 5 м/с ²
$a_{\text{GEO } f_0}$	12	$\pm 0,9537 \cdot 10^{-6}$ с	2^{-31} с
$a_{\text{GEO } f_1}$	8	$\pm 1,1642 \cdot 10^{-10}$ с/с	2^{-40} с/с

Повідомлення типу 10 – це параметри деградації (табл. 2.23), якими є:

B_{rrc} – параметр, що визначає діапазон шуму та похибки заокруглення під час обчислення деградації поправки відносно швидкості зміни відстані;

$C_{\text{llc } lsb}$ – максимальна похибка заокруглення, що визначається роздільною здатністю даних про орбіту і час;

Таблиця 2.23

Зміст повідомлення типу 10

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
B_{rrc}	10	0...2,046 м	0,002 м
$C_{\text{llc } lsb}$	10	0...2,046 м	0,002 м
$C_{\text{llc } vl}$	10	0...0,051 15 м/с	0,000 05 м/с
$I_{\text{llc } vl}$	9	0...511 с	1 с
$C_{\text{llc } v0}$	10	0...2,046 м	0,002 м

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
I_{lic_v0}	9	0...511 м	1 с
C_{GEO_lsb}	10	0...0,5115 м	0,0005 м
C_{GEO_v}	10	0...0,051 15 м/с	0,000 05 м/с
I_{GEO}	9	0...511 с	1 с
C_{er}	6	0...31,5 м	0,5 м
C_{iono_step}	10	0...1,023 м	0,001 м
I_{iono}	9	0...511 с	1 с
C_{iono_ramp}	10	0...0,005 115 м/с	0,000 005 м/с
RSS_{UDRE}	1	0 або 1	1
RSS_{iono}	1	0 або 1	1
Не зайнято	88	–	–

C_{lic_v1} – діапазон швидкісних похибок при максимальній розбіжності швидкості пропущених повідомлень через розходження у швидкості зміни параметрів орбіти й часу;

I_{lic_v1} – інтервал відновлення довготермінових поправок, якщо код швидкості дорівнює одиниці;

C_{lic_v0} – параметр, що визначає межі розбіжностей між двома послідовними довготерміновими поправками для супутників з кодом швидкості, що дорівнює нулю;

I_{lic_v0} – мінімальний інтервал відновлення для довготермінових повідомлень, якщо код швидкості дорівнює нулю;

C_{GEO_lsb} – максимальна похибка заокруглення, зумовлена роздільною здатністю даних про орбіту і час;

C_{GEO_v} – діапазон швидкісної похибки при максимальній розбіжності швидкості пропущених повідомлень через розходження у швидкості зміни даних про орбіту і час;

I_{GEO} – інтервал відновлення для далекомірних повідомлень супутника GEO;

C_{er} – діапазон залишкової похибки, пов'язаний з використанням даних за межами інтервалу часу для точного заходження на посадку (IPV);

C_{iono_step} – діапазон різниць між послідовними значеннями затримок в іоносферній мережі;

I_{iono} – мінімальний інтервал відновлення для повідомлень з іоносферними поправками;

C_{iono_ramp} – швидкість зміни іоносферних поправок;

RSS_{UDRE} – ознака квадратичного додавання для різниць швидких і довготермінових поправок: 0 – різниці поправок, що додаються лінійно; 1 – квадрати різниць поправок, що додаються під квадратним коренем;

RSS_{ionn} – ознака квадратичного додавання для різниць іоносферних поправок: 0 – різниці поправок, що додаються лінійно; 1 – квадрати різниць поправок, що додаються під квадратним коренем.

Повідомлення типу 12 (параметри зсуву “мережний час SBAS / UTC”) має складові, наведені в табл. 2.24.

Зміст перших восьми параметрів такий само, як у підкадрі 4, рядок 18 (див. табл. 2.15). Вони пов’язують мережний час SBAS із всесвітньою шкалою часу UTC.

Таблиця 2.24

Зміст повідомлення типу 12

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
A_{1SNT}	24	$\pm 7,45 \cdot 10^{-9}$ с/с	2^{-50} с/с
A_{0SNT}	32	± 1 с	2^{-30} с
t_{0r}	8	0...602 112 с	4096 с
WN_i	8	0...255 тижнів	1 тиждень
Δt_{LS}	8	± 128 с	1 с
WN_{LSF}	8	0...255 тижнів	1 тиждень
DN	8	1...7 діб	1 доба
Δt_{LSF}	8	± 128 с	1 с
Ідентифікатор стандарту UTC	3	Див. нижче	
Час у тижні GPS (TOW)	20	0...604 799 с	1 с
Номер тижня GPS (WN)	10	0...1023 тижні	1 тиждень
Індикатор ГЛОНАСС (зарезервовано)	1	0 або 1	1
Зсув часу ГЛОНАСС да ГЛОНАСС (зарезервовано)	74	–	–

Ідентифікатор стандарту UTC:

0 – час UTC, яким відає дослідницька лабораторія зв’язку Японії (CRL);

1 – час UTC, яким відає Національний інститут стандартів і технологій США (NIST);

2 – час UTC, яким відає Військово-морська обсерваторія США (USNO);

3 – час UTC, яким відає Міжнародне бюро мір і ваг (BIPM);

4 – час UTC, яким відає Європейська лабораторія (TBD);

5, 6 – не зайняті;

7 – UTC не передається.

Повідомлення типу 17 (альманахи супутників GEO) передається для кожного з трьох супутників (табл. 2.25). Номери PRN-коду розподілені в ньому, як і в повідомленні типу 1.

Параметри повідомлення:

$t_{almanac}$ – час прив'язування даних альманаху супутників GEO, початком якого є північ поточної доби;

$x_{GEO,a}$, $y_{GEO,a}$, $z_{GEO,a}$ – координати супутників GEO на момент часу $t_{almanac}$;

$x'_{GEO,a}$, $y'_{GEO,a}$, $z'_{GEO,a}$ – швидкість супутників GEO на момент часу $t_{almanac}$.

Таблиця 2.25

Зміст повідомлення типу 17

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Не зайнято	2	–	–
Номер PRN-коду	8	0...210	1
Стан супутників	8	Див. нижче	
$x_{GEO,a}$	15	$\pm 42\,598\,400$ м	2600 м
$y_{GEO,a}$	15	$\pm 42\,598\,400$ м	2600 м
$z_{GEO,a}$	9	$\pm 6\,656\,000$ м	26 000 м
$x'_{GEO,a}$	3	± 40 м/с	10 м/с
$y'_{GEO,a}$	3	± 40 м/с	10 м/с
$z'_{GEO,a}$	4	± 480 м/с	60 м/с
$t_{almanac}$	11	0...86 336 с	64 с

Індикація функцій (стан супутників), виконуваних SBAS (0 – ввімкнено; 1 – вимкнено) за розрядами:

0 – вимірювання відстані;

1 – точні поправки;

2 – стан супутників та основні поправки;

3 – не зайнятий;

4...7 – ідентифікатор постачальника обслуговування (0 – WAAS; 1 – EGNOS; 2 – MSAS).

Повідомлення типу 18 (табл. 2.26) – це маска точок іоносферної мережі (IGP). Модель іоносфери подається у вигляді мережі з заданими

координатами, яка поділена на 11 діапазонів. Координати діапазонів наведені в стандарті ICAO [93].

Ідентифікатор визначає діапазон іоносфери відповідно до стандарту ICAO.

$IODI_k$ – ознака набору даних про іоносферу. Показує час, коли змінюється маска k -діапазону IGP .

Значення маски IGP показує наявність у даному діапазоні даних.

Таблиця 2.26

Зміст повідомлення типу 18

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Кількість діапазонів	4	0...11	1
Ідентифікатор діапазону	4	0...10	1
$IODI_k$	2	0...3	1
Значення маски IGP	1	0 або 1	1
Не зайнято	1	–	–

Повідомлення типу 24 – це змішані (швидкі та довготермінові) поправки до похибок супутників (табл. 2.27).

Параметри FC_i , $UDREI_i$, $IODP_i$ та $IODF_i$ визначені в коментарі до повідомлень типів 2...5.

Ідентифікатор типу швидкої поправки має значення 0, 1, 2, 3 і показує наявність у повідомленні швидкої поправки та даних про цілісність, пов'язаних з номерами маски PRN з повідомлень типів 2, 3, 4, 5 відповідно.

Таблиця 2.27

Зміст повідомлення типу 24 (для 6 супутників)

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
FC_i	12	$\pm 256,0$ м	0,125 м
$UDREI_i$	4	Див. с. 98	
$IODP_i$	2	0...3	1
$IODF_i$	2	0...3	1
Ідентифікатор типу швидкої поправки	2	0...3	1
Не зайнято	4	–	–
Половинне повідомлення типу 25	106	–	–

Повідомлення типу 25 (довготермінові поправки до похибок супутників) складається з двох частин: половинного повідомлення для коду швидкості, що

дорівнює нулю, та половинного повідомлення для коду швидкості, що дорівнює одиниці (табл. 2.28, 2.29).

Таблиця 2.28

Зміст половинного повідомлення типу 25 для коду швидкості, що дорівнює нулю

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Код швидкості (0)	1	0	1
Номер маски PRN	6	0...51	1
IOD_i	8	0...255	1
δx_i	9	± 32 м	0,125 м
δy_i	9	± 32 м	0,125 м
δz_i	9	± 32 м	0,125 м
$\delta a_{i,0}$	10	$\pm 2^{-22}$ с	2^{-31} с
IODP	2	0...3	1
Не зайнято	1	–	–

Таблиця 2.29

Зміст половинного повідомлення типу 25 для коду швидкості, що дорівнює одиниці

Параметри	Розряди	Діапазон значень	Роздільна здатність
Код швидкості (1)	1	1	1
Номер маски PRN	6	0...51	1
IOD_i	8	0...255	1
δx_i	11	± 128 м	0,125 м
δy_i	11	± 128 м	0,125 м
δz_i	11	± 128 м	0,125 м
$\delta a_{i,0}$	11	$\pm 2^{-21}$ с	$\pm 2^{-31}$ с
$\delta x'_i$	8	$\pm 0,0625$ м/с	2^{-11} м/с
$\delta y'_i$	8	$\pm 0,0625$ м/с	2^{-11} м/с
$\delta z'_i$	8	$\pm 0,0625$ м/с	2^{-11} м/с
$\delta a_{i,1}$	8	$\pm 2^{-32}$ с/с	2^{-39} с/с
$t_{i,LT}$	13	0...863 84 с	16 с
IODP	2	0...3	1

Код швидкості – це ознака формату повідомлень типів 24 і 25. Якщо код швидкості дорівнює 0, то поправки $\delta x'_i$, $\delta y'_i$, $\delta z'_i$, $\delta a_{i,l}$ не передаються, а якщо 1, то ці поправки передаються.

Номер маски *PRN* і параметр *IODP* визначені в коментарі до табл. 2.18.

IOD_i – ознака набору даних. Це показник, що пов'язує довготермінові поправки для *i*-го супутника з ефемеридами, переданими цим супутником. Для GPS ознака *IOD_i* відповідає ознаці *IODE* і восьми молодшим розрядам ознаки *IODC* (див. п. 2.2.2). Для ГЛОНАСС ознака *IOD* на даний час не встановлено.

Параметри δx_i , δy_i , δz_i – поправки до ефемерид для *i*-го супутника по осях *x*, *y*, *z*, а $\delta x'_i$, $\delta y'_i$, $\delta z'_i$ – поправки до швидкостей; $\delta a_{i,0}$, $\delta a_{i,l}$ – часові поправки для *i*-го супутника; $t_{i,LT}$ – час прив'язування названих параметрів, виражений в секундах, починаючи з півночі поточної доби.

У повідомленні типу 26 (поправки до затримок в іоносфері), параметри якого наведені в табл. 2.30, ідентифікатор блоку вказує на конкретний блок *IGP*. Блоки визначаються шляхом поділу послідовності супутників на групи (по 15) у межах маски діапазону *IGP*, що дорівнює одиниці. Блоки *IGP* нумеруються в порядку передавання значень маски, починаючи з нуля.

Ідентифікатор діапазону *IGP* визначений у коментарі до повідомлення типу 18.

Таблиця 2.30

Зміст повідомлення типу 26

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
Ідентифікатор діапазону <i>IGP</i>	4	0...10	1
Ідентифікатор блоку <i>IGP</i>	4	0...13	1
Оцінка вертикальної затримки <i>IGP</i>	9	0...63,875 м	0,125 м
<i>GIVEI_i</i>	4	Див. с. 107	
<i>IODI_k</i>	2	0...3	1
Не зайнято	7	–	–

Оцінка вертикальної затримки *IGP* вводиться для сигналу частотою 1575,42 МГц, якщо він проходить іоносферу вертикально в даній точці *IGP*.

GIVEI_i – індикатор мережної іоносферної вертикальної похибки, який визначає величину σ_{GIVEI} – дисперсію моделі залишкових іоносферних похибок центрованого нормального розподілу, межі якого зумовлюються залишковими похибками в сигналі частотою *L1*, що залежать від впливу іоносфери, якщо сигнал проходить її в точці *IGP* вертикально:

$GIVEI_i$	0	1	2	3	4	5	6	7
$\sigma^2_{GIVEI_i}$, м ²	0,0084	0,0333	0,0749	0,1331	0,2079	0,2994	0,4075	0,5322
$GIVEI_i$	8	9	10	11	12	13	14	15
$\sigma^2_{GIVEI_i}$, м ²	0,6735	0,8315	1,1974	1,8709	3,3260	20,787	187,0826	–

$IODI_k$ – ознака, яка показує час, коли змінюється маска діапазону IGP.

Повідомлення типу 27 (сервісне повідомлення SBAS) має параметри, наведені в табл. 2.31.

$IODS$ – ознака набору даних обслуговування, яка характеризує зміну обслуговування в даному регіоні.

Кількість повідомлень обслуговування показує передані SBAS повідомлення типу 27.

Номер повідомлення обслуговування ідентифікує певне повідомлення в переданій у даний момент часу послідовності.

Кількість регіонів обслуговування визначає регіони, для яких передаються координати в даному повідомленні.

Код пріоритету показує пріоритет повідомлення для двох регіонів, що перекриваються. Якщо коди пріоритетів однакові, то пріоритетним вважається повідомлення з меншим значенням $\delta UDRE$.

Таблиця 2.31

Зміст повідомлення типу 27

Параметри	Розряди	Діапазони значень	Роздільна здатність
$IODS$	3	0...7	1
Кількість повідомлень	3	1...8	1
Номер повідомлення	3	1...8	1
Кількість регіонів	3	0...5	1
Код пріоритету	2	0...3	1
Внутрішній показник $\delta UDRE$	4	0...15	1
Зовнішній показник $\delta UDRE$	4	0...15	1
Для кожного з п'яти регіонів повідомляється:			
координата 1 – широта	8	$\pm 90^\circ$	1°
координата 1 – довгота	9	$\pm 180^\circ$	1°
координата 2 – широта	8	$\pm 90^\circ$	1°
координата 2 – довгота	9	$\pm 180^\circ$	1°
форма регіону	1	–	–
Не зайнято	15	–	–

Внутрішній показник $\delta UDRE$ відображає коефіцієнт деградації диференціальних корекцій певного регіону, а зовнішній показник $\delta UDRE$ – такий само коефіцієнт для певного регіону поза всіма регіонами, визначеними в усіх повідомленнях типу 27:

Індикація $\delta UDRE$ 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15
 Значення $\delta UDRE$ 1 1,1 1,25 1,5 2 3 4 5 6 8 10 20 30 40 50 100

Координати широти – це широта одного з кутів регіону, а координати довготи – довгота одного з кутів регіону. Форма регіону визначається кодуванням: 0 – регіон трикутний; 1 – регіон чотирикутний.

Повідомлення типу 63 (нульове повідомлення) містить 212 розрядів і в даний час не зайняте.

Загальні відомості щодо тривалості дії даних, які передаються SBAS, наведені в табл. 2.32. Повна інформація про повідомлення, що передаються SBAS, викладена в документі ICAO [93].

Таблиця 2.32

Інтервали дії даних

Тип даних	Максимальний інтервал передавання, с	Виміри відстані	Стан супутників GNSS	Стандартні диференціальні поправки	Точні диференціальні поправки	Відповідні типи повідомлень
SBAS у режимі перевірки	6					0
Маска PRN	120		R	R	R	1
UDREI	6		R*	R	R	2...6; 24
Швидкі поправки	60		R*	R	R	2...5; 24
Довготермінові поправки	120		R*	R	R	24; 25
Далекомірна функція GEO	120	R				9
Деградація швидких поправок	120		R*	R	R	7
Параметри деградації	120				R	10
Маска іоносферної сітки	300				R	18
Іоносферна поправка GIVEI	300				R	26
Зсув часу	300					12
Альманах супутників	300	R	R	R	R	17
Рівень обслуговування	300					27

Примітка. R – інформація, що передається для виконання певної функції; R* – спеціальне кодування в разі невиконання SBAS своїх функцій.

2.2.4. Дані авіаційних контрольно-корегувальних станцій

Дані передаються в системі часового поділу передавання даних (TDMA), яка базується на кадрах і часових інтервалах. Тривалість кожного кадру – 500 мс. У кожній односекундній епосі UTC містяться два кадри: перший починається на початку епохи, другий – через 0,5 с після початку. Кадр поділяється на вісім окремих часових інтервалів тривалістю 62,5 мс. Контрольно-корегувальній станції виділяються відповідні часові інтервали, що позначаються літерами А, В, С, D, E, F, G, H (табл. 2.33), і присвоюється ідентифікатор часового інтервалу (SSID).

Таблиця 2.33

Кодування часових інтервалів контрольно-корегувальної станції

Часовий інтервал	Десятковий код	Двійковий код
A	0	000
B	1	001
C	2	010
D	3	011
E	4	100
F	5	101
G	6	110
H	7	111

Таблиця 2.34

Розподіл бюджету часу в інтервалі 62,5 мс

Характеристики процесу передавання даних	Бюджет часу	
	мкс	біт
Збільшення потужності передавача	190,5	15
Стабілізація потужності передавача	285,7	
Синхронізація і дозвіл неоднозначності	1523,8	48
Передавання скрембльованих даних	58 761,9	1841
Спад потужності передавача	285,7	3

Дані передаються в пакетному режимі. Протягом 2,5 с передається п'ять кадрів, поділених на вісім часових інтервалів. Кожен часовий інтервал повинен вміщувати один пакет повідомлень. Наприклад, якщо виділено перший часовий інтервал, то в ньому передаються дані, що становлять один пакет повідомлень. Зміст пакета від кадру до кадру може змінюватися.

Розподіл бюджету часу в часовому інтервалі 62,5 мс для передавання даних пакета наведено в табл. 2.34, з якої видно, що основною частиною

пакета є скрембльовані дані. Максимальна довжина цієї частини – 1841 біт; мінімальна довжина не обмежується.

До скремблювання дані формуються в такій послідовності:
 формуються додатки блоків повідомлень;
 формується завадостійке кодування (FEC) повідомлень;
 кодуються додатки блоків повідомлень.

Дані додатків складаються з одного чи більше блоків. Для контрольно-корегувальної станції в даний час можуть передаватися чотири типи повідомлень:

- 1 – поправки до псевдовідстаней (*PRC* і *RRC*);
- 2 – інформація про контрольно-корегувальну станцію;
- 4 – інформація про кінцеву ділянку заходження на посадку;
- 5 – прогнозована експлуатаційна готовність далекомірного джерела.

До складу скрембльованих даних входять такі елементи:

- ідентифікатор часового інтервалу контрольно-корегувальної станції (3 біт);
- довжина передавання (17 біт);
- FEC* встановленої послідовності (5 біт);
- блоки повідомлень (≤ 1776 біт);
- FEC* блоків повідомлень (48 біт);
- заповнювачі (2 біт).

У заголовку всіх чотирьох типів повідомлень містяться такі дані:

- ідентифікатор блоку повідомлення – 10101010 (нормальне повідомлення); 11111111 (тестове повідомлення);
- ідентифікатор контрольно-корегувальної станції – 24 біт;
- ідентифікатор типу повідомлення – 00000001 (тип 1); 00000010 (тип 2); 00000100 (тип 4); 00000101 (тип 5);
- довжина повідомлення – 8 біт.

Блок повідомлень містить заголовок (48 біт), повідомлення (до 1696 біт), циклічний надлишковий код і *CRC*-код (32 біт).

Зміст блоків повідомлень наведено в табл. 2.35...2.38.

Таблиця 2.35

Зміст даних блоку повідомлень типу 1

Параметри	Кількість розрядів	Діапазон значень	Роздільна здатність
<i>Загальна частина повідомлення (56 біт)</i>			
Модифікований Z-відлік	14	0...1199,9 с	0,1 с
Додаткове повідомлення	2	0...3	1
Кількість вимірювань (навігаційних супутників) <i>N</i>	5	0...18	1
Тип вимірювань	3	0...7	1
Не зайнято	8	–	–

Продовження табл. 2.35

Параметри	Кількість розрядів	Діапазони значень	Роздільна здатність
CRC ефемерид	16	—	—
Тривалість експлуатаційної готовності джерела	8	0...2540 с	10 с
<i>Дані для одного вимірювання (88 біт)</i>			
Ідентифікатор далекомірного джерела (ідентифікатор супутника)	8	1...255	1
Набір даних IOD	8	0...255	1
Корекція псевдовідстані PRC	16	$\pm 327,67$ м	0,01 м
Корекція швидкості зміни відстані RRC	16	$\pm 32,767$ м/с	0,01 м/с
Стандартне відхилення нормального розподілу $\sigma_{PR, DR}$	8	0...5,08 м	0,02 м
Коефіцієнти цілісності супутників:			
B_1	8	$\pm 6,35$ м	0,05 м
B_2	8	$\pm 6,35$ м	0,05 м
B_3	8	$\pm 6,35$ м	0,05 м
B_4	8	$\pm 6,35$ м	0,05 м

Таблиця 2.36

Зміст даних блоку повідомлень типу 2

Параметри	Кількість розрядів	Діапазони значень	Роздільна здатність
Дані опорних приймачів контрольно-корегувальної станції	2	2...4	1
Показник точності контрольно-корегувальної станції	2	—	—
Не зайнято	1	—	—
Показник безперервності (цілісності) контрольно-корегувальної станції	3	0...7	1
Локальне магнітне схилення	11	$\pm 180^\circ$	0,25°
Не зайнято	5	—	—
Середньоквадратичне відхилення іоносферної невизначеності	8	$0...25,5 \cdot 10^{-6}$ м/м	$0,1 \cdot 10^{-6}$ м/м
Збільшення рефракції	8	16...781	3
Масштаб висоти	8	0...25 500 м	100 м
Неоднозначність рефракції	8	0...255	1
Широта	32	$\pm 90^\circ$	0,0005"
Довгота	32	$\pm 180^\circ$	0,0005"
Висота над еліпсоїдом	24	$\pm 83 886,07$ м	0,01 м

Зміст даних блоку повідомлень типу 4
(довжина 408 біт при одному наборі даних)

Параметри	Кількість розрядів	Діапазони значень	Роздільна здатність
<i>Загальна частина повідомлення</i>			
Довжина набору даних	8	2...212	1 байт
<i>Перший набір даних (320 біт)</i>			
Блок даних FAS	304	–	–
Поріг спрацьовування сигналізації по вертикалі FAS	8	0...25,4 м	0,1 м
Те саме, по горизонталі FAS	8	0...50,8 м	0,2 м

Таблиця 2.38

Зміст даних блоку повідомлень типу 5

Параметри	Кількість розрядів	Діапазони значень	Роздільна здатність
<i>Загальна частина повідомлення (24 біт)</i>			
Модифікований Z-відлік	14	0...1199,9 с	0,1 с
Не зайнято	2	–	–
Кількість задіяних джерел (навігаційних супутників)	8	0...31	1
<i>Дані для одного джерела</i>			
Ідентифікатор далекомірного джерела (супутника)	8	1...255	1
Індикатор готовності джерела	1	–	–
Тривалість експлуатаційної готовності джерела	7	0...1270 с	10 с
Кількість заходжень на посадку в умовах обмеженої видимості	8	0...255	1
<i>Для заходжень на посадку в умовах обмеженої видимості (16 біт)</i>			
Селектор даних опорної траєкторії	8	0...48	–
Кількість задіяних джерел для заходження на посадку	8	1...31	1
<i>Для N далекомірних джерел, задіяних для заходження на посадку (для одного джерела – 16 біт)</i>			
Ідентифікатор далекомірного джерела (супутника)	8	1...255	1
Індикатор готовності джерела	1	–	–
Тривалість експлуатаційної готовності джерела	7	0...1270 с	10 с

2.2.5. Навігаційні дані диференціальної GNSS

Спеціальний комітет RTCM [103] розробив Рекомендовані стандарти для диференціальної GNSS, призначені переважно морським користувачам.

Формат повідомлень, що передаються користувачам радіоканалами з диференціальної (референсної) корегувальної станції, близький до формату навігаційної інформації супутників GPS. Відмінність полягає лише в тому, що довжина підкадру в ньому не фіксується.

Таблиця 2.39

Зміст інформації першого і другого слів головного повідомлення

Слово	Зміст	Довжина, біт	Роздільна здатність	Діапазони значень
Перше	Преамбула	8	—	—
	Тип повідомлення	6	1	1...64
	Ідентифікатор референсної станції	10	1	0...1023
	Перевірні символи	6	Згідно з ICD-GPS-200C [95]	
Друге	Модифікований Z-відлік	13	0,6 с	0...3599,4 с
	Номер послідовності	3	1	0...7
	Довжина кадру	5	Одне слово	0...31 слово
	Цілісність (стан) референсної станції	3	—	—
	Перевірні символи	6	Згідно з ICD-GPS-200C [95]	

Кожне повідомлення містить $2 + N$ слова. Перші два – головні слова формату (рис. 2.15, табл. 2.39), які передають інформацію N словам, що є власне повідомленням.

1...8			9...14			15...24			25...30		
Преамбула 01100110			Тип повідомлення (ідентифікатор кадру)			Ідентифікатор референсної станції			Перевірні символи		
MSB	...	LSB	MSB	...	LSB	MSB	...	LSB	MSB	...	LSB

а

1...13			14...16			17...21			22...24		25...30	
Модифікований Z-відлік			Номер послідовності			Довжина кадру			Цілісність ре- ференсної станції		Перевірні символи	
MSB	...	LSB	MSB	...	LSB	MSB	...	LSB	MSB	...	LSB	

б

Рис. 2.15. Формати головних слів повідомлення:
а – перше слово; б – друге слово.

Відповідності в модифікованому Z-відліку

Модифікований Z-відлік	Двійкові символи	Часовий еквівалент Z-відліку, с
0	000000000000	0
1	000000000001	0,6
2	000000000010	1,2
3	000000000011	1,8
4	000000000100	2,4
...
5995	1011101101011	3597,0
5996	1011101101100	3597,6
5997	1011101101101	3598,2
5998	1011101101110	3598,8
5999	1011101101111	3599,4

Прембула призначена для ідентифікації повідомлення користувачем.

Модифікований Z-відлік повідомляється користувачеві в кожному попередньому кадрі для наступного. Модифікований Z-відлік – це послідовність двійкових символів від 0 до 5999, що еквівалентне 6000 відліків за годину; дискретність – 0,6 с. Як приклад, у табл. 2.40 наведено відповідності модифікованого Z-відліку у двійкових символах і секундах.

Номер послідовності допоміжний у кадровій синхронізації. Він замінює послідовний Z-відлік як зростаючий параметр і в кожному кадрі збільшується.

Коди індикації стану референсної станції:

- 111 – референсна станція не функціонує;
- 110 – передавання з референсної станції не перевірене;
- 101 – масштабний коефіцієнт $UDRE = 0,1$;
- 100 – $UDRE = 0,2$;
- 011 – $UDRE = 0,3$;
- 010 – $UDRE = 0,5$;
- 001 – $UDRE = 0,75$;
- 000 – $UDRE = 1$.

Типи і зміст повідомлень:

- 1 (фіксоване) – диференціальні корекції GPS;
- 2 (фіксоване) – збільшення диференціальних корекцій GPS;
- 3 (фіксоване) – параметри референсної станції GPS;
- 4 (дослідне) – дані референсної станції;
- 5 (фіксоване) – стан супутників GPS;
- 6 (фіксоване) – нульовий кадр GPS;
- 7 (фіксоване) – альманах радіомаяків диференціальної GPS;

- 8 (дослідне) – альманах псевдосупутників;
- 9 (фіксоване) – приватні корекції GPS;
- 10 (зарезервоване) – диференціальні корекції *P*-коду;
- 11 (зарезервоване) – збільшення корекцій на частотах *L1* і *L2*;
- 12 (зарезервоване) – параметри станцій-псевдосупутників;
- 13 (дослідне) – параметри наземного передавача;
- 14 (дослідне) – час тижня GPS;
- 15 (дослідне) – іоносферні дані;
- 16 (фіксоване) – спеціальне повідомлення GPS;
- 17 (дослідне) – ефемериди супутників GPS;
- 18 (фіксоване) – нескореговані в реальному часі фази несучої;
- 19 (фіксоване) – нескореговані в реальному часі псевдовідстані;
- 20 (дослідне) – корекції фази несучої;
- 21 (дослідне) – високоточні корекції;
- 22 (дослідне) – розширені параметри референсної станції;
- 23...30 – не визначені;
- 31 (дослідне) – диференціальні корекції ГЛОНАСС;
- 32 (дослідне) – параметри референсної станції ГЛОНАСС;
- 33 (дослідне) – стан супутників ГЛОНАСС;
- 34 (дослідне) – приватні корекції ГЛОНАСС;
- 35 (дослідне) – альманах радіомаяків ГЛОНАСС;
- 36 (дослідне) – спеціальне повідомлення ГЛОНАСС;
- 37 (дослідне) – зсув системного часу GNSS;
- 38...58 – не визначені;
- 59 (фіксоване) – приватне повідомлення;
- 60...63 (зарезервовані) – багатоцільове використання.

Повідомлення типу 1 (диференціальні корекції GPS) є процедурою першорядного значення, яка забезпечує корекцію псевдовідстані *PRC(t)* під час вимірювання часу *t* приймачами користувачів. Формат і зміст повідомлення для одного супутника наведені на рис. 2.16 і в табл. 2.41.

Коди індикації масштабу повідомлення типу 1:

0 – масштаб корекції псевдовідстані – 0,02 м, а швидкості зміни псевдовідстані – 0,002 м/с;

1 – масштаб корекції псевдовідстані – 0,32 м, а швидкості зміни псевдовідстані – 0,032 м/с.

Коди індикації параметрів UDRE:

00 – UDRE менше 1 м;

01 – UDRE від 1 до 4 м;

10 – UDRE від 4 до 8 м;

11 – UDRE більше 8 м.

1	2, 3	4...8	9...24		25...30
Масштаб	UDRE	Ідентифікатор супутника	Корекція псевдовідстані		Перевірні символи

a

1...8	9...16	17	18, 19	20...24	25...30
Корекція швидкості зміни псевдовідстані	Вихідні дані	Масштаб	UDRE	Ідентифікатор супутника	Перевірні символи

б

1...16	17...24	25...30
Корекція псевдовідстані	Корекція швидкості зміни псевдовідстані	Перевірні символи

в

1...8	9	10, 11	12...16	17...24	25...30
Вихідні дані	Масштаб	UDRE	Ідентифікатор супутника	Корекція псевдовідстані (більший байт)	Перевірні символи

г

1...8	9...16	17...24	25...30
Корекція псевдовідстані (менший байт)	Корекція швидкості зміни псевдовідстані	Ідентифікатор супутника	Перевірні символи

д

1...8	9...16	17...24	25...30
Корекція швидкості зміни псевдовідстані	Вихідні дані	Насичення	Перевірні символи

е

1...8	9...24	25...30
Вихідні дані	Насичення	Перевірні символи

є

Рис. 2.16. Формат повідомлення типу 1:

a – слова 3, 8, 13, 18; б – слова 4, 9, 14, 19; в – слова 5, 10, 15, 20; г – слова 6, 11, 16, 21; д – слова 7, 12, 17, 22; е – слово $N + 2$, якщо $N = 1, 4, 7, 10$; є – слово $N + 2$, якщо $N = 2, 5, 8, 11$.

Зміст повідомлення типу 1

Параметри	Довжина параметра, біт	Роздільна здатність	Діапазони змін параметрів
Масштаб	1	Див. с. 115	2 стани (0 або 1)
<i>UDRE</i>	2	Див. с. 115	4 стани
Ідентифікатор супутника	5	1	1...32
Корекція псевдовідстані	16	0,02 або 0,32 м	±655,34 або ±10 485,44 м
Корекція швидкості зміни псевдовідстані	8	0,002 або 0,032 м/с	±0,254 або ±4,064 м/с
Вихідні дані	8	Згідно з ICD-GPS-200C [95]	
Насичення	8 <i>N</i> (за модулем 3)	0; 8 або 16 біт	
Перевірні символи	6 <i>N</i>	Згідно з ICD-GPS-200C [95]	

Скорегована в приймачі споживача псевдовідстань

$$PR(t) = PRM(t) + PRC(t), \quad (2.26)$$

а корекція псевдовідстані

$$PRC(t) = PRC(t_0) + RRC(t - t_0), \quad (2.27)$$

де $PRM(t)$ – псевдовідстань, виміряна споживачем; $PRC(t_0)$ – корекція псевдовідстані, що передається в повідомленні; RRC – корекція швидкості зміни псевдовідстані, що передається в повідомленні; t – поточний час; t_0 – модифікований Z-відлік, переданий у попередньому кадрі.

Повідомлення типу 2 (збільшення диференціальних корекцій GPS) має формат, ідентичний формату повідомлення типу 1 і відрізняється лише змістовою частиною: корекція псевдовідстані PRC замінюється на збільшення корекції псевдовідстані ΔPRC , а корекція швидкості зміни псевдовідстані RRC – на збільшення корекції швидкості зміни псевдовідстані ΔRRC .

Повідомлення типу 2 використовується в ситуації, коли приймач споживача не може безпосередньо декодувати нові супутникові ефемериди в даних супутника. Повідомлення можна не використовувати, якщо приймач користувача виконує негайне декодування нових ефемерид.

Збільшення корекцій визначаються співвідношеннями

$$\Delta PRC = PRC_c - PRC_n; \quad (2.28)$$

$$\Delta RRC = RRC_c - RRC_n, \quad (2.29)$$

де PRC_c і RRC_c – попередні вихідні дані (IOD); PRC_n і RRC_n – нові IOD .

Якщо референсна станція передає повідомлення типів 1 і 2 при різному часі їх початку, використовуючи нові повідомлення навігаційних даних із супутників GPS під час розрахунку положень супутника і компенсації відхилень синхронізації супутника, то це індукується зміною параметра IOD у повідомленні типу 1, оскільки кожен новий стан супутникових навігаційних даних пов'язаний з цим параметром. Диференціальна апаратура споживача не повинна використовувати нові навігаційні дані супутника доти, доки референсна станція індукує відповідний IOD у повідомленні типу 1.

Повідомлення типу 2 в апаратурі споживача застосовується за таким алгоритмом:

в апаратурі споживача використовуються навігаційні дані супутників, що мають IOD , який відповідає IOD у повідомленні типу 2;

приймаються повідомлення типу 1 з новим IOD ;

розраховується корекція для псевдовідстані за виразом

$$PRC(t) = PRC_{н,тип1} + \Delta PRC_{с,тип2} + RRC_{н,тип1}(t - t_1) + \Delta RRC_{с,тип2}(t - t_2), \quad (2.30)$$

де $PRC_{н,тип1}$ і $RRC_{н,тип1}$ – нові IOD повідомлення типу 1; $PRC_{с,тип2}$ і $RRC_{с,тип2}$ – старі IOD повідомлення типу 2; t – час на момент розрахунку координат; t_1 – модифікований Z -відлік з повідомлення типу 1; t_2 – модифікований Z -відлік з повідомлення типу 2.

1...24		25...30	
Координата X (два великі байти)		Перевірні символи	
а			
1...8	9...24	25...30	
Координата X (менший байт)	Координата Y (два великі байти)	Перевірні символи	
б			
1...16	17...24	25...30	
Координата Y (два менші байти)	Координата Z (більший байт)	Перевірні символи	
в			
1...24		25...30	
Координата Z (три великі байти)		Перевірні символи	
г			

Рис. 2.17. Формат повідомлення типу 3:

а – слово 3; б – слово 4; в – слово 5; г – слово 6.

Повідомлення типу 3 (параметри референсної станції GPS) містить інформацію про координати антени референсної станції в земній центрованої системі координат (ECEF). Воно складатиметься з чотирьох слів даних (рис. 2.17). Загальна довжина кадру – шість слів. Координати антени референсної станції даються з сантиметровою точністю у WGS-84.

У разі використання моделі еліпсоїда, що відрізняється від WGS-84, постачальник обслуговування інформує про це користувача, зазначаючи, якій моделі Землі відповідають координати референсної станції.

Координати X , Y , Z можуть змінюватися в діапазоні $\pm 21\,474\,836,47$ м з дискретністю 0,01 м.

Повідомлення типу 5 (стан супутників GPS), зміст якого наведено в табл. 2.42, забезпечує споживача інформацією про стан одного чи декількох супутників, отриманою на референсній станції. Інформація може використовуватися в апаратурі споживача в автоматичному режимі без втручання оператора.

Таблиця 2.42

Зміст повідомлення типу 5 для одного супутника (одне слово)

Параметри	Розряди	Інтерпретація параметрів
Резервний	1	Біт зарезервованій на збільшення кількості супутників від 32
Ідентифікатор супутника GPS	2...6	Ідентифікаційний номер супутника ($ID = 1, \dots, 32$); супутник 32 ідентифікується як 00000
Вихідні дані лінії	7	0 – інформація належить до навігаційних даних з IOD у повідомленнях типу 1, 9, 20, 21; 1 – те саме, у повідомленні типу 2
Працездатність супутників GPS	8...10	Стандартна інформація, що містить дані про працездатність супутника згідно з "Table 2-9 GPS/SPS Signal Specification"
Відношення сигнал/шум (C/N_0), виміряне на референсній станції	11...15	Масштаб: 1 дБ · Гц; діапазон змін – 25...55 дБ · Гц. Розряд 15 – молодший. Індикація 00000 – супутник референсною станцією не відстежується; 00001 – 25 дБ · Гц; 11111 – 55 дБ · Гц
Право на працездатність	16	1 – супутник може розглядатися працездатним, незважаючи на те що навігаційні дані, прийняті апаратурою споживача, ідентифікують непрацездатність супутника

Параметри	Розряди	Інтерпретація параметрів
Нові навігаційні дані	17	1 – нові навігаційні дані обробляються референсною станцією і найближчим часом будуть ідентифіковані в IOD повідомлень типу 1 або 9
Попередження про виведення супутника	18	1 – перехід супутника від працездатного до непрацездатного стану. Залишкова тривалість працездатності – у розрядах 19...22
Тривалість непрацездатності супутника	19...22	Масштаб – 5 хв; діапазон змін – 0...75 хв. Біт 22 – молодший. 0000 – супутник непрацездатний; 1111 – супутник буде непрацездатним упродовж 75 хв
Не визначений	23; 24	–

Повідомлення типу 9 (приватні корекції GPS) – аналогічне повідомленню типу 1 і містить первинні диференціальні корекції для неповної супутникової групи. Воно використовується під час режиму селективного доступу для отримання додаткових даних від супутника за високої швидкості зміни корекцій, а також у разі наявності імпульсних шумів.

Повідомлення типу 9 містить меншу кількість слів порівняно з повідомленням типу 1.

Повідомлення типів 18...21 містять інформацію, яка використовується в геодезії щодо високоточних визначень місцеположення та навігації.

Повідомлення типу 18 (табл. 2.43) забезпечують даними вимірювання фази несучої, а типу 19 (табл. 2.44, 2.45) – даними вимірювання псевдовідстані, які не корегуються, а беруться з ефемерид у супутниковому повідомленні. Повідомлення типу 21 подібні до типу 1, але доповнені якісною характеристикою вимірювальної інформації.

Похибки вимірювання фази несучої частоти σ_ϕ відповідають таким кодам:

000 – $\sigma_\phi \leq 0,00391$ циклу; 001 – $\sigma_\phi \leq 0,00696$ циклу; 010 – $\sigma_\phi \leq 0,01239$ циклу; 011 – $\sigma_\phi \leq 0,02208$ циклу; 100 – $\sigma_\phi \leq 0,03933$ циклу; 101 – $\sigma_\phi \leq 0,07006$ циклу; 110 – $\sigma_\phi \leq 0,12480$ циклу; 111 – $\sigma_\phi > 0,12480$ циклу.

Інтервал згладжування даних має відповідати певному коду, зокрема: 00 – 0...1 хв; 01 – 1...5 хв; 10 – 5...15 хв; 11 – не визначений.

Повідомлення типів 20 і 21 мають подібні формати і відрізняються змістовою частиною. Вони експериментальні і повну інформацію про них можна знайти в стандарті і рекомендаціях RTCM [103].

Таблиця 2.43

Зміст повідомлення типу 18

Параметри	Розряди	Інтерпретація параметрів
Індикатор частоти	1; 2 (слово 3)	00 – частота L1; 10 – частота L2; 01, 11 – резерви для майбутніх застосувань
Резервні розряди	3; 4 (слово 3)	–
Час GNSS	5...24 (слово 3)	Роздільна здатність – 1 мкс; діапазон зміни часу – 0...5999999 мкс; розширений діапазон зміни часу – час GNSS + модифікований Z-відлік
Повторюваний для кожного супутника індикатор	1 (слово $2N_s + 2$)	1 – надійде інше повідомлення того самого набору даних з тією самою ознакою часу; 0 – останнє повідомлення набору даних
Індикатор коду	2 (слово $2N_s + 2$)	0 – C/A-код; 1 – P-код
Індикатор GPS/ГЛОНАСС	3 (слово $2N_s + 2$)	0 – вимірювання для супутників GPS; 1 – вимірювання для супутників ГЛОНАСС
Ідентифікатор супутника GPS	4...8 (слово $2N_s + 2$)	–
Якість даних фази несучої частоти	9...11 (слово $2N_s + 2$)	Оцінюється похибкою вимірювання фази (одна σ), яка дорівнює $(1/256)e^{x\sqrt{5}}$ циклів, де x змінюється від 1 до 7 (кодування наведено на с. 120)
Індикатор нагромадження втрат неперервності	12...16 (слово $2N_s + 2$)	З кожною втратою неперервності фази несучої значення індикатора збільшується в діапазоні 0...31 з дискретністю 1
Фаза несучої	17...24 (слово $2N_s + 2$) 1...24 (слово $2N_s + 3$)	Роздільна здатність – 1/256 циклу; діапазон змін – $\pm 8\ 388\ 608$ циклів

Таблиця 2.44

Зміст даних повідомлення типу 19

Параметри	Розряди	Інтерпретація параметрів
Індикатор частоти	1; 2 (слово 3)	00 – частота L1; 10 – частота L2; 01, 11 – резерви для майбутніх застосувань
Інтервал згладжування псевдовідстані	3; 4 (слово 3)	–

Параметри	Розряди	Інтерпретація параметрів
Час GNSS	5...24 (слово 3)	Роздільна здатність – 1 мкс; діапазон зміни часу 0...5 999 999 мкс; розширений діапазон зміни часу – час GNSS + модифікований Z-відлік
Повторюваний для кожного супутника індикатор	1 (слово $2N_s + 2$)	1 – надійде інше повідомлення того самого набору даних з тією самою ознакою часу; 0 – останнє повідомлення набору даних
Індикатор коду	2 (слово $2N_s + 2$)	0 – C/A-код; 1 – P-код
Індикатор GPS/ГЛОНАСС	3 (слово $2N_s + 2$)	0 – вимірювання для супутників GPS; 1 – вимірювання для супутників ГЛОНАСС
Ідентифікатор супутника GPS	4...8 (слово $2N_s + 2$)	–
Індикатор якості даних	9...11 (слово $2N_s + 2$)	Оцінює похибку вимірювання псевдовідстані (одна σ_{PK}), яка дорівнює $0,02e^{0,4x}$, де x – десятковий еквівалент індикатора коду (див. табл. 2.45)
Індикатор похибки через багатопроменеве поширення	12...16 (слово $2N_s + 2$)	Похибка (σ_{6n}) оцінюється як $0,1e^{0,4x}$, де x – десятковий еквівалент індикатора коду (див. табл. 2.45); $x = 15$ означає, що багатопроменева похибка не визначалась
Псевдовідстань	17...24 (слово $2N_s + 2$) 1...24 (слово $2N_s + 3$)	Роздільна здатність – 0,02 м; діапазон змін – 0...85 899 345,9 м

Таблиця 2.45

Похибки псевдовідстаней

Індикатор коду	Похибки вимірювання псевдовідстані σ_{PK} , мм	Похибки через багатопроменеве поширення σ_{6n} , м
0000	$\leq 0,020$	$\leq 0,100$
0001	$\leq 0,030$	$\leq 0,149$
0010	$\leq 0,045$	$\leq 0,223$

Продовження табл. 2.45

Індикатор коду	Позибки вимірювання псевдовідстані σ_{PR} , мм	Позибки через багатопроменеве поширення σ_{GN} , м
0011	$\leq 0,066$	$\leq 0,332$
0100	$\leq 0,099$	$\leq 0,495$
0101	$\leq 0,148$	$\leq 0,739$
0110	$\leq 0,220$	$\leq 1,102$
0111	$\leq 0,329$	$\leq 1,644$
1000	$\leq 0,491$	$\leq 2,453$
1001	$\leq 0,732$	$\leq 3,660$
1010	$\leq 1,092$	$\leq 5,460$
1011	$\leq 1,629$	$\leq 8,145$
1100	$\leq 2,430$	$\leq 12,151$
1101	$\leq 3,625$	$\leq 18,127$
1110	$\leq 5,409$	$> 18,127$
1111	$> 5,409$	Не визначені

Повідомлення типів 31...36 стосуються навігаційних даних супутників ГЛОНАСС, які за форматом і змістом аналогічні повідомленням супутників GPS.

Інші типи повідомлень мають експериментальний характер. Їх формат і зміст наведені в стандарті і рекомендаціях RTCM [103]. У цьому стандарті подані також алгоритми застосування цих повідомлень користувачами.

РОЗДІЛ 3. ОСНОВНІ ЗАСОБИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАВІГАЦІЇ

3.1. Апаратура споживача

3.1.1. Узагальнена функціональна схема апаратури споживача

У сучасних умовах, коли супутникові навігаційні технології стають одним із основних засобів навігації та керування рухомими об'єктами, апаратура споживача має задовольняти ряд вимог, сформульованих у міжнародних, національних і відомчих стандартах. Апаратура споживача є складовою частиною GNSS і взаємодіє з її елементами – SBAS, GBAS, ABAS, DGNSS.

До складу сучасних комплексів апаратури споживачів GNSS входять не лише приймач супутникових сигналів, але й засоби приймання інформації від систем наземного й космічного функціональних доповнень. Інформація, прийнята й оброблена навігаційним приймачем, може надходити в інші системи та комплекси, які керують рухомими об'єктами.

В апаратурі споживача визначаються просторові координати, швидкість, час та інші навігаційні параметри об'єкта, на якому вона встановлена, за інформацією, що надходить з навігаційного супутника.

Зараз багато фірм виготовляють апаратуру споживача, у тому числі й для авіаційних користувачів. Як правило, наявна апаратура працює за сигналами навігаційних супутників GPS та ГЛОНАСС.

Апаратура споживача функціонує за такою схемою (рис. 3.1). Сигнали навігаційних супутників (зазвичай GPS і ГЛОНАСС) приймаються *антенною*, підсилюються і надходять на вхід приймача. У *приймачі* вони пере-



Рис. 3.1. Узагальнена функціональна схема апаратури споживача.

носяться з несучої частоти на проміжну і за допомогою аналого-цифрового пристрою переводяться у цифрову форму.

У *кореляторі* цифрові сигнали формуються у вигляді певних цифрових відліків, які є основою для реалізації алгоритмів пошуку сигналів щодо затримки, частоти, спостереження за супутниками та виділення навігаційних повідомлень.

Навігаційний обчислювач керує складовими апаратури споживача в цілому і здійснює обчислювальні процедури для первинного та вторинного оброблення сигналів.

Інтерфейс забезпечує взаємодію складових апаратури споживача з зовнішніми пристроями та між собою.

3.1.2. Антени GNSS

В апаратурі споживачів застосовуються, як правило, антени на несиметричній смужковій лінії [3, 34, 38, 49]. Питання про подібні антени досить широко висвітлювалося в літературі з позицій їх використання як випромінювачів плоских антенних решіток. Проте даних щодо їх проектування для супутникових навігаційних систем недостатньо.

Антенна GNSS має працювати в діапазоні частот 1563...1615 МГц, приймати сигнали з верхньої півсфери в тілесному куті $\pm 85^\circ$, мати правобічну колову поляризацію з коефіцієнтом еліптичності менш як 3,5 дБ, забезпечувати коефіцієнт підсилення в секторі $\pm 75^\circ$ понад -2 дБ, а в секторі $\pm 80 \dots 85^\circ$ – понад -7 дБ. Крім цього, у її складі мають бути структура для просторового ослаблення електромагнітних коливань, відбитих від місцевих предметів, частотно-вибірні елементи для заглушення позасмугових випромінювань і малошумовий підсилювач потужності.

Смужкова резонаторна антена, зображена на рис. 3.2, – це смужковий провідник, розташований над металеву площину та діелектричною основою в місці, що відповідає точці збудження колової поляризації, з'єднаної з вихідною лінією передавання.

Принцип дії смужкової резонаторної антени полягає в тому, що об'єм, замкнений між смужковим провідником і металеву площину, є резонатором електромагнітних коливань. За відповідного збудження в резонаторі виникають електромагнітні коливання вздовж поздовжньої та поперечної осей.

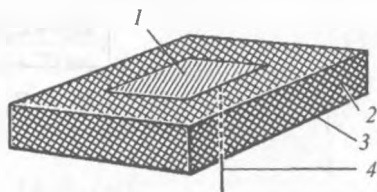


Рис. 3.2. Смужкова резонаторна антена:

1 – смужковий провідник; 2 – діелектрична основа; 3 – металева площина; 4 – вихідна лінія передавання коливань.

Розміри смужкового провідника майже дорівнюють половині довжини хвилі. Кожна пара протилежних щілин (ділянок, перпендикулярних до металевої площини й обмежених краями смужкового провідника) створює умови для випромінювання електромагнітних хвиль у верхню півсферу, розташовану над смужковим провідником.

Якщо між електричними складовими поздовжніх і поперечних коливань створити фазовий зсув 90° , то випромінюване електромагнітне поле матиме поляризацію, що наближається до колової.

Для розрахунку параметрів смужкової резонаторної антени розроблено *електродинамічну модель*, до якої входять:

параметри діелектричної підкладки (ϵ_r – діелектрична проникність матеріалу; h – товщина підкладки);

геометричні розміри смужкового провідника;

місцеположення точки збудження колової поляризації;

довжина хвилі електромагнітних коливань λ_0 ;

частотна залежність вхідного опору та інші складові.

Модель дає змогу визначити геометричні розміри антени, діаграми спрямованості, коефіцієнт спрямованої дії, опір випромінюванню та коефіцієнт зв'язку між резонаторами, а також здійснювати комп'ютерне настроювання антени.

Під час побудови моделі антену з боку вихідної лінії розглядали як два резонатори, з'єднані через реактивний елемент. Вхідні провідності резонаторів визначали зі співвідношень:

$$Y_{\text{вх}}(m) = \frac{1}{Z_0} \left\{ \frac{\left[\frac{Z_0 + i Z_H \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1+C)}{2} \right]}{Z_H + i Z_0 \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1+C)}{2} \right]} \right]}{\left[\frac{Z_0 + i Z_H \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C)}{2} \right]}{Z_H + i Z_0 \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C)}{2} \right]} \right]} \right\}; \quad (3.1)$$

$$Y_{\text{лвх}}(m) = \frac{1}{Z_{10}} \left\{ \frac{\left[\frac{Z_{10} + i Z_{1H} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1+C_1)}{2} \right]}{Z_{1H} + i Z_{10} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1+C_1)}{2} \right]} \right]}{\left[\frac{Z_{10} + i Z_{1H} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]}{Z_{1H} + i Z_{10} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]} \right]} \right\};$$

$$+ \left\{ \frac{\left[\frac{Z_{10} + i Z_{1H} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]}{Z_{1H} + i Z_{10} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]} \right]}{\left[\frac{Z_{10} + i Z_{1H} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]}{Z_{1H} + i Z_{10} \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \frac{(1-C_1)}{2} \right]} \right]} \right\}; \quad (3.2)$$

де Z_0 і Z_{10} – хвильові опори несиметричної смужкової лінії; k_0 – хвильовий коефіцієнт; $b(m)$ і $w(m)$ – відповідно відносні довжина і ширина смужкового провідника; Z_H і Z_{1H} – опори випромінювання навантажених ортогональних щілин; C і C_1 – параметри збудження антени; m – параметр для розрахунку характеристик у смузі частот.

Параметри антени обчислювали за формулами:
вхідний опір

$$Z_{\text{вх}}(m) = [Y_{\text{вх}}(m)]^{-1}; \quad (3.3)$$

$$Z_{\text{лвх}}(m) = [Y_{\text{лвх}}(m)]^{-1}; \quad (3.4)$$

$$Z(m) = \frac{Z_{\text{рх}}(m) [Z_{\text{лвх}}(m) + i X]}{Z_{\text{вх}}(m) + Z_{\text{лвх}}(m) + i X}; \quad (3.5)$$

коефіцієнт еліптичності

$$E(m) = \left| \frac{i X + Z_{\text{лвх}}(m)}{Z_{\text{лвх}}(m)} \right|; \quad (3.6)$$

коефіцієнт відбиття входу

$$S_{11}(m) = \frac{ZL - Z(m)}{ZL + Z(m)}; \quad (3.7)$$

коефіцієнт стоячої хвилі за напругою

$$K_{\text{СХН}}(m) = \frac{1 + |S_{11}(m)|}{1 - |S_{11}(m)|}; \quad (3.8)$$

де $Y_{\text{вх}}$ – вхідна провідність; $i = \sqrt{-1}$; X – реактивний опір елемента зв'язку; ZL – хвильовий опір вихідної лінії.

У розрахунках характеристик випромінювання антени використовувались формули [41, 49, 60, 91, 94, 97, 98, 102]:

$$f_1(\theta, \varphi) = \left[\frac{\cos \left(\pi \sin \theta \frac{\cos \varphi}{2\sqrt{\epsilon_{\text{эф}}}} \right)}{\sin^2 \theta \cos^2 \varphi - \epsilon_{\text{эф}}} \right]^2 \left[\frac{\sin \left[w k_0 \left(\sin \theta \frac{\sin \varphi}{2} \right) \right]}{w k_0 \left(\sin \theta \frac{\sin \varphi}{2} \right)} \right]^2; \quad (3.9)$$

$$f_2(\theta, \varphi) = \frac{\cos^2 \theta \sin^2 \varphi}{(\epsilon_r - \sin^2 \theta) \operatorname{ctg}^2 \left(h k_0 \sqrt{\epsilon_r - \sin^2 \theta} \right) + \cos^2 \theta}; \quad (3.10)$$

$$f_3(\theta, \varphi) = \frac{\cos^2 \theta \cos^2 \varphi (\epsilon_r - \sin^2 \theta)}{\epsilon_r - \sin^2 \theta + \epsilon_r^2 \cos^2 \theta \operatorname{ctg}^2 \left(h k_0 \sqrt{\epsilon_r - \sin^2 \theta} \right)}; \quad (3.11)$$

$$F = \left\{ \frac{120}{Z_0^2 \pi} \epsilon_{\text{эф}} \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} f_1(\theta, \varphi) [f_2(\theta, \varphi) + f_3(\theta, \varphi)] \sin \theta d\theta d\varphi \right\}^{-1}, \quad (3.12)$$

де θ і φ – відповідно кути положення й азимута; $\epsilon_{\text{эф}}$ – ефективна діелектрична проникність несиметричної смужкової лінії; F – опір випромінювання антени з лінійною поляризацією.

Зазначимо, що підінтегральний вираз у формулі (3.12) описує об'ємну діаграму спрямованості антени з лінійною поляризацією.

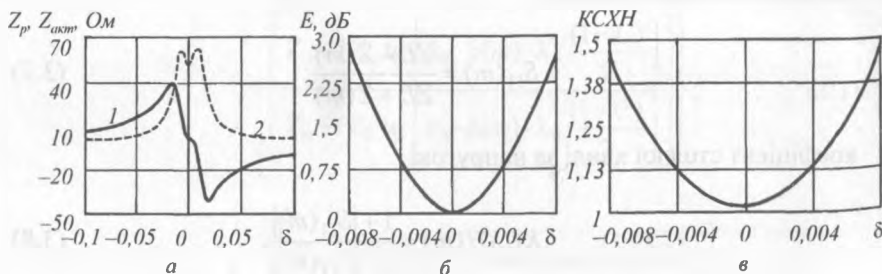


Рис. 3.3. Залежності характеристик мікросмужкової антени від відносної частоти δ (отримані для моделі): a – реактивної (1) та активної (2) складових вхідного опору; b – коефіцієнта еліптичності; v – коефіцієнта стоячої хвилі.

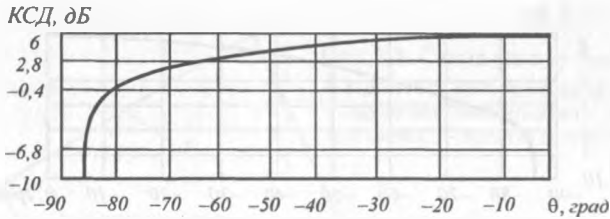


Рис. 3.4. Залежність коефіцієнта спрямованої дії (*KCD*) мікросмужкової антени з коловою поляризацією від кута положення θ (отримана для моделі).

Адекватність моделі перевірено на антені фірми АМОТЕСН (США) з такими значеннями параметрів: середня частота – 1582 ± 3 МГц; мінімальна смуга пропускання – 7,5 МГц; максимальний коефіцієнт стоячої хвилі – 1,5; максимальний коефіцієнт еліптичності – 1,5 дБ; коефіцієнт підсилення – 5 дБ у разі випромінювання по нормалі та –1 дБ – у разі випромінювання під кутом $\pm 80^\circ$ до нормалі; діелектрична проникність підкладки – $20,5 \pm 0,5$; висота підкладки – 4,1 мм; розміри смужкового провідника – $20,8 \times 20,8$ мм.

Розраховані за моделлю залежності параметрів цієї антени зображені на рис. 3.3 і 3.4.

Зазначимо, що смузі пропускання $\pm 7,5$ МГц відповідає відносна частота $\delta = \pm 0,0047$. Отже, маємо досить близьку відповідність між вихідними й отриманими даними. Зазвичай точність розрахункових співвідношень для антен становить 1...5%, а через те, що матеріали, застосовані для виготовлення антен, мають розкид електрофізичних параметрів, проектування антен пов'язане зі значним обсягом макетування.

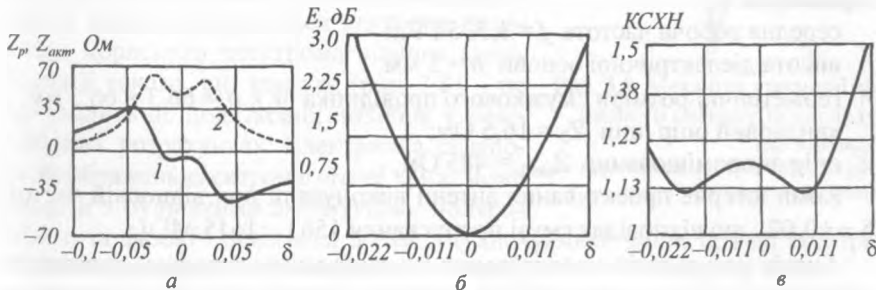


Рис. 3.5. Залежності характеристик мікросмужкової антени від відносної частоти δ (за результатами комп'ютерного проектування):
a – реактивної (1) та активної (2) складових вхідного опору; *б* – коефіцієнта еліптичності; *в* – коефіцієнта стоячої хвилі.

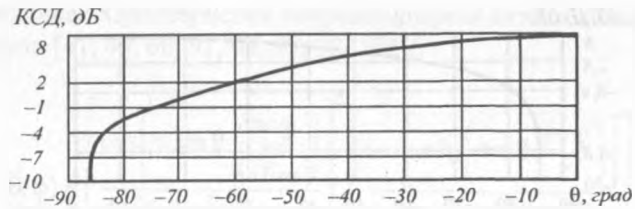


Рис. 3.6. Залежність коефіцієнта спрямованої дії (КСД) мікросмушкової антени з коловою поляризацією від кута положення θ (за результатами комп'ютерного проектування).

Усе це дає підстави для застосування моделі в дослідженні смужкової резонаторної антени. Дослідження виявили такі її особливості:

зі збільшенням товщини підкладки розширюється смуга пропускання антени як з лінійною, так і з коловою поляризацією;

з підвищенням діелектричної проникності збільшується діаграма спрямованості антени при кутах положення $\theta > \pm 60^\circ$;

смуга пропускання антени з коловою поляризацією набагато вужча за смугу пропускання антени з лінійною поляризацією;

смушковий провідник має бути майже квадратний, зі скосами, перпендикулярними до однієї з його діагоналей.

Після оцінних розрахунків, які полягали в обчисленні хвильових опорів ліній, виборі їх поперечних перерізів за умов існування і збудження в смужковому резонаторі нижчих типів коливань, виконано *комп'ютерне проектування антени GNSS*, в якій за діелектричну підкладку використано діелектрик типу фторопласт-4.

Залежності, наведені на рис. 3.5 і 3.6, отримані при таких вихідних параметрах:

середня робоча частота $f = 1,595$ ГГц;

висота діелектричної основи $h = 5$ мм;

геометричні розміри смужкового провідника $w \times b = 66,3 \times 66,3$ мм;

хвильовий опір лінії $Z_0 = 16,6$ Ом;

опір випромінювання $Z_{\text{випр}} = 485$ Ом.

Комп'ютерне проектування антени виконували при відносній частоті $\delta = \pm 0,02$, що відповідає смузі пропускання 1563...1615 МГц.

Аналіз результатів проектування з урахуванням багатьох проміжних даних показав, що запроєктована антена загалом відповідає вимогам до неї користувачів.

Система заглушення багатопроменевості антени призначена для послаблення сигналів, відбитих від об'єктів, що перебувають у зоні її види-

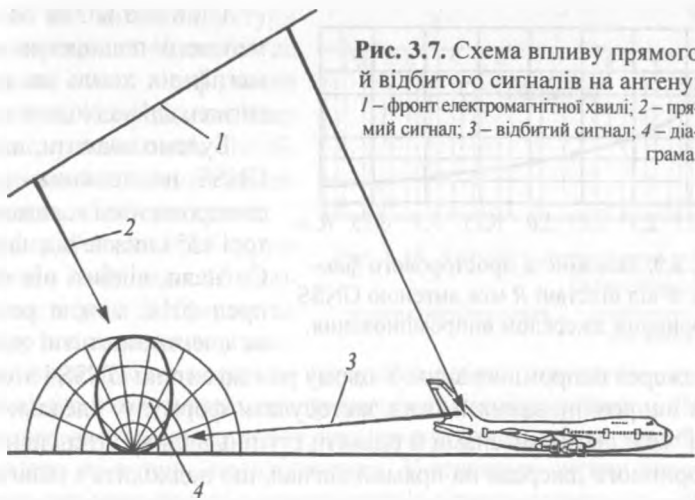


Рис. 3.7. Схема впливу прямого й відбитого сигналів на антену:
 1 – фронт електромагнітної хвилі; 2 – прямий сигнал; 3 – відбитий сигнал; 4 – діаграма.

ності. Щоб з'ясувати необхідність застосування даного функціонального елемента, розглянемо рис. 3.7.

Через те що навігаційні супутники розміщуються на висоті близько 20 000 км, випромінювані коливання досягають поверхні Землі у вигляді плоских електромагнітних хвиль. Електромагнітні хвилі, що надходять до антенного тракту, мають вигляд прямих хвиль, з яких отримують потрібну інформацію, та хвиль, відбитих від предметів, що оточують антену. Внаслідок цього в тракту антени відбувається векторне додавання корисного електромагнітного коливання й такого, що заважає (рис. 3.8), і це призводить до додаткових похибок у навігаційних розрахунках. Електрична складова відображень електромагнітної хвилі може надійти з будь-якими амплітудою, поляризацією та фазою і призвести до амплітудно-фазової зміни прямої електромагнітної хвилі.

Існує декілька способів послаблення цього явища: вибір місця розташування антени; встановлення відбивальних чи поглинальних щитів; формування відповідного рельєфу місцевості навколо антени; створення діаграми спрямованості антени спеціальної форми.

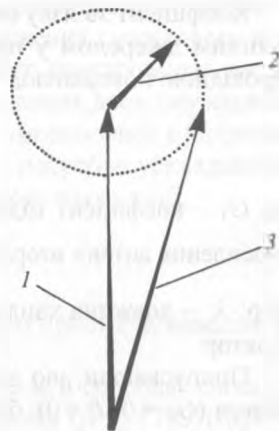


Рис. 3.8. Механізм взаємодії корисного сигналу та сигналу, що заважає:
 1 – корисний сигнал; 2 – сигнал, що заважає; 3 – результуючий сигнал.

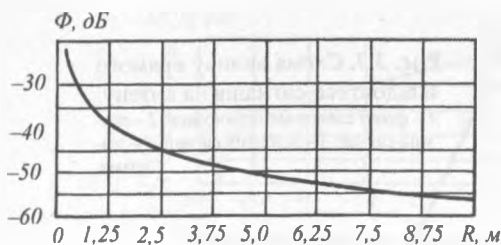


Рис. 3.9. Залежність просторового фактора Φ від відстані R між антеною GNSS і вторинним джерелом випромінювання.

ринних джерел випромінювання. У цьому разі до антени GNSS і вторинного джерела випромінювання можна застосувати формулу “ідеальної радіопередачі” між двома антенами й оцінити ступінь впливу інтенсивності сигналу вторинного джерела на прямий сигнал, що надходить з навігаційного супутника.

Коефіцієнт зв'язку (виражений в децибелах) між антеною GNSS і вторинним джерелом у припущенні, що вони перебувають над ідеальною провідною поверхнею,

$$X_{зв} = G_1 + G_2 + \Phi + P, \quad (3.13)$$

де G_1 – коефіцієнт підсилення пасивної антени GNSS; G_2 – коефіцієнт підсилення антени вторинного джерела; $\Phi = 20 \lg \frac{\lambda}{4\pi R}$ – просторовий фактор; λ – довжина хвилі; R – відстань між антенами; P – поляризаційний фактор.

Припускаючи, що антена вторинного джерела – ізотропний випромінювач ($G_2 = 0$; $P = 0$), бачимо, що коефіцієнт зв'язку залежить від коефіцієнта підсилення пасивної антени GNSS у напрямку приймання сигналу вторинного джерела та від довжини хвилі й відстані між антеною GNSS і вторинним джерелом випромінювання. На рис. 3.9 показано залежність просторового фактора Φ від відстані R при фіксованій довжині хвилі $\lambda = 0,19$ м.

З огляду на те, що залежність, наведена на рис. 3.9, ілюструє характер інтенсивності надходження з одного напрямку сигналу, що заважає, а антена в азимутальній площині всеспрямована, значення коефіцієнта зв'язку може змінюватися в гірший бік, оскільки будь-яка нерівність поверхні, сумірна з довжиною хвилі, буде вторинним джерелом випромінювання. Тому поблизу антени GNSS доцільно встановлювати спеціальну періодичну структуру, яка збільшує абсолютне значення коефіцієнта зв'язку.

Ефективні дії такої структури проявлятимуться на відстанях до двох довжин хвиль від фазового центра антени. Коефіцієнт зв'язку може збільшуватись на 5...10 дБ, але остаточно його можна визначити лише експериментально.

Принцип дії періодичної структури антени з заглушенням багатопробеності (рис. 3.10) полягає в тому, що електромагнітна хвиля, яка поширюється в напрямку антени, на ребрах структури поділяється на складові, що додаються до електромагнітної хвилі у протифазі. Внаслідок періодичного повторення процесу поширення хвилі результуючий сигнал, що надходить до антени, послаблюється. У структурі антени висота ребер приблизно дорівнює чверті довжини хвилі; діаметр структури – 400 мм.

Викладений матеріал не вичерпує можливостей удосконалення параметрів смужкової резонаторної антени. Зокрема, збудження смужкового випромінювача за допомогою квадратурного мостового пристрою дає змогу зменшити коефіцієнт еліптичності антени. Застосування двох смужкових випромінювачів, розташованих один над одним, уможливорює створення дводіапазонної антени для частот $L1$ і $L2$. Але це потребує ускладнення конструкції і переходу на багатопромені друківані смужкові лінії.

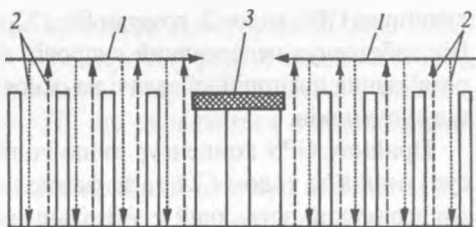


Рис. 3.10. Антена зі структурою заглушення багатопробеності:
1 – електромагнітна хвиля; 2 – складові електромагнітної хвилі; 3 – антена.

3.1.3. Приймач

Основні вимоги до супутникового навігаційного приймача наведені в Стандартах і Рекомендованій практиці ICAO [93].

Приймач через антенно-фідерний пристрій приймає й обробляє сигнали елементів GNSS, з якими він взаємодіє, – супутників GPS, ГЛОНАСС і GEO SBAS, наземного функціонального доповнення GBAS та DGNSS.

У зоні видимості споживача потенційно можуть перебувати 9...11 супутників GPS, стільки ж супутників ГЛОНАСС і супутники GEO SBAS. Тому навігаційний приймач взаємодіє з 19...23 супутниками. Оскільки система GPS має 24 супутники, ГЛОНАСС – теж 24, а GEO SBAS – 3 супутники, у приймачі може бути 51 канал. Для одномоментних вимірювань приймач повинен мати 19...23 канали. Звичайно, ці кількості каналів потрібно вважати орієнтовними.

Суміщений приймач GNSS, що приймає сигнали від супутників GPS і ГЛОНАСС, вилучає з розв'язання навігаційної задачі будь-який супутник, позначений неприцездатністю (підкадр 1, слово 3, розряди 17...22 для

спутника GPS; рядок 2, розряди 80...72, ознака B_n для супутника ГЛОНАСС). Він забезпечує неперервний супровід щонайменше чотирьох супутників і розв'язання навігаційної задачі на основі вимірювання даних, що надходять від супутників.

Приймач GPS компенсує динамічний доплерівський зсув у параметрах супутників за кодом C/A та за фазою несучої номінального сигналу SPS і доплерівський зсув, який є унікальним для передбачуваного застосування. Приймач ГЛОНАСС компенсує вплив доплерівського зсуву на вимірювання початкової фази несучої радіосигналу ГЛОНАСС.

У приймачах GPS і ГЛОНАСС перед розв'язанням будь-якої навігаційної задачі перевіряється правильність застосування часу й ефемерид, неперервно відстежується ідентифікатор набору параметрів часу ($IODC$) та ідентифікатор набору ефемерид ($IODE$), поновлюються ефемериди й параметри часу в разі виявлення змін у значеннях одного чи обох цих параметрів, використовуються часові параметри й ефемериди разом з відповідними їм значеннями $IODC$ і $IODE$ для даного супутника.

Приймач повинен задовольняти вимоги щодо завадозахищеності згідно зі Стандартами і Рекомендованою практикою ICAO.

Суміщений приймач GNSS (GPS і ГЛОНАСС) повинен задовольняти вимоги до приймачів GPS і ГЛОНАСС.

Приймач GNSS, який взаємодіє з GEO SBAS, приймає й обробляє сигнали SBAS та задовольняє вимоги до приймача GPS.

Виміряні псевдовідстані кожного супутника осереднюються згладжувальним фільтром з використанням параметрів несучої, яка після ініціалізації має відхилення менш як 0,1 м протягом 200 с відносно стійкого стану відклику фільтра за наявності дрейфу між фазою коду й інтегрованою фазою несучої до 0,01 м/с.

Для осереднення за несучою використовується параметр фільтрації

$$P_{CSCn} = \alpha P + (1 - \alpha)[P_{CSCn-1} + (\lambda/2\pi)(\varphi_n - \varphi_{n-1})], \quad (3.14)$$

де P_{CSCn} – згладжена псевдовідстань; P_{CSCn-1} – попереднє значення згладженої псевдовідстані; P – неопрацьовані значення псевдовідстані; α – ваговий коефіцієнт фільтрації – відношення інтервалу вибірки до сталої часу, яка дорівнює 100 с; λ – довжина хвилі на частоті $L1$; φ_n – фаза несучої; φ_{n-1} – попереднє значення фази несучої.

Під час приймання з супутника GEO SBAS повідомлення типу 0 приймач припиняє з ним роботу (крім спостереження за супутником) і не використовує прийняті з нього дані щонайменше протягом 1 хв.

Приймач використовує дані про цілісність чи корегувальну інформацію лише за наявності $IODP$ для цієї інформації, яка збігається з ознакою $IODP$

для маски PRN . Він приймає дані про іоносферу від супутника GEO SBAS (оцінку вертикальної затримки IGP і $GIVEI_i$) у тому разі, якщо ознака $IODI_k$, що пов'язана з цими даними в повідомленні типу 26, збігається з ознакою $IODI_k$ відповідної маски діапазону IGP , що передається в повідомленні типу 18.

Приймач використовує найостанніші прийняті дані про цілісність, для яких ознака $IODF_j$ дорівнює 3 або збігається з ознакою $IODF_j$, пов'язаною зі швидкими поправками.

Приймач застосовує будь-яку регіональну деградацію до параметрів σ^2 і $\sigma_{i,UDRE}^2$ (повідомлення типу 27) і миттєво використовує вищий показник $\delta UDRE$.

Нижче значення $\delta UDRE$ в новому повідомленні типу 27 не використовується доти, доки не буде прийнятий повний набір повідомлення з новою ознакою $IODS$.

Для супутників GPS приймач застосовує довготермінові поправки лише в тому разі, якщо ознака IOD збігається з ознакою $IODE$ та з вісьмома молодшими розрядами ознаки $IODC$.

Приймач не повинен:

брати участі в забезпеченні операції точного заходження на посадку у разі втрати чотирьох послідовних повідомлень SBAS;

застосовувати будь-який переданий параметр даних, якщо термін його дії минув;

використовувати швидку поправку, якщо інтервал часу Δt для неї, який стосується швидкості зміни дальності, вищий за інтервал дії для швидких поправок або якщо вік RRC більший, ніж $8\Delta t$.

Під час виконання операцій точного заходження на посадку приймач взаємодіє з супутниками, кут положення яких становить понад 5° . Він припиняє використання даних супутника під час операцій точного заходження на посадку, якщо $\sigma_{UDRE}^2 > 12$.

Під час операцій точного заходження на посадку повний внесок бортової похибки в похибку скорегованої псевдовідстані для супутників GEO SBAS при мінімальній потужності прийнятого сигналу та найгіршій обстановці через завади не повинен бути більшим за 1,8 м без урахування ефектів багатопроменевості та тропо- й іоносферних залишкових похибок. Для прогнозування обслуговування похибка через багатопроменевість має бути меншою за 0,6 м (одна σ).

У процесі виконання операцій зльоту, польоту за маршрутом, а також здійснення операцій у зоні аеропортів і неточного заходження на посадку середньоквадратичне значення RMS повного внеску бортової похибки в

похибку скорегованої псевдовідстані для супутників GEO SBAS при мінімальній потужності прийнятого сигналу і найгіршій обстановці через завади не повинно бути більшим за 5 м без урахування ефектів багатопроменевості та тропо- й іоносферних залишкових похибок.

Обчислюючи координати супутників GEO SBAS, приймач декодує повідомлення типу 9, визначає зсув фази PRN та розраховує координати X_G , Y_G і Z_G .

Приймач ідентифікує супутники GEO SBAS у разі помилкового приймання супутникового сигналу, зумовленого кроскореляцією.

Приймач може використовувати забезпечені системою SBAS дані альманаху для входження у зв'язок.

У приймачі з розв'язання навігаційної задачі вилучаються дані супутників, які мають ознаку SBAS «Не використовувати». Якщо надані SBAS дані про цілісність використовуються, то приймач не вилучає супутники GPS на підставі наданої GPS ознаки несправності.

Під час виконання операції точного заходження на посадку, зльоту, польоту за маршрутом, а також операцій, виконуваних у зоні аеропортів, і неточного заходження на посадку приймач повинен:

розраховувати й застосовувати довготермінові та швидкі поправки, а також поправки до швидкості зміни відстані та іоносферні поправки;

для розв'язання навігаційної задачі використовувати метод найменших квадратів;

застосовувати тропосферну модель, залишкова похибка якої має середнє значення $\mu < 0,15$ м і стандартне відхилення, менше за 0,07 м;

розраховувати й застосовувати рівні захисту по горизонталі та вертикалі.

Приймач GNSS, що взаємодіє з системою наземного функціонального доповнення GBAS, приймає й обробляє сигнали, що надходять від GBAS по ДВЧ-лінії передавання даних і з навігаційних супутників, відповідно до вимог Стандартів і Рекомендованої практики ICAO [93].

Приймач забезпечує середньоквадратичний повний внесок бортової похибки RMS в похибку скорегованої псевдовідстані, який визначається співвідношенням

$$RMS_{pr_air}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \exp(-\theta_n / \theta_0), \quad (3.15)$$

де θ_n – кут положення n -го далекомірного джерела; a_0 , a_1 , θ_0 – параметри супутників GPS, що залежать від класу повітряного корабля (табл. 3.1); для супутників ГЛОНАСС ці коефіцієнти розробляються.

Вираз (3.15) не містить похибки вимірювання, зумовленої багатопроменевістю від корпусу повітряного корабля.

Коефіцієнти для розрахунку точності бортового устаткування GPS

Клас точності повітряного корабля	θ_n , град	θ_0 , град	a_n , м	a_1 , м
A	≥ 5	6,9	0,15	0,43
B	≥ 5	4,0	0,11	0,13

Приймач використовує дані повідомлень GBAS лише в таких випадках:
якщо повідомлення CRC підтвержене;
якщо ідентифікатор блоку даних MBI містить бітову послідовність 10101010;

якщо показник неперервності та цілісності GBAS при виборі RPDS до початку заключних етапів заходження на посадку має значення 1, 2, 3 або 4.

Приймач застосовує лише блоки вимірювань від далекомірного джерела зі збіжними модифікованими Z-відліками. Під час заключних етапів точного заходження на посадку він використовує блоки вимірювань, отримані за останні 3,5 с, та ігнорує будь-які зміни в GCID.

Приймач застосовує поправки до псевдовідстані лише з останнього отриманого набору поправок. Якщо кількість полів параметрів в останньому отриманому повідомленні типу 1 свідчить про відсутність блоків вимірювань, то приймач не застосовує поправки GBAS для вимірювань даного типу.

Приймач вилучає з розв'язання навігаційної задачі далекомірне джерело, для якого σ_{pr_gnd} у повідомленні типу 1 містить бітову послідовність 11111111.

Приймач не забезпечує вертикального наведення та керування заходженням на посадку, якщо взяте перед початком заключних етапів заходження на посадку значення параметра FASVAL у повідомленні типу 4 містить бітову послідовність 11111111.

Під час заключних етапів заходження на посадку приймач ігнорує зміни в даних FASLAL і FASVAL. Він використовує дані FAS, підтвержені CRC FAS.

Приймач використовує повідомлення, для яких ідентифікатор ID GBAS у заголовку блоку повідомлення відповідає ID GBAS у заголовку повідомлення типу 4, яке містить вибрані дані FAS.

Щоб обмежити похибки внеску бортового устаткування в скореговану псевдовідстань, приймач обчислює для кожного навігаційного супутника, який використовується в розв'язанні навігаційної задачі, параметр σ_{rec} з урахуванням функції густини ймовірності залишкової похибки визначення псевдовідстані до повітряного корабля.

Приймач передає в бортове устаткування повітряного корабля дані для обчислення порогів спрацьовування сигналізації по вертикалі й горизонталі (для бічного каналу – цілісність) під час використання параметрів, що передаються GBAS по ДВЧ-лінії: $\sigma_{pr\ grad}$ (у повідомленні GBAS типу 1); σ_N , h_0 і $\sigma_{vert\ ion\ grad}$ (у повідомленні GBAS типу 2); $B_{t,1} \dots B_{t,4}$ (параметри цілісності в повідомленні GBAS типу 1) разом з $\sigma_{pr\ air}$. Якщо значення параметра $B_{t,j}$ містить бітову послідовність 10000000, що вказує на непридатність даного вимірювання, то $B_{t,j}$ має набувати значення, що дорівнює нулю (див. п. 1.2.4).

У бортовому устаткуванні повітряного корабля перевіряється, чи обчислені рівні захисту по вертикалі й горизонталі менші, ніж пороги спрацьовування сигналізації.

У приймачі використовуються лише дані супутників, для яких ознака *IOD*, передана GBAS у повідомленні типу 1, збігається з *IOD* основної орбітальної системи для часу й ефемерид, що використовуються в розрахунках.

У приймачі обчислюються CRC ефемерид для кожного далекомірного джерела основної орбітальної системи, яка використовується для визначення місцеположення споживача. Обчислене значення CRC зіставляється з новим значенням CRC ефемерид, переданим у повідомленні типу 1 протягом 1 с з моменту приймання. Приймач припиняє використання супутника, для якого обчислене й передане значення CRC не збігаються.

Приймач робить попередження, якщо протягом останніх 3,5 с не отримано жодного повідомлення типу 1.

Визначені для кожного супутника псевдовідстані згладжуються у приймачі з використанням вимірювань на несучій частоті і згладжувального фільтра, дані якого відхиляються менш як на 0,1 м протягом 200 с відносно характеристики в сталому режимі за наявності дрейфу між фазою коду та фазою несучої, інтегрованою до швидкості 0,01 м/с.

Приймач має задовольняти вимоги до завадостійкості, викладені в Стандартах і Рекомендованій практиці ІКАО, та спеціальні вимоги користувачів. Він повинен сполучатися з приймачем ДВЧ-діапазону, застосованим для приймання повідомлень GBAS.

До приймача ставляться також спеціальні вимоги щодо умов експлуатації, надійності, дизайну тощо.

Розглянемо *приймач системи ГЛОНАСС із подвійним перетворенням частоти* (рис. 3.11) [16].

На вході приймача розміщується загальний змішувач, на який надходять прийняті антеною сигнали надвисокої частоти і сигнал із синтезатора, який у даному випадку виконує роль першого гетеродина.

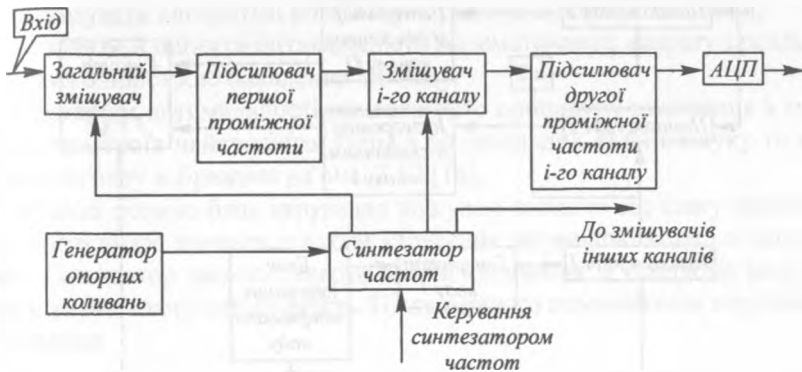


Рис. 3.11. Схема приймача з подвійним перетворенням частоти.

Після перенесення від спільного змішувача сигналів, прийнятих від усіх видимих навігаційних супутників, на першу проміжну частоту, їх фільтрації та підсилення першої проміжної частоти сигнали надходять на змішувачі i каналів, кожен з яких перетворює частоту лише i -го супутника. На ці самі змішувачі надходять сигнали другого гетеродина, вироблені синтезатором частоти.

Сигнали, перенесені на другу проміжну частоту, фільтруються, підсилюються і надходять на входи аналого-цифрових перетворювачів (АЦП). В АЦП сигнали перетворюються в цифрову форму і надходять для подальшого оброблення на наступні пристрої.

Схемно-технічних реалізацій приймачів може бути досить багато. Наприклад, можна застосувати потрібне або одинарне перетворення частоти. Потенційно існує можливість перетворення сигналів у цифрову форму, що відбуватиметься не на проміжній частоті, а безпосередньо на вході приймача (на НВЧ).

Найважливішими елементами приймача є генератор опорних коливань, від стабільності частоти якого залежать точні характеристики апаратури споживача, та схема пошуку сигналу навігаційного супутника.

Система пошуку сигналу передбачає виявлення сигналів навігаційних супутників апаратурою споживача, яке є статистичною задачею.

На вході пристрою виявлення сигналу завжди, крім сигналу, є шумова складова, наявність якої зумовлена різними факторами. Сигнал на вході пристрою виявлення можна уявити як суму власне сигналу $u(t)$ і шуму $n(t)$, тобто

$$x(t) = au(t) + n(t). \quad (3.16)$$

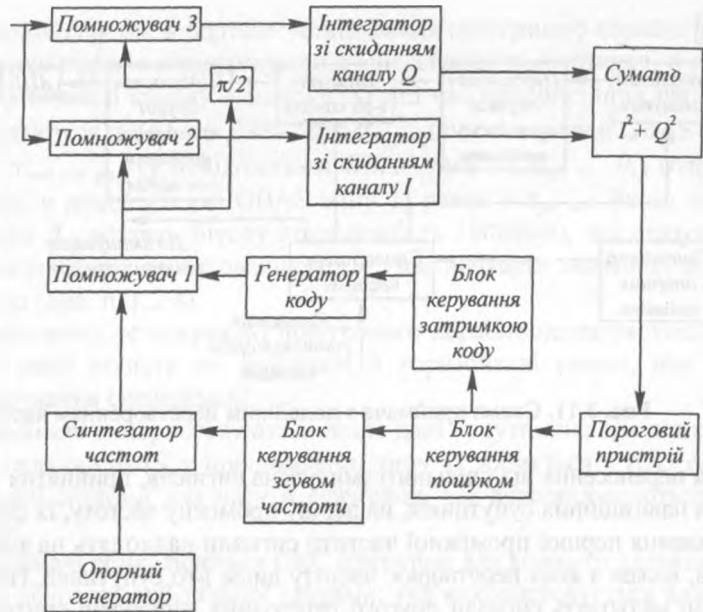


Рис. 3.12. Схема системи пошуку сигналу.

Нехай сигнал $u(t)$ відомий, а повідомлення a потрібно визначити. Припустимо, що повідомлення a може набувати двох значень: $a = 0 = a_0$ та $a = 1 = a_1$. Ймовірність наявності та відсутності сигналу позначимо відповідно $P(a_1)$ і $P(a_0)$. Пристрій виявлення повинен проаналізувати сигнал $x(t)$ протягом часу T і відтворити повідомлення a .

Сигнал $x(t)$ є неперервною функцією часу і становить випадковий процес. Якщо в даному випадковому процесі протягом заданого часу T вибрати n значень сигналу $x(t)$ так, щоб $n = TF$, де $F = \frac{1}{\Delta t}$ – ширина спектра сигналу $x(t)$; Δt – інтервал відліку сигналів x_1, \dots, x_n , то, використовуючи методи математичної статистики, можна визначити наявність або відсутність параметра a .

Задача виявлення сигналу зводиться до перевірки двох статистичних гіпотез: 1) сигнал a наявний у вхідній суміші; 2) сигналу a у вхідній суміші немає.

Для перевірки цих гіпотез потрібно:

сформувати або вибрати критерій оптимальності, який повинен привести до математичних співвідношень і алгоритмів, що підлягають розв'язанню;

реалізувати алгоритми розв'язання радіотехнічними засобами;
зіставити й оцінити оптимальність математичного апарату і реального фізичного пристрою виявлення сигналу.

Критерієм оптимальності вважатимемо процедуру виявлення з сукупності пристроїв найкращого. Одна з оптимальних схем пошуку та виявлення сигналу зображена на рис. 3.12 [16].

За цією схемою блок керування пошуком залежно від стану порогового пристрою видає команди в блоки керування затримкою коду і зсувом частоти. Синтезатор частоти генерує опорні коливання, а генератор коду формує моделювальну послідовність. Після першого помножувача виробляється коливання

$$\cos(\omega_{c_{nj}} t) h(t - \tau_i), \quad (3.17)$$

де $\omega_{c_{nj}}$ – частота несучої; t – поточний час; h – функція стандартного коду відстані; τ_i – тривалість імпульсу стандартного коду відстані.

Це коливання надходить на помножувач 2 і зі зсувом $\pi/2$ – на помножувач 3. На обидва помножувачі надходять сигнали j -го навігаційного супутника, перенесені на проміжну частоту. Після помножувачів 2 і 3 результуючі низькочастотні складові надходять на інтегратори I (синфазна складова) та Q (квадратурна складова).

В інтеграторах сигнали нагромаджуються і надходять на суматор $I^2 + Q^2$. Із суматора результуючий сигнал подається в пороговий пристрій, який за заданим критерієм приймає рішення щодо виявлення сигналу та припинення пошуку або щодо продовження пошуку. В останньому випадку до блоку керування пошуком надходить відповідна команда.

Після виявлення сигналу за заданим критерієм апаратура переходить у режим його супроводу.

3.1.4. Корелятор

Один із варіантів корелятора зображений на рис. 3.13 [16].

На вхід корелятора (помножувачі 1 і 2) в дискретні моменти часу $t_{k,i}$ з приймача надходять цифрові відліки

$$Y_{вх} = Y(t_{k,i}), \quad (3.18)$$

де $t_{k,i} = (K_n T_d)k + T_d i$; $K_n = T_n / T_d$ – кількість відліків, що нагромаджуються протягом часу T_n ; $T_d = 1/f_d$ – крок дискретизації за часом; f_d – частота дискретизації; k – індекс, що відповідає часу $t_k = (K_n T_d)k$.

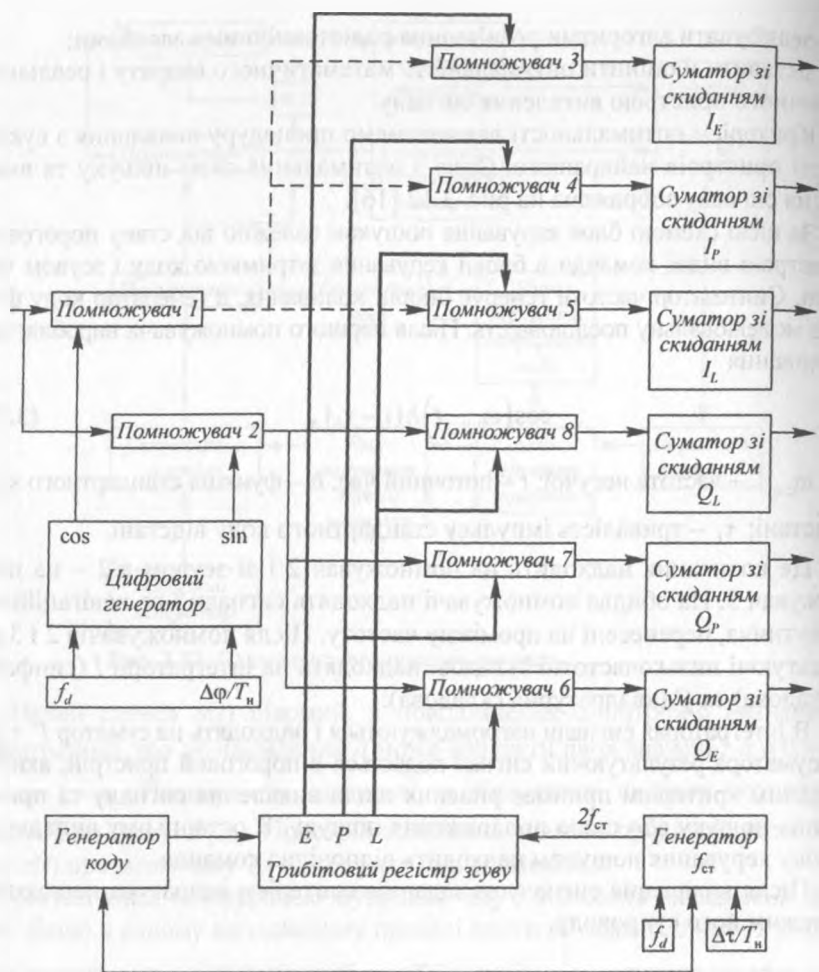


Рис. 3.13. Схема корелятора.

Цифровий генератор виробляє сигнали в цифровому вигляді:

$$\cos(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}), \quad (3.19)$$

$$\sin(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}), \quad (3.20)$$

де f_n – проміжна частота.

Генератор коду виробляє моделювальну функцію стандартного коду відстані

$$h(t_{k,i} - \tau_{k,i}). \quad (3.21)$$

у виразах (3.19) ... (3.21)

$$\tau_{k,i} = \tau_k + \tau_k i T_d; \quad (3.22)$$

$$\varphi_{k,i} = \varphi_k + \omega_{\text{дод. } k} i T_d, \quad (3.23)$$

де τ_k , $\tau_{k,i}$, φ_k , $\omega_{\text{дод. } k}$ – затримка, швидкість зміни затримки, фаза та швидкість зміни фази у відповідні моменти часу t_k .

Сигнал, вироблений генератором коду, проходить через трибітовий регістр зсуву, у якому формуються послідовності:

на виході E $h(t_{k,i} - \tau_{k,i} + \tau_e / 2)$;

на виході P $h(t_{k,i} - \tau_{k,i})$;

на виході L $h(t_{k,i} - \tau_{k,i} - \tau_e / 2)$,

де $\tau_e = \Delta\tau$ – тривалість елементарної послілки далекомірного коду, яка, наприклад, для системи ГЛОНАСС дорівнює 1/511 мс; $1/\tau_e = f_{\text{СТ}}$ – частота стандартного коду системи ГЛОНАСС.

Трибітовий регістр зсуву забезпечує формування опорної кодової послідовності на виході P , затримованої на $\tau_e / 2$ на виході L і випереджуваної на $\tau_e / 2$ на виході E . Збільшення часу та затримки фази протягом одного такту становлять відповідно $\Delta\varphi / T_H$ і $\Delta\tau / T_H$.

Отже, після всіх процедур, виконуваних у схемі, зображеній на рис. 3.13, на виходах суматорів I_E , I_P , I_L , Q_E , Q_P , Q_L , інформація матиме вигляд:

$$I_{E,k+1} = \sum_{i=1}^{K_H} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i} + \tau_e / 2) \cos(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}); \quad (3.24)$$

$$Q_{E,k+1} = \sum_{i=1}^{K_H} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i} + \tau_e / 2) \sin(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}); \quad (3.25)$$

$$I_{L,k+1} = \sum_{i=1}^{K_H} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i} - \tau_e / 2) \cos(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}); \quad (3.26)$$

$$Q_{L,k+1} = \sum_{i=1}^{K_H} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i} - \tau_e / 2) \sin(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}); \quad (3.27)$$

$$I_{P,k+1} = \sum_{i=1}^{K_n} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i}) \cos(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}); \quad (3.28)$$

$$Q_{P,k+1} = \sum_{i=1}^{K_n} y(t_{k,i}) h(t_{k,i} - \tau_{k,i}) \sin(2\pi f_n t_{k,i} + \varphi_{k,i}). \quad (3.29)$$

3.1.5. Навігаційний обчислювач

Одним з головних елементів апаратури споживача є навігаційний обчислювач, у якому розв'язуються задачі первинного та вторинного оброблення навігаційної інформації, що надходить від супутників, а також здійснюється керування потоками інформації між складовими апаратури споживача.

У навігаційному обчислювачі відбувається *демодуляція навігаційних повідомлень супутників*. Як зазначалося, формування навігаційного сигналу ГЛОНАСС проходить такі стадії: перетворення інформаційних символів у відносний код з частотою 50 біт/с; додавання за модулем 2 до меандру частотою 100 Гц; додавання бідвійкового результуючого сигналу за модулем 2 до коду стандартної точності (М-последовностями); модуляція несучих частот результуючими последовностями символів.

Під час демодуляції радіонавігаційного сигналу в апаратурі споживача потрібно правильно розподілити всі складові сигналу, щоб отримати змістову частину навігаційного повідомлення.

Схема, що реалізує дані процедури для сигналів ГЛОНАСС, зображена на рис. 3.14 [17]. Сигнальна інформація від корелятора надходить на перші входи пристроїв вироблення тактової частоти бідвійкового коду, вироблення коду позначки часу та виділення бідвійкового коду. Тактові імпульси бідвійкового коду надходять на другі входи пристроїв вироблення коду позначки часу, виділення бідвійкового коду, формування меандру частотою 100 Гц і вироблення частоти 50 Гц. Код позначки часу з пристрою 2 надходить на перші входи пристроїв вироблення меандру частотою 100 Гц і сигнальної частоти 50 Гц (пристрої 4 і 6), а також на дешифратор. Символи бідвійкового коду з виходу пристрою 1 та меандрові коливання частотою 100 Гц з пристрою 4 додаються за модулем 2 у суматорі 5. Результуючий сигнал є відновленим сигналом навігаційних даних, переданих від супутника. Для додаткового згладжування він надходить на перший вхід пристрою 7, на другий вхід якого надходять імпульси частотою 50 Гц із пристрою 6. З пристрою 7 на дешифратор для подальшого оброблення надходять інформаційні символи навігаційного повідомлення тривалістю 20 мс

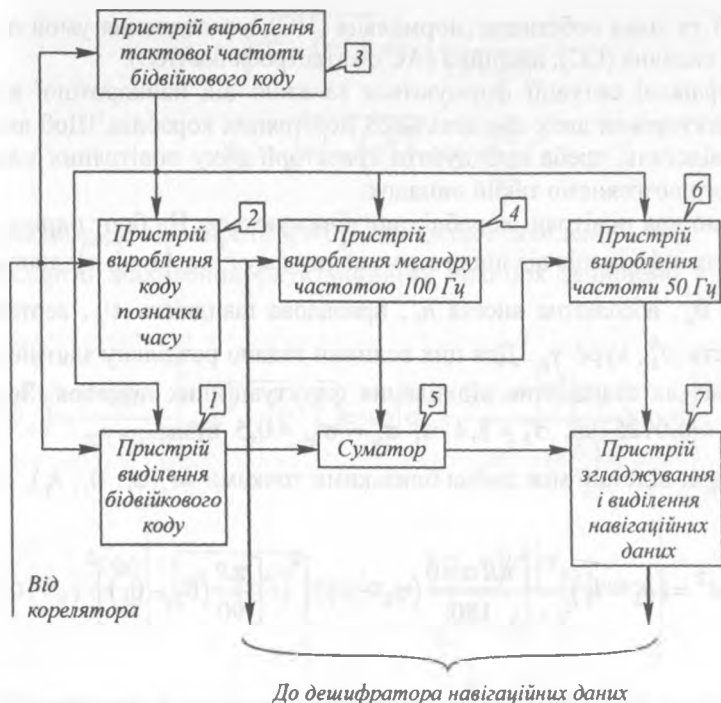


Рис. 3.14. Схема демодуляції сигналу в апаратурі споживача.

із частотою 50 Гц. Сюди ж надходять імпульси коду позначки часу з пристроєм 2. Синхронізуючі імпульси пристроєм 3 визначають межі десяти мілісекундних інтервалів інтегрування. Імпульси, що виробляються пристроєм 2, синхронізуються з останнім (тридцятим) імпульсом коду позначки часу і збігаються з двосекундною позначкою початку (закінчення) рядка інформаційного повідомлення.

Навігаційний обчислювач фізично можна поділити на *сигнальний і цифровий процесори*. Сигнальний процесор працює з сигналами під час первинного оброблення інформації. Цифровий процесор виконує обчислювальні процедури, передбачені алгоритмами навігаційних визначень.

За принципом дії навігаційний процесор – це обчислювальна машина, що працює в реальному часі. Наявність навігаційного обчислювача на борту повітряного корабля дає змогу реалізовувати ряд додаткових завдань, пов'язаних з розпізнаванням конфліктних ситуацій між кораблями та класифікувати зони польотів за ознакою їх безпечності [33, 43, 55, 78].

Однією з процедур, виконуваних у процесорі, є *прогнозування конфліктних ситуацій*. Між повітряними кораблями можуть бути такі конфліктні

ситуації та зони небезпеки: нормальна (НС); ускладнення умов польоту (УУП); складна (СС); аварійна (АС); катастрофічна (КС).

Конфліктні ситуації формуються залежно від найкоротшої відстані між траєкторіями двох або декількох повітряних кораблів. Щоб визначити цю відстань, треба побудувати траєкторії руху повітряних кораблів. Для цього розглянемо такий випадок.

Маємо два повітряні кораблі, що зближуються. На борт одного з них надходить інформація від іншого в моменті часу $t = t_k$ ($k = \overline{1, n}$): довгота φ_k , широта θ_k , абсолютна висота h_k , приладова швидкість v_k , вертикальна швидкість v_k^h , курс γ_k . Для цих величин задано роздільну здатність, яку трактуємо як стандартне відхилення флуктуаційних похибок. Зокрема, $\sigma_\varphi = \sigma_\theta = 0,0125$ хв; $\sigma_h = 2,4$ м; $\sigma_v = \sigma_{v^h} = 0,5$ вузла.

Квадрат відстані між двома близькими точками $M_i(\varphi_i, \theta_i, h_i)$, $i = 1, 2$

$$d^2 = (h_2 - h_1)^2 + \left[\frac{\pi R \cos \theta}{180} (\varphi_2 - \varphi_1) \right]^2 + \left[\frac{\pi R}{90} (\theta_2 - \theta_1) \right]^2, \quad (3.30)$$

де R – радіус Землі; $\theta \approx \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}$; φ_i та θ_i вимірюються в градусах.

Знайдемо компоненти швидкості вздовж паралелі v_φ та вздовж меридіана v_θ . Якщо вимірювати їх у вузлах, то

$$v_\varphi^2 + v_\theta^2 = v^2 - (v^h)^2; \quad (3.31)$$

$$v_\varphi = \sqrt{v^2 - (v^h)^2} \sin \gamma; \quad (3.32)$$

$$v_\theta = \sqrt{v^2 - (v^h)^2} \cos \gamma. \quad (3.33)$$

При $t = t_k$ у формули (3.32) і (3.33) підставляємо $v = v_k$, $v^h = v_k^h$, $\gamma = \gamma_k$. Переведемо v_φ і v_θ в ті самі одиниці, що й φ і θ . Відповідно дістанемо:

$$\tilde{v}_\varphi = \sqrt{v^2 - (v^h)^2} \sin \gamma \frac{180}{\pi R \cos \theta}; \quad (3.34)$$

$$\tilde{v}_\theta = \sqrt{v^2 - (v^h)^2} \cos \gamma \frac{90}{\pi R}. \quad (3.35)$$

Вважатимемо, що широта $\theta = \theta_k$ змінюється повільно.

Стандартні відхилення флуктуаційних похибок запишемо у вигляді рівнянь:

$$\sigma(\tilde{v}_\varphi) = \frac{180}{\pi R \cos \theta} \left[\sqrt{v^2 - (v^h)^2} |\cos \gamma| \sigma_\gamma + \frac{v \sigma_v + |v^h| \sigma_{v^h}}{\sqrt{v^2 - (v^h)^2}} |\sin \gamma| \right]; \quad (3.36)$$

$$\sigma(\tilde{v}_\theta) = \frac{90}{\pi R} \left[\sqrt{v^2 - (v^h)^2} |\sin \gamma| \sigma_\gamma + \frac{v \sigma_v + |v^h| \sigma_{v^h}}{\sqrt{v^2 - (v^h)^2}} |\cos \gamma| \right]. \quad (3.37)$$

У підсумку при $t = t_k$ маємо спостереження $\varphi_k, \theta_k, h_k, \tilde{v}_{\varphi_k}, \tilde{v}_{\theta_k}, \tilde{v}_{h_k}$. Наближено вони вважаються незалежними з відомими дисперсіями флуктуаційних похибок: $\sigma_\varphi^2, \sigma_\theta^2, \sigma_h^2$ і $\sigma_{v^h}^2$ не залежать від часу; $\sigma_{\tilde{v}_{\varphi_k}}^2$ і $\sigma_{\tilde{v}_{\theta_k}}^2$ залежать від результатів спостережень у момент $t = t_k$. Отже, всі дисперсії флуктуаційних похибок можуть змінюватись у часі.

Побудова траєкторії повітряного корабля складається з трьох задач побудови траєкторій для координат φ, θ, h . Позначимо спостережені значення однієї з координат φ, θ або h через $y = y(t, \omega)$ й дістанемо сплайнову модель спостережень:

$$y(t, \omega) = s(t) + v_y(t, \omega); \quad (3.38)$$

$$y(t, \omega) = s'(t) + v_y(t, \omega); \quad t = t_1, \dots, t_n. \quad (3.39)$$

Тут похибка спостережень $\{v_y(t_i), v_y(t_i), i = \overline{1, n}\}$ є сім'єю незалежних випадкових величин з нульовими середніми та дисперсіями

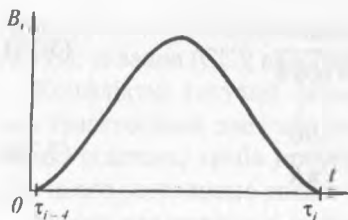


Рис. 3.15. Залежність сплайна B_i від часу t .

$\sigma^2[v_y(t_i)]; i = \overline{1, n}$. $\{s(t), t \in [a, b]\}$ – кубічний C^2 -згладжений сплайн з фіксованою сіткою вузлів Δ : $\tau_0 = a < \tau_1 < \dots < \tau_p = b$.

Вузли вибираються за допомогою спеціальної процедури. У множину вузлів доцільно ввести характерні точки часового ряду $y(t_1), \dots, y(t_n); \dot{y}(t_1), \dots, \dot{y}(t_n)$. Візь-

memo $\tau_0 = t_1; \tau_{p-1} < t_n < \tau_p$. Вузли сплайна можна вибирати за спостереженнями приладової швидкості v_1, \dots, v_n та за побудовою асимптотично оптимальної сітки.

Введемо параметризацію моделі спостережень (3.38) і (3.39). Розширимо сітку вузлів Δ до Δ' :

$$\Delta' = \{\tau_{-3} < \tau_{-2} < \tau_{-1} < \tau_0 < \dots < \tau_p < \tau_{p+1} < \tau_{p+2} < \tau_{p+3}\}, \quad (3.40)$$

де $\tau_{-i} = \tau_0 - i(\tau_1 - \tau_0); \tau_{p+i} = \tau_p + i(\tau_p - \tau_{p-1}); i = \overline{1, 3}$.

Нехай $B_i, i = \overline{1, p+3}$ – це B -сплайни. Графік залежності сплайна B_i від часу t наведено на рис. 3.15.

Сплайн B_i обчислюємо за формулою

$$B_i = (\tau_{i+4} - \tau_i) \sum_{p=i}^{i+4} \frac{(\tau_p - t)_+^3}{\omega'_i(\tau_p)}, \quad t \in R, \quad (3.41)$$

де $(\tau_p - t)_+ = (\tau_p - t) \cdot I(\tau_p \geq t); \omega_i(t) = \prod_{j=i}^{i+4} (t - \tau_j); \omega'_i(\tau_p) = \prod_{\substack{j=i, i+4, \\ j \neq p}} (\tau_p - \tau_j)$.

Модель (3.38) і (3.39) можна записати у вигляді

$$y_k = \sum_{i=1}^{p+3} B_i(t_k) x_i + v_y(t_k); \quad (3.42)$$

$$\dot{y}_k = \sum_{i=1}^{p+3} \dot{B}_i(t_k) x_i + v_{\dot{y}}(t_k); \quad k = \overline{1, n}. \quad (3.43)$$

Вектор коефіцієнтів $x = (x_1, \dots, x_{p+3})^T \in R^{(p+3) \cdot 1}$ знаходимо мінімізацією функціонала $Q(x)$:

$$Q(x) = \sum_{k=1}^n \left[y_k - \sum_{i=1}^{p+3} B_i(t_k) x_i \right]^2 \frac{\Delta t_k}{\sigma_y^2(t_k)} + \sum_{k=1}^n \left[\dot{y}_k - \sum_{i=1}^{p+3} \dot{B}_i(t_k) x_i \right]^2 \frac{\Delta t_k}{\sigma_{\dot{y}}^2(t_k)}, \quad (3.44)$$

де $\sigma_y^2(t_k) = \sigma^2[v_y(t_k)]$; $\sigma_{\dot{y}}^2(t_k) = \sigma^2[v_{\dot{y}}(t_k)]$.

Запишемо $Q(x)$ у векторному вигляді та введемо матриці

$$B = B_y = (b_k); \quad b_k = B_i(t_k); \quad (3.45)$$

$$\dot{B} = \dot{B}_y = (\dot{b}_k); \quad \dot{b}_k = \dot{B}_i(t_k); \quad 1 \leq k \leq n; \quad 1 \leq i \leq p+3. \quad (3.46)$$

Нехай

$$S_t = \text{diag}(\Delta t_1, \dots, \Delta t_n); \quad (3.47)$$

$$\sum_y = \text{diag}[\sigma_y^2(t_1), \dots, \sigma_y^2(t_n)]; \quad (3.48)$$

$$\sum_{\dot{y}} = \text{diag}[\sigma_{\dot{y}}^2(t_1), \dots, \sigma_{\dot{y}}^2(t_n)]. \quad (3.49)$$

Тоді функціонал (3.44) запишемо у вигляді

$$Q(x) = \left\| \sum_y^{-1/2} S_t^{1/2} (y - Bx) \right\|^2 + \left\| \sum_{\dot{y}}^{-1/2} S_t^{1/2} (\dot{y} - \dot{B}x) \right\|^2. \quad (3.50)$$

Обчислимо оцінку $\hat{x} = \arg \min_{h \in R^{p+3}} Q(x)$. Похідну $\langle Q'(x), h \rangle$ за напрямком $h \in R^{p+3}$ знаходимо як

$$\begin{aligned} -\frac{1}{2} \langle Q'(x), h \rangle &= \left[\sum_y^{-1/2} S_t^{1/2} (y - Bx), \sum_y^{-1/2} S_t^{1/2} B h \right] + \\ &+ \left[\sum_{\dot{y}}^{-1/2} S_t^{1/2} (\dot{y} - \dot{B}x), \sum_{\dot{y}}^{-1/2} S_t^{1/2} \dot{B} h \right] = \\ &= \left[B^T \sum_y^{-1} S_t (y - Bx) + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} S_t (\dot{y} - \dot{B}x), h \right]. \end{aligned} \quad (3.51)$$

У точці мінімуму функції (3.50) $\langle Q'(x), h \rangle = 0$ при всіх $h \in R^{p+3}$. Звідси

$$\hat{x} = W^{-1} \left(B^T \sum_y^{-1} S_t y + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} S_t \dot{y} \right), \quad (3.52)$$

де $W = B^T \sum_y^{-1} S_t B + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} S_t \dot{B}$.

Величина \hat{x} є незсуненою оцінкою істинного вектора коефіцієнтів $x_0 = (x_1^0, x_2^0, \dots, x_{p+3}^0)^T$: $E\hat{x} = x_0$. Коваріаційна матриця оцінки

$$D\hat{x} = W^{-1} D \left(B^T \sum_y^{-1} S_t y + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} S_t \dot{y} \right) W^{-1}, \quad (3.53)$$

де D – оператор обчислення коваріаційної матриці.

Спостереження у та \dot{y} є незалежними: $Dy = \Sigma_y$; $D\dot{y} = \Sigma_{\dot{y}}$. Оскільки діагональні матриці є комутуючими, дістаємо:

$$D\hat{x} = W^{-1} \left(B^T \sum_y^{-1} S_t^2 B + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} S_t^2 \dot{B} \right) W^{-1}. \quad (3.54)$$

В окремому випадку, коли $\Delta t_k = \Delta t = \text{const}$, з рівності (3.54) маємо

$$D\hat{x} = \left(B^T \sum_y^{-1} B + \dot{B}^T \sum_{\dot{y}}^{-1} \dot{B} \right)^{-1}. \quad (3.55)$$

Відповідно до прийнятої сплайнової моделі руху дамо *оцінку найкоротшої відстані між двома траєкторіями повітряних кораблів*. Істинна траєкторія повітряного корабля в системі координат $\vec{r} = (\varphi, \theta, h)^T$ має вигляд

$$\vec{r}(t) = [S_1(t), S_2(t), S_3(t)]^T, \quad t \geq a, \quad (3.56)$$

де S_1, S_2, S_3 – кубічні C^2 -згладжені сплайни зі спільною сіткою вузлів

$$\Delta' = \{ \tau_{-3} < \tau_{-2} < \dots < \tau_p < \tau_{p+1} < \tau_{p+2} < \tau_{p+3} \}. \quad (3.57)$$

Для останнього моменту спостереження t_n виконується нерівність $\tau_{p-1} < t_n < \tau_p$. За спостереженнями координат і швидкостей повітряного корабля будемо оцінку $\vec{r}(t)$ у вигляді сплайну з векторними значеннями

$$\hat{r}(t) = \sum_{i=1}^{p+3} B_i(t) \hat{x}_i, \quad (3.58)$$

де $\hat{x}_i = (\hat{x}_{i_1}, \hat{x}_{i_2}, \hat{x}_{i_3})^T$ – оцінки коефіцієнтів розкладання координат за базисними сплайнами $B_i(t)$; $1 < i < p+3$.

Якщо $t \in [t_n, \tau_p]$, вираз (3.58) набуває вигляду

$$\hat{r}(t) = \sum_{i=p}^{p+3} B_i(t) \hat{x}_i; \quad t_n \leq t \leq \tau_p, \quad (3.59)$$

оскільки на $[\tau_{p-1}, \tau_p]$ виконується умова $B_i(t) = 0$ при $i \leq p-1$. Істинна траєкторія

$$\bar{r}(t) = \sum_{i=p}^{p+3} B_i(t) \bar{x}_i; \quad t_n \leq t \leq \tau_p. \quad (3.60)$$

У формулах (3.57)...(3.60) для моделі двох повітряних кораблів, що зближуються, введемо індекс $j = 1, 2$ (для першого і другого ПК відповідно). Моменти спостережень $\Delta^{(j)} = \{t_{n_1}^{(j)}, \dots, t_{n_{(j)}}^{(j)}\}$, як і сітки вузлів $\Delta^{(1)}, \Delta^{(2)}$, можуть відрізнятися для кожного повітряного корабля. Екстраполюємо закон руху на інтервал

$$t \geq \max(t_{n(1)}^{(1)}, t_{n(2)}^{(2)}) = t_d, \quad (3.61)$$

де t_d – даний момент часу.

Вважаємо, що

$$\max(\tau_{p(1)-1}, \tau_{p(2)-1}) < t_d < \min(\tau_{p(1)}, \tau_{p(2)}) = t_\phi, \quad (3.62)$$

де t_ϕ – фінальний момент часу, після якого не екстраполюємо.

Якщо $t \in [t_d, t_\phi]$, то оцінки траєкторій

$$\hat{r}^{(j)}(t) = \sum_{i=p(j)}^{p(j)+3} B_{i,(j)}(t) \hat{x}_i^{(j)}. \quad (3.63)$$

Для істинних траєкторій

$$\bar{r}^{(j)}(t) = \sum_{i=p(j)}^{p(j)+3} B_{i,(j)}(t) \bar{x}_i^{(j)}. \quad (3.64)$$

Введемо вектор

$$b_{k,(j)}(t) = [B_{i,(j)}(t)]_{i=p(j)}^{p(j)+3} \in R^{4 \times 1}. \quad (3.65)$$

Нехай

$$\bar{z}_k^{(j)} = (x_{ik}^{(j)})_{i=p(j)}^{p(j)+3} \in R^{4 \times 1}, \quad 1 \leq k \leq 3, \quad j=1,2. \quad (3.66)$$

Тоді k -й компонент вектора $\bar{r}^{(j)}(t)$

$$\bar{r}_k^{(j)}(t) = b_{k,(j)}^T(t) \bar{z}_k^{(j)}. \quad (3.67)$$

Для його оцінки дістаємо

$$\hat{\bar{r}}_k^{(j)}(t) = b_{k,(j)}^T(t) \hat{\bar{z}}_k^{(j)}. \quad (3.68)$$

Кореляційну матрицю $D_k^{(j)} = D\hat{\bar{z}}_k^{(j)}$ введемо з матриці (3.54) або (3.55) у разі рівномірної сітки спостережень, побудованої для оцінок k -х координат j -го повітряного корабля, використовуючи вираз

$$D\hat{x}_k^{(j)} = \begin{bmatrix} U_k^{(j)} & V_k^{(j)} \\ (V_k^{(j)})^T & D_k^{(j)} \end{bmatrix} \in R^{(p+3) \times (p+3)}, \quad D_k^{(j)} \in R^{4 \times 4}. \quad (3.69)$$

Згідно з виразом (3.32), відстань між повітряними кораблями в момент t на інтервалі $t_d \leq t \leq \tau_\phi$

$$R(t) = \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left\{ l_k \left[b_{k,(1)}^T(t) \bar{z}_k^{(1)} - b_{k,(2)}^T(t) \bar{z}_k^{(2)} \right] \right\}^2}, \quad (3.70)$$

де R – радіус Землі; $l_1 = 1$; $l_2 = \frac{\pi R \cos \theta}{180}$; $l_3 = \frac{\pi R}{90}$.

Вважаємо, що $\cos \theta$ (θ – широта, на якій повітряні кораблі зближуються) змінюється повільно. Можна взяти $\theta = \frac{\theta_{n(1)} + \theta_{n(2)}}{2}$. Надалі будемо використовувати коефіцієнт l_2 .

Найкоротша відстань між траєкторіями на інтервалі $[t_d, t_\phi]$ дорівнює $d = \min_{t_d \leq t \leq t_\phi} R(t)$ або $d = R(t_*)$. Отже, в момент t_* ці повітряні кораблі зближуються на найкоротшу відстань у межах інтервалу $[t_d, t_\phi]$. Оцінки для $R(t)$ і d будують за допомогою оцінок $\hat{z}_k^{(j)}$:

$$\hat{R}(t) = \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left\{ l_k \left[b_{k,(1)}^T(t) \hat{z}_k^{(1)} - b_{k,(2)}^T(t) \hat{z}_k^{(2)} \right] \right\}^2}; \quad \hat{d} = \min_{t_d \leq t \leq t_\phi} \hat{R}(t); \quad \hat{d} = \hat{R}(t_*). \quad (3.71)$$

Введемо *довірчий інтервал для найкоротшої відстані*. Нехай задано довірчу ймовірність $1 - \alpha$. Припустимо, що з ймовірністю не менш як $1 - \alpha$ одночасно відбуваються дві події:

$$\max_{t_d \leq t \leq t_\phi} |R(t) - \hat{R}(t)| \leq C \quad \text{та} \quad |\hat{R}(t_*) - R(t_*)| \leq C_*. \quad (3.72)$$

Тоді з ймовірністю не менш як $1 - \alpha$ маємо

$$\hat{R}(t_*) - C = \min_{[t_d, t_\phi]} \hat{R}(t) - C \leq \min_{[t_d, t_\phi]} R(t) \leq R(t_*) \leq \hat{R}(t_*) + C_*. \quad (3.73)$$

Звідси $P \left\{ \min_{[t_d, t_\phi]} R(t) \in [\hat{R}(t_*) - C, \hat{R}(t_*) + C_*] \right\} \geq 1 - \alpha$. Тому інтервал $[\hat{d} - C, \hat{d} + C_*]$

є довірчим для d з рівнем довіри $1 - \alpha$.

Залишилося знайти C_x і C_y у фіксованій точці $t \in [t_d, t_\phi]$. За нерівністю Г. Мінковського дістанемо

$$\begin{aligned} |R(t) - \hat{R}(t)| \leq & \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left[l_k b_{k,(1)}^T(t) (\hat{z}_k^{(1)} - \bar{z}_k^{(1)}) \right]^2} + \\ & + \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left[l_k b_{k,(2)}^T(t) (\hat{z}_k^{(2)} - \bar{z}_k^{(2)}) \right]^2}. \end{aligned} \quad (3.74)$$

Нехай $\bar{z}_k^{(j)} - \bar{z}_k^{(j)} = (D_k^{(j)})^{1/2} \bar{\varepsilon}_k^{(j)}$. Тоді $[\bar{\varepsilon}_k^{(j)}]$ – незалежні вектори з нульовими середніми та одиничними кореляційними матрицями. Маємо

$$\begin{aligned}
 |R(t) - \bar{R}(t)| &\leq \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left[l_k b_{k,(1)}^T(t) (D_k^{(1)})^{1/2} \bar{\varepsilon}_k^{(1)} \right]^2} + \\
 &+ \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left[l_k b_{k,(2)}^T(t) (D_k^{(2)})^{1/2} \bar{\varepsilon}_k^{(2)} \right]^2} \leq \\
 &\leq \sqrt{\sum_{k=1}^3 l_k^2 \left\| (D_k^{(1)})^{1/2} b_{k,(1)}(t) \right\|^2} \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(1)} \right\|^2} + \\
 &+ \sqrt{\sum_{k=1}^3 l_k^2 \left\| (D_k^{(2)})^{1/2} b_{k,(2)}(t) \right\|^2} \sqrt{\sum_{k=1}^3 \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(2)} \right\|^2} \leq \\
 &\leq \sqrt{\sum_{k=1}^3 l_k^2 \sum_{j=1}^2 \left[D_k^{(j)} b_{k,(j)}(t), b_{k,(j)}(t) \right] \left\| (D_k^{(j)})^{1/2} b_{k,(j)}(t) \right\|^2} \times \\
 &\times \sqrt{\sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(j)} \right\|^2} = v(t) \sqrt{\sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(j)} \right\|^2}. \tag{3.75}
 \end{aligned}$$

У формулі (3.75) скористалися тотожністю $\left\| (D_k^{(j)})^{1/2} u \right\|^2 = (D_k^{(j)} u, u)$.

Нехай $\eta = \sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(j)} \right\|^2$. Тоді $E\eta = \sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 E \left\| \bar{\varepsilon}_k^{(j)} \right\|^2 = \sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 4 = 24$, оскільки

$\bar{\varepsilon}_k^{(j)}$ – чотиривимірний вектор з одиничною кореляційною матрицею. За нерівністю П. Л. Чебишева при $\varepsilon > 0$ маємо

$$P\{\eta > \varepsilon\} \leq \frac{E\eta}{\varepsilon} = \frac{24}{\varepsilon}. \tag{3.76}$$

Для того щоб $P\{\eta < \varepsilon\} \geq 1 - \alpha$, достатньо $\frac{24}{\varepsilon} \leq \alpha \Leftrightarrow \varepsilon \geq \frac{24}{\alpha}$. Припустимо,

що $\varepsilon_\alpha = \frac{24}{\alpha}$. Тоді

$$P \left\{ \max_{[t_a, t_\phi]} |R(t) - \bar{R}(t)| \leq \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{\varepsilon_\alpha} \right\} \geq 1 - \alpha. \quad (3.77)$$

Отже, з імовірністю не менш як $1 - \alpha$

$$\max_{[t_a, t_\phi]} |R(t) - \bar{R}(t)| \leq C = \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{\frac{24}{\alpha}}. \quad (3.78)$$

Одночасно

$$\max_{[t_a, t_\phi]} |R(\hat{t}_*) - \bar{R}(\hat{t}_*)| \leq C_* = \max_{[t_a, t_\phi]} v(\hat{t}_*) \sqrt{\frac{24}{\alpha}}. \quad (3.79)$$

Величини C_* і C знайдено, довірчий інтервал $[\bar{d} - C, \bar{d} + C_*]$ побудовано. Зазначимо, що на розподіл шумів обмеження не накладалися.

Тепер припустимо, що всі флуктуаційні похибки мають нормальний розподіл. Це дає змогу зменшити довірчий інтервал.

Оскільки $\bar{\varepsilon}_k^{(j)} \sim N(0, I_4)$; $1 \leq k \leq 3$; $j = 1, 2$, де $I_4 \in R^{4 \times 4}$ — одинична матриця, то $\eta = \sum_{k=1}^3 \sum_{j=1}^2 \|\bar{\varepsilon}_k^{(j)}\|^2$ має χ_{24}^2 -розподіл з $24 = 6 \cdot 4$ степенями вільності.

Нехай $(\chi_{24}^2)_\alpha$ — α -квантиль χ_{24}^2 -розподілу, тобто

$$P \left\{ \chi_{24}^2 > (\chi_{24}^2)_\alpha \right\} = \alpha. \quad (3.80)$$

Тоді можна вважати, що

$$C' = \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{(\chi_{24}^2)_\alpha}; \quad C'_* = v(\hat{t}_*) \sqrt{(\chi_{24}^2)_\alpha} \quad (3.81)$$

і новий довірчий інтервал — це інтервал $[\hat{d} - C, \hat{d} + C'_*]$.

Відношення довжин цього інтервалу і побудованого раніше

$$\lambda_\alpha = \sqrt{\frac{(\chi_{24}^2)_\alpha \alpha}{24}}. \quad (3.82)$$

Якщо $\alpha = 0,05$, то $(\chi_{24}^2)_\alpha = 36,415$ і $\lambda_\alpha = \sqrt{\frac{36,415 \cdot 0,05}{24}} \approx 0,28$.

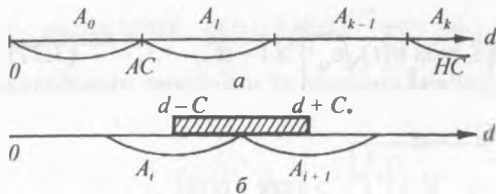


Рис. 3.16. Ситуації, сформовані за найкоротшою відстанню d між траєкторіями двох повітряних кораблів, що зближуються:
 a – без накладання довірчого інтервалу; b – з довірчим інтервалом.

Отже, припущення про нормальний розподіл дало змогу зменшити довірчий інтервал приблизно в 4 рази.

Розглянемо вплив довірчого інтервалу на спектр ситуацій. Нехай маємо ситуації, сформовані за найкоротшою відстанню d між траєкторіями двох повітряних кораблів, що зближуються (рис. 3.16):

$$A_0, A_1, \dots, A_k,$$

де A_0 – аварійна ситуація; A_k – нормальна ситуація.

Побудований довірчий інтервал $[\hat{d} - C, \hat{d} + C]$ перетинається з деякими ситуаціями $A_1, A_{i+1}, \dots, A_{i+q}$, $q \geq 0$.

Нехай $A_i = [d_i, d_{i+1}]$; $d_0 = 0 < d_1 < \dots < d_k < d_{k+1} = +\infty$. Перетинання інтервалу $[\hat{d} - C, \hat{d} + C]$ з ситуаціями A_1, \dots, A_{i+q} означає, що $d_i < \hat{d} - C < d_{i+1}$; $d_{i+q} < \hat{d} + C < d_{i+q+1}$.

Тоді приймаємо гіпотезу про ситуацію A_i між двома повітряними кораблями, що зближуються, тобто гіпотезу на користь найбільш небезпечної можливої ситуації.

Нехай інтервал $[\hat{d} - C, \hat{d} + C]$ будемо для заданої довірчої ймовірності $1 - \alpha$. У такому разі при $k \geq 1, i \geq 0$

$$P(A_{i+k} | A_0 \vee A_1 \vee \dots \vee A_i) \leq \alpha, \quad (3.83)$$

де A_{i+k} – оцінювана ситуація; A_i – істинна ситуація.

При цьому ймовірність правильного розпізнавання ситуацій, до яких входять аварійна і суміжні з нею ситуації, становить не менш як $1 - \alpha$ і гарантується рівень безпеки руху. Проте виникає небезпека помилкового спрацьовування. Насамперед для розрізнення ситуацій потрібно, щоб довірчий інтервал не накривав три ситуації, а міг накривати лише дві –

A_i та A_{i+1} .

Нехай \bar{l} – довжина довірчого інтервалу. Потрібно, щоб $\bar{l} \leq d_{i+2} - d_i$, $i = 0, k-2$. У цьому разі довірчий інтервал не зможе накрити три ситуації – A_{i-1} , A_i та A_{i+1} . Крім того, бажано, щоб $\bar{l} \leq d_k - d_{k-1}$. Тоді довірчий інтервал також не зможе накрити три ситуації – A_{k-2} , A_{k-1} , A_k . Отже, потрібно, щоб $\bar{l} \leq \min \{d_{i+2} - d_i; 0 \leq i \leq k-2; d_k - d_{k-1}\} = l_0$.

Визначимо необхідний рівень шумів, для якого це виконано. Момент \bar{l} заздалегідь невідомий, тому оцінимо довжину довірчого інтервалу:

$$\bar{l} \leq 2C = 2 \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{\chi_\alpha}, \quad (3.84)$$

де $\chi_\alpha = \begin{cases} (\chi_{24}^2)_\alpha, & \text{якщо шуми гауссівські;} \\ \frac{24}{\alpha}, & \text{якщо розподіл шумів невідомий.} \end{cases}$

З формули (3.54) випливає, що кореляційні матриці оцінок $D_k^{(j)}$ пропорційні дисперсіям шумів, отже, $v(t)$ пропорційне стандартному відхиленню шумів. Нехай усі дисперсії спостережень містять загальний множник σ_0^2 , причому, якщо $\sigma_0 = 1$, то $v(t) = v_0(t)$. Тоді

$$v(t) = \sigma_0 v_0(t); \quad \bar{l} \leq \sigma_0 \cdot 2 \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{\chi_\alpha}. \quad (3.85)$$

Маємо

$$\sigma_0 \cdot 2 \max_{[t_a, t_\phi]} v_0(t) \sqrt{\chi_\alpha} \leq l_0 \Leftrightarrow \sigma_0 \leq \frac{l_0}{2 \max_{[t_a, t_\phi]} v_0(t) \sqrt{\chi_\alpha}}. \quad (3.86)$$

Отже, дістали обмеження на рівень шумів, при якому можна гарантувати розпізнавання ситуацій. Якщо припустити нормальність шумів, то $\sqrt{\chi_\alpha}$ зменшиться приблизно в 4 рази. Можна оперувати з шумами, приблизно в 4 рази інтенсивнішими, якщо зберегти розпізнаваність ситуацій.

Нехай ситуації обрані так, що вираз (3.86) виконується зі знаком рівності:

$$l_0 = 2 \max_{[t_a, t_\phi]} v(t) \sqrt{\chi_\alpha}. \quad (3.87)$$

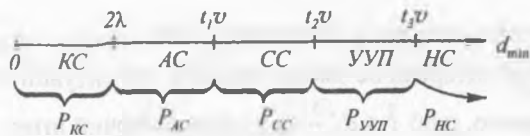


Рис. 3.17. Варіант вибору ситуацій ($t_1 = 20$ с; $t_2 = 2$ хв; $t_3 = 20$ хв).

З імовірністю не менш як $1 - \alpha$ істинне значення $d \in [\hat{d} - C, \hat{d} + C]$, а довірчий інтервал накриває не більше двох ситуацій. Маємо

$$P(A_0 \vee A_1 \vee \dots \vee A_{i-2} \vee A_{i+1} \vee \dots \vee A_k | A_i) \leq \alpha. \quad (3.88)$$

Нехай імовірності часткових похибок

$$\beta_{ji} = P(A_j | A_i). \quad (3.89)$$

Тоді

$$\sum_{j=0}^{i-2} \beta_{ji} + \sum_{j=i+1}^k \beta_{ji} \leq \alpha, \quad i = \overline{0, k}. \quad (3.90)$$

Використовуючи такий підхід, можемо регулювати лише часткові похибки $\beta_{i-1, i}$. Може бути помилкова тривога, проте лише на користь найближчої небезпечної ситуації.

Можливий *вибір спектра ситуацій* ілюструє рис. 3.17, на якому d_{\min} – найкоротша відстань між двома траєкторіями повітряних кораблів; λ – ефективний діаметр повітряного корабля; v – модуль відносної швидкості двох повітряних кораблів, який визначається з виразу

$$v = |\bar{v}_I - \bar{v}_{II}|, \quad (3.91)$$

де $|\bar{v}_I|, |\bar{v}_{II}|$ – швидкості повітряних кораблів.

Крайня точка аварійної ситуації відповідає $t = 20$ с, оскільки з цього часу починається остання зона запобігання катастрофі і може прийматися рішення про маневр. Якщо $t > 20$ с, діє система раннього запобігання, що відповідає CC, УУП або HC.

Проте потрібно вводити більше зон безпеки відповідно до нерівності (3.86). Імовірність катастрофи при цьому зменшується.

Нерівність (3.86) забезпечує розпізнаваність ситуацій. Доцільно вводити максимальну кількість ситуацій у разі збереження нерівності (3.59). При цьому втрата від помилкового спрацювання на користь A_{i-1} за умови істинності A_i знижується, оскільки неадекватний маневр зменшується.

3.2. Авіаційні контрольно-корегувальні станції

3.2.1. Концепція побудови контрольно-корегувальної станції

Технологія супутникової навігації є однією з супутникових технологій, які розвиваються найбільш динамічно. Дослідження, проведені в Україні, підтвердили, що забезпечення точності у визначенні місцеположення транспортних засобів, особливо авіації, потребує використання диференціального режиму супутникових систем радіонавігації. В обмеженій зоні дії (до 50 км) застосування диференціального режиму може задовольнити вимоги Стандартів і Рекомендованої практики ICAO до забезпечення точних заходжень на посадку за першою категорією метеомінімуму [13, 27–29, 54, 75].

Це завдання виконують *локальні контрольно-корегувальні станції*. Локально вважають станцію, в зоні видимості якої та в зоні видимості повітряного корабля під час проведення навігаційних вимірювань перебувають ті самі супутники. Для них станція виробляє корегувальну інформацію. Крім цього, станція контролює стан навігаційних супутників і виробляє інформацію про цілісність, надійність, експлуатаційну готовність, точність і доступність GNSS.

У наш час техніка локальних ККС, які забезпечують точні заходження на посадку, зі стадії обговорення концепцій та експериментальних досліджень почала переходити в стадію розроблення дослідних зразків і практичного застосування. Наприклад, на базі локальних ККС розробляється національна система навігації та посадки повітряних кораблів у ФРН; федеральне авіаційне керівництво США має на сертифікації контрольно-корегувальні станції DIAS-3100 DGPS і APR-4000 DGPS, розроблені відповідно фірмами Raytheon System і Roswell Collins. Уведені в експлуатацію в декількох портах США і Канади ККС SLS-2000 фірми Honeywell (США) забезпечують заходження на посадку за першою категорією метеомінімуму SCAT I. Активно розробляються ККС для забезпечення точних заходжень на посадку у Франції та ряді інших країн [27].

Фахівцями Бюро ICAO з GNSS (GNSSP) розроблено проект Стандартів і Рекомендованої практики щодо GNSS, які містять вимоги до наземних локальних систем забезпечення навігації та посадки і точного заходження на посадку за першою категорією метеомінімуму. Після розгляду державами проект Стандартів і Рекомендованої практики щодо GNSS введений у дію в 2003 р. Бюро ICAO з GNSS найближчим часом планує, з урахуванням темпів розвитку техніки локальних ККС, розробити проекти Стандартів і

Рекомендованої практики для здійснення за допомогою диференціальної супутникової навігації точних заходжень на посадку за другою і третьою категоріями метеомінімуму.

Прискорені темпи розвитку технології супутникової навігації, в тому числі й техніки локальних ККС, дають змогу прогнозувати, що після введення до 2008 р. в експлуатацію систем широкозонного доповнення WAAS (США) і EGNOS (Європейське співтовариство), системи контрольної-корегувальних станцій LAAS (США) та Європейського сузір'я навігаційних супутників GALILEO перехід до супутникової навігації, як єдиного виду аеронавігації та аеронавігаційного обслуговування цивільних і військових повітряних кораблів, буде здійснений до 2015 р. Першим етапом буде вилучення зі складу аеродромного устаткування неспрямованих радіомаяків (NDB) і всеспрямованих ДВЧ-радіомаяків (VOR) та еволюційна заміна ILS і MLC на локальні ККС.

До складу *контрольно-корегувальної станції*, який визначається її функціями, входять (рис. 3.18):

- антени GNSS, що забезпечують приймання, селекцію та підсилення радіонавігаційних сигналів від супутників;

- навігаційні приймачі для первинного й вторинного оброблення навігаційних сигналів, об'єднані, наприклад, у блок датчиків GNSS;

- обчислювальний пристрій (блок оброблення даних), який здійснює інтегральне оброблення інформації, що надходить з блоку датчиків GNSS, виробляє корегувальну інформацію, формує дані для передавання на борт повітряного корабля та виробляє відповідні типи повідомлень, передбачені чинними стандартами;

 - передавач ДВЧ-діапазону;

 - антена ДВЧ-діапазону;

 - контрольний приймач ДВЧ-діапазону.

Концепція побудови ККС за схемою, поданою на рис. 3.18, характеризується принциповими особливостями, наведеними нижче.

Центральною ланкою ККС є *блок оброблення даних* – спеціалізований обчислювальний пристрій (промисловий комп'ютер). Програмне забезпечення блоку оброблення даних виробляє та формує корегувальну інформацію, а також обробляє й надає дані моніторингу (цілісність, надійність, експлуатаційна готовність і доступність GNSS при потрібному рівні точності). Інші складові ККС – *блок датчиків GNSS, передавач корегувальної інформації, контрольний приймач* – є джерелами даних для блоку оброблення або споживачами інформації, виробленої в блоці оброблення даних.

У блоках датчиків GNSS та оброблення даних немає явно вираженого основного й резервного функціональних елементів. Складові частини цих

160

блоків несуть рівномірне функціональне навантаження, і в разі відмови елемента чи групи елементів технічні характеристики ККС залишаються в допустимих межах для нормального функціонування. У них забезпечується максимальна реалізація принципу модульності, можливість модернізації складових частин ККС практично без наслідків і незалежність вибору формату корегувальної інформації та типу приймачів GNSS, тому що ця операція здійснюється за допомогою блоку оброблення даних і може бути завершена доопрацюванням програмного забезпечення, а не апаратури ККС.

Розглянута концепція схемно-конструктивного рішення контрольно-корегувальної станції впливає з тенденцій розвитку її техніки для забезпечення точних заходжень на посадку повітряних кораблів. Вона дає можливість модернізувати ККС для забезпечення точних заходжень на посадку за другою і третьою категоріями метеомінімуму нарощуванням, наприклад, обчислювальної потужності блоку оброблення даних, удосконаленням його програмного забезпечення, використанням досконаліших приймачів і антен GNSS, а також збільшенням їхньої кількості.

3.2.2. Алгоритм функціонування контрольно-корегувальної станції

Радіонавігаційні сигнали супутників приймаються трьома *антенами GNSS*. Застосування трьох антен забезпечує підвищену надійність безперервного функціонування ККС (мінімально необхідними є дві антени) і зниження впливу багатопроменевого приймання на точність диференціальних поправок.

Сигнали з антен GNSS коаксіальними кабелями надходять до навігаційних приймачів GNSS, розташованих у *блоці датчиків*. Вихідні сигнали

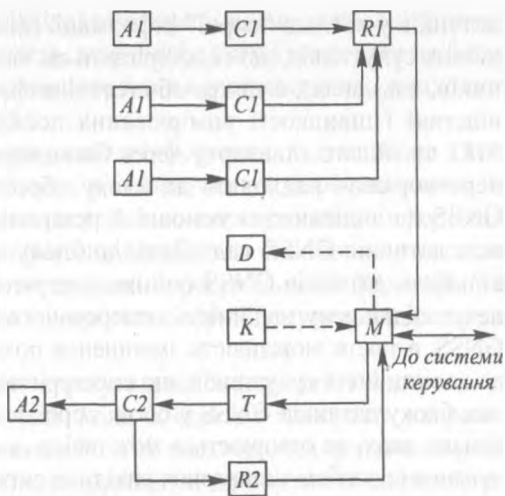


Рис. 3.18. Схема контрольно-корегувальної станції:

A1 – антени GNSS; *A2* – антена ДВЧ-діапазону;
C1 – НВЧ-тракт; *C2* – ДВЧ-тракт; *R1* – блок датчиків GNSS; *R2* – контрольний приймач; *M* – блок оброблення даних; *D* – монітор; *K* – клавіатура; *T* – передавач корегувальної інформації.

датчиків у вигляді “сирої” інформації (виміряні псевдовідстані до навігаційних супутників, що спостерігаються, час, ефемериди навігаційних супутників, альманах), а також обчислені диференціальні поправки до псевдовідстані і швидкості вимірювання псевдовідстаней у форматах NMEA 0183 чи іншого стандарту через багатопровідні кабелі та багатоканальний перетворювач надходять до блоку оброблення даних. У блоці датчиків GNSS не виділяються основні й резервні навігаційні приймачі. Сигнали всіх датчиків GNSS надходять до блоку оброблення даних. Надлишкова кількість датчиків GNSS (мінімально необхідна – два комплекти) забезпечує підвищену надійність неперервного функціонування блоку датчиків GNSS, а також можливість зменшення похибки виміряних псевдовідстаней до навігаційних супутників, що спостерігаються, осередненням вихідних даних блоку датчиків GNSS у блоці оброблення даних. Якщо датчиків GNSS більше двох, то створюється можливість контролю якості їхнього функціонування способом зіставлення вихідних сигналів. Оскільки ймовірність одночасної (протягом короткого інтервалу) відмови двох датчиків GNSS дуже мала порівняно з ймовірністю відмови одного з датчиків, то вихід за встановлені межі розходження вихідних сигналів датчиків GNSS дає змогу визначити елемент, який відмовив. Ймовірність такого виявлення датчика GNSS, що відмовив, зростає зі збільшенням їх кількості. Зі збільшенням кількості датчиків GNSS зменшується також похибка визначення псевдовідстаней під час оброблення вихідних сигналів у блоці оброблення даних, зумовлена обсягом вибірки випадкових величин, якими через вплив шумів є виміряні псевдовідстані.

У блоці оброблення даних обчислюються диференціальні поправки псевдовідстаней до навігаційних супутників і швидкостей зміни псевдовідстаней, оцінюються похибки диференціальних поправок, визначається життєздатність навігаційних супутників відповідно до критеріїв точного заходження на посадку та інші дані, що входять до складу корегувальної інформації, а також формуються відповідного типу повідомлення. Блок оброблення даних контролює також функціонування блоку датчиків GNSS, контрольного приймача ДВЧ-діапазону і передавача корегувальної інформації та забезпечує зв'язок із системою керування.

Сформовані в блоці оброблення даних типи повідомлень з корегувальною інформацією через відповідний порт інтерфейсу RS-232 чи RS-422 надходять на вхід передавача ДВЧ-діапазону.

У передавачі корегувальної інформації генерується несуче високочастотне коливання, яке модулюється вихідним сигналом блоку оброблення даних, що надійшов на його вхід, а також підсилюється модульований радіосигнал [39]. З виходу передавача радіосигнал з корегувальною інформацією через усеспрямовану антену ДВЧ-діапазону випромінюється в ефір.

Контрольний приймач ДВЧ-діапазону приймає випромінений радіосигнал з корегувальною інформацією, демодулює його і направляє до блоку оброблення даних цифрову інформацію, яка є корегувальною і надходить на вхід бортового приймача GNSS.

У блоці оброблення даних корегувальна інформація, що надійшла з контрольного приймача ДВЧ-діапазону, зіставляється з корегувальною інформацією, яка надійшла на вхід передавача корегувальної інформації. За ступенем відповідності цих інформацій робиться висновок про штатне чи позаштатне функціонування передавача корегувальної інформації. Так здійснюється неперервний контроль штатного функціонування передавача корегувальної інформації.

Якщо резервуються передавач корегувальної інформації і контрольний приймач ДВЧ-діапазону (у тому разі, коли їх середня тривалість напрацювання на відмову становить менш як 30...40 тис. год), алгоритм контролю якості корегувальної інформації, що надходить до бортових систем навігації та посадки, ускладнюється. Річ у тім, що розходження між корегувальною інформацією, яка надійшла на вхід передавача, та корегувальною інформацією на виході контрольного приймача ДВЧ-діапазону може зумовлюватися відмовою приймача. Тому за наявності відмінностей має відбутися перемикання на резервний контрольний приймач ДВЧ-діапазону,

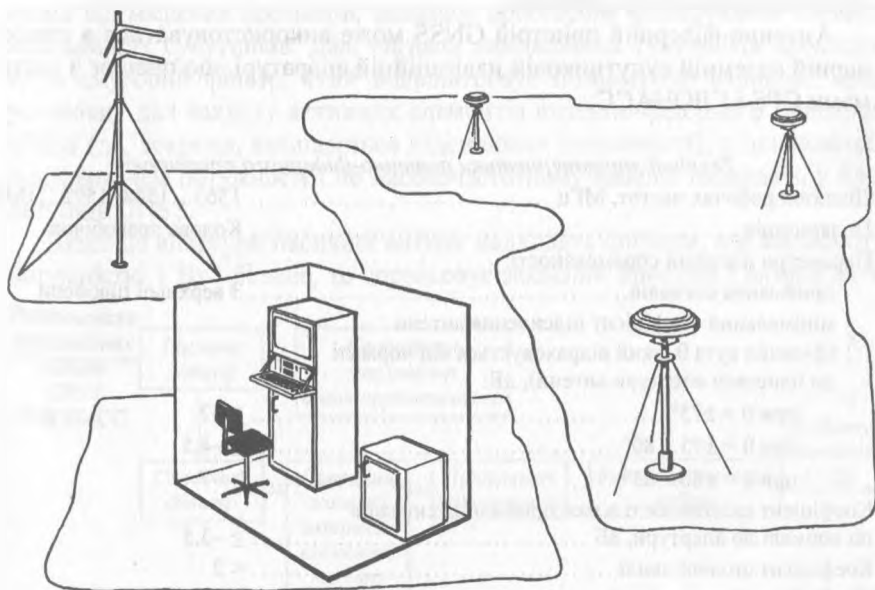


Рис. 3.19. Схема розташування апаратури контрольно-корегувальної станції.

що свідчить і в цьому разі про відмову передавача корегувальної інформації та потребу переходу на резервний передавач.

Як видно з рис. 3.18, до складу контрольно-корегувальної станції входять *клавіатура комп'ютера* та *монітор*, що використовуються під час проведення ремонтних і профілактичних робіт.

Конструктивно апаратура ККС (рис. 3.19), крім антен, може розміщуватись у двох шафах. У шафі, до якої приєднуються антени GNSS, встановлені блок датчиків GNSS, блок оброблення даних, висувна клавіатура та монітор. Друга шафа, до якої приєднуються антени ДВЧ-діапазону, обладнана апаратурою (передавальною і приймальною) радіоканалу передавання корегувальної інформації.

3.2.3. Антенно-фідерний пристрій

Антенно-фідерний пристрій приймача GNSS призначений для приймання навігаційних радіосигналів, випромінюваних супутниковими системами GPS і ГЛОНАСС, заглушення позасмугових електромагнітних коливань, що надходять на апертуру антени, захисту антенного підсилювача від потужних випромінювань, підсилення радіонавігаційних сигналів, послаблення впливу багатопроменевості та каналізування радіонавігаційних сигналів на входи блоку датчиків.

Антенно-фідерний пристрій GNSS може використовуватися в стаціонарній наземній супутниковій навігаційній апаратурі, що працює з системами GPS і ГЛОНАСС.

Технічні характеристики антенно-фідерного пристрою

Діапазон робочих частот, МГц 1563...1588; 1592...1615

Поляризація Колова правобічна

Параметри діаграми спрямованості:

приймання сигналів З верхньої півсфери

мінімальний коефіцієнт підсилення антени

(функція кута θ , який відраховується від нормалі

до площини апертури антени), дБ:

при $\theta = \pm 75^\circ$ ≥ -2

при $\theta = \pm 75 \dots 80^\circ$ $\geq -4,5$

при $\theta = \pm 80 \dots 85^\circ$ > -7

Коефіцієнт еліптичності в разі приймання сигналів

по нормалі до апертури, дБ $\geq -3,5$

Коефіцієнт стоячої хвилі < 2

Коефіцієнт підсилення підсилювача антени, дБ ≥ 30

Коефіцієнт шуму підсилювача антени, дБ $\leq 1,5$

Хвильовий опір тракту, Ом	50
Енергоспоживання, Вт.....	0,5
Діапазон робочих температур, °С	-50...+50
Допустима вологість, %, при температурі 55 °С	98
Діапазон температур зберігання пристрою, °С	-55...+70
Середня тривалість напрацювання на відмову, год	100 000
Габаритні розміри, мм	400×400×150
Маса, кг.....	7

Ці технічні характеристики отримані в результаті аналізу системних вимог до блоків, які з'єднуються з антенно-фідерним пристроєм GNSS, і вимог до антен GNSS [15, 37, 92, 95, 98] та дослідження відомих технічних рішень.

Антенно-фідерний пристрій GNSS складається з таких *функціональних елементів* (рис. 3.20), як пасивна антена, структура заглушення багатопроменевості, смуговий фільтр, пристрій для захисту активних елементів, підсилювач потужності та високочастотний кабель.

Електромагнітні коливання, випромінювані супутниками систем ГЛОНАСС і GPS, які перебувають у зоні видимості, надходять на пасивну антену. На цю антену можуть надходити також сигнали, відбиті від місцевих предметів і сигнали від джерел електромагнітного випромінювання різного походження. Пасивна антена разом зі структурою заглушення сигналів, відбитих від місцевих предметів, здійснює просторове фільтрування сигналів навігаційних супутників. Далі сигнали навігаційних супутників проходять крізь смуговий фільтр, який відфільтровує позасмугові складові, крізь установку для захисту активних елементів антенно-фідерного пристрою GNSS (де, зокрема, захищається підсилювач потужності), підсилюються підсилювачем потужності і по високочастотному кабелю надходять у блок датчиків GNSS.

Якщо до апертури пасивної антени надходять сигнали, що переважають, потужністю 1 Вт і більше, то спрацьовує захисний пристрій і антена авто-



Рис. 3.20. Структурна схема антенно-фідерного пристрою.

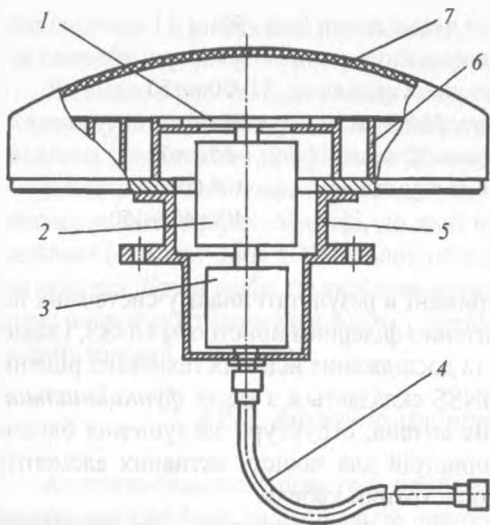


Рис. 3.21. Конструкція антенно-фідерного пристрою приймача сигналів GNSS:

1 – пасивна антена; 2 – смуговий фільтр; 3 – блок підсилювача потужності та захисту активних елементів тракту; 4 – коаксимальний кабель; 5 – ударостійкий стакан, 6 – пристрій заглушення багатопроменевості; 7 – ковпак.

Структура заглушення багатопроменевості виконана за принципом облямування пасивної антени концентричними дросельними канавками. Габаритні розміри структури: діаметр – 400 мм, висота ребер дросельних канавок приблизно дорівнює чверті довжини хвилі, тобто 50...60 мм.

Смуговий фільтр виконаний на чотирьох коаксимальних резонаторах з повітряним заповненням. Для нього характерні еліптична амплітудно-частотна характеристика, мінімальні втрати (до 0,4 дБ) у смузі пропускання, висока крутість схилів і велике загасання поза смугою пропускання. Конструктивно оформляється у вигляді окремого функціонального вузла. Габаритні розміри – 80 × 80 × 80 мм.

Пристрій захисту активних елементів тракту виконаний за мікроелектронною технологією на двох діодах [48, 49].

Підсилювач потужності, як і пристрій захисту активних елементів тракту, теж виконаний за мікроелектронною технологією. Він допускає можливість конструктивно-технологічного з'єднання з мікроелектронними пристроями. Підсилювач потужності та пристрій захисту активних елементів тракту об'єднуються в один блок і розміщуються в одному гермети-

матично переходить у режим захисту. У цьому режимі на виході смугового фільтра сигналів навігаційних супутників немає.

Розглянемо компоненти функціональної схеми антени.

Пасивна антена [38] забезпечує виконання основних вимог до просторових характеристик контрольно-корегувальної станції в цілому. Вона запроектована на мікросмужковій (несиметричній смужковій) лінії. Збуджується коаксимальною лінією; площина збудження перпендикулярна до площини смужкового провідника. Матеріалом для діелектричної підкладки служить фторопласт-4. Габаритні розміри пасивної антени – 100 × 100 × 5 мм.

зованому корпусі [49]. Габаритні розміри мікроелектронного блоку – $65 \times 65 \times 10$ мм.

Функціональні вузли антенно-фідерного пристрою GNSS об'єднані в *конструкцію*, зображену на рис. 3.21. Пасивна антена з'єднана розніманнями зі смуговим фільтром, який у свою чергу з'єднаний з блоком підсилювача потужності й захисту активних елементів тракту і встановлений на фідерному пристрої заглушення багатопроменевості.

Для забезпечення захисту конструкції від атмосферних впливів антена зверху накривається ковпаком з радіопрозорого матеріалу (полістиролу), а нижня її частина захищається герметичним ударостійким стаканом. Нижня частина пасивної антени забезпечена коаксіальним з'єднанням для приєднання її до блоку датчиків GNSS за допомогою *коаксіального кабеля*.

3.2.4. Блок датчиків

Блок датчиків GNSS є джерелом навігаційної інформації. У реальному часі він передає до блоку оброблення даних інформацію про виміряні псевдовідстані до навігаційних супутників – ефемериди та альманахи. Кількість каналів кожного датчика GNSS відповідає кількості навігаційних супутників, що перебувають у зоні видимості.

На рис. 3.22 наведено результати прогнозування місцеположення навігаційних супутників GPS у вигляді проекцій траєкторії супутників на площину, перпендикулярну до нормалі земної поверхні в точці спосте-

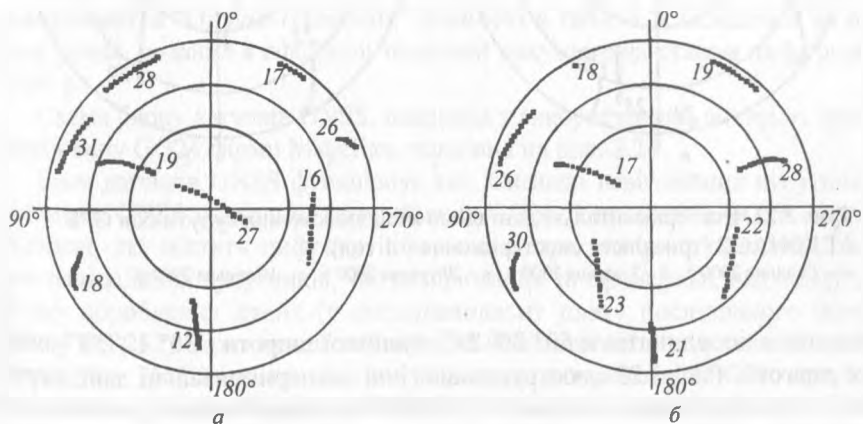


Рис. 3.22. Результати прогнозування (тривалість – 1 год) місцеположення супутників GPS:

а – на 11 березня 2000 р.; б – на 17 жовтня 2000 р.

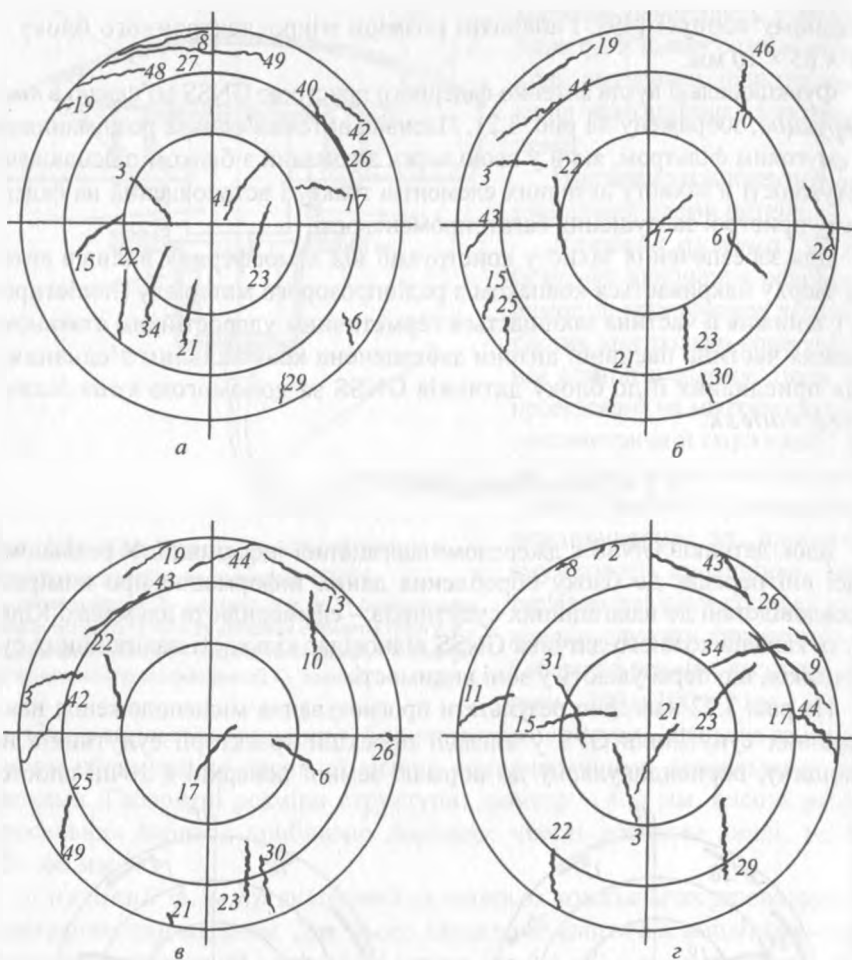


Рис. 3.23. Експериментальні дані щодо місцезоположення супутників GPS і ГЛОНАСС (тривалість спостереження – 1 год):
 а – 27 липня 2000 р.; б – 7 червня 2000 р.; в – 29 травня 2000 р.; г – 10 травня 2000 р.

реження з координатами $50^{\circ} 30' 24''$ північної широти і $30^{\circ} 12' 53''$ східної довготи. Рис. 3.23 ілюструє аналогічні експериментальні дані, отримані з використанням приймача НАВІОР-14, розробленого українським державним підприємством “Орізон-Навігація”, який приймав сигнали супутників GPS і ГЛОНАСС. Дані отримано з точки спостереження, яка мала ті самі координати, що й на рис. 3.22. Як видно з рис. 3.22, в зоні види-

можі для двох випадків перебуває відповідно 9 і 10 супутників GPS. Рис. 3.23 показує, що, як правило, в зоні видимості перебуває 9 або 10 супутників GPS з 24 працюючих і 1...4 супутники ГЛОНАСС з 11 працюючих. З урахуванням того, що повномасштабна система ГЛОНАСС також повинна мати 24 працюючі супутники, можна вважати, що в зоні видимості перебуватимуть 9 або 10 супутників ГЛОНАСС.

Отже, для оптимального функціонування контрольно-корегувальних станцій один датчик GNSS повинен мати 18...20 каналів, що й підтверджується даними літературних джерел [93].

Оскільки обов'язковою функцією ККС є безперервний моніторинг корегувальної інформації [93], то до блоку оброблення даних має надходити навігаційна інформація принаймні від двох датчиків GNSS з індивідуальними приймальними антенами. Датчиками GNSS можуть використовуватися навігаційні приймачі, що працюють лише за сигналами GPS і GPS + ГЛОНАСС, а також приймачі, що працюють за сигналами лише GPS + ГЛОНАСС.

Характеристики найбільш досконалих приймачів GNSS фірми Magellan і підприємства "Орізон-Навігація" наведені в табл. 3.2, складеній на основі даних, поданих в офіційній технічній документації станом на 1 грудня 2000 р.

Схема блоку датчиків GNSS, виконана з використанням чотирьох приймачів типу GG24 фірми Magellan, показана на рис. 3.24.

Блок датчиків GNSS функціонує так. Сигнали навігаційних супутників від антен GNSS надходять до приймачів GG24. З приймачів GG24 вихідні сигнали, які містять цифрову інформацію про виміряні псевдовідстані для навігаційних супутників, час вимірювання та ефемериди, надходять до блоку оброблення даних (у восьмиканальну плату послідовного інтерфейсу RS-232) через вузол зв'язку восьмиканальної плати послідовного інтерфейсу 3168Н за запитами, що надходять до приймачів GG24 через вузол зв'язку з блоку оброблення даних.

Блок датчиків GNSS виконується для встановлення в стандартну шафу, яка є основним конструктивним елементом контрольно-корегувальної станції.

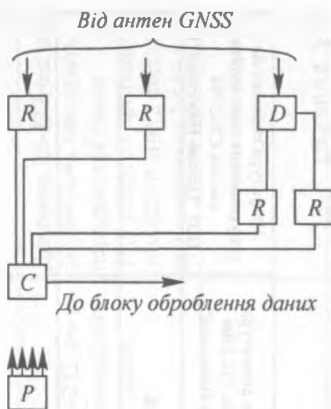


Рис. 3.24. Схема блоку датчиків GNSS:

R – приймачі GG24 Board; D – двоканальний подільник потужності; C – вузол зв'язку восьмиканальної плати послідовного інтерфейсу 3168Н; P – резервне джерело живлення ACI-R20A.

Таблиця 3.2

Характеристики приймачів GNSS

Характеристика	Приймач GG24 Board (фірма Magellan)	Навігаційна апаратура споживачів СН-3022 (ДП "Орізон-Навігація")	Навігаційна апаратура споживачів СН-3700 (ДП "Орізон-Навігація")	Апаратура споживачів супутникових навігаційних систем СН-3704 (ДП "Орізон-Навігація")
Кількість каналів	12 (для GPS); 12 (для ГЛОНАСС)	14	14	14
Можливість вимірювання фази несучої	+	-	-	-
Похибка визначення планових координат, м, в автономному режимі:				
GPS	100 (2 СКП)	40 (СКП)	40 (СКП)	40 (СКП)
ГЛОНАСС	20 (2 СКП)	30 (СКП)	30 (СКП)	30 (СКП)
GPS + ГЛОНАСС	16 (2 СКП)	20 (СКП)	20 (СКП)	20 (СКП)
Похибка визначення висоти, м, в автономному режимі:				
GPS	200 (2 СКП)	70 (СКП)	30...70 (СКП)	30...70 (СКП)
ГЛОНАСС	40 (2 СКП)	50 (СКП)	30...70 (СКП)	30...70 (СКП)
GPS + ГЛОНАСС	32 (2 СКП)	30 (СКП)	30...70 (СКП)	30...70 (СКП)
Похибка визначення планових координат, м, у диференціальному режимі	0,75 (2 СКП) при малій базі і кутах маски понад 10°	1...5 (СКП)	1...5 (СКП)	1...5 (СКП)
Похибка визначення висоти, м, у диференціальному режимі	1,5 (2 СКП) при малій базі і кутах маски понад 10°	2...7 (СКП)	3...7 (СКП)	3...7 (СКП)

Вихідні дані	Координати місцеположення; повідомлення типів 1, 2, 3, 6, 9, 16, 22, 31, 32, 34; стандарти RTCM, версія 2.2; "сира" інформація в повідомленнях стандарту NMEA 0183, версія 2.1 і в бінарному коді	Координати місцеположення	Координати місцеположення	Повідомлення типів 1, 3, 31, 32, 37; стандарти RTCM, версія 2.2; "сира" інформація в повідомленнях стандарту NMEA 0183 і в бінарному коді
Склад "сирої" інформації	Ефемериди, альманахи, вимірювані псевдовідстані до навігаційних супутників	-	-	Ефемериди, альманахи, вимірювані псевдовідстані до навігаційних супутників
Швидкість відновлення "сирої" інформації за 1 с	1, 2, 5 разів	-	-	1 раз
Швидкість видачі координат місцеположення за 1 с	1, 2, 5 разів	-	-	0,5 раз
Кількість і тип інтерфейсів	Два порти RS-232, що забезпечують швидкість передавання даних 115,2 кбіт/с	Два порти RS-232, що забезпечують швидкість передавання даних до 19,2 кбіт/с	Два порти RS-232, що забезпечують швидкість передавання даних до 19,2 кбіт/с	Два порти RS-232, що забезпечують швидкість передавання даних 38,4 кбіт/с за протоколом BINR і 19,2 кбіт/с за протоколом NMEA
Можливість самотестування	Наявна; результати зберігаються в пам'яті і викликаються за командою	-	-	-

Продовження табл. 3.2

Характеристика	Приймач GG24 Board (фірма Magellan)	Навігаційна апаратура споживачів СН-3022 (ДП "Орізон-Навігація")	Навігаційна апаратура споживачів СН-3700 (ДП "Орізон-Навігація")	Апаратура споживачів спутникових навігаційних систем СН-3704 (ДП "Орізон-Навігація")
Можливість самовизначення координат антени GNSS	Наявна; похибка – 3 м при вимірюваннях протягом 12 год	–	–	–
Можливість заглушення багатопроменевого приймання	Наявна; заглушується багатопроменеве приймання від пагорбів на відстанях понад 37 м	–	–	–
Середня тривалість напруження на відмову, год	60 000	10 000	10 000	10 000
Діапазон робочих температур, °С	–30...+55	–20...+50	–40...+55	–40...+55
Граничні температури, °С	–	–30...+55	–60...+70	–
Діапазон температур зберігання приймачів, °С	–40...+85	5...40	5...40	–40...+55
Напруга живлення, В	5±5 %	10...30	9...30	5
Енергоспоживання, Вт	3	7	7	3
Розміри плати, мм	100 × 167	65 × 175	182 × 140	110 × 115

Примітка. СКП – середньоквадратична похибка вимірювання.

Вихідне рознімання GG24 конфігуроване на два порти з інтерфейсом RS-232. Для передавання інформації з блоку датчиків GNSS у блок оброблення даних потрібно вісім кабелів. Для забезпечення потрібної швидкості передавання даних довжина цих кабелів не повинна бути більшою за 30 см, що зумовлює значні труднощі під час монтажу й експлуатації ККС. Тому до складу блоку датчиків введено вузол зв'язку восьмиканальної плати послідовного інтерфейсу C168H, яка входить до складу блоку оброблення даних. У цьому разі вихідні рознімання приймачів GG24 за допомогою коротких (завдовжки 30 см) кабелів приєднуються до вузла зв'язку, а вузол зв'язку – до блоку оброблення даних за допомогою одного кабеля завдовжки 1,5 м. Це спрощує монтаж, експлуатацію та ремонт ККС, а також забезпечує потрібну швидкість передавання даних.

3.2.5. Блок оброблення даних

Блок оброблення даних виконує такі *функції*:
оброблення “сирих” даних і вироблення корегувальної інформації;
формування повідомлень потрібного типу і спрямування їх у передавач корегувальної інформації;

контроль штатного функціонування датчиків GNSS, передавача корегувальної інформації та контрольного приймача;

контроль цілісності супутникових сузір'їв і вироблення інформації про надійність, експлуатаційну готовність, доступність і точність GNSS;

приймання сигналів із системи керування та видачу діагностичної інформації про функціонування контрольно-корегувальної станції в систему керування;

архівування та зберігання протягом не менш як 14 діб трансльованої повітряному кораблю корегувальної інформації.

Структура блоку оброблення даних має вигляд, наведений на рис. 3.25. Крім апаратної частини, невід'ємною складовою блоку є математичне та програмне забезпечення.

Математичне забезпечення – це операційна система, додаткові резидентні програми та драйвери для керування послідовними портами й адаптерами, а також транслятор з мови програмування високого рівня, на якому розроблено прикладну програму, що забезпечує штатне функціонування блоку оброблення даних. Особливо важливим є оптимальний вибір операційного середовища, яке впливає на апаратний склад блоку.

Тип операційної системи залежить від обсягу і складу прикладного *програмного забезпечення*. Слід враховувати ту обставину, що блок оброблення даних має функціонувати в режимі реального часу з періодом

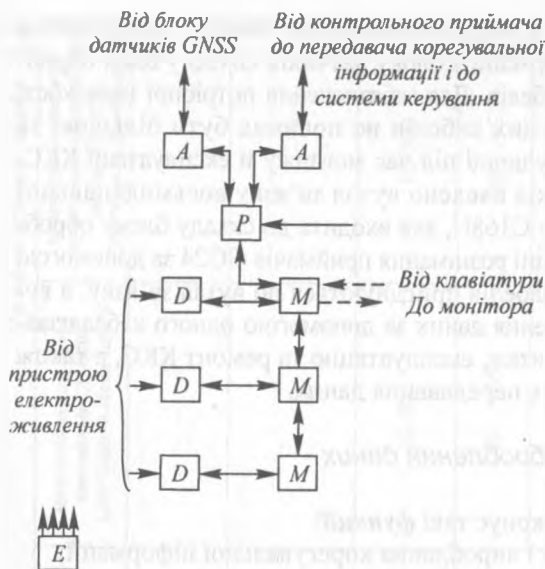


Рис. 3.25. Структурна схема блоку оброблення даних:

A – восьмиканальні плати послідовного інтерфейсу RS-232/422 типу С-168Н (фірма MOXA Technologies); *P* – пасивна об'єднана плата; *C* – слотові процесорні модулі; *D* – жорсткий диск; *E* – відмовостійке джерело живлення.

диску інформації, яка надходить з датчиків GNSS (швидкість відновлення – не менш як один раз за секунду) і з контрольного приймача; модуль керування ККС в дистанційному й автономному режимах; модуль вироблення діагностичної інформації для передавання на систему керування; модуль, що забезпечує контроль цілісності; модуль, що виробляє диференціальні поправки до псевдовідстаней та до швидкості зміни псевдовідстаней, а також оцінює похибки диференціальних поправок та іншу корегувальну інформацію; модуль форматування корегувальної інформації у вигляді повідомлень вибраного стандарту.

Ряд програмних модулів діють паралельно, тому операційна система забезпечує багатозадачний режим.

Розглянемо *алгоритм функціонування* блоку оброблення даних. “Сира” інформація, тобто вимірювані псевдовідстані до навігаційних супутників, що спостерігаються, час вимірювання, ефемериди навігаційних супутників та альманах з чотирьох приймачів GNSS, розташованих у блоці датчиків GNSS, через одну з восьмиканальних плат послідовного інтерфейсу *A* надходить до оперативної пам’яті кожного з процесорних модулів *M*. Через

видачі корегувальної інформації не більш як 1 с. Для того щоб блок оброблення даних виконував запропоновані йому функції, до складу прикладного програмного забезпечення вводять системну програму, яка забезпечує функціонування блоку, а також керування ресурсами процесорного модуля і взаємодію з периферійними пристроями, тобто з блоком датчиків GNSS, системою керування, передавачем корегувальної інформації та контрольним приймачем. Крім цього, до програмного забезпечення входить прикладна програма, складовими якої є: модуль реєстрації в оперативній пам’яті чи на віртуальному

другу восьмиканальну плату послідовного інтерфейсу RS-232/432 здійснюється асинхронний послідовний обмін даними з передавачем корегувальної інформації (основним і резервним), контрольним приймачем (основним і резервним) та системою керування.

Дані датчиків GNSS з контрольного приймача та системи керування записуються в оперативній пам'яті процесорних модулів. Кожен процесорний модуль M має однакове математичне й прикладне програмне забезпечення, яке містить програмний модуль самотестування і вибору процесорного модуля центрального процесора. Математичне забезпечення (операційна система, драйвери, резидентні підпрограми, транслятори мов високого рівня), а також прикладне програмне забезпечення зберігаються в кожному жорсткому диску D і завантажуються в оперативну пам'ять процесорних модулів M за наявності команди про ввімкнення ККС.

Принцип самотестування процесорних модулів M полягає в порівнянні результатів оброблення даних, що надходять з датчиків GNSS. Оскільки блок оброблення даних має три процесорні модулі, то є можливість при заданому допуску на розбіжність даних під час порівняння результатів оброблення, а також сформатованих повідомлень визначити процесорний модуль, що відмовив, або повідомлення, яке містить похибку, зумовлену збоями в процесі виконання обчислень.

Програмний модуль обчислення диференціальних поправок та іншої корегувальної інформації, а також модуль контролю цілісності забезпечують вихідні дані для формування та передавання через послідовний порт у передавач корегувальної інформації повідомлень за вибраним стандартом. Формування та передавання повідомлень здійснюються під керуванням програмного модуля форматування і передавання корегувальної інформації. Паралельно, за допомогою програмного модуля контролю штатного функціонування блоку датчиків GNSS, передавача корегувальної інформації, контрольного приймача та програмного модуля вироблення діагностичної інформації, здійснюється контроль штатного функціонування датчиків GNSS способом порівняння даних, що надходять з датчиків GNSS, і контроль штатного функціонування передавача корегувальної інформації та контрольного приймача порівнянням повідомлень, одне з яких спрямоване в передавач корегувальної інформації, а друге – в блок оброблення даних з контрольного приймача. Критерій відмови полягає у виході за межі встановленого допуску порівнюваних даних.

На основі результатів порівняння, а також з урахуванням результатів реалізації програмного модуля самотестування процесорних модулів формується діагностична інформація про функціонування ККС, яка направляється до системи керування. Програмний модуль керування ККС забезпечує керування станцією як у дистанційному режимі – за сигналами керування

із системи керування, так і в автономному режимі – за командами оператора, що надходять до блоку керування зі стандартною клавіатурою, яка приєднується в цьому разі до блоку оброблення даних. Діагностична інформація в останньому випадку відображається на екрані монітора, що приєднується до блоку оброблення даних.

Конструктивно весь апаратний склад блоку оброблення даних, у тому числі й пасивна крос-плата, розміщується в корпусі, призначеному для монтажу (19-дюймова стійка). В окремі відсіки вмонтовані три жорсткі диски, пасивна крос-плата, у слоти якої встановлені процесорні модулі та дві восьмиканальні плати послідовного інтерфейсу RS-232/422.

Технічні та експлуатаційні параметри елементів блоку оброблення даних наведені в літературних джерелах [6–8, 19, 36, 57, 62, 76, 77, 88]. Фактично блок оброблення даних є інформаційно-керуючою системою реального часу, тому що виробляє корегувальну інформацію для бортових систем посадки на основі оброблення інформації з датчиків GNSS.

3.2.6. Передавач корегувальної інформації

Трансляція корегувальної інформації в бортові навігаційні системи заходження на посадку можлива лише за допомогою радіозв'язку. Складовою частиною контрольної-корегувальної станції, яка забезпечує заходження на посадку за категоріями, є передавач корегувальної інформації.

Згідно з вимогами ICAO, до складу передавача корегувальної інформації входять такі елементи: синтезатор частоти ДВЧ-діапазону; диференціальний кодер; модулятор, який виконує восьмирівневу диференціальну фазову маніпуляцію; підсилювач потужності; електрокерований швидкодіючий атенюатор; пристрої вбудованого контролю; тактовий генератор; пристрої асинхронного передавання даних; скремблер; кодер, що здійснює завадостійке кодування; модулі пам'яті; мікропроцесор з відповідним програмним забезпеченням, який керує роботою пристроїв передавача. Для забезпечення показників надійності пристрої, що входять до складу передавача, мають бути реалізовані у вигляді надвеликих інтегральних схем. Прикладом такого передавача є EM-9009 VDB фірми Telerad (Франція).

Технічні характеристики передавача EM-9009 VDB

Режим роботи	Відповідно до вимог Стандартів і Рекомендованої практики ICAO для GBAS
Діапазон призначених частот, МГц ...	108,025...117,950
Крок сітки частот, кГц	25
Стабільність частоти в діапазоні температур від 0 до 50 °С	10 ⁻⁶

Вид модуляції.....	Диференціальна восьмирівнева маніпуляція з піднятим косинусним фільтром ($\alpha = 0,6$)
Швидкість передавання, символів за секунду	10 500
Початкова потужність, Вт.....	10... 80 (на навантаження 50 Ом)
Коефіцієнт стоячої хвилі за навантаженням	≤ 2 (без зменшення початкової потужності)
Рівень випромінювання в непризначеному слоті, дБ	< -100 (до рівня сигналу в смузі частот 25 кГц)
Параметри спектральної частоти; дБ · мВт:	
рівень гармонік	< -36
рівень позасмугового випромінювання.....	< -54
Рівень випромінювання в суміжних каналах (у смузі частот 25 кГц), дБ до рівня сигналу:	
канал 1	≤ -50
канал 2.....	≤ -65
канал 4.....	$> 72,5$
Напруга електроживлення, В, змінним струмом частотою 47...65 Гц	85...264
Споживана потужність, Вт (при початковій потужності 70 Вт)	1000
Діапазон робочих температур, °С ...	$-20...+55$
Відносна вологість, %, при температурі 40 °С без конденсації вологи....	95
Діапазон температур зберігання передавача, °С.....	$-40...+80$
Габарити, мм:	
висота	До 240
глибина	430
ширина передньої панелі.....	483
Середня тривалість напрацювання на відмову, год, за одноразового резервування і тривалості відновлення 90 днів	370 400

3.2.7. Контрольний приймач

Обов'язковою функцією контрольно-корегувальної станції є контроль якості трансльованої корегувальної інформації. Стандартний шлях реалізації цієї функції полягає в тому, що до складу ККС входить додатковий

приймач GNSS (зазвичай резервний) зі своєю антеною GNSS. Завданням цього приймача є визначення місцеположення антени GNSS з урахуванням корегувальної інформації, що надходить з контрольного приймача, який приймає і демодулює радіосигнали, трансльовані передавачем корегувальної інформації. Після зіставлення обчислених і заздалегідь відомих координат антени додаткового приймача GNSS приймається рішення про якість корегувальної інформації.

Паралельно з перевіркою якості контролюється функціонування передавача корегувальної інформації, тому що розбіжність обчислених і відомих координат антени додаткового приймача свідчить про недопустимі значення похибки корегувальної інформації або про позаштатне функціонування передавача корегувальної інформації чи контрольного приймача. Неоднозначність дозволяється за наявності резервних передавача корегувальної інформації та контрольного приймача, оскільки одночасна відмова високонадійних передавачів корегувальної інформації і контрольних приймачів малоімовірна.

На відміну від традиційної структури, в описуваній ККС інформація з приймачів GNSS надходить до блоку оброблення даних, який на її основі обчислює і паралельно визначає якість корегувальної інформації. Проте потреба в контрольному приймачі зберігається для контролю штатного функціонування передавача корегувальної інформації.

Радіотехнічні параметри контрольного приймача (діапазон робочих частот, крок сітки частот, тип модуляції, режим роботи, вид завадостійкого кодування) мають узгоджуватися з характеристиками передавача корегувальної інформації. Такі характеристики має приймач RE-9009 VDB фірми Telerad (Франція).

Технічні характеристики приймача RE-9009 VDB

Режим роботи	Відповідно до вимог Стандартів і Рекомендованої практики ICAO для GBAS стосовно контролю трансльованих даних
Діапазон призначених частот, МГц	108,025...117,950
Крок сітки частот, кГц	25
Стабільність частоти в діапазоні температур від 0 до 50 °С	10 ⁻⁶
Вид модуляції	Диференціальна восьмирівнева маніпуляція
Швидкість передавання, символів за секунду ..	10 500
Чутливість, дБ·мВт	-87
Вибірковість, дБ, при відстроюванні, кГц:	
10	-6
30	-80

Динамічний діапазон, дБ	100
Заглушення в суміжному каналі, дБ	> 50
Напруга електроживлення, В, змінним струмом частотою 47...65 Гц	85...264
Споживана потужність, Вт	85
Діапазон робочих температур, °С	-20...+50
Відносна вологість, %, при температурі 40 °С без конденсації вологи	95
Діапазон температур зберігання приймача, °С	-40...+80
Габарити, мм:	
висота	До 80
глибина	430
ширина передньої панелі	483
Маса, кг	4
Середня тривалість напрацювання на відмову, год, за одноразового резервування і тривалості відновлення 90 днів	370 400

РОЗДІЛ 4. ОСНОВИ НАВІГАЦІЙНИХ ВИЗНАЧЕНЬ

4.1. Розрахунок координат споживача

4.1.1. Псевдодалекомірний метод розрахунку

Теорію розв'язання задач з навігаційних визначень викладено у фундаментальній праці колективу авторів під керівництвом В. С. Шебшаєвича [69]. Суттєві результати досліджень у цьому напрямі отримали також автори монографії [74].

Апаратура авіаційних споживачів орієнтована здебільшого на виконання навігаційних визначень у реальному часі. Розрахунки проводяться з урахуванням навігаційних супутників, що перебувають у полі видимості споживача.

Досить часто в апаратурі споживача застосовується псевдодалекомірний метод, тобто визначаються псевдовідстані до всіх видимих навігаційних супутників, через які й обчислюються координати місцеположення споживача.

Суть псевдодалекомірного методу полягає у визначенні відстаней між навігаційними супутниками і споживачем та наступному розрахунку його координат. Для обчислення трьох координат споживача псевдодалекомірним методом потрібно знати відстані між ним і щонайменше чотирма навігаційними супутниками. Ці відстані вимірюються між фазовими центрами передавальної антени навігаційного супутника та приймальної антени споживача.

Виміряна відстань між i -м навігаційним супутником і споживачем називається псевдовідстанню до i -го супутника. Псевдовідстань є також розрахунковою величиною й обчислюється як добуток швидкості поширення електромагнітних коливань та часу, протягом якого сигнал супутника на трасі "супутник–споживач" досягне споживача. Цей час вимірюється в апаратурі споживача.

Введемо позначення: $PR_{i \text{ вим}}$ – вимірювана псевдовідстань до i -го навігаційного супутника; Δt_i – час поширення сигналу на трасі " i -й супутник–споживач" на момент виконання навігаційних розрахунків; c – швидкість поширення електромагнітних хвиль у просторі.

Рівняння псевдовідстані від споживача до i -го супутника має вигляд

$$PR_{i \text{ вим}} = c\Delta t_i. \quad (4.1)$$

Його можна записати через координати i -го супутника (x_i, y_i, z_i) та споживача (x, y, z) :

$$PR_{i \text{ вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}, \quad (4.2)$$

де x, y, z – невідомі, які потрібно визначити.

Очевидно, що для отримання результату згідно з формулою (4.2) треба мати щонайменше три рівняння, тобто розрахувати й визначити псевдовідстані до трьох супутників. Якщо це виконано, то будемо розв'язувати систему з трьох нелінійних рівнянь з трьома невідомими.

Оскільки шкали часу навігаційних супутників і споживача несинхронізовані, то, визначаючи псевдовідстані за рівнянням (4.2), матимемо похибку через їх розбіжність. З урахуванням одномоментності вимірювання псевдовідстаней, а також синхронізованості шкал часу навігаційних супутників, розбіжність шкал часу супутників і споживача в момент визначення псевдовідстаней можна вважати величиною сталою, але невідомою.

Позначивши цю невідому величину через h_τ , систему рівнянь (4.2) запишемо у вигляді

$$PR_{i \text{ вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau, \quad (4.3)$$

де h_τ – похибка вимірювання псевдовідстані через розбіжність шкал часу навігаційного супутника й апаратури споживача (у разі одномоментних вимірювань ця похибка однакова для всіх супутників).

У системі (4.3) маємо чотири невідомі – x, y, z, h_τ . Для її розв'язання потрібно мати чотири рівняння, тобто слід визначити псевдовідстані до чотирьох навігаційних супутників.

Розв'язком системи (4.3) при $i = 1, 2, 3, 4$ є координати споживача x, y, z і розбіжність шкал часу мережі навігаційних супутників та апаратури споживача h_τ . Розбіжність шкал часу мережі навігаційних супутників та апаратури споживача – не єдине джерело похибок у визначенні псевдовідстаней.

У більш загальному вигляді систему рівнянь (4.3) можна подати так:

$$PR_{i \text{ вим}} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau + \Delta_i, \quad (4.4)$$

де Δ_i – це похибки: визначення псевдовідстані до i -го супутника через похибки прогнозування ефемерид; частотно-часового забезпечення; швидкості поширення радіохвиль у тропо- та іоносфері на трасах " i -й навігаційний

спутник–споживач”; через багатопроменеве поширення сигналів навігаційних супутників у місці приймання та через шуми приймального каналу апаратури споживача; через природні й навмисні завади.

Розглянемо *якісний характер похибок* визначення місцеположення споживача і з’ясуємо способи їх зниження. Ці питання доцільно узгодити з методом диференціального режиму, оскільки лише в цьому режимі супутникові радіонавігаційні системи забезпечують високоточні навігаційні визначення.

Ефемеридні похибки пов’язані з неточністю визначення параметрів орбіт навігаційних супутників, а також із непередбачуваним зміщенням положення супутників на орбіті через різні випадкові фактори. За різними оцінками, ефемеридна похибка становить 0,6...10 м.

Ефемеридні похибки залежать від часу, що пройшов з моменту їх корекції наземним центром керування. Якщо розраховувати місцеположення користувача за даними альманаху, то похибка (одна σ) 900 м можлива при віці даних альманаху, що дорівнює одній добі, 1200 м – при віці сім діб, 3600 м – два тижні.

Тропо- й іоносферні похибки зумовлюються проходженням електромагнітного сигналу на трасі “навігаційний супутник–споживач”.

Відомо, що земна куля оточена атмосферою, яка заповнена переважно зарядженими частинками, захопленими магнітним полем Землі. Якщо магнітне поле незбурене, то верхня межа атмосфери розташовується на висоті двох–трьох земних радіусів (радіус Землі – 6370 км). У разі збуреного магнітного поля верхня межа атмосфери зміщується до 20 земних радіусів.

Якщо оцінюють похибки через поширення електромагнітних хвиль, то атмосферу поділяють на дві області: тропосферу – до висоти 10 км у середніх широтах, до 20 км в екваторіальних і до 7 км у полярних та іоносферу – ту частину, яка розміщується за тропосферою. Іоносфера характеризується наявністю великої кількості вільних зарядів електронів та іонів.

Природно, що швидкість електромагнітних хвиль уздовж траси “навігаційний супутник–споживач” під час проходження крізь атмосферу відрізняється від швидкості світла у вільному просторі. Це розходження швидкостей і призводить до помилок у навігаційних розрахунках. Зміна швидкості поширення електромагнітних хвиль під час проходження крізь атмосферу зумовлена зміною й неоднорідністю діелектричної проникності атмосфери та поглинанням енергії.

Проте характер тропо- та іоносферних похибок різних. Тому в супутникових навігаційних системах використовують дві моделі – тропо- та іоносферну. Застосування тропосферної моделі дає змогу визначати затримку сигналу з похибками в декілька наносекунд (без використання моделі –

десятки наносекунд). Аналогічні результати простежуються і в разі використання іоносферної моделі.

Іоносферні похибки знижують декількома методами – моделюванням траси “супутник–споживач”, двочастотними та надлишковими одночастотними вимірюваннями.

Похибки за рахунок шумів пов’язані з якістю технічних рішень, закладених в апаратуру споживача, та з методами оброблення сигналів. Ці похибки залежать від характеристик антенно-фідерного тракту, приймача, кореляторів та інших складових апаратури споживача. У високоякісній апаратурі значення цих величин становить одиниці метрів.

Похибки, зумовлені завадами, – один з найбільш значущих видів похибок. Завади можуть бути природними та спеціально створеними.

Природні завади пов’язані з певною електромагнітною обстановкою в зоні приймання сигналів навігаційних супутників. Зниження природних завад регламентується стандартами з електромагнітної сумісності.

Спеціально створені завади – це радіосигнали, що навмисне організовуються в зоні приймання корисних сигналів. Одним із дієвих методів боротьби зі спеціально створеними завадами є просторова фільтрація. Для цього застосовують спеціальну антену (адаптивну антенну решітку), яка заглушує сигнал завади і не впливає на корисні сигнали навігаційних супутників.

Похибки через багатопроменеве поширення виникають внаслідок того, що апаратура споживача оточується різними предметами. В її апертуру, крім сигналу, що безпосередньо надходить з навігаційного супутника, можуть надходити сигнали від навколишніх предметів. Отже, на вхід приймача надходять кілька сигналів, які й створюють додаткові похибки під час виявлення, а потім і під час проведення навігаційних обчислень.

Можна виділити три способи зниження похибок через багатопроменеве поширення:

встановлення антени в місцях, де приймання багатопроменевих сигналів неможливе або їхня інтенсивність незначна;

формування спеціальних діаграм спрямованості приймальних антен;
застосування спеціальних алгоритмів оброблення даних.

Похибки частотно-часового забезпечення зводяться до мінімуму завдяки застосуванню високоточних бортових елементів часу і частоти. Проте в апаратурі споживача враховуються відхилення частоти від її номінальних значень та часу навігаційних супутників від часу UTC.

Розглянемо *поняття геометричного фактора*, який використовується в розрахунках.

У навігаційних розрахунках за виразами (4.1)...(4.4) одним із визначальних параметрів є псевдовідстані, які й використовуються у всіх подальших обчисленнях.

Очевидним є те, що псевдовідстані до навігаційних супутників визначаються з похибками.

За певних допущень, зокрема, якщо всі псевдовідстані визначені під час рівноточних вимірювань, можна застосувати формулу

$$K^2 \sigma_{PR}^2 = \sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_{\Delta t}^2, \quad (4.5)$$

де K – деякий просторово-часовий фактор; $\sigma_{PR}^2, \sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2, \sigma_{\Delta t}^2$ – дисперсії визначення псевдовідстані відповідно координатами x, y, z і часом Δt .

В англійській літературі [98, 99] геометричні фактори визначаються за такими формулами:

просторово-часовий і просторовий геометричні фактори

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2}}{\sigma_{PR}}; \quad PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}}{\sigma_{PR}}; \quad (4.6)$$

горизонтальний і вертикальний геометричні фактори

$$HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}}{\sigma_{PR}}; \quad VDOP = \frac{\sqrt{\sigma_z^2}}{\sigma_{PR}}; \quad (4.7)$$

часовий геометричний фактор

$$TDOP = \frac{\sqrt{\sigma_t^2}}{\sigma_{PR}}. \quad (4.8)$$

Ці фактори дають змогу оцінити внесок у точність орієнтації навігаційних супутників під час проведення вимірювань. Дійсно, якщо зафіксувати величину σ_{PR}^2 (σ_{PR}), то зі збільшенням (зменшенням) коефіцієнтів $GDOP, PDOP, HDOP, VDOP, TDOP$ збільшуватимуться (зменшуватимуться) й похибки по осях x, y, z .

Мінімальні значення фактора K досягаються, коли споживач перебуває в центрі тетраедра ($K = 1,5$) під час вимірювання псевдовідстаней до чотирьох супутників. Оскільки споживач зазвичай розміщується поблизу Землі, то вважається, що найбільш сприятливим буде таке розташування супутників: один – у зеніті, три інші – в горизонтальній площині, максимально наближеній до споживача.

За наявності більшої кількості видимих навігаційних супутників описана вище ситуація зберігається.

4.1.2. Ітеративний метод розрахунку

Розглянемо застосування псевдодалекомірного методу для визначення координат споживача в разі мінімально необхідної і надлишкової кількості видимих навігаційних супутників.

Псевдовідстань до навігаційного супутника

$$PR_i = PR_i(x, y, z, h_t, x_i, y_i, z_i) + \Delta_i. \quad (4.9)$$

Задамо деякі апріорно відомі або використаємо задані координати споживача x_0, y_0, z_0, h_{t0} й обчислимо псевдовідстані до всіх видимих навігаційних супутників:

$$PR_{i\text{розр}} = PR_{i\text{розр}}(x_0, y_0, z_0, h_{t0}, x_i, y_i, z_i). \quad (4.10)$$

Позначимо векторами-стовпцями відповідно шукані координати споживача, виміряні та розраховані псевдовідстані:

$$[\vec{X}] = [x \quad y \quad z \quad h_t]^T; \quad (4.11)$$

$$[\overline{PR}_{\text{вим}}] = [PR_{1\text{вим}} \quad PR_{2\text{вим}} \quad \dots \quad PR_{l\text{вим}}]^T; \quad (4.12)$$

$$[\overline{PR}_{\text{розр}}] = [PR_{1\text{розр}} \quad PR_{2\text{розр}} \quad \dots \quad PR_{l\text{розр}}]^T, \quad (4.13)$$

де T – знак транспонування матриці.

Утворимо з матриць (4.12) і (4.13) різницеву матрицю

$$[R] = [\overline{PR}_{\text{вим}}] - [\overline{PR}_{\text{розр}}]. \quad (4.14)$$

Матрицю (4.14) запишемо з урахуванням (4.11):

$$\{R[\vec{X}]\} = [\overline{PR}_{\text{вим}}] - \{\overline{PR}_{\text{розр}}[\vec{X}]\}. \quad (4.15)$$

Припустимо, що матриця (4.14) дорівнює чи майже дорівнює $[0]$, де $[0]$ – нульовий вектор-стовпець.

Розкладемо матричну функцію $\{R[\bar{X}]\}$ в ряд Тейлора в околі вектора $[\bar{X}]$:

$$\{R[\bar{X}]\} = \{R[\bar{X}_0]\} + \frac{\partial}{\partial [\bar{X}]} \{R[\bar{X}]\}_{[\bar{X}] = [\bar{X}_0]} \{[\bar{X}] - [\bar{X}_0]\}. \quad (4.16)$$

Використовуючи вираз (4.16), дістанемо матричне рівняння, яке об'єднує вимірювання відстаней до n навігаційних супутників:

$$\{R[\bar{X}]\} = \{R[\bar{X}_0]\} + [G_0] \{[\bar{X}] - [\bar{X}_0]\}, \quad (4.17)$$

де $[G_0]$ – матриця похідних.

Запишемо матричне рівняння (4.17) у вигляді

$$[G_0][\bar{X}] = [G_0][\bar{X}_0] + \{R[\bar{X}] - R[\bar{X}_0]\} \quad (4.18)$$

і розв'яжемо його відносно $[\bar{X}]$.

У загальному вигляді матричне рівняння (4.18) можна розв'язати, якщо кількість рядків у матрицях відповідає кількості супутників n , що спостерігаються. Для зведення рівняння (4.18) до відповідної форми помножимо його ліву і праву частини на транспоновану матрицю $[G_0]^T$ і на матрицю $[W]^{-1} = [P]^T [P]$, де $[P]$ – матриця вагових коефіцієнтів:

$$[G_0]^T [W]^{-1} [G_0][\bar{X}] = [G_0]^T [W]^{-1} [G_0][\bar{X}_0] + [G_0]^T [W]^{-1} \{R[\bar{X}] - R[\bar{X}_0]\}. \quad (4.19)$$

Розв'язок виразу (4.19) матиме вигляд

$$[\bar{X}] = [\bar{X}_0] + \{ [G_0]^T [W]^{-1} [G_0] \}^{-1} \times [G_0]^T [W]^{-1} \{R[\bar{X}] - R[\bar{X}_0]\}. \quad (4.20)$$

Матриці у виразі (4.20) мають таку структуру:

$$[\bar{X}] = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ h_{\tau} \end{bmatrix}; \quad (4.21)$$

$$[\bar{X}_0] = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix}; \quad (4.22)$$

$$[G_0]^T \Rightarrow \begin{bmatrix} ()_1 & ()_2 & ()_3 & (...) & (...) & ()_n \\ ()_2 & () & () & () & () & (...) \\ ()_3 & () & () & () & () & (...) \\ ()_4 & () & () & () & () & (...) \end{bmatrix}; \quad (4.23)$$

$$[G_0] \Rightarrow \begin{bmatrix} ()_1 & ()_2 & ()_3 & ()_4 \\ ()_2 & () & () & () \\ ()_3 & () & () & () \\ (...) & () & () & () \\ (...) & () & () & () \\ ()_n & (...) & (...) & () \end{bmatrix}; \quad (4.24)$$

$$[P] = [P]^T \Rightarrow \begin{bmatrix} ()_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & ()_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & ()_{\dots} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & ()_k & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & ()_{\dots} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & ()_n \end{bmatrix}; \quad (4.25)$$

$$[W]^{-1} \Rightarrow \begin{bmatrix} (\dots)_1^2 & & & & & \\ & (\dots)_2^2 & & & & \\ & & (\dots)_\dots^2 & & & \\ & & & (\dots)_k^2 & & \\ & & & & (\dots)_\dots^2 & \\ & & & & & (\dots)_n^2 \end{bmatrix}, \quad (4.26)$$

де $(\dots)_k^2$ – квадрат k -го елемента матриці $[P]$.

Вираз (4.20) є першим кроком методу послідовних наближень. Для визначення координат споживача даним методом слід задати початкове наближення вектора $[\bar{X}_0]$, потрібну точність визначення координат і похибки $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_h$. У цьому разі вираз (4.20) записується в рекурентному вигляді:

$$\begin{aligned} [\bar{X}_{j+1}] = & [\bar{X}_j] + \left\{ [G_j]^T [W_j]^{-1} [G_j] \right\}^{-1} \times \\ & \times [G_j]^T [W_j]^{-1} \left\{ R[\bar{X}_{j+1}] - R[\bar{X}_j] \right\}, \end{aligned} \quad (4.27)$$

де j змінюється від 0 до k , а $k+1$ – кількість ітерацій, яка змінюється доти, доки не буде виконана умова

$$[\bar{X}_{j+1}] - [\bar{X}_j] \leq \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_h \end{bmatrix}. \quad (4.28)$$

Зазначимо, що у співвідношеннях (4.16)...(4.20) і (4.27) стовпець i матриці $[G]$ має вигляд

$$G_i = \left[\begin{array}{c} | -\cos(EI_i) \cos(Az_i) | -\cos(EI_i) \sin(Az_i) | -\sin(EI_i) | 1 | \end{array} \right]^T, \quad (4.29)$$

де EI_i – кут положення i -го супутника, градус; Az_i – азимут i -го супутника, вимірюваний проти годинникової стрілки від осі x , градус; i – номер супутника.

Вагові коефіцієнти матриці $[W]$ отримують розрахунковим (експериментальним) способом або беруть рівними одиниці.

4.1.3. Диференціальний метод розрахунку

Диференціальний метод визначення координат використовується для підвищення точності навігаційних вимірювань, що виконуються в апаратурі споживача. Для розрахунку за цим методом потрібно знати координати опорної точки або системи опорних точок, відносно яких можна обчислювати поправки для визначення псевдовідстаней до навігаційних супутників. Якщо ці поправки врахувати в апаратурі споживача, то точність розрахунку, зокрема координат, може бути підвищена в десятки разів.

Розглянемо рис. 1.4, на якому зображено наземне функціональне доповнення GBAS, що містить контрольно-корегувальну станцію та ДВЧ-канал передавання даних. Бортовий навігаційний приймач GNSS і приймач ДВЧ-сигналів установлені на борту повітряного корабля. Фазовий центр антени ККС має координати $X_{\text{ант}}$, $Y_{\text{ант}}$, $Z_{\text{ант}}$, які визначені з високою геодезичною точністю (до одиниць сантиметрів). Опорний приймач ККС використовується для вимірювання псевдовідстаней до всіх видимих супутників $PR_{i, \text{вим}}$. Оскільки координати фазового центра антени ККС відомі, її обчислювач може розрахувати псевдовідстані за виразом

$$PR_{i, \text{розрах}} = \sqrt{(x_i - X_{\text{ант}})^2 + (y_i - Y_{\text{ант}})^2 + (z_i - Z_{\text{ант}})^2}, \quad (4.30)$$

де x_i , y_i , z_i – координати i -го навігаційного супутника.

Різниця між розрахунковою й вимірною псевдовідстанями є поправкою для псевдовідстані до відповідного навігаційного супутника. Урахування в апаратурі споживача цієї різниці підвищує точність навігаційних визначень.

Вираз (4.30) справедливий для зони дії, обмеженої декількома десятками кілометрів. При цьому передбачається, що розрахунок і врахування поправок здійснюються в той самий момент часу. У практичних системах споживачеві передається швидкість зміни поправок до псевдовідстаней, використання яких дає змогу виконувати розрахунок скорегованих псевдовідстаней. Координати споживача обчислюються за виразом (4.27), у який підставляються скореговані псевдовідстані. Описаний метод застосовується для локальних контрольно-корегувальних станцій.

Використання диференціальних методів корекції координат, що визначаються за допомогою супутникової радіонавігаційної системи, дає змогу споживачам, які мають доступ лише до далекомірного коду зниженої точності на одній несучій частоті, значно зменшити похибки навігаційно-часових визначень. Найвідомішими є *два методи диференціальної корекції* – координат (МКК) і навігаційних параметрів (МКНП) [42].

Розглянемо ці методи. Псевдовідстань r_i від контрольно-корегувальної станції до i -го супутника спостерігається з абсолютною флуктуаційною похибкою δr_i , яка призводить до появи флуктуаційної похибки визначення координат ККС δX , отже, похибки задавання поправок до координат $X_{\text{ККС}}$. Позначимо ці поправки через ΔX . Флуктуаційні похибки δX зумовлюють появу флуктуаційних похибок $\delta X_{\text{сп}}$ визначення координат споживача. Для обох методів похибки δX та $\delta X_{\text{сп}}$ оцінюються через похибки δr_i .

Нехай δr – сукупний вектор чотирьох похибок δr_i для чотирьох визначуваних супутників (тобто для вибраного сузір'я); Δr – сукупний вектор чотирьох поправок Δr_i до псевдовідстаней від ККС до супутників з вибраного сузір'я. Знайдемо зв'язок між відносною похибкою визначення координат $\|\delta X\|/\|\Delta X\|$ та відносною похибкою визначення псевдовідстаней $\|\delta r\|/\|\Delta r\|$. Пропорційність між цими відносними похибками виражається числом зумовленості відповідності системи нелінійних рівнянь, яке характеризує геометричні умови спостереження супутників. Порівнюючи ці числа для обох диференціальних методів, можна порівняти самі методи за точністю визначення координат споживача. Число зумовленості може бути також критерієм вибору споживачем оптимального сузір'я навігаційних супутників.

Метод МКК ґрунтується на тому, що поправки ΔX є систематичними похибками визначення координат, тобто похибками, сильнокорельованими у двох точках робочої зони СРНС. Разом з тим, флуктуаційні похибки δX є некорельованими складовими похибок координат ККС. Вектор координат $\hat{X}_{\text{ККС}}$, розрахований під час стандартного навігаційного сеансу, має вигляд

$$\hat{X}_{\text{ККС}} = X_{\text{е.ККС}} - \Delta X, \quad (4.31)$$

причому

$$\Delta X = (\Delta X)_{\text{кор}} + \delta X, \quad (4.32)$$

де $X_{\text{е.ККС}}$ – еталонні (істинні) значення вектора координат ККС; $(\Delta X)_{\text{кор}}$ – систематична складова поправки ΔX .

Виміряну псевдовідстань $\bar{r}_{\text{ККС}}$, від ККС до i -го супутника можна описати формулою

$$\hat{r}_{\text{ККС } i} = r_{\text{е.ККС } i} - \Delta r_i, \quad (4.33)$$

причому

$$\Delta r_i = (\Delta r_i)_{\text{кор}} + \delta r_i, \quad (4.34)$$

де $r_{\text{е.ККС } i}$ – еталонні (істинні) значення псевдовідстані; $(\Delta r_i)_{\text{кор}}$ – систематична складова поправки Δr_i .

На виразі (4.33) ґрунтується метод МКНП.

Розглянемо зв'язок між флуктуаційними похибками координат і псевдовідстаней у методі корекції координат. Опишемо стисло процедуру обчислення поправок ΔX . Нехай на контрольно-корегувальній станції спостерігаються псевдовідстані $\bar{r} = (r_1, \dots, r_4)^T$ до сузір'я із чотирьох супутників. За результатами спостережень визначаємо вектор координат ККС $X = (x_1, x_2, x_3)^T$, а також розходження між шкалами часу ККС і супутників Δt_{bias} . Замість часової змінної Δt_{bias} невідомою зручніше вважати величину $W = V \Delta t_{\text{bias}}$, де V – відома швидкість поширення радіосигналів. Невідомі величини X і W знаходимо з системи нелінійних рівнянь

$$\bar{r} = F(X) + We, \quad (4.35)$$

де $e = [1, 1, 1, 1]^T$.

Функціональні залежності

$$F(X) = [F_1(X), \dots, F_4(X)]^T; \quad (4.36)$$

$$F_i(X) = \sqrt{(x_1 - x_{i1})^2 + (x_2 - x_{i2})^2 + (x_3 - x_{i3})^2}; \quad 1 \leq i \leq 4, \quad (4.37)$$

де x_{i1}, x_{i2}, x_{i3} – координати i -го супутника.

Систему (4.35) можна розв'язати, наприклад, методом Ньютона. Позначимо її розв'язок через $\hat{X}_{\text{ККС}}$ і \hat{W} . Відповідно до виразу (4.31), як поправки до координат ККС беремо $\Delta X = X_{\text{е.ККС}} - \hat{X}_{\text{ККС}}$. Вектор уточнених координат споживача $X_{\text{сп}} = \hat{X}_{\text{сп}} + \Delta X$, де $\hat{X}_{\text{сп}}$ – вектор оцінок координат споживача за сигналами СРНС.

Знайдемо зв'язок між вектором поправок до координат ΔX та вектором поправок до псевдовідстаней Δr . Справедливою буде рівність

$$\bar{r} = F(\hat{X}_{\text{ККС}}) + \hat{W}e. \quad (4.38)$$

Підставляючи в (4.38) вирази (4.31) і (4.33), дістаємо

$$\begin{aligned} r_{e.\text{ККС}} - \Delta r &= F(X_{e.\text{ККС}} - \Delta X) + \hat{W}e \approx \\ &\approx F(X_{e.\text{ККС}}) - F'(X_{e.\text{ККС}})\Delta X + \hat{W}e, \end{aligned} \quad (4.39)$$

де $F'(X_{e.\text{ККС}})$ – матриця Якобі вектора-функції F , яка має вигляд

$$F'(X) = \left(\frac{\partial F_i(X)}{\partial X_j} \right)_{\substack{i=1,\dots,4; \\ j=1,\dots,3}}; \quad \frac{\partial F_i(X)}{\partial X_j} = \frac{X_j - X_{ij}}{F_i(X)}. \quad (4.40)$$

Проте $r_{e.\text{ККС}} = F(X_{e.\text{ККС}}) + \hat{W}e$, тому з виразу (4.39) маємо

$$\Delta r = F'(X_{e.\text{ККС}})\Delta X. \quad (4.41)$$

Нехай $B = F'(X_{e.\text{ККС}})$. У просторах R^m ($m = 3, 4$) розглядається евклідова норма $\|Z\|$ і скалярний добуток (X, Y) . З рівності (4.41) дістанемо

$$\|\Delta r\|^2 = (B^T B \Delta X \Delta X) = \left\| \sqrt{B^T B} \cdot \Delta X \right\|^2. \quad (4.42)$$

Матрицю $\sqrt{B^T B}$ задає оператор у евклідовому просторі R^3 . Норма такого оператора

$$\left\| \sqrt{B^T B} \right\| = \lambda_{\max}(\sqrt{B^T B}) = \sqrt{\lambda_{\max}(B^T B)}. \quad (4.43)$$

Найбільше власне значення матриці $\lambda_{\max}(B^T B)$ знаходимо за допомогою ітераційного методу. З виразів (4.42) і (4.43)

$$\|\Delta r\| \leq \sqrt{\lambda_{\max}(B^T B)} \cdot \|\Delta X\|. \quad (4.44)$$

Перейдемо до векторів флуктуаційних похибок δX та δr , які задаються рівностями (4.32) і (4.34). Компоненту \hat{W} розв'язку системи (4.38) знаходимо

з флуктуаційною похибкою $\hat{W} = W_0 - \delta W$, де W_0 – значення W за відсутності флуктуаційних похибок δr у псевдовідстанях, що спостерігаються.

Підставляючи вирази (4.31)...(4.34) у рівність (4.38), дістаємо

$$\begin{aligned} r_{\text{ККС}} - (\Delta r)_{\text{кор}} - \delta r &= F \left[X_{e.\text{ККС}} - (\Delta X)_{\text{кор}} - \delta X \right] + W_0 e - \delta W e \approx \\ &\approx F \left[X_{e.\text{ККС}} - (\Delta' X)_{\text{кор}} \right] + F' \left[X_{e.\text{ККС}} - (\Delta X)_{\text{кор}} \right] \delta X + W_0 e - \delta W e. \end{aligned} \quad (4.45)$$

Під знаком матриці Якобі F' замінимо значення аргументу на близьке значення $\hat{X}_{\text{ККС}}$. З точністю до членів першого порядку малості відносно флуктуаційних похибок

$$\begin{aligned} r_{\text{ККС}} - (\Delta r)_{\text{кор}} - \delta r &= F \left[X_{e.\text{ККС}} - (\Delta X)_{\text{кор}} \right] - \\ &- F'(\hat{X}_{e.\text{ККС}}) \delta X + W_0 e - \delta W e. \end{aligned} \quad (4.46)$$

Оскільки при $\delta r = 0$ справедливим є $\delta X = 0$, $\delta W = 0$, то з виразу (4.46) випливає:

$$\delta r = F'(\hat{X}_{e.\text{ККС}}) \delta X + \delta W e. \quad (4.47)$$

Введемо матрицю C розмірністю 4×4 : $C = \left[F'(\hat{X}_{e.\text{ККС}}) e \right]$. Вважаючи, що ця матриця має обернену матрицю C^{-1} , з виразу (4.47) дістаємо:

$$\delta X = P_3 C^{-1} \delta r, \quad (4.48)$$

де

$$P_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4.49)$$

Нехай $C^{-1} = (d_{ji})_{j=i=1,\dots,4}$. Тоді $P_3 C^{-1} = (d_{ji})_{\substack{j=1,\dots,3; \\ i=1,\dots,4}}$

З рівності (4.48) аналогічно (4.44) дістаємо шукану нерівність

$$\|\delta X\| \leq \sqrt{\lambda_{\max} \left[(P_3 C^{-1})^T P_3 C^{-1} \right]} \cdot \|\delta r\|. \quad (4.50)$$

Оцінімо загальну флуктуаційну похибку $\delta X_{\text{сп.з}}$ уточнених координат споживача. Вектор $\hat{X}_{\text{сп}}$ оцінок координат споживача за сигналами СРНС виразимо через істинні координати споживача $\hat{X}_{\text{сп.іст}}$:

$$\hat{X}_{\text{сп}} = \hat{X}_{\text{сп.іст}} - (\Delta X)_{\text{кор}} - \delta X_{\text{сп}} = X_{\text{сп.іст}} - \Delta X - (\delta X_{\text{сп}} - \delta X), \quad (4.51)$$

де $\delta X_{\text{сп}}$ – флуктуаційна похибка, що міститься в оцінках $\hat{X}_{\text{сп}}$.

Тоді вектор $X_{\text{сп}}$ уточнених координат споживача

$$X_{\text{сп}} = \hat{X}_{\text{сп}} + \Delta X = X_{\text{сп.іст}} - (\delta X_{\text{сп}} - \delta X). \quad (4.52)$$

Загальна флуктуаційна похибка уточнених координат споживача

$$\delta X_{\text{сп.з}} = \delta X_{\text{сп}} - \delta X. \quad (4.53)$$

Величину $\|\delta X\|$ оцінімо згідно з (4.50). Аналогічно запишемо:

$$\|\delta X_{\text{сп}}\| \leq \sqrt{\lambda_{\text{max}} \left[(P_3 C_{\text{сп}}^{-1})^T P_3 C_{\text{сп}}^{-1} \right]} \cdot \|\delta r_{\text{сп}}\|, \quad (4.54)$$

де $\delta r_{\text{сп}}$ – вектор флуктуаційних похибок псевдовідстаней від супутників до споживача; $C_{\text{сп}} = [F'_{\text{сп}}(\hat{X}_{\text{сп}})e]$; $F'_{\text{сп}}$ – матриця Якобі вектора-функції $F = F'_{\text{сп}}$, що задається формулами (4.36) і (4.37), причому в (4.37) беруться координати $(x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}; i = 1 \dots 4)$ супутників з оптимального для споживача сузір'я.

Оцінка $\|\delta X_{\text{сп.з}}\|$ через суму норм $\|\delta X_{\text{сп}}\| + \|\delta X\|$ є грубою. Для точнішого оцінювання скористаємося незалежністю випадкових векторів $\delta r_{\text{сп}}$ і δr , а також незалежністю їх компонентів. Введемо дисперсії флуктуаційних похибок спостережень псевдовідстаней для ККС і споживача:

$$\sigma_{\text{ф.ККС}}^2 = E(\delta r_i)^2; \quad \delta_{\text{ф.сп}}^2 = E(\delta r_{\text{сп}i})^2; \quad 1 \leq i \leq 4, \quad (4.55)$$

де δr_i та $\delta r_{\text{сп}i}$ – відповідно компоненти векторів r і $\delta r_{\text{сп}}$.

З виразу (4.53) маємо:

$$\delta X_{\text{сп.з}} = P_3 C^{-1} \delta r - P_3 C^{-1} \delta r_{\text{сп}}; \quad (4.56)$$

$$E\|\delta X_{\text{сн.з}}\|^2 = E\|P_3 C^{-1} \delta r\|^2 + \|P_3 C^{-1} \delta r_{\text{сн}}\|^2 = \\ = \sigma_{\phi, \text{ККС}}^2 \text{tr} [P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T] + \sigma_{\phi, \text{ККС}}^2 \text{tr} [P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T]. \quad (4.57)$$

Тут скористалися тим, що випадковий вектор $P_3 C^{-1} \delta r$ має кореляційну матрицю $\sigma_{\phi, \text{ККС}}^2 P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T$ і $E\|P_3 C^{-1} \delta r\|^2$ дорівнює сліду tr цієї матриці; аналогічно для $E\|P_3 C_{\text{сн}}^{-1} \delta r_{\text{сн}}\|^2$.

Щоб визначити *відносні флуктуаційні похибки методу корекції координат*, розглянемо відношення

$$\frac{E\|\delta X\|^2}{\|\Delta X\|^2} = \frac{\sigma_{\phi, \text{ККС}}^2 \text{tr} [P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T]}{\|\Delta X\|^2} \leq \\ \leq \frac{1}{3} \text{tr} [P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T] \lambda_{\max}(B^T B) \frac{E\|\delta r\|^2}{\|\Delta r\|^2}. \quad (4.58)$$

З виразу (4.58) маємо:

$$\frac{\sqrt{E\|\delta X\|^2}}{\|\Delta X\|} \leq v_{\text{ККС}} \frac{\sqrt{E\|\delta r\|^2}}{\|\Delta r\|}, \quad (4.59)$$

де

$$v_{\text{ККС}} = \sqrt{\frac{1}{3} \text{tr} [P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T] \lambda_{\max}(B^T B)}. \quad (4.60)$$

Число (4.60) є аналогом числа зумовленості лінійної системи (4.38). Назвемо його числом зумовленості нелінійної системи (4.35) для ККС. Воно характеризує геометричні умови спостереження навігаційних супутників. Чим менше число $v_{\text{ККС}}$, тим сприятливіші ці умови.

Знайдемо аналоги виразів (4.59) і (4.60) для споживача. Як і в разі виведення формули (4.44), запишемо:

$$\|\Delta r_{\text{сн}}\| \leq \sqrt{\lambda_{\max}(B_{\text{сн}}^T B_{\text{сн}})} \cdot \|\Delta X_{\text{сн}}\|, \quad (4.61)$$

де $B_{\text{сн}} = F'_{\text{сн}}(X_{\text{сн. іст}}) \approx F'_{\text{сн}}(\hat{X}_{\text{сн}} + \Delta X)$; ΔX – поправка до $\hat{X}_{\text{сн}}$, передана з ККС.

Тоді аналогічно виразу (4.59)

$$\frac{\sqrt{E\|\delta X_{\text{сн}}\|^2}}{\|\Delta X_{\text{сн}}\|} \leq v_{\text{сн}} \frac{\sqrt{E\|\delta r_{\text{сн}}\|^2}}{\|\Delta r_{\text{сн}}\|}, \quad (4.62)$$

де

$$v_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{1}{3} \text{tr} [P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T]} \lambda_{\max}(B_{\text{сн}}^T B_{\text{сн}}); \quad B_{\text{сн}} = F'_{\text{сн}}(\hat{X}_{\text{сн}} + \Delta X). \quad (4.63)$$

Число $v_{\text{сн}}$ характеризує геометричні умови спостереження супутників споживачем і може бути покладене в основу вибору оптимального сузір'я.

Оцінімо відношення $\|\delta X_{\text{сн.з}}\|/\|\Delta X\|$. Похибка $\Delta X_{\text{сн}}$ відрізняється від поправки ΔX лише флуктуаційними складовими, тому в (4.62) замінімо $\Delta X_{\text{сн}}$ на ΔX . Аналогічно в (4.62) замість $\Delta r_{\text{сн}}$ запишемо Δr . Тоді дістанемо:

$$\frac{\sqrt{E\|\delta X_{\text{сн}}\|^2}}{\|\Delta X\|} \leq v_{\text{сн}} \frac{\sqrt{E\|\delta r_{\text{сн}}\|^2}}{\|\Delta r\|}. \quad (4.64)$$

З виразу (4.53) маємо:

$$E\|\delta X_{\text{сн.з}}\|^2 = E\|\delta X_{\text{сн}}\|^2 + E\|\delta X\|^2; \quad (4.65)$$

$$\frac{E\|\delta X_{\text{сн.з}}\|^2}{\|\Delta X\|^2} = \frac{E\|\delta X_{\text{сн}}\|^2}{\|\Delta X\|^2} + \frac{E\|\delta X\|^2}{\|\Delta X\|^2} \leq v_{\text{сн}}^2 \frac{E\|\delta r_{\text{сн}}\|^2}{\|\Delta r\|^2} + v_{\text{ККС}}^2 \frac{E\|\delta r\|^2}{\|\Delta r\|^2}. \quad (4.66)$$

Нерівність (4.66) показує, у скільки разів можна зменшити похибку визначення координат $X_{\text{сн}}$ з використанням МКК, яка залежить від геометричних умов спостереження для ККС і споживача.

Виконаємо оцінювання помилок у методі корекції навігаційних параметрів. У разі застосування методу МКНП з контрольно-корегувальної станції споживачеві передаються поправки до псевдовідстаней Δr , після приймання яких він обчислює скореговані псевдовідстані $r_{\text{сн}} = \bar{r}_{\text{сн}} + \Delta r$, де $\bar{r}_{\text{сн}}$ – псевдовідстань, виміряна споживачем. Уточнені координати споживача знаходимо з системи

$$\bar{r}_{\text{сн}} + \Delta r = F(X_{\text{сн}}) + W_{\text{сн}} e. \quad (4.67)$$

Нехай $\hat{X}_{\text{сн}}$ і $\hat{W}_{\text{сн}}$ – розв'язок системи (4.67). В її лівій частині складова $\bar{r}_{\text{сн}}$ має флуктуаційну похибку $\delta r_{\text{сн}}$, а $\Delta r = r_{\text{ККС}} - \bar{r}_{\text{ККС}}$, причому $\bar{r}_{\text{ККС}}$ має флуктуаційну похибку δr . Тоді ліва частина виразу (4.67) має флуктуаційну похибку $\delta X_{\text{сн}} - \delta r$. З виразу (4.67) аналогічно (4.48) дістаємо

$$\delta X_{\text{сн}} = P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (\delta r_{\text{сн}} - \delta r), \quad (4.68)$$

звідки

$$E \|\delta X_{\text{сн}}\|^2 = \left(\sigma_{\phi \text{ ККС}}^2 + \sigma_{\phi \text{ сн}}^2 \right) \text{tr} \left[P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T \right]. \quad (4.69)$$

Зіставляючи праві частини виразів (4.57) і (4.67), можна порівняти обидва методи диференціальної корекції за рівнем флуктуаційних похибок координат споживача. Якщо

$$\text{tr} \left[P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T \right] \gg \text{tr} \left[P_3 C^{-1} (P_3 C^{-1})^T \right],$$

то потрібно віддати перевагу МКК. За умови протилежної нерівності МКНП дає менші флуктуаційні похибки.

З виразу (4.69) випливає, що

$$\frac{E \|\delta X_{\text{сн}}\|^2}{\|\Delta X\|^2} \leq \frac{1}{3} \text{tr} \left[P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T \right] \lambda_{\max}(B^T B) \frac{E \|\delta r_{\text{сн}}\|^2 + E \|\delta r\|^2}{\|\Delta r\|^2}. \quad (4.70)$$

Порівнюючи праві частини виразів (4.66) і (4.70), можна порівняти обидва методи за критерієм відносної похибки. Коефіцієнт пропорційності в (4.70) є добутком різних множників із квадратів чисел зумовленості $v_{\text{ККС}}^2$ і $v_{\text{сн}}^2$. У разі виконання нерівності

$$\begin{aligned} v_{\text{сн}}^2 E \|\delta r_{\text{сн}}\|^2 + v_{\text{ККС}}^2 E \|\delta r\|^2 < \frac{1}{3} \text{tr} \left[P_3 C_{\text{сн}}^{-1} (P_3 C_{\text{сн}}^{-1})^T \right] \times \\ \times \lambda_{\max}(B^T B) (E \|\delta r_{\text{сн}}\|^2 + E \|\delta r\|^2) \end{aligned} \quad (4.71)$$

перевагу треба віддати МКК. За умови протилежної нерівності МКНП дає менші відносні флуктуаційні похибки.

Отже, отримані оцінки дають змогу порівняти ефективність використуваних диференціальних методів залежно від положення ККС і споживача відносно вибраного сузір'я супутників.

Для систем типу SBAS (див. рис. 1.3) корегувальна інформація є деякою інтегральною характеристикою поправок для великих регіонів. В апаратурі споживача ці поправки враховуються за відповідними алгоритмами залежно від локального місцеперебування споживача.

4.2. Алгоритми розрахунку

4.2.1. Розрахунок ефемерид навігаційного супутника ГЛОНАСС на поточний момент часу

Розрахунок ефемерид від моменту задання їх t_e на моменти вимірювання навігаційних параметрів t_i , коли $|t_i - t_e| = |\tau_i| < 15$ хв, виконується методом чисельного інтегрування диференціальних рівнянь рухів навігаційного супутника [15].

Рівняння руху інтегруються в прямокутній абсолютній геоцентричній системі координат O, X_a, Y_a, Z_a і мають вигляд:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_a}{dt} &= V_{x_a}; \\ \frac{dy_a}{dt} &= V_{y_a}; \\ \frac{dz_a}{dt} &= V_{z_a}; \\ \frac{dV_{x_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \bar{X}_a - \frac{3}{2} J_2^0 \bar{\mu} \bar{X}_a \rho^2 (1 - 5 \bar{Z}_a^2) + J_{x_{am}} + J_{x_{ac}}; \\ \frac{dV_{y_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \bar{Y}_a - \frac{3}{2} J_2^0 \bar{\mu} \bar{Y}_a \rho^2 (1 - 5 \bar{Z}_a^2) + J_{y_{am}} + J_{y_{ac}}; \\ \frac{dV_{z_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \bar{Z}_a - \frac{3}{2} J_2^0 \bar{\mu} \bar{Z}_a \rho^2 (1 - 5 \bar{Z}_a^2) + J_{z_{am}} + J_{z_{ac}}, \end{aligned} \right\} (4.72)$$

де $V_{x_a}, V_{y_a}, V_{z_a}$ – швидкості руху супутників в абсолютній геоцентричній системі координат; $\bar{\mu} = \mu/r^2$; $\mu = 398\,600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – константа гравітаційного поля Землі; $r = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}$ – відстань від центра Землі до супутника;

$\bar{X}_a = X_a/r$; $\bar{Y}_a = Y_a/r$; $\bar{Z}_a = Z_a/r$; $J_2^0 = 1\,082\,625,7 \cdot 10^{-9} = -5^{1/2} \bar{C}_{20}$ – коефіцієнт при другій зональній гармоніці розкладання гравітаційного поля Землі в ряд за сферичними функціями; $\bar{C}_{20} = -484\,165 \cdot 10^{-9}$ – нормований гармонійний коефіцієнт при другій зональній гармоніці; $\rho = a_e/r$; $a_e = 6378,136$ км – екваторіальний радіус Землі; $J_{x_{ac}}, J_{y_{ac}}, J_{z_{ac}}$ – прискорення від сонячних гравітаційних збурень; $J_{x_{am}}, J_{y_{am}}, J_{z_{am}}$ – прискорення від місячних гравітаційних збурень.

Прискорення від місячних і сонячних гравітаційних збурень обчислюються за формулами:

$$\left. \begin{aligned} J_{x_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\xi_k - \bar{X}_{ak}) / \Delta_k^3 - \xi_k \right]; \\ J_{y_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\eta_k - \bar{Y}_{ak}) / \Delta_k^3 - \eta_k \right]; \\ J_{z_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\zeta_k - \bar{Z}_{ak}) / \Delta_k^3 - \zeta_k \right], \end{aligned} \right\} \quad (4.73)$$

де k – індекс збуреного тіла (m – для Місяця; s – для Сонця); $\bar{\mu}_k = \mu_k / r_k^2$; $\mu_m = 4902,835 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – константа гравітаційного поля Місяця; $\mu_s = 0,132\,526\,3 \cdot 10^{12} \text{ км}^3/\text{с}^2$ – константа гравітаційного поля Сонця; $\bar{X}_{ak} = X_a/r_k$, $\bar{Y}_{ak} = Y_a/r_k$, $\bar{Z}_{ak} = Z_a/r_k$; $\Delta_k = \sqrt{(\xi_k - \bar{X}_{ak})^2 + (\eta_k - \bar{Y}_{ak})^2 + (\zeta_k - \bar{Z}_{ak})^2}$; $\xi_k, \eta_k, \zeta_k, r_k$ – спрямовані косинуси і радіус-вектор збурених тіл у системі O, X_a, Y_a, Z_a на момент часу t_e .

Спрямовані косинуси і радіус-вектор, що входять до формул (4.73), обчислюються на момент часу t_e і на весь інтервал розрахунку ефемерид (± 15 хв) за виразами [15]

$$\left. \begin{aligned} \xi_m &= \sin(v_m + \Gamma') \xi_{11} + \cos(v_m + \Gamma') \xi_{12}; \\ \eta_m &= \sin(v_m + \Gamma') \eta_{11} + \cos(v_m + \Gamma') \eta_{12}; \\ \zeta_m &= \sin(v_m + \Gamma') \zeta_{11} + \cos(v_m + \Gamma') \zeta_{12}; \\ \xi_c &= \cos v_c \cos \omega_c - \sin v_c \sin \omega_c; \\ \eta_c &= (\sin v_c \cos \omega_c + \cos v_c \sin \omega_c) \cos \varepsilon; \\ \zeta_c &= (\sin v_c \cos \omega_c + \cos v_c \sin \omega_c) \sin \varepsilon; \\ r_k &= a_k (1 - e_k \cos E_k), \end{aligned} \right\} \quad (4.74)$$

в яких $E_k = g_k + e_k \sin E_k$ визначається з розв'язку трансцендентного рівняння. Для розрахунку параметра E_k і складових рівнянь (4.74) використовуються співвідношення

$$\begin{aligned}
 \sin v_k &= \sqrt{1 - e_k^2} \cdot \sin E_k (1 - e_k \cos E_k)^{-1}; \\
 \cos v_k &= (\cos E_k - e_k)(1 - e_k \cos E_k)^{-1}; \\
 \xi_{11} &= \sin \Omega_M \cos \Omega_M (1 - \cos i_M); \\
 \xi_{12} &= 1 - \sin^2 \Omega_M (1 - \cos i_M); \\
 \eta_{11} &= \xi^* \cos \varepsilon - \zeta^* \sin \varepsilon; \\
 \eta_{12} &= \xi_{11} \cos \varepsilon + \eta^* \sin \varepsilon; \\
 \zeta_{11} &= \xi^* \sin \varepsilon + \zeta^* \cos \varepsilon; \\
 \zeta_{12} &= \xi_{11} \sin \varepsilon - \eta^* \cos \varepsilon; \\
 \xi^* &= 1 - \cos^2 \Omega_M (1 - \cos i_M); \\
 \eta^* &= \sin \Omega_M \sin i_M; \\
 \zeta^* &= \cos \Omega_M \sin i_M; \\
 g_k &= g_{0k} + g_{1k} T; \\
 \Omega_M &= \Omega_{0M} + \Omega_{1M} T; \\
 \Gamma' &= \Gamma'_0 + \Gamma'_1 T; \\
 T &= (27\,392,375 + \Sigma_{\text{дн}} + t_e / 86\,400) / 36\,525.
 \end{aligned} \tag{4.75}$$

У рівняннях (4.74) і (4.75) введено такі позначення: $a_m = 3,843\,852\,43 \cdot 10^5$ км – розмір великої півосі орбіти Місяця; $a_c = 1,495\,98 \cdot 10^8$ км – розмір великої півосі орбіти Сонця; $e_m = 0,054\,900\,489$ – ексцентриситет місячної орбіти; $e_c = 0,016\,719$ – ексцентриситет сонячної орбіти; $i_m = 5^\circ 08' 43,4''$ – нахил орбіти Місяця до площини екліптики; $\varepsilon = 23^\circ 26' 33''$ – середній нахил екліптики до екватора; $g_{0m} = -63^\circ 53' 43,41''$; $g_{1m} = 477\,198^\circ 50' 56,79''$; $g_{0c} = 358^\circ 28' 33,04''$; $g_{1c} = 129\,596\,579,10''$; $\Omega_{0m} = 259^\circ 10' 59,79''$; $\Omega_{1m} = -1934^\circ 08' 31,23''$; $\Gamma'_0 = -334^\circ 19' 46,40''$; $\Gamma'_1 = 4069^\circ 02' 02,52''$; $\omega_c = 281^\circ 13' 15'' + 6189,03'' T$; T – час від основної епохи 1900 р., 00 січня (нульовий день січня), 12 год (гринвіцький час GMT) до моменту задання ефемерид t_e в юліанських століттях по 36 525 ефемеридних діб; 27 392,375 – кількість днів від ос-

новної епохи 1900 р., 00 січня, 00 год (GMT) до епохи 1975 р., 00 січня, 00 год (московський декретний час – МДЧ) з урахуванням 3 год у перерахуванні МДЧ t_e в GMT; $\Sigma_{\text{дн}}$ – сума днів від епохи 1975 р., 00 січня, 00 год (МДЧ) до 00 год поточної дати (МДЧ), до якої належить час t_e (початок відліку дат за московським часом).

Початковими умовами для інтегрування системи (4.72) є гринвіцькі координати $x(t_e)$, $y(t_e)$, $z(t_e)$ і складові вектора швидкості $V_x(t_e)$, $V_y(t_e)$, $V_z(t_e)$, що містяться в навігаційному кадрі. Ці складові перераховуються з гринвіцької системи координат $OXYZ$ (ПЗ-90) в абсолютну геоцентричну систему $Ox_aY_aZ_a$ за формулами

$$\left. \begin{aligned} X_a(t_e) &= x(t_e) \cos S - y(t_e) \sin S; \\ Y_a(t_e) &= x(t_e) \sin S + y(t_e) \cos S; \\ Z_a(t_e) &= z(t_e); \\ V_{x_a}(t_e) &= V_x(t_e) \cos S - V_y(t_e) \sin S - \omega_3 Y_a(t_e); \\ V_{y_a}(t_e) &= V_x(t_e) \sin S + V_y(t_e) \cos S + \omega_3 X_a(t_e); \\ V_{z_a}(t_e) &= V_z(t_e), \end{aligned} \right\} \quad (4.76)$$

де $S = S_0 + \omega_3(t - 3^h)$; S_0 – істинний зоряний час у гринвіцьку північ дати задання ефемерид t_e , алгоритм розрахунку якого наведений у п. 1.3.2; $\omega_3 = 0,729\,211\,5 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$ – кутова швидкість обертання Землі.

Додаткові варіанти визначення місячно-сонячних прискорень подані в документі ГЛОНАСС [15].

4.2.2. Розрахунок ефемерид навігаційного супутника GPS на поточний момент часу

Для розрахунку координат навігаційних супутників GPS за даними оперативної інформації, що передається з супутників, інтерфейсний контрольний документ GPS [95] пропонує такий алгоритм.

Координати супутників у геоцентричній фіксованій системі координат (ECEF) розраховуються за формулами

$$\left. \begin{aligned} x_k &= x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k; \\ y_k &= x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k; \\ z_k &= y'_k \sin i_k. \end{aligned} \right\} \quad (4.77)$$

Скорегована довгота висхідного вузла

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{0.e}, \quad (4.78)$$

де $t_{0.e}$ – час опорної епохи ефемерид.

Координати навігаційного супутника в орбітальній площині:

$$\left. \begin{aligned} x'_k &= r_k \cos u_k; \\ y'_k &= r_k \sin u_k. \end{aligned} \right\} \quad (4.79)$$

Скорегований нахил орбіти супутника

$$i_k = i_0 + \delta i_k + IDOT \cdot t_k, \quad (4.80)$$

де $IDOT$ – швидкість зміни кута нахилу орбіти супутника; t_k – час, відлічуваний від опорної епохи ефемерид.

Скорегований радіус орбіти супутника

$$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k. \quad (4.81)$$

Скорегований аргумент широти

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k. \quad (4.82)$$

Поправка для корекції аргументу широти

$$\delta u_k = C_{us} \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cos 2\Phi_k. \quad (4.83)$$

Поправка для корекції радіуса орбіти супутника

$$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k. \quad (4.84)$$

Поправка для корекції нахилу орбіти супутника

$$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k. \quad (4.85)$$

Аргумент широти

$$\Phi_k = v_k + \omega. \quad (4.86)$$

Ексцентрична аномалія

$$E_k = \arccos \frac{e + \cos v_k}{1 + e \cos v_k}. \quad (4.87)$$

Істинна аномалія

$$v_k = \arctg \left(\frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right) = \arctg \left[\frac{(\sqrt{1-e^2} \sin E_k) / (1-e \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1-e \cos E_k)} \right], \quad (4.88)$$

де

$$\sin v_k = (\sqrt{1-e^2} \sin E_k) / (1-e \cos E_k);$$

$$\cos v_k = (\cos E_k - e) / (1-e \cos E_k).$$

Розв'язуване методом ітерацій рівняння Кеплера для ексцентричної аномалії має вигляд

$$M_k = E_k - e \sin E_k. \quad (4.89)$$

Середня аномалія

$$M_{kc} = M_0 + n t_k. \quad (4.90)$$

Параметр, що характеризує скорегований середній рух супутника,

$$n = n_0 + \Delta n. \quad (4.91)$$

Час, відлічуваний від опорної епохи ефемерид,

$$t_k = t - t_{0e}, \quad (4.92)$$

де t – системний час GPS на момент передавання повідомлення, тобто час, скорегований на тривалість затримки проходження сигналу від супутника до споживача, – відношення відстані до швидкості світла; t_k – поточний момент часу, який має відповідати істинній різниці між системним часом GPS t і опорним часом задання ефемерид t_{0e} та враховувати момент переходу “кінець – початок” тижня.

Момент переходу “кінець – початок” тижня враховується так: якщо $t_k > 302\,400$ с, то від нього віднімається 604 800 с; якщо $t_k < -302\,400$ с, то до нього додається 604 800 с (604 800 – кількість секунд в одному тижні).

Параметр розрахункового середнього руху супутника

$$n_0 = \sqrt{\mu / A^3}, \quad (4.93)$$

де A – розмір великої півосі орбіти супутника.

У виразах (4.77)...(4.93) параметри C_{rs} , Δn , M_0 , C_{uc} , e , C_{us} , \sqrt{A} , t_{0e} передаються з навігаційного супутника в підкадрі 2 (їхній зміст описаний у п. 2.2.2); параметри C_{ic} , Ω_0 , i_0 , C_{rc} , ω , $\dot{\Omega}$ (OMEGADOT), $IDOT$ – у підкадрі 3 (зміст описаний у п. 2.2.2). Параметри $\mu = 3,986\ 005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ і $\dot{\Omega}_e = 7,292\ 115\ 146\ 7 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}$ є елементами WGS-84.

Споживач повинен враховувати ефекти через швидкість обертання Землі протягом часу поширення сигналу, щоб оцінити затримку на його шляху розповсюдження в інерціальній системі координат. У геостационарних координатах він має враховувати відповідні поправки до координат x , y , z .

4.2.3. Розрахунок часу в GPS

У GPS усі сигнали, випромінювані навігаційними супутниками, когерентні з одним бортовим частотним стандартом. Цифрові сигнали синхронізовані з псевдовипадковими послідовностями (PRN). Середня різниця часу між сигналами, модульованими P - і C/A -кодами, не більша за 10 нс (2σ).

Розрізняють системний час GPS і час кожного навігаційного супутника. Кожен навігаційний супутник працює у своєму часі. Передавання часових даних, що містяться в перших двох словах кожного рядка, і виконання дій під час передавання навігаційних повідомлень здійснюється в часі відповідного навігаційного супутника. Всі інші дані в навігаційному повідомленні пов'язуються із системним часом GPS.

Системний час GPS устанавлюється керуючим сегментом, звіряється з UTC і підтримується Морською обсерваторією США. Нульовий відлік часу GPS визначений опівночі з 5 на 6 січня 1980 р. Найбільша одиниця, використовувана у формуванні часу GPS, – один тиждень, або 604 800 с. Час GPS може відрізнятись від UTC, що пов'язано з дрейфом неперервної шкали часу GPS і періодично корегованим на ціле число стрибків секунд часом UTC. Керуючий сегмент контролює системну часову шкалу GPS. Вона не повинна відрізнятись від UTC більш як на 1 мкс.

До навігаційних повідомлень входять дані про зв'язок часу GPS і UTC. Точність цих даних на інтервалі передавання – в межах 90 нс (одна σ). Дані про зв'язок часу GPS і UTC генеруються керуючим сегментом.

Для обчислення зв'язку часу GPS і UTC використовується Z -відлік – 29-бітове двійкове число, що складається з двох частин (Z -відлік описаний у п. 2.2.2).

Навігаційні дані, що передаються з кожного супутника GPS, дають змогу всім споживачам корегувати фази кодів супутникових сигналів з ураху-

ванням релятивістських ефектів, компенсувати одночастотному ($L1$ або $L2$) споживачеві ефекти диференціальної групової затримки сигналу супутника, а також корегувати двочастотному ($L1$ та $L2$) споживачеві групову затримку поширення електромагнітних сигналів, зумовлену іоносферними ефектами.

В апаратурі споживача системний час GPS (у секундах) визначається з рівняння

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}, \quad (4.94)$$

де t_{sv} – ефективний час фази псевдовипадкового коду супутника під час передавання повідомлення.

Часовий зсув фази псевдовипадкового коду супутника

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{0c}) + a_{f2}(t - t_{0c})^2 + \Delta t_r, \quad (4.95)$$

де a_{f0} , a_{f1} , a_{f2} – поліноміальні коефіцієнти з підкадру 1; t_{0c} – початковий час синхронізації даних; $\Delta t_r = Fe\sqrt{A} \cdot \sin E_k$ – релятивістська корекція;

$F = -2\mu^{1/2}/c^2 = -4,442\ 807\ 633 \cdot 10^{-10}$ с/м^{1/2}; $\mu = 3,986\ 005 \cdot 10^{14}$ м³/с² – параметр WGS-84; $c = 2,997\ 924\ 58 \cdot 10^8$ м/с – швидкість світла; e , A , E_k – параметри орбіт, значення яких передаються в підкадрах 2 і 3.

Оскільки рівняння (4.94) і (4.95) між собою пов'язані, а коефіцієнти a_{f0} , a_{f1} , a_{f2} генеруються з часу GPS, то похибка t_{sv} стосовно t незначна. Через це споживач може прирівнювати t до t_{sv} у виразі (4.95). Величину t потрібно обчислювати з урахуванням переходу “кінець–початок” тижня. Якщо $t - t_{0c} > 302\ 400$ с, від t віднімається 604 800 с; якщо $t - t_{0c} < -302\ 400$ с, до t додається 604 800 с.

Корекція T_{GD} сигналів на частотах $L1$ і $L2$ обчислюється для врахування ефекту різниці між груповими затримками сигналів на частотах $L1$ і $L2$ (передається в підкадрі 1). Ця корекція призначена для одночастотних ($L1$ або $L2$) споживачів.

Споживач, що використовує частоту $L1$, повинен змінювати зсув фази коду за формулою

$$(\Delta t_{sv})_{L1} = \Delta t_{sv} - T_{GD}, \quad (4.96)$$

а споживач, що використовує частоту $L2$, – за формулою

$$(\Delta t_{sv})_{L2} = \Delta t_{sv} - \frac{\gamma}{1-\gamma} (t_{L1} - t_{L2}), \quad (4.97)$$

де $\gamma = (1575,42/1227,6)^2 = (77/60)^2$; t_{L1} і t_{L2} – час передавання сигналів із супутника GPS відповідно на частотах $L1$ і $L2$.

Опорний час альманаху $t_{0,a}$ для нормального режиму роботи становить 2^{12} с (ціна молодшого розряду) і з'являється приблизно через 70 год після першого правильного передавання набору даних. Частість завантаження альманаху така, що системний час GPS t відрізняється від $t_{0,a}$ менш як на 3,5 доби впродовж інтервалу передавання.

Час епохи t_k обчислюється за формулою, аналогічною до (4.92) при $t_{0,e} = t_{0,a}$:

$$t_k = t - t_{0,a}. \quad (4.98)$$

Споживач може використовувати опорний час альманаху в разі довготривалих режимів роботи. Правила, що відповідають процедурі використання даних, наводяться в ICD-GPS-200C [95].

Часові параметри альманаху (в секундах) розраховуються з виразів

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}; \quad (4.99)$$

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1} t_k, \quad (4.100)$$

де t – системний час GPS; t_{sv} – ефективний час фази псевдовипадкового коду супутника під час передавання повідомлення; Δt_{sv} – часовий зсув фази псевдовипадкового коду супутника; t_k – час епохи, який розраховується за формулою (4.98); a_{f0} , a_{f1} – коефіцієнти апроксимуючого полінома, передані в підкадрах 4 і 5 (див. п. 2.2.2).

Для врахування часу затримки електромагнітного сигналу під час проходження його через іоносферу одночастотний ($L1$) споживач має застосовувати алгоритм, визначуваний співвідношеннями, які виражають іоносферну корекцію (в секундах) [95]:

$$T_{iono} = \begin{cases} F \left[5 \cdot 10^{-9} + (AMP) \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & \text{якщо } |x| \leq 1,57 \text{ і } AMP \geq 0; \\ F (5 \cdot 10^{-9}), & \text{якщо } |x| \geq 1,57 \text{ і } AMP \leq 0, \end{cases} \quad (4.101)$$

де $F = 1 + 16 \cdot (0,53 - \theta)^3$ – безрозмірний коефіцієнт; θ – кут положення навігаційного супутника, рад; $AMP = \sum_{n=0}^3 (\alpha_n \varphi_m^n)$ – параметр, с, що апроксимує амплітудну складову математичної моделі іоносфери;

$x = \frac{2\pi(t_m - 50\,400)}{PER}$ –

фаза затриманого сигналу супутника, рад; $t_m = 4,32 \cdot 10^4 \lambda_i + t$ – місцевий поточний час споживача, с, при $0 \leq t_m < 86\,400$ (якщо $t_m \geq 86\,400$, то від t_m потрібно відняти 86 400, а якщо $t_m < 0$, то до t_m потрібно додати 86 400); t – системний час GPS (розраховується в апаратурі споживача);

$PER = \sum_{n=0}^3 (\beta_n \varphi_m^n)$ – параметр, с, що апроксимує періодичну складову математичної моделі іоносфери (якщо розраховане значення $PER < 72\,000$, то беруть $PER = 72\,000$); α_n, β_n ($n = 0, 1, 2, 3$) – параметри, передані з супутника (підкадр 4, рядок 18); $\varphi_m = \varphi_i + 0,064 \cos(\lambda_i - 1,617)$ – геомагнітна широта проєкції на земну поверхню точки “проколювання” іоносфери, півцикли, при її середній висоті $h_{iono} = 350$ км ; $\varphi_i = \varphi_u + \psi \cos A$ – геомагнітна широта проєкції на земну поверхню точки “проколювання” іоносфери, півцикли ($\varphi_i = 0,416$, якщо $\varphi_u + \psi \cos A > 0,416$; $\varphi_i = -0,416$, якщо $\varphi_u + \psi \cos A < -0,416$); $\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \varphi_i}$ – геомагнітна довгота проєкції

на земну поверхню точки “проколювання” іоносфери, півцикли, при її середній висоті $h_{iono} = 350$ км; φ_u – геодезична широта споживача, півцикли, в системі координат WGS-84 (розраховується в апаратурі споживача); $\psi = \frac{0,0317}{E + 0,11} - 0,022$ – центральний земний кут, півцикли, між місцем розташування споживача і проєкцією на земну поверхню точки “проколювання” іоносфери; A – кут азимута, півцикли, який відраховується за годинниковою стрілкою від напрямку “північ–південь” у площині місцевого обрію споживача при обертанні проєкції лінії “споживач–супутник” (розраховується в апаратурі споживача); E – кут положення супутника, півцикли (розраховується в апаратурі споживача); λ_u – геодезична довгота споживача, півцикли, в системі координат WGS-84 (розраховується в апаратурі споживача).

Застосування моделі (4.101) забезпечує зменшення похибки за рахунок іоносферних ефектів на 50 %.

Двочастотний ($L1$, $L2$) споживач повинен корегувати час через іоносферний ефект, використовуючи диференціальну затримку між сигналами частот $L1$ і $L2$ згідно з ICD-GPS-200C [95].

Всесвітній час (UTC) пов'язують із системним часом GPS, використовуючи інформацію, що передається з навігаційних супутників у підкадрі 4 (див. п. 2.2.2). У програмному забезпеченні апаратури споживача мають передбачатися процедури, що пов'язують номер поточного тижня GPS на початку передавання даних WN (підкадр 1), вісім молодших розрядів поточного тижня GPS WN_i (підкадр 4, рядок 18), вісім молодших розрядів тижня, на якому планується або вже проведена односекундна корекція часу WN_{LSF} (підкадр 4, рядок 18). Керуючий сегмент погоджує параметри WN і WN_{LSF} так, що абсолютне значення різниці між ними становить не більш як 127.

У GPS передбачаються три види зв'язку між часом UTC і системним часом GPS:

1) час GPS індукується параметром WN_{LSF} , і день тижня DN (підкадр 4, рядок 18) є поточним; час споживача в інтервалі від $DN + 3/4$ до $DN + 5/4$ не зменшується; зв'язок між часом GPS і часом UTC (в секундах) описується рівняннями

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC}) [\text{mod } 86\ 400]; \quad (4.102)$$

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1 [t_E - t_{of} + 604\ 800 \cdot (WN - WN_i)], \quad (4.103)$$

де t_E – системний час GPS, установлений споживачем згідно з формулою (4.94) та з урахуванням іоносферних корекцій; $(x) [\text{mod } y] = x -$

$-\left(\text{найменше ціле } \frac{x}{y}\right)y$ – остача від ділення x на y ; 86 400 і 604 800 –

відповідно кількість секунд у добі й тижні; Δt_{LS} , A_0 , A_1 , t_{of} – параметри, що передаються в підкадрі 4, рядок 18;

2) час споживача в інтервалі від $DN + 3/4$ до $DN + 5/4$ зменшується; рівняння зв'язку часу GPS і часу UTC (в секундах) має вигляд

$$t_{UTC} = W [\text{mod } (86\ 400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})], \quad (4.104)$$

де $W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43\ 200) [\text{mod } 86\ 400] + 43\ 200$; Δt_{LSF} – параметр, що передається в підкадрі 4, рядок 18;

3) якщо корекція секундного стрибка згідно з W_{LSF} і DN перебуває в минулому часі, то зв'язок між часом UTC і часом GPS відповідає рівнянням (4.102) і (4.103) при заміні Δt_{LS} на Δt_{LSF} .

4.2.4. Розрахунок іоносферної поправки в SBAS

Для оцінювання іоносферних корекцій, зумовлених проходженням електромагнітних сигналів навігаційних супутників через атмосферу, ICAO розроблена й рекомендована до застосування *сітково-точкова модель іоносфери (IGP)*. Модель IGP (рис. 4.1) є тілом обертання, що має вигляд еліпсоїда, обмеженого поверхнею еліпсоїда WGS-84 та поверхнею на сталій висоті – 350 км над еліпсоїдом WGS-84. Модель поділена по довготі на дев'ять діапазонів (0...8) і по широті на два діапазони (9, 10). Діапазони 0...8 і 9, 10 також поділені по довготі й широті через 5°. Діапазони 0...7 містять по 201 точці, діапазон 8 – 200 точок, діапазони 9 і 10 – по 192 точки. Для точок споживачеві передаються значення вертикальної затримки електромагнітного сигналу $\tau_{v,k}$. Ці точки називаються *точками «проколювання» іоносфери (IPP)*. Приклад формування точки IPP ілюструє рис. 4.2.

Іоносферна поправка для i -го супутника

$$IC_i = -F_{pp} \tau_{vpp}, \quad (4.105)$$

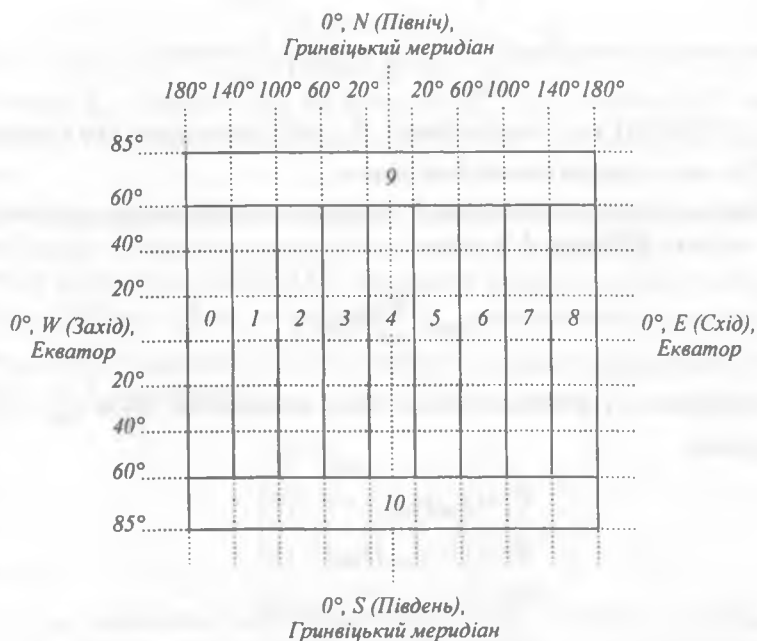


Рис. 4.1. Сітково-точкова модель іоносфери (IGP).

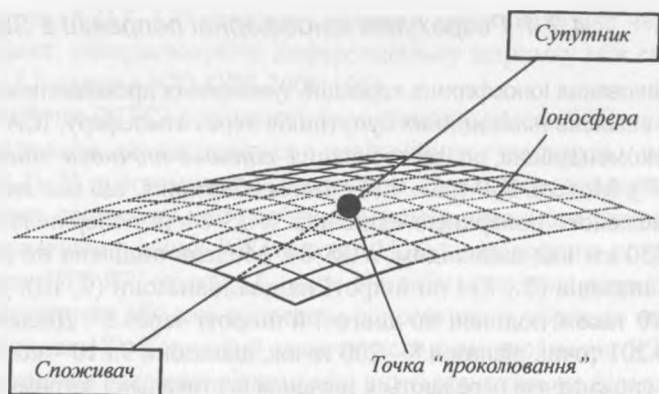


Рис. 4.2. Формування точки "проколювання" іоносфери.

де F_{pp} – коефіцієнт відхилення; τ_{vpp} – інтерпольована оцінка вертикальної іоносферної затримки, зумовлена кількістю точок інтерполяції (чотири або три).

Коефіцієнт відхилення

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos(\theta_i)}{R_e + h_f} \right)^2 \right]^{-1/2}, \quad (4.106)$$

де $R_e = 6378,1363$ км – радіус Землі; θ_i – кут положення i -го супутника; $h_f = 350$ км – середня висота іоносфери.

Якщо з супутника GEO SBAS передається інформація для чотирьох кутів чарунки IGP (рис. 4.3, а), то

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^4 W_k \tau_{vk}, \quad (4.107)$$

де коефіцієнти W_k розраховуються через координати точок x_{pp} , y_{pp} за формулами

$$\left. \begin{aligned} W_1 &= x_{pp} y_{pp}; \\ W_2 &= (1 - x_{pp}) y_{pp}; \\ W_3 &= (1 - x_{pp})(1 - y_{pp}); \\ W_4 &= x_{pp}(1 - y_{pp}). \end{aligned} \right\} \quad (4.108)$$

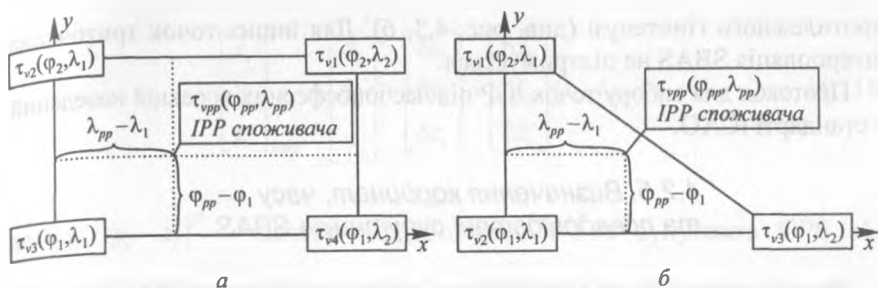


Рис. 4.3. Алгоритми визначення вертикальної іоносферної затримки:
 а – для чотирьох точок чарунки IGP; б – для трьох точок.

Для IPP, що лежать між 85° північної і 85° південної широт,

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}; \quad (4.109)$$

$$y_{pp} = \frac{\varphi_{pp} - \varphi_1}{\varphi_2 - \varphi_1}, \quad (4.110)$$

де λ_{pp} і φ_{pp} – відповідно координати довготи й широти місцеположення споживача; λ_1 – довгота IGP на захід від IPP; λ_2 – довгота IGP на схід від IPP; φ_1 – широта IGP на південь від IPP; φ_2 – широта IGP на північ від IPP.

Для IPP, що лежать північніше 85° північної та південніше 85° південної широт, розрахунок виконується за іншими виразами.

Якщо з супутника GEO SBAS інформація передається для трьох точок чарунки IGP (рис. 4.3, б), то величина τ_{vpp} розраховується для точок, що лежать між 75° північної та 75° південної широт, за формулою (4.107) для $k = 1, 2, 3$. При цьому

$$\left. \begin{aligned} W_1 &= y_{pp}; \\ W_2 &= 1 - x_{pp} - y_{pp}; \\ W_3 &= x_{pp}, \end{aligned} \right\} \quad (4.111)$$

де x_{pp} і y_{pp} розраховуються за виразами (4.109) і (4.110) з урахуванням того, що друга точка IGP завжди має координати λ_1 і φ_1 і є вершиною кута,

протилежного гіпотенузі (див. рис. 4.3, б). Для інших точок триточкова інтерполяція SBAS не підтримується.

Протокол для вибору точок IGP під час іоносферних корекцій наведений у стандарті ICAO.

4.2.5. Визначення координат, часу та псевдовідстані супутників SBAS

Використовуючи для навігаційних визначень систему SBAS, *координати супутників GEO* на будь-який момент часу визначають за формулою

$$\begin{bmatrix} \bar{X}_G \\ \bar{Y}_G \\ \bar{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0G}) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0G})^2, \quad (4.112)$$

де X_G, Y_G, Z_G – координати супутника GEO на момент часу t_{0G} ; $\dot{X}_G, \dot{Y}_G, \dot{Z}_G$ – швидкість супутника GEO в момент часу t_{0G} ; на відповідних осях; $\ddot{X}_G, \ddot{Y}_G, \ddot{Z}_G$ – прискорення супутника GEO в момент часу t_{0G} ; на відповідних осях; t_{0G} – час прив'язування даних, яким є час від півночі поточної доби.

Бортовий час супутника GEO SBAS корегується рівнянням

$$t = t_G - \Delta t_G, \quad (4.113)$$

де t – системний час SBAS; t_G – бортовий час супутника GEO на момент передавання повідомлення; Δt_G – поправка до бортового часу супутника GEO на будь-який момент часу, яка описується виразом

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1} (t - t_{0G}), \quad (4.114)$$

у якому a_{Gf0}, a_{Gf1}, t_{0G} – коефіцієнти, що передаються в повідомленні типу 9 SBAS.

Координати супутників основного угруповання в SBAS корегуються в приймачі споживача за співвідношенням

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{\text{кор}} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} (t - t_{iLT}), \quad (4.115)$$

де $[x_i \ y_i \ z_i]^T$ – вектор місцеположення i -го супутника GPS або ГЛОНАСС згідно з ICD-GPS-200C та ИКД-98 [15, 95]; $[\delta x_i \ \delta y_i \ \delta z_i]^T$ та $[\delta \dot{x}_i \ \delta \dot{y}_i \ \delta \dot{z}_i]^T$ – поправки, що передаються в повідомленнях типів 24 і 25; t_{iLT} – час прив'язування даних i -го супутника.

Корекція часу i -го супутника GPS здійснюється за рівнянням

$$t = t_{iSV} - \left[(\Delta t_{iSV})_{LL} + \delta \Delta t_{iSV} \right]; \quad (4.116)$$

$$\delta \Delta t_{iSV} = \delta a_{if0} + \delta a_{if1} (t_k - t_{iLT}), \quad (4.117)$$

де t – системний час SBAS; t_{iSV} – бортовий час i -го супутника GPS на момент передавання повідомлення; $(\Delta t_{iSV})_{LL}$ – зсув фази псевдовипадкового коду i -го супутника GPS згідно з ICD-GPS-200C [95]; $\delta \Delta t_{iSV}$ – корекція поправки для бортового часу.

Алгоритм корекції часу супутникового угруповання ГЛОНАСС зараз у стадії розроблення.

Скорегована псевдовідстань для i -го супутника на момент часу t і *поправки до швидкості зміни відстані* RRC_i визначаються за виразами

$$PR_{i \text{ кор}} = PR_i + FC_i + RRC_i (t - t_{if0}) + IC_i + TC_i; \quad (4.118)$$

$$RRC_i = (FC_{i \text{ ост}} - FC_{i \text{ поп}}) / (t_{if0} - t_{if0 \text{ поп}}), \quad (4.119)$$

де PR_i – виміряна псевдовідстань з урахуванням поправок до бортового часу i -го супутника; FC_i – швидка поправка до псевдовідстані i -го супутника для швидкозмінюваних похибок (застосовується після врахування довготермінової поправки; не містить поправок до іоносфери і тропосфери; передається в повідомленнях типів 2...5); RRC_i – поправка до швидкості зміни відстані; t_{if0} – час прив'язування останньої швидкої поправки $FC_{i \text{ ост}}$;

IC_i – іоносферна поправка; TC_i – тропосферна поправка (має локальний характер і визначається споживачем); $t_{i0 \text{ поп}}$ – час прив'язування попередньої швидкої поправки $FC_{i \text{ поп}}$.

4.2.6. Визначення рівнів захисту в SBAS

Рівні захисту в SBAS обчислюють за такими формулами: по горизонталі –

$$HPL_{SBAS} = K_{H, NPA} d_H; \quad (4.120)$$

$$HPL_{SBAS} = K_{H, PA} d_H; \quad (4.121)$$

по вертикалі –

$$VPL_{SBAS} = K_{V, PA} d_V, \quad (4.122)$$

де $K_{H, NPA} = 6,18$; $K_{H, PA} = 6,00$; $K_{V, PA} = 5,33$ – емпіричні коефіцієнти;

$$d_H = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}; \quad d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2 - \text{дисперсія моделі роз-}$$

поділу, до якої входить істинний розподіл по осі x ; $d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2$ – те

саме, по осі y ; $d_{xy} = \sum_{i=1}^N s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$ – коваріація моделей розподілу по осях x

і y ; $d_V = \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{V,i}^2 \sigma_i^2}$ – середньоквадратичне відхилення моделі розподілу,

до якої входить істинний розподіл по вертикальній осі; $s_{x,i}$ – частинна похідна по осі x похибки положення відносно похибки псевдовідстані для i -го супутника; $s_{y,i}$ – те саме, по осі y ; $s_{V,i}$ – частинна похідна по вертикалі похибки положення відносно похибки псевдовідстані для i -го супутника.

Дисперсія розподілу похибок псевдовідстані

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i, \text{пл}}^2 + \sigma_{i, \text{IURE}}^2 + \sigma_{i, \text{aur}}^2 + \sigma_{i, \text{тропо}}^2. \quad (4.123)$$

Першу складову у виразі (4.123) визначають за такими формулами:
якщо в повідомленні типу 10 ознака квадратичного підсумовування швидких і довготермінових поправок (RSS_{UDRE}) дорівнює нулю,

$$\sigma_{i,fl}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{llc} + \varepsilon_{er}]^2; \quad (4.124)$$

якщо в повідомленні типу 10 ознака квадратичного підсумовування швидких і довготермінових поправок (RSS_{UDRE}) дорівнює одиниці,

$$\sigma_{i,fl}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE)]^2 + \varepsilon_{fc}^2 + \varepsilon_{rrc}^2 + \varepsilon_{llc}^2 + \varepsilon_{er}^2; \quad (4.125)$$

якщо параметри деградації не використовуються,

$$\sigma_{i,fl}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE) + 8]^2; \quad (4.126)$$

якщо швидкі й довготермінові поправки та далекомірні параметри супутників GEO SBAS не використовуються,

$$\sigma_{i,fl}^2 = 60^2. \quad (4.127)$$

Коефіцієнти деградації швидких поправок ε_{fc} і ε_{rrc} розраховуються з виразів:

$$\varepsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{lat})^2}{2}, \quad (4.128)$$

де a – показник фактора деградації швидких поправок; t – поточний час; t_u – час прив'язування показника $UDRE_i$ (якщо ознака набору даних для швидких поправок $IODF_j \neq 3$, то t_u є початком передавання блоку повідомлень, що містять останні дані $UDRE_i$ у повідомленнях типів 2...6 або 24, які збігаються зі значенням $IODF_j$ застосовуваної швидкої поправки; якщо $IODF_j = 3$, то t_u збігається з початком повідомлення, що містить швидку поправку для i -го супутника; для параметрів $UDRE$, що передаються у повідомленнях 2...5 і 24, t_u збігається з часом прив'язування швидких поправок; для параметрів $UDRE$, що передаються у повідомленнях типу 6 при $IODF_j \neq 3$, t_u є часом передавання першого біта повідомлення на супутник GEO SBAS); t_{lat} – системний час запізнення (інтервал часу між початком деградації швидкої поправки та опорним часом $UDRE$);

при $RRC = 0$

$$\varepsilon_{rrc} = 0; \quad (4.129)$$

при $RRC \neq 0$ та $IODF \neq 3$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ якщо } (IODF_{\text{ост}} - IODF_{\text{поп}})_{MOD3} = 1; \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) (t - t_{0f}), \text{ якщо } (IODF_{\text{ост}} - IODF_{\text{поп}})_{MOD3} \neq 1; \end{cases} \quad (4.130)$$

при $RRC \neq 0$ та $IODF = 3$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ якщо } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| = 0; \\ \left(\frac{a \left| \Delta t - I_{fc} / 2 \right|}{2} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) (t - t_{0f}), \text{ якщо } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| \neq 0, \end{cases} \quad (4.131)$$

де $IODF_{\text{ост}}$ – параметр, що відповідає останній швидкій поправці; $IODF_{\text{поп}}$ – параметр, що відповідає попередній швидкій поправці; a – показник фактора деградації швидких поправок; I_{fc} – термін дії швидких поправок для споживача; B_{rrc} – параметр, що визначає діапазон шуму і похибки заокруглення під час обчислення деградації поправки швидкості зміни дальності; t – поточний час; $\Delta t = t_{0f_{\text{ост}}} - t_{0f_{\text{поп}}}$ – інтервал часу між останнім і попереднім відліками.

Коефіцієнти деградації для довготермінових поправок поділяють на дві групи: для навігаційних супутників і для супутників GEO SBAS.

Для навігаційних супутників:

$$\varepsilon_{llc} = C_{llc-lsb} + C_{llc-v1} \cdot \max(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{llc-v1}), \quad (4.132)$$

якщо код швидкості дорівнює одиниці;

$$\varepsilon_{llc} = C_{llc-v0} A, \quad (4.133)$$

якщо код швидкості дорівнює нулю.

У формулах (4.132) і (4.133) $C_{llc-lsb}$ – максимальна похибка заокруглення, зумовлена роздільною здатністю даних про орбіту і час (передається в повідомленні типу 10); C_{llc-v1} – діапазон швидкісних похибок при макси-

мальній розбіжності за швидкістю пропущених повідомлень через різницю у швидкості зміни параметрів орбіти і часу (передається в повідомленні типу 10); t – поточний час; t_{LLT} – час прив'язування поправок до ефемерид, часу і частоти від півночі поточної доби (передається в повідомленні типу 10), I_{llc-v1} – інтервал відновлення довготермінових поправок з кодом швидкості 1 (передається в повідомленні типу 25); C_{llc-v0} – параметр, що визначає межі розбіжності між двома послідовними довготерміновими поправками для супутників з кодом швидкості 0 (передається в повідомленні типу 10); A – найбільше ціле число, менше за відношення $(t - t_{llc}) / I_{llc-v0}$; t_{llc} – час передавання першого біта повідомлення довготермінової корекції на супутник GEO SBAS.

Для супутників GEO SBAS

$$\epsilon_{llc} = C_{geo_lsb} + C_{geo_v} \max(0, t_{0,geo} - t, t - t_{0,geo} - I_{geo}), \quad (4.134)$$

де C_{geo_lsb} – максимальна похибка заокруглення, що визначається роздільною здатністю даних про орбіту і час (передається в повідомленні типу 10); C_{geo_v} – діапазон швидкісної похибки при максимальній розбіжності за швидкістю пропущених повідомлень через різницю у швидкості зміни даних про орбіту і час (передається в повідомленні типу 10); $t_{0,geo}$ – час прив'язування даних для далекомірної функції супутника GEO або час від півночі поточної доби (передається в повідомленні типу 9); t – поточний час; I_{geo} – інтервал відновлення для далекомірних повідомлень супутника GEO (передається в повідомленні типу 10).

Параметри деградації на етапі від польоту за маршрутом до неточного заходження на посадку набувають такого вигляду:

якщо термін дії швидких і довготермінових поправок не минув для точного заходження на посадку,

$$\epsilon_{er} = 0; \quad (4.135)$$

якщо термін дії поправок минув,

$$\epsilon_{er} = C_{er}, \quad (4.136)$$

де C_{er} – діапазон залишкової похибки, пов'язаний з використанням даних за межами інтервалу часу для точного заходження на посадку (передається в повідомленні типу 10).

Дисперсія похибки у визначенні псевдовідстані після застосування іоносферних корекцій для i -го супутника $\sigma_{i,UIRE}^2$ у формулі (4.123) розраховується з виразу

$$\sigma_{UIRE}^2 = F_{pp}^2 \sigma_{UIVE}^2, \quad (4.137)$$

де F_{pp} – коефіцієнт відхилення, що визначається за формулою (4.106); σ_{UIVE}^2 – дисперсія залишкової вертикальної похибки іоносферної затримки при визначенні похибки затримки з імовірністю 0,999, що обчислюється за формулою

$$\sigma_{UIVE}^2 = \sum_1^4 W_n \sigma_{n,iono}^2, \quad (4.138)$$

в якій W_n – вагові коефіцієнти, що визначаються за формулами (4.108).

Дисперсія похибки іоносферної сітки

$$\sigma_{n,iono}^2 = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \epsilon_{iono})^2, & \text{якщо у повідомленні типу 10 } RSS_{iono} = 0; \\ \sigma_{GIVE}^2 + \epsilon_{iono}^2, & \text{якщо у повідомленні типу 10 } RSS_{iono} = 1. \end{cases} \quad (4.139)$$

Розрахунковий коефіцієнт

$$\epsilon_{iono} = C_{iono_step} B + C_{iono_ramp} (t - t_{iono}), \quad (4.140)$$

де C_{iono_step} і C_{iono_ramp} – параметри з повідомлення типу 10; B – найбільше ціле число, менше за відношення $(t - t_{iono}) / I_{iono}$; t – поточний час; t_{iono} – час передавання першого біта повідомлення на супутник GEO SBAS; I_{iono} – параметр з повідомлення типу 10.

Виразу (4.138) еквівалентна формула для обчислення безпосередньо залишкової іоносферної вертикальної похибки при чотири- і триточковій апроксимації іоносферної сітки

$$UIVE = \begin{cases} \sum_{n=1}^4 W_n (x_{pp}, y_{pp}) GVIE_n; \\ \sum_{n=1}^3 W_n (x_{pp}, y_{pp}) GVIE_n. \end{cases} \quad (4.141)$$

Якщо іоносферні поправки не приймаються, то дисперсію (4.138) слід розрахувати за формулою

$$\sigma_{UIVE}^2 = \max \left[\left(\frac{T_{iono}}{5} \right)^2, \left(F_{pp} \tau_{vert} \right)^2 \right], \quad (4.142)$$

де T_{iono} – затримка в іоносфері, розрахована за будь-якою моделлю іоносфери. Абсолютна затримка в іоносфері у вертикальній площині

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9,0 \text{ м, якщо } 0 \leq |\varphi_{pp}| \leq 20; \\ 4,5 \text{ м, якщо } 20 \leq |\varphi_{pp}| \leq 55; \\ 6,0 \text{ м, якщо } |\varphi_{pp}| \leq 20, \end{cases} \quad (4.143)$$

де φ_{pp} – широта точки “проколювання” іоносфери.

Внесок бортового приймача в скореговану псевдовідстань $\sigma_{i,air}^2$ у виразі (4.123) для i -го супутника можна розділити на внесок власне навігаційного приймача σ_{rec} та внесок, зумовлений багатопроменевістю $\sigma_{i,mult}$:

$$\sigma_{i,air}^2 = \sigma_{rec}^2 + \sigma_{i,mult}^2. \quad (4.144)$$

Дисперсію $\sigma_{i,air}^2$ приймають відповідно до класифікатора устаткування повітряного корабля. Стандартна модель для врахування багатопроменевості від повітряного корабля для i -го супутника є функцією кута положення El_i (в градусах):

$$\sigma_{i,mult}(El_i) = 0,13 + 0,53e^{-El_i/10}. \quad (4.145)$$

Параметр $\sigma_{i,tropo}$ (в метрах) для i -го супутника, який враховує залишкові тропосферні ефекти, обчислюють за формулою

$$\sigma_{i,tropo} = \frac{0,12}{\sqrt{0,002 + \sin^2(El_i)}}. \quad (4.146)$$

4.2.7. Визначення рівнів захисту в GBAS

У GBAS рівнями захисту по вертикалі й горизонталі (VPL і LPL) є верхні межі довірчого інтервалу похибки визначення координат відносно опорної точки (фазового центра антени):

$$\left. \begin{aligned} VPL &= \max(VPL_{H0}, VPL_{H1}); \\ LPL &= \max(LPL_{H0}, LPL_{H1}), \end{aligned} \right\} \quad (4.147)$$

де VPL_{H0} і LPL_{H0} – рівні захисту по вертикалі і горизонталі в умовах нормальних вимірювань (за відсутності відмов); VPL_{H1} і LPL_{H1} – рівні захисту по вертикалі та горизонталі в умовах вимірювань з похибками (відмова відбувається лише в одному опорному приймачі GBAS).

В умовах відсутності відмов рівні захисту визначаються співвідношеннями

$$\left. \begin{aligned} VPL_{H0} &= K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{vert,i}^2 \sigma_i^2}; \\ LPL_{H0} &= K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{lat,i}^2 \sigma_i^2}, \end{aligned} \right\} \quad (4.148)$$

де K_{ffmd} – множники, отримані з імовірності безпомилкового виявлення, значення яких залежать від кількості опорних приймачів M , що використовуються для визначення псевдовідстані до i -го супутника (табл. 4.1); i – індекс далекомірного джерела (супутника); N – кількість далекомірних джерел, що використовуються у розв'язанні навігаційної задачі.

Таблиця 4.1

Значення множників

Множники	Кількість опорних приймачів M_i		
	2	3	4
K_{ffmd}	5,762	5,810	5,847
K_{md}	2,935	2,898	2,878

Розрахункові параметри $s_{vert,i}$ та $s_{lat,i}$ обчислюються за формулами

$$\left. \begin{aligned} s_{vert,i} &= s_{v,i} + s_{x,i} \operatorname{tg}(GPA); \\ s_{lat,i} &= s_{y,i} \end{aligned} \right\} \quad (4.149)$$

де $s_{v,i}$ – частинна похідна похибки по вертикалі відносно похибки псевдовідстані для i -го супутника; $s_{x,i}$ – частинна похідна похибки по осі x відносно похибки псевдовідстані для i -го супутника; $s_{y,i}$ – те саме, по осі y ; GPA – кут глісади для траєкторії кінцевої ділянки заходження на посадку.

Дисперсія похибки скорегованої псевдовідстані до i -го супутника σ_i^2 входить до складу діагональної матриці вагових коефіцієнтів при розв'язанні навігаційної задачі методом найменших квадратів. У цьому разі проекційна матриця має вигляд

$$[S] = \begin{bmatrix} s_{x,1} & s_{x,2} & \dots & s_{x,N} \\ s_{y,1} & s_{y,2} & \dots & s_{y,N} \\ s_{v,1} & s_{v,2} & \dots & s_{v,N} \\ s_{t,1} & s_{t,2} & \dots & s_{t,N} \end{bmatrix} = \{[G]^T \times [W] \times [G]\}^{-1} \times [G]^T \times [W], \quad (4.150)$$

де $s_{t,N}$ – частинна похідна похибки по осі часу; $[G]^T$ – транспонована матриця $[G]$; $G_i = [-\cos(El_i)\cos(Az_i) \quad -\cos(El_i)\sin(Az_i) \quad -\sin(El_i) \quad 1]$ – елементи i -го рядка матриці $[G]$; El_i – кут положення i -го навігаційного супутника; Az_i – азимут i -го навігаційного супутника.

Матриця вагових коефіцієнтів

$$[W] = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_N \end{bmatrix}^{-1}, \quad (4.151)$$

Результуюча дисперсія

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr_gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2, \quad (4.152)$$

де $\sigma_{pr_gnd,i}$ – стандартне відхилення нормального розподілу, пов'язане з внеском у похибку псевдовідстані в опорній точці для i -го навігаційного супутника.

Залишкова тропосферна невизначеність для i -го навігаційного супутника

$$\sigma_{tropo,i} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0}), \quad (4.153)$$

де σ_N – невизначеність рефракції тропосфери з повідомлення типу 2; h_0 – висота з повідомлення типу 2 GBAS; Δh – висота повітряного корабля над опорною точкою GBAS.

Стандартне відхилення загального внеску повітряного корабля в похибку скорегованої псевдовідстані для i -го навігаційного супутника

$$\sigma_{pr_air,i} = \sqrt{\sigma_{rec}^2(EI_i) + \sigma_{mult}^2(EI_i)}. \quad (4.154)$$

Загальний внесок повітряного корабля в похибку псевдовідстані містить внесок навігаційного приймача та похибку через багатопроменевість від корпусу корабля, яка визначається співвідношенням (4.145).

Стандартне відхилення іоносферної похибки

$$\sigma_{iono,i} = F_{pp} \sigma_{vert_iono_grad} (x_{air} + 2\tau v_{air}), \quad (4.155)$$

де F_{pp} – коефіцієнт відхилення, що обчислюється за формулою (4.106); $\sigma_{vert_iono_grad}$ – середньоквадратичне відхилення нормального розподілу, що відповідає залишковій невизначеності, зумовленій просторовою декореляцією (передається в повідомленні типу 2); x_{air} – відстань між поточним місцеположенням повітряного корабля та опорною точкою GBAS, м, яка вказується в повідомленні типу 2; $\tau = 100$ с – стала часу, що використовується у фільтрі згладжування несучої; v_{air} – горизонтальна швидкість повітряного корабля під час заходження на посадку, м/с.

В умовах вимірювань з похибками (відмова наявна лише в одному опорному приймачі GBAS) рівні захисту по вертикалі й горизонталі визначаються співвідношеннями

$$\left. \begin{aligned} VPL_{H1} &= \max(VPL_j); \\ LPL_{H1} &= \max(LPL_j). \end{aligned} \right\} \quad (4.156)$$

Для $j = 1, \dots, 4$ рівні захисту обчислюються за формулами

$$\left. \begin{aligned} VPL_j &= |B_{vert,j}| + K_{md} \sigma_{vert,H1}; \\ LPL_j &= |B_{lat,j}| + K_{md} \sigma_{lat,H1}. \end{aligned} \right\} \quad (4.157)$$

де K_{md} – множники, отримані з імовірності невиявлення, значення яких залежать від кількості опорних приймачів M_i , що використовуються для визначення псевдовідстані до i -го супутника (див. табл. 4.1);

$$B_{vert,j} = \sum_{i=1}^N (s_{vert,i} B_{i,j}); \quad (4.158)$$

$$B_{lat,j} = \sum_{i=1}^N (s_{lat,i} B_{i,j}); \quad (4.159)$$

$$\sigma_{vert,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_{vert,i}^2 \sigma_{H1,i}^2)}; \quad (4.160)$$

$$\sigma_{lat,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_{lat,i}^2 \sigma_{H1,i}^2)}; \quad (4.161)$$

$$\sigma_{H1,i}^2 = \frac{M_i \sigma_{pr_gnd,i}^2}{U_i - 1} + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2; \quad (4.162)$$

B_{ij} – різниця між переданими поправками до псевдовідстаней і поправками з вилученням j -го опорного приймача для i -го навігаційного супутника; M_i – кількість опорних приймачів у GBAS для розрахунку поправок до псевдовідстані для i -го навігаційного супутника (параметр пов'язаний з показником точності GBAS у повідомленні типу 2); U_i – кількість опорних приймачів у GBAS, крім j -го опорного приймача, для розрахунку поправок до псевдовідстані для i -го навігаційного супутника.

Для місцеположення повітряного корабля, коли відхилення по горизонталі або вертикалі вдвічі більше за максимальне значення на індикаторі відхилення від курсу, встановлюються пороги спрацьовування сигналізації (табл. 4.2). Завдяки ним можна оцінити складові рівнів захисту у виразах (4.148).

Таблиця 4.2

Пороги спрацьовування сигналізації

Рівні захисту	Відстань D від повітряного корабля до точки LTP/FTP, м	Висота H повітряного корабля над точкою LTP/FTP, фути	Пороги спрацьовування	
			по горизонталі, м	по вертикалі, фути
По горизонталі	$291 < D \leq 873$	–	FASLAL	–
	$873 < D \leq 7500$	–	$0,0044D +$ $+FASLAL - 3,85$	–
	$D > 7500$	–	FASLAL+29,15	–
По вертикалі	–	$100 < H \leq 200$	–	FASVAL
	–	$200 < H \leq 1340$	–	$0,02925H +$ $+FASVAL - 5,85$
	–	$H > 1340$	–	FASVAL+33,35

Примітка. Координати точки LTP/FTP передаються в повідомленні типу 4 GBAS.

4.3. Програмне забезпечення спутникової навігаційної апаратури¹

Навігаційні супутникові приймачі споживача та контрольно-корегувальної станції мають у своєму складі програмне забезпечення, яке зазвичай є ноу-хау підприємств – розробників апаратури. Його вартість співвідносна з вартістю матеріальної частини апаратури, а в більшості випадків значно вища за неї.

Останнє десятиріччя характеризується швидким збільшенням апаратної потужності процесорної та цифрової техніки, що значною мірою сприяє суттєвому прогресу у сфері програмного забезпечення. Традиційно програмне забезпечення супутникової навігаційної апаратури поділяється на програми для первинного і вторинного оброблення інформації.

Програми первинного оброблення забезпечують отримання даних від навігаційних і геостационарних супутників та вимірювання псевдовідстаней до супутників. Програми вторинного оброблення обчислюють місцеположення, швидкість і час споживача за даними, що передаються з супутників, та вимірними псевдовідстанями. Програми первинного і вторинного оброблення спільно оцінюють точність навігаційних визначень, цілісність і доступність супутникових навігаційних систем, а також виконують ряд спеціальних і службових функцій залежно від призначення апаратури та вимог, що ставляться до неї.

Головними функціональними елементами апаратури супутникової навігації є сигнальні та цифрові процесори [9, 68], в яких виконуються первинне і вторинне оброблення сигналів, прийнятих від супутників, і результатів вимірювання псевдовідстаней.

Одну з програм, які реалізують алгоритми оброблення інформації, наведено в додатку 2. Ця програма написана мовою C (сі) [66] і призначена для дослідження, тестування і відпрацьовування алгоритмів вторинного оброблення інформації супутників ГЛОНАСС (див. п. 4.2). До програми входять усі функції, які дають змогу за декодованими даними інформаційних сигналів від супутників і вимірними псевдовідстанями обчислювати місцеположення споживача на даний момент часу, прогнозувати місцеположення супутників за даними альманаху та визначати кути спостереження супутників з будь-якої точки земної поверхні і навколорозземного простору.

Тестування і верифікацію програми "Gln_Tst.c" виконували з використанням експериментальних даних, отриманих за допомогою навігаційного приймача фірми Ashtech, складеного на базі плати GG24. Для цього засто-

¹ У підготовці розділу брала участь провідний інженер-програміст Л. А. Коніна.
224

совували таку методику. Приймач встановлювали в режим роботи лише за навігаційними супутниками ГЛОНАСС. Вибирали період часу, коли в зоні спостереження перебували чотири чи більше супутників. З приймача зчитувалися дані альманаху, ефемериди, виміряні псевдовідстані та результати вимірювання місцеположення. Дані альманаху, ефемериди та вимірювані псевдовідстані вводили в програму "Gln_Tst.c". Результати виконання програми зіставляли з результатами вимірювань приймача і координатами місцеположення, які обчислювали геодезичними методами.

Дані, записані з навігаційного приймача й оброблені за допомогою програми "Gln_Tst.c", наведені в табл. 4.3...4.8. Усі позначення подані в документі користувача [92].

Таблиця 4.3

Альманах ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 3 і 5

<i>PRN</i>	3	5
<i>Hn</i>	12	2
<i>health</i>	1	0
<i>Ex</i>	2,23827362060547E-03	5,80787658691406E-04
<i>Na</i>	1076	1076
<i>deltaIn</i>	1,02367401123046E-02	1,02148056030273E-02
<i>LambdaN</i>	-6,48972511291504E-01	-8,83877754211426E-01
<i>TLambdaN</i>	2,06552187500000E+04	3,07759062500000E+04
<i>omegan</i>	-8,24829101562500E-01	8,87268066406250E-01
<i>af0</i>	-2,65601562500000E+03	-2,65603515625000E+03
<i>af1</i>	-1,22070312500000E-04	-1,22070312500000E-04
<i>deltaT</i>	-1,25885009765625E-04	-5,53131103515625E-04

Таблиця 4.4

Альманах ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 6 і 7

<i>PRN</i>	6	7
<i>Hn</i>	9	7
<i>health</i>	1	1
<i>Ex</i>	9,25064086914063E-04	3,87191772460938E-04
<i>Na</i>	1076	1076
<i>deltaIn</i>	1,01947784423828E-02	1,19590759277343E-02
<i>LambdaN</i>	9,97661590576172E-01	-1,86894416809082E-01
<i>TLambdaN</i>	3,58825937500000E+04	6,14062500000000E+02

Продовження табл. 4.4

<i>omegan</i>	4,51568603515625E-01	5,64086914062500E-01
<i>af0</i>	-2,65598828125000E+03	-2,65592773437500E+03
<i>af1</i>	-6,10351562500000E-05	-1,83105468750000E-04
<i>deltaT</i>	1,52587890625000E-05	-8,77380371093750E-05

Таблиця 4.5

Альманах ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 8 і 17

<i>PRN</i>	8	17
<i>Hn</i>	8	5
<i>health</i>	1	1
<i>Ex</i>	1,29795074462890E-03	6,61849975585938E-04
<i>Na</i>	1076	1076
<i>deltaIn</i>	1,18875503540039E-02	9,04464721679688E-03
<i>LambdaN</i>	-3,07315826416016E-01	9,96608734130859E-01
<i>TLambdaN</i>	5,80278125000000E+03	7,19800000000000E+03
<i>omegan</i>	3,06304931640625E-01	2,84820556640625E-01
<i>af0</i>	-2,65587890625000E+03	-2,65586523437500E+03
<i>af1</i>	-2,44140625000000E-04	-1,52587890625000E-03
<i>deltaT</i>	-4,95910644531250E-05	-1,90734863281250E-05

Таблиця 4.6

Альманах ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 18 і 24

<i>PRN</i>	18	24
<i>Hn</i>	10	3
<i>health</i>	1	1
<i>Ex</i>	3,74889373779297E-03	3,27110290527344E-04
<i>Na</i>	1076	1076
<i>deltaIn</i>	8,95309448242188E-03	9,06467437744141E-03
<i>LambdaN</i>	8,64503860473633E-01	-8,87666702270508E-01
<i>TLambdaN</i>	1,28751250000000E+04	2,21093750000000E+03
<i>omegan</i>	-7,49389648437500E-01	2,51647949218750E-01
<i>af0</i>	-2,65543750000000E+03	-2,65586718750000E+03
<i>af1</i>	-1,95312500000000E-03	-1,52587890625000E-03
<i>deltaT</i>	-2,05993652343750E-04	-1,86920166015625E-04

Таблиця 4.7

Ефемериди ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 6 і 7

<i>Tk</i>	49500	49500
<i>Nt</i>	1076	1076
<i>Tb</i>	49500	49500
<i>Gamma</i>	-3,63797880709171E-12	9,09494701772928E-13
<i>tau_n</i>	1,45342200994491E-05	-8,86777415871620E-05
<i>X</i>	-7,09465820312500E+02	-1,24449389648437E+04
<i>Y</i>	-1,60879096679688E+04	4,48549804687500E+02
<i>Z</i>	1,97578784179688E+04	2,22518413085938E+04
<i>Vx</i>	1,38698387145996	1,66741085052490
<i>Vy</i>	-2,33251857757568	-2,55617141723633
<i>Vz</i>	-1,84654903411865	9,82990264892578E-01
<i>dVx</i>	0,0	0,0
<i>dVy</i>	-1,86264514923096E-09	0,0
<i>dVz</i>	-9,31322574615479E-10	-9,31322574615479E-10
<i>tau_c</i>	-5,88595867156982E-07	-5,88595867156982E-07
<i>En</i>	0	0
<i>I123</i>	12	12
<i>health</i>	0	0
<i>Hn</i>	9	7
<i>PRN</i>	6	7

Таблиця 4.8

Ефемериди ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. для супутників 17 і 24

<i>Tk</i>	49530	49560
<i>Nt</i>	1076	1076
<i>Tb</i>	49500	49500
<i>Gamma</i>	-9,09494701772928E-13	-9,09494701772928E-13
<i>tau_n</i>	-1,94488093256950E-05	-1,87018886208534E-04
<i>X</i>	2,43929057617188E+04	1,23334589843750E+04
<i>Y</i>	4,06698632812500E+03	1,00302304687500E+04
<i>Z</i>	6,20428662109375E+03	1,99388603515625E+04
<i>Vx</i>	-8,43998908996582E-01	-2,72552776336670
<i>Vy</i>	-1,97591781616211E-01	-2,07920074462891E-01
<i>Vz</i>	3,44108295440674	1,79056262969971

Продовження табл. 4.8

dV_x	0,0	-9,31322574615479E-10
dV_y	-9,31322574615479E-10	0,0
dV_z	-9,31322574615479E-10	-2,79396772384644E-09
$\tau_{a\ c}$	-5,88595867156982E-07	-5,88595867156982E-07
E_n	1	0
I_{123}	12	12
$health$	0	0
H_n	5	3
PRN	17	24

Дані вимірювання приймачем GG24 псевдовідстаней до супутників ГЛОНАСС на 11 грудня 2002 р. в момент часу 308 720 с від початку тижня, що відповідає 38 720 с UTC поточного дня, наведені в табл. 4.9 і 4.10.

Таблиця 4.9

Дані вимірювання псевдовідстаней до супутників 6 і 17

Prn	6	17
$elevat$	7	38
az	162	106
$region$	7,913840358424E-02	6,96733813438583E-02

Таблиця 4.10

Дані вимірювання псевдовідстаней до супутників 7 і 24

Prn	7	24
$elevat$	10	82
az	8	37
$region$	7,83039020860773E-02	6,33815345839854E-02

Результати розрахунку координат місцеположення за програмою "Gln_Tst.c" і приймачем GG24 наведені в табл. 4.11.

Таблиця 4.11

Зіставлення розрахункових і вимірених даних

Координати	За GG24, км	За "Gln_Tst.c", км	Різниця, м
x	3504,44528816655	3504,445801	-0,5
y	2061,33326828109	2061,354980	-21,8
z	4897,99174654208	4897,992188	-0,5

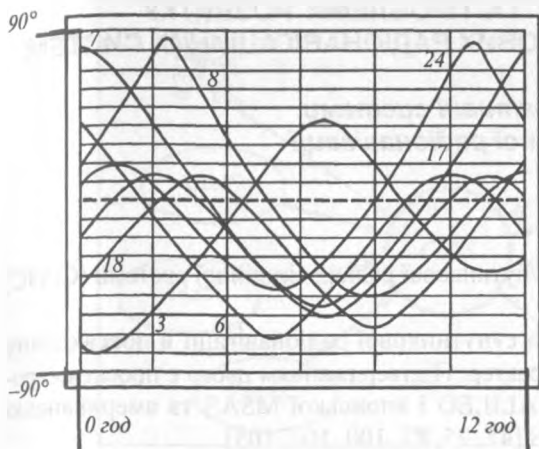
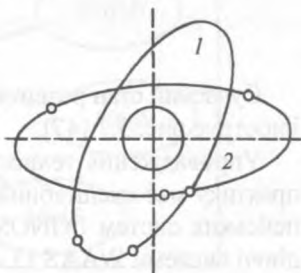


Рис. 4.4. Кути спостереження навігаційних супутників.

Рис. 4.5. Проекції орбіт навігаційних супутників.



Програма "Gln_Tst.c" містить також допоміжні програми для графічного відображення вимірюваної та розрахункової інформації, що сприяє ефективному налагодженню програми для модифікації обчислювальних процедур. Деякі результати виконання допоміжних програм показані на рис. 4.4 і 4.5. На рис. 4.4 зображено кути, під якими можна бачити супутники з точки спостереження протягом 12 год. Цифрами позначені номери супутників; від'ємні значення кутів відповідають положенням супутників нижче від лінії обрїю ("невидимі супутники"). На рис. 4.5 показані проекції орбіт навігаційних супутників на площину XOY . Траєкторія 1 відповідає супутникам 17, 18 і 24, траєкторія 2 – супутникам 3, 6, 7 і 8. Ці результати свідчать про якісне виконання програмою "Gln_Tst.c" обчислювальних процедур.

Незважаючи на те що програма "Gln_Tst.c" дає цілком задовільні результати, автори підкреслюють, що вона є технологічною програмою для досліджень і відпрацювання алгоритмів і програмних функцій. Будь-яке використання цієї програми або її частин, особливо в системах життєзабезпечення людей, має супроводжуватися повним циклом випробувань і перевірок відповідно до чинних нормативних документів.

РОЗДІЛ 5. ТЕНДЕНЦІЇ ТА ПРОБЛЕМИ РОЗВИТКУ СУПУТНИКОВИХ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

5.1. Перспективні системи супутникової радіонавігації

Сучасний стан розвитку супутникової радіонавігаційної системи (СРНС) ілюструє рис. 5.1 [47].

Упровадження технологій супутникової радіонавігації в повсякденну практику має масштабний характер. Підтвердженням цього є проекти європейських систем EGNOS, GALILEO і японської MSAS та американські діючі системи WAAS і LAAS [47, 75, 87, 100, 101, 105].

Європейська система функціонального доповнення супутникової навігації EGNOS створюється Європейським космічним агентством, Європейською комісією та Європейською організацією з безпеки повітряної навігації (EUROCONTROL). EGNOS (у межах Європейського Союзу) є частиною Європейської об'єднаної мережі навігації та позиціонування відповідно до інструктивних матеріалів Транспортної транс'європейської мережі.

Проект призначений для забезпечення наземних, морських і повітряних невійськових користувачів систем GPS і ГЛОНАСС поліпшеними характеристиками з точності, цілісності, надійності, експлуатаційної готовності й доступності супутників. У проекті беруть участь Австрія, Великобританія, Німеччина, Іспанія, Італія, Канада, Нідерланди, Норвегія, Португалія, Франція, Швейцарія. Серед провайдерів послуг з керування повітряним рухом – такі фірми, як AENA (Іспанія), ANA (Португалія), DFS (Німеччина), DGAC (Франція), ENAV (Італія), CNES (Національне космічне агентство Франції), NATS (Великобританія), NMA (Керування картографії Норвегії), Swisscontrol (Швейцарія).

Головним виконавцем першого етапу розроблення системи EGNOS є компанія Alcatel Space Industries (Франція), а співвиконавцями – компанія Siemens (Австрія), фірми Airsys ATM-UK, British Telecom, DNV, GSS Nortel, Logica, MMS, Racal і Science Systems Vega (Великобританія), Airsys ATM, DASA, Deutsche Telekom, DLR, Ifen і MAN (Німеччина), GMV, INDRA і SENER (Іспанія), Alenia, Laben, Space Software Italia, Telespazio і Vitrocizet (Італія), Novatel (Канада), NLR (Нідерланди), Seatex (Норвегія), Edisoft, INASC і Marconi Portugal (Португалія), France Telecom, Sextant Avionique, SRTI, Syseca і Thomson-CSF (Франція), CIR і Oscilloquartz (Швейцарія).

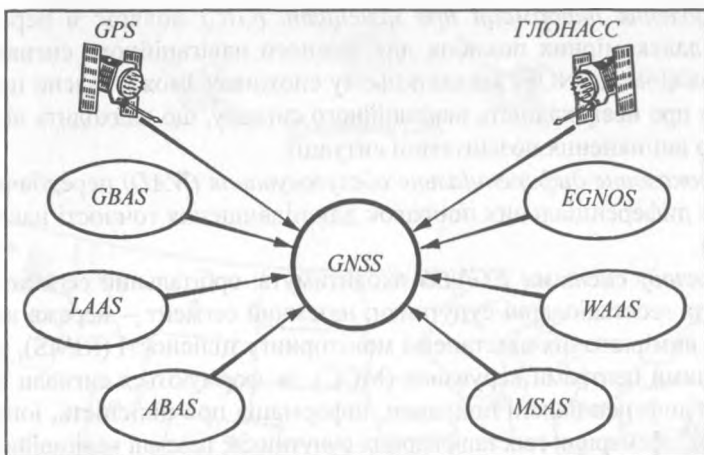


Рис. 5.1. Сучасний стан розвитку СРНС.

Відповідальний за розроблення, розгортання і технічний контроль EGNOS – Європейське космічне агентство. Вимоги невійськових авіаційних споживачів та питання сертифікації координує EUROCONTROL. Контроль за розробленням приймачів EGNOS, їх стандартизацію та випробування, формування потреб користувачів системи EGNOS і доступ до навігаційних ліній зв'язку супутників GEO здійснює Європейська комісія.

Для передавання сигналів EGNOS споживачам пропонується використовувати геостационарні супутники зв'язку IOR (64,5° східної довготи, Індійський океан), AOR-E (15,5° західної довготи, східна частина Атлантичного океану), що входять в INMARSAT-III, та супутник ARTEMIS (21,4° східної довготи) Європейського космічного агентства.

Геостационарні супутники мають покривати Європу, Африку, Південну Америку, більшу частину Азії. У зону обслуговування EGNOS увійдуть багато європейських держав, Туреччина, Північне море, східна частина Атлантичного океану. У перспективі зона EGNOS може поширитися на Середній Схід, держави колишнього Радянського Союзу та ін.

Повністю введена в експлуатацію, EGNOS забезпечить вимірювання відстаней, отримання інформації про цілісність і широкозонний диференціальний сервіс.

Далекомірний сервіс (R-GEO) – це передавання навігаційних сигналів від геостационарних супутників у форматі, що наближається до формату сигналів GPS. Це забезпечить майже 100-відсоткову доступність у будь-якій точці Землі і навколоземного простору, а також підвищить надійність навігації внаслідок реалізації режиму автономного контролю цілісності (RAIM) у приймачі споживача.

Вироблення інформації про цілісність (GIC) полягає в передаванні оцінок далекомірних похибок для кожного навігаційного сигналу GPS, ГЛОНАСС чи EGNOS. Завдяки цьому споживач зможе вчасно приймати рішення про невірогідність навігаційного сигналу, що надходить від супутника, до виникнення позаштатної ситуації.

Широкозонне диференціальне обслуговування (WAD) передбачає передавання диференціальних поправок для підвищення точності навігації до 5...10 м.

До складу системи EGNOS входять: орбітальний сегмент – навігаційні та геостационарні супутники; наземний сегмент – мережа наземних станцій вимірювання відстаней і моніторингу цілісності (RIMS), зв'язана з головними центрами керування (MCC), де формуються сигнали EGNOS, якими є диференціальні поправки, інформація про цілісність, іоносферні затримки, ефемериди геостационарних супутників; наземні навігаційні станції (NLES), призначені для закладання інформації EGNOS і далекомірного GEO-сигналу на геостационарні супутники, які ретранслюють цю інформацію на Землю на частоті $L1$ з аналогічними GPS-сигналами. Наземне устаткування EGNOS об'єднується широкозонною мережею зв'язку EWAN.

Апаратний склад EGNOS на першому етапі містить: 40 RIMS; 4 MCC – у Торрехоні (Іспанія), Гетвику (Великобританія), Лангені (Німеччина) і Чіампіно (Італія); 6 NLES – у Оссагелі (Франція), Гунхіллі (Великобританія), Райштіngu (Німеччина), Фуччіно (Італія), Торрехоні (Іспанія) і Сінтрі (Португалія); апаратуру для оцінювання експлуатаційних характеристик і перевірки системи – у Тулузі (Франція) і Торрехоні (Іспанія); сервісну та перевірну апаратуру.

Станції вимірювання відстаней і моніторингу (RIMS) збирають і накопичують інформацію з супутників GPS, ГЛОНАСС і GEO, направляють її в центр керування системою (MCC) і в усі центри керування EGNOS. Кожна RIMS оснащена приймачем GNSS, здатним приймати й обробляти сигнали супутників на частотах $L1$ і $L2$ та високоточними атомними годинниками. RIMS, що передає накопичену інформацію щосекунди, має два канали: А – передавання вихідних даних для розрахунку широкозонних поправок; В – передавання вихідних даних для формування інформації про цілісність.

Наземні навігаційні станції (NLES) частково виконують функції RIMS. Вони також використовуються для закладання навігаційної інформації на борт супутника та керування супутниками GEO. Навігаційні повідомлення GEO точно синхронізовані з системним часом GPS. При закладанні інформації на борт супутника GEO одна станція NLES є основною, а друга – резервною.



Рис. 5.2. Структура широкозонної системи WAAS:
 1 – головні станції; 2 – контрольні опорні станції; 3 – наземні станції передавання даних.

Основними *функціями та процедурами EGNOS* є:

розрахунок, розмноження, перевірка та передавання інформації про відстані і цілісність супутників, а також широкозонних диференціальних поправок;

керування системою EGNOS та її моніторинг;

формування широкозонних диференціальних поправок на основі даних, накопичених RIMS, і даних про іоносферу в зонах обслуговування;

розрахунок цілісності супутників;

перевірка вхідних даних перед початком оброблення;

формування інформації про відстані та цілісність і навігаційних повідомлень;

синхронізація сигналів;

закладання інформації на геостационарні супутники;

системний і мережний моніторинги;

усунення збоїв у роботі системи та планування технічного обслуговування;

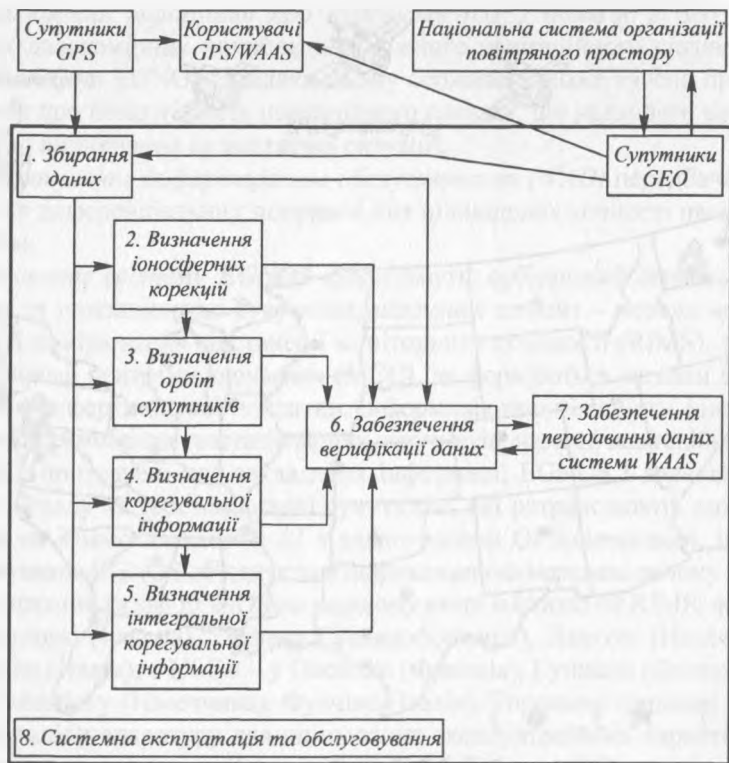


Рис. 5.3. Функціональні зв'язки в системі WAAS.

керування системою і мережею передавання даних;
керування зовнішніми інтерфейсами;
архівування інформації;
системне моделювання та прогнозування експлуатаційних характеристик.

Ідея проекту EGNOS за побудовою дуже близька до діючої американської системи WAAS, структуру якої та функціональні зв'язки між її складовими ілюструють рис. 5.2 і 5.3 [105]. До системи WAAS наближається також японський проект MSAS.

5.2. Контроль систем супутникової радіонавігації та їх завадостійкість

У супутникових радіонавігаційних системах значна увага приділяється питанням моніторингу та контролю цілісності, точності й доступності сигналів у просторі, а також експлуатаційній готовності й безперервності

Ризик утрати цілісності сигналу в просторі під час заходження на посадку з керуванням по вертикалі (APV-I, APV-II) і точного заходження на посадку за I категорією – $2 \cdot 10^{-7}$ за одне заходження на посадку

Ризик утрати цілісності для рівня захисту в умовах нормальних вимірювань (за відсутності відмов) і в умовах вимірювань зі збоями (прихована відмова лише в одному опорному приймачі) – $0,5 \cdot 10^{-7}$ за заходження

Ризик утрати цілісності в разі довірливої відмови

Ризик утрати цілісності в разі одиночної відмови опорного приймача – менш як 10^{-3} за заходження

Ризик утрати цілісності через відмови в далекомірних джерелах – $14 \cdot 10^{-7}$ за заходження. Параметр допускає наявність 12 далекомірних джерел. Інтенсивність відмов, що не реструктується далекомірним джерелом, – менш як 10^{-4} на один супутник за 1 год

Ризик утрати цілісності для випадків, не охоплених рівнями захисту в умовах нормальних вимірювань і вимірювань зі збоями (прихована відмова лише в одному опорному приймачі) – $0,5 \cdot 10^{-7}$ за заходження

Ризик утрати цілісності через інші відмови – 10^{-8} за заходження

Ризик утрати цілісності через відмови приймача, наземних засобів забезпечення, навколишнього середовища тощо – 10^{-8} за заходження

Ризик утрати цілісності через спотворення інформації, що передається на борт повітряного корабля радіоканалом, – менш як $5 \cdot 10^{-11}$ за заходження

Ризик утрати цілісності через спотворення сигналу – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Ризик утрати цілісності через завади – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Ризик утрати цілісності через слабкий сигнал – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Ризик утрати цілісності через дивергенції коду несучої – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Ризик утрати цілісності через надмірне прискорення швидкості супутника – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Ризик утрати цілісності через похибки в даних ефемерид – $1,94 \cdot 10^{-9}$ на один супутник за одне заходження

Імовірність спотворень сигналу – $10^{-3} \dots 1,3 \cdot 10^{-4}$

Імовірність завад – $10^{-3} \dots 1,3 \cdot 10^{-4}$

Імовірність послаблення сигналу – $10^{-3} \dots 1,3 \cdot 10^{-4}$

Імовірність дивергенції коду несучої – $10^{-3} \dots 1,3 \cdot 10^{-4}$

Імовірність перевищення прискорення – $10^{-3} \dots 1,3 \cdot 10^{-4}$

Імовірність, що регламентується функціональними потребами джерел

Рис. 5.4. Схема розподілу ризиків утрати цілісності супутників.

обслуговування систем [10, 20, 40]. Стандарти та Рекомендована практика ICAO визначають, що держави, які застосовують системи СРНС, мають забезпечити необхідні умови для їх нормального функціонування в зоні своєї відповідальності.

На рис. 5.4 наведено складові ризику втрати цілісності системи LAAS [101]. Схема розподілу ризиків характеризує штатні умови експлуатації СРНС, зокрема в разі природної завадової обстановки. Проте навіть у цих умовах завадова складова ризику втрати цілісності дуже суттєва.

Питанням завадостійкості СРНС завжди приділялася значна увага [2, 11, 12, 23, 24, 25, 31, 34, 47, 58, 59, 73, 85]. Характерною рисою СРНС є те, що вони взаємодіють з дуже слабкими сигналами ($-155...-160$ дБ/Вт), а приймання сигналів здійснюється з верхньої півсфери слабкоспрямованою антеною. Заходами підвищення завадостійкості СРНС є кодування сигналів та зв'язок з навігаційними супутниками в діапазоні частот $L1$ і $L2$. Уведення загальнодоступних і закритих (військових) кодів недостатнє у зв'язку з інтенсивним завантаженням радіочастотних діапазонів, створенням нових методів формування завад [73] і проявом такого соціального явища, як тероризм.

Слід підкреслити, що апаратура споживача, здебільшого західного виробництва, відповідає технічним даним, наведеним у її специфікації, для умов застосування, щодо яких зроблені застереження в інтерфейсному контрольному документі. Без гарантованої інформації про завадову обстановку споживач діє на свій ризик, виконуючи навігаційні визначення. Звідси випливає, що апаратура споживача повинна мати функцію захисту від навмисних завад. У зв'язку з цим припускається, що в зоні дії СРНС відповідні служби контролюють електромагнітну сумісність радіоелектронних засобів.

Основні характеристики завадостійкості СРНС наведені в табл. 5.1...5.3.

Таблиця 5.1

Характеристики завадостійкості СРНС у разі гармонійної та шумоподібної завад

Параметри	Граничне значення параметра для авіаційних приймачів, дБ/Вт, систем	
	GPS та SBAS	ГЛОНАСС
Частота гармонійного коливання завади f_s , МГц: <1315	-4,5	-4,5
1315...1525	-4,5...-42	-
1315...1562,15625	-	-4,5...-42
1525...1565,42	-42...-150,5	-
1562,15625...1583,6525	-	-42...-80

Продовження табл. 5.1

Параметри	Граничне значення параметра для авіаційних приймачів, дБ/Вт, систем	
	GPS та SBAS	ГЛОНАСС
1565,42...1585,42	-150,5	-
1583,6525...1592,9525	-	-80... -149
1585,42...1610	-150,5... -60	-
1592,9525...1609,36	-	-149
1609,36...1613,65625	-	-149... -80
1610...1618	-60... -42	-
1613,65625...1635,15625	-	-80... -42
1618...1626,5	-42... -22	-
1626,5...2000	-22... -8,5	-
1635,15625...2000	-	-42... -8,5
>2000	-8,5	-8,5
Ширина смуги частот шумоподібної завади B_w , кГц:		
< 0,7	-150,5	-
< 1	-	-149
0,7...10	$-150,5 + 6 \log(B_w/0,7)$	-
1...10	-	-149... -143
10...100	$-143,5 + 3 \log(B_w/10,0)$	-
10...500	-	-143
100...1000	-140,5	-
500...10 000	-	-143... -130
1000...20 000	-140,5... -127,5	-
>10 000	-	-130
20 000...30 000	-127... -121,1	-
30 000...40 000	-121,1... -119,5	-
>40 000	-119,5	-

Таблиця 5.2

Характеристики завадостійкості СРНС у разі імпульсної завади

Параметр імпульсної завади	Значення параметра для систем	
	GPS та SBAS	ГЛОНАСС
Смуга частот, МГц	1575,42 ± 10	1592,925...1609,36
Пікова потужність імпульсу, дБ/Вт	0	0
Тривалість імпульсу, мс	0,125; 1,0 (GPS)	1
Шпаруватість, %	≤ 10	≤ 10

Характеристики завадостійкості систем GPS і WAAS

Параметри	Мінімальне значення відношення потужності завади до потужності сигналу, дБ
Частота неперервного сигналу завади f_f , МГц:	
$\leq 1181,1$	≥ 100
1181,1...1217,6	$100 - 2(f_f - 1181,1)$
1217,6... 1237,6	27
1237,6...1274,1	$27 + 2(f_f - 1237,6)$
1274,1...1530,42	≥ 100
1530,42 ...1565,42	$100 - 2(f_f - 1530,42)$
1565,42...1585,42	30 (C/A-код); 27 (P-код)
1585,42...1630,42	$30 + 2(f_f - 1585,42)$
$>1630,42$	≥ 120
Ширина смуги частот шумоподібної завади Bw_f , кГц:	
$\leq 0,6$	16
0,6...1	21
1...10	$21 + 6 \log(Bw_f/1,0)$
10...100	$27 + 3 \log(Bw_f/10,0)$
> 100	30

З наведених у табл. 5.1...5.3 даних можна зробити деякі висновки, а саме: найбільш чутливими до завад є радіоканали: GPS і ГЛОНАСС (частоти $L1$ і $L2$), SBAS (частота $L1$ GPS), передавання корегувальної інформації GBAS (діапазон частот – 108...117,975 МГц), передавання корегувальної інформації морських DGNSS (діапазон частот – 283...325 кГц);

найбільш небезпечними завадами є синусоїдальні та шумоподібні сигнали; штатне функціонування СРНС під час дії таких завад зберігається, якщо їх інтенсивність на 10...12 дБ перевищує мінімально допустимий рівень сигналу (–160 дБ/Вт);

основними причинами порушення штатного функціонування СРНС через впливи завад є застосування непередбачених штатним режимом додаткових радіоелектронних засобів цивільного чи військового призначення, недотримання норм електромагнітної сумісності під час постановки на озброєння нових радіоелектронних засобів, а також навмисне влаштування завад з повітря, моря чи суші.

Норми завадостійкості радіоканалів СРНС, що наведені в табл. 5.1...5.3 і нормативних документах [15, 95, 103], призначені для цивільних спожи-

вачів і не розраховані на влаштування навмисних завад. Цим можна пояснити відсутність норм на заваду, яка є копією сигналів, випромінюваних навігаційними супутниками.

Теоретично доведено [58], що для сигналів, схожих на сигнали GPS і ГЛОНАСС, найбільш несприятливою завадою є гармонійне коливання з незначним відхиленням несучої частоти. Стосовно цього за результатами експериментів [31] встановлено, що в межах прямої видимості гармонійний сигнал потужністю 1 Вт на відстані 500 км призводить до збоїв у роботі навігаційного приймача за сигналами GPS.

Оцінимо рівень гармонійної завади, при якому вимоги до завадостійкості СРНС не будуть виконуватися. Для цього скористаємося формулою ідеального радіопередавання [67]

$$10 \log \frac{P_2}{P_1} = 10 \log \frac{F_1^2 F_2^2 D_1 D_2 \lambda^2}{(4\pi R)^2}, \quad (5.1)$$

де P_1 – потужність на виході передавальної антени; P_2 – потужність на виході приймальної антени; F_1 – вибірка з діаграми спрямованості передавальної антени за напруженістю електромагнітного поля в напрямку приймальної антени; F_2 – вибірка з діаграми спрямованості приймальної антени за напруженістю електромагнітного поля в напрямку передавальної антени; D_1 – коефіцієнт спрямованої дії передавальної антени; D_2 – те саме, приймальної антени; λ – довжина хвилі електромагнітних коливань; R – відстань між фазовими центрами антен.

Припускаючи, що величини F і D у виразі (5.1) стосуються ізотропних випромінювачів, з'ясуємо залежність втрат електромагнітної енергії у вільному просторі для потужності передавача 1, 10 і 100 Вт (рис. 5.5).

З даних рис. 5.5 можна зробити висновок, що при потужності передавача завад 1 Вт і наявності у передавача і приймача ізотропних антен на відстані прямої видимості 450 км і менше вимоги до завадостійкості СРНС не виконуються під час впливу гармонійного коливання (див. табл. 5.1).

Розглянемо, як зміниться цей висновок, якщо врахуємо спрямованість антен. Типову для більшості антен СРНС залежність коефіцієнта спрямованої дії (КСД) антени навігаційного приймача без урахування коефіцієнта підсилення показано на рис. 5.6 [38], де 0° означає випромінювання (приймання) в зеніт. Зазначимо, що КСД при кутах понад 90° становить $-10 \dots -15$ дБ.

Неважко довести, що, коли КСД передавальної антени становить близько 15 дБ, передавач гармонійних завад потужністю 1 Вт, розташований на відстані від навігаційного приймача 450 км і менше, створить недопустимий

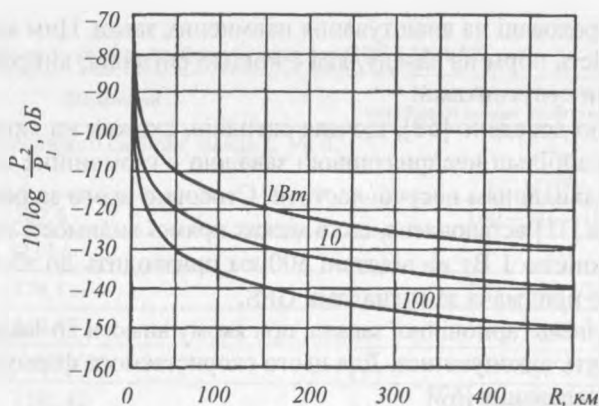


Рис. 5.5. Залежність втрат електромагнітної енергії у вільному просторі від відстані R між передавачем і приймачем за формулою (5.1).

для його нормального функціонування рівень завад. Зважаючи на те, що сучасні джерела завад авіаційного й морського базування здатні випромінювати потужності 1 кВт і більше через передавальні антени з КСД в десятки децибелів, можна зробити висновок (орієнтуючись на рис. 5.6 і дані табл. 5.1...5.3), що навігаційні приймачі споживача потребують досконаліших апаратурних засобів для захисту від навмисних завад.

У засобах озброєнь США завадостійкість підвищують зазвичай застосуванням адаптивних антенних систем, якими оснащені більшість військових літаків. Слід зазначити, що використанню адаптивних антен, алгоритмів і методів оброблення навігаційних радіосигналів у США приділяється дуже велика увага [3, 25, 34, 47, 51].

Інтерес викликає завада, створювана ретрансляцією сигналів навігаційних супутників (рис. 5.7). Суть цього способу полягає в тому, що в точці з координатами X, Y, Z встановлюється антена, яка на несучих частотах

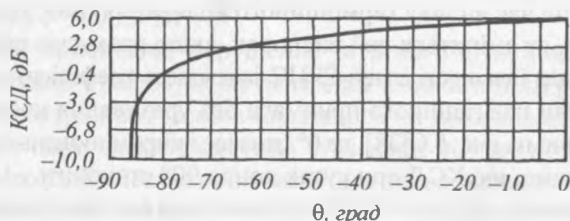


Рис. 5.6. Залежність КСД мікросмушкової антени GNSS від кута приймання сигналу θ .



Рис. 5.7. Схема створення завади внаслідок ретрансляції сигналів навігаційних супутників.

супутників приймає випромінювані сигнали. Ці сигнали підсилюються і випромінюються в напрямку об'єктів, для яких призначені завади. Якщо інтенсивність завади достатня, то навігаційний приймач об'єкта сприйме ретрансльовані сигнали, як і сигнали навігаційних супутників. Розглянемо, які координати в даній ситуації вимірюватиме навігаційний приймач. Це доцільно зробити для розв'язування конкретної задачі з використанням моделі навігаційного приймача.

Позначимо відстань між ретранслятором і навігаційними супутниками через R_k , а між ретранслятором і об'єктом – через R . Установимо навігаційний приймач у точці, де розміщений ретранслятор, і визначимо його координати.

Навігаційний приймач за даними ефемерид розрахує координати навігаційних супутників у такий спосіб:

$$\begin{bmatrix} S_{v1} \\ S_{v2} \\ S_{v3} \\ S_{v4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 15524471,175 & -16649826,222 & 13512272,387 \\ -2304058,534 & -23287906,465 & 11917038,105 \\ 16680243,357 & -3069625,561 & 20378551,047 \\ -14799931,395 & -21425358,24 & 6069947,224 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

У кожному рядку матриці (5.2) записані координати супутників у послідовності S_{v_kx} , S_{v_ky} , S_{v_kz} , де $k = 1, 2, 3, 4$ – умовні номери супутників.

Потім приймач виміряє псевдовідстані до супутників:

$$\begin{bmatrix} PR_1 \\ PR_2 \\ PR_3 \\ PR_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 22261788,1858435 \\ 19907887,0508432 \\ 24553942,1748433 \\ 21478880,5828424 \end{bmatrix}. \quad (5.3)$$

Даних, наведених у виразах (5.2) і (5.3), достатньо для обчислення координат за рекурентною формулою

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ X \\ \Delta t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ X_i \\ \Delta t_i \end{bmatrix} + \left\{ [A_{i-1}]^T \times [A_{i-1}] \right\}^{-1} \times [A_{i-1}]^T \times [\Delta PR_{i-1}], \quad (5.4)$$

де $A_{ik} = \left[\frac{S_{v_{kx}} - x_i}{R_{ik}} \quad \frac{S_{v_{ky}} - y_i}{R_{ik}} \quad \frac{S_{v_{kz}} - z_i}{R_{ik}} \quad -1 \right]$ – k -й рядок матриці $[A]$ для i -го циклу; R_{ik} – відстань між k -м супутником та обчисленими навігаційним приймачем координатами на i -му циклі; ΔPR_{i-1} – різниця між розрахованими та вимірними псевдовідстанями на i -му циклі.

Якщо у формулу (5.4) підставимо дані з виразів (5.2) і (5.3) та початкове наближення (координати центра Землі) $\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$, то дістанемо підсумковий результат (координати ретранслятора):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -733185,999543353 \\ -5443791,99916425 \\ 3231192,99702287 \end{bmatrix}. \quad (5.5)$$

Установимо навігаційний приймач на об'єкті, віддаленому від ретранслятора, наприклад, на 100 км (100 000 м), що еквівалентне запізненню сигналу на 0,333564095198152 мс. Згідно з рис. 5.7, відстані поширення навігаційних сигналів "супутники-ретранслятор-об'єкт" (псевдовідстані) дорівнюватимуть $R_{ki} + R$ або

$$\begin{bmatrix} PR'_1 \\ PR'_2 \\ PR'_3 \\ PR'_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 22361788,1858435 \\ 20007887,0508432 \\ 24653942,1748433 \\ 21578880,5828424 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PR_1 \\ PR_2 \\ PR_3 \\ PR_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 100000 \\ 100000 \\ 100000 \\ 100000 \end{bmatrix}. \quad (5.6)$$

Застосовуючи ту саму процедуру розрахунку координат, за даними виразу (5.6) дістанемо результат (5.5). Тобто навігаційний приймач, який працює за ретрансльованим заводовим сигналом і встановлений на об'єкті, віддаленому від ретранслятора на 100 км, визначив не власні координати, а координати ретранслятора.

Наведені дані узагальнюються для довільних відстаней. Проте слід мати на увазі, що в ретрансляторі не передбачені заходи для керування ретрансльованим сигналом, крім його підсилення.

Аналізуючи отримані результати, можна зробити важливий висновок, який стосується захисту від засобів ураження об'єкта, оснащеного апаратурою супутникової радіонавігації, що настроєна на використання засобів ураження в разі збігу координат об'єкта і координат, вимірюваних навігаційним приймачем: якщо на об'єкті, який захищається, встановити ретранслятор супутникових навігаційних сигналів, то засоби ураження, які потрапляють у зону дії ретранслятора, вимірюють його координати на значній відстані, а це виключає поразку даного об'єкта.

З огляду на викладене, сформулюємо пріоритетні напрями вдосконалення супутникової радіонавігаційної апаратури для захисту її від навмисних завод, а також створення апаратурних засобів для встановлення завод у локальних зонах, зокрема, для захисту особливо важливих об'єктів від засобів ураження, оснащених супутниковою радіонавігаційною апаратурою. Такими напрямами є:

- проведення досліджень щодо впливу навмисних завод на супутникові навігаційні приймачі споживачів різного класу в різних умовах заводової обстановки;

- розвиток способів захисту апаратури споживача від навмисних завод (розроблення методів, алгоритмів і програм оброблення інформації в апаратурі споживача, використання адаптивних антен для супутникових навігаційних приймачів);

- розроблення станцій і систем для виявлення джерел навмисних завод;

- організація виробництва апаратури для створення завод з метою захисту особливо важливих об'єктів від засобів ураження, оснащених супутниковими навігаційними приймачами;

- забезпечення споживачів технологією та апаратурою моніторингу навігаційного поля в зонах, де використовується супутникова радіонавігація;

- підготовка нормативної документації для застосування систем супутникової радіонавігації в умовах навмисних завод.

Отже, розглянуті тенденції розвитку та проблемні питання впровадження технологій супутникової радіонавігації дали змогу певною мірою висвітлити пріоритетні напрями, які на етапі переходу до нових систем CNS/ATM мають винятково важливе значення.

ДОДАТОК 1

Програма розрахунку орбіт супутників GPS за даними альманаху та коментарі до неї

1. Позначення кількості навігаційних супутників (kol) і розмірів масиву даних альманаху

A()

kol=28;

A(1:kol, 1:13)=0.0;

2. Прочитання альманаху функцією MathLab. Альманах заданий у форматі Yuma у вигляді текстового файлу (All.txt)

```
fid=fopen('All.txt','rt');
for i=1:kol;
s1=fscanf(fid,'%s',7);
t_1=fscanf(fid,'%s',1);
ID=fscanf(fid,'%d',1);
t_2=fscanf(fid,'%s',1);
Health=fscanf(fid,'%d',1);
t_3=fscanf(fid,'%s',1);
e=fscanf(fid,'%g',1);
t_4=fscanf(fid,'%s',3);
TOA =fscanf(fid,'%g',1);
t_5=fscanf(fid,'%s',2);
deltai=fscanf(fid,'%g',1);%i0
t_6=fscanf(fid,'%s',4);
OMEGADOT=fscanf(fid,'%g',1);
t_7=fscanf(fid,'%s',2);
A05=fscanf(fid,'%g',1);
t_8=fscanf(fid,'%s',4);
omega0 =fscanf(fid,'%g',1);
t_9=fscanf(fid,'%s',3);
omega=fscanf(fid,'%g',1);
t_10=fscanf(fid,'%s',2);
M0=fscanf(fid,'%g',1);
t_11=fscanf(fid,'%s',1);
Af0=fscanf(fid,'%g',1);
t_12=fscanf(fid,'%s',1);
Af1=fscanf(fid,'%g',1);
t_13=fscanf(fid,'%s',1);
Week=fscanf(fid,'%g',1);
```

3. Прочитаний масив даних альманаху

```
A(i,1:13)=[ID Health e TOA deltaI OMEGADOT A05 omega0 omega M0 Af0 Af1 Week];  
end  
C=A';
```

4. Параметри WGS-84 згідно з табл. 1.9

```
mu=3986005000000000;  
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
```

5. Крок розрахунку орбіт – 600 с (значення можна змінювати)

```
step=600;
```

6. Кількість відліків протягом 24 год (значення можна змінювати)

```
L=24*3600/step;
```

7. Координати орбіт супутників у WGS-84

```
%Xk(1:kol,1:L) = 0.0;  
%Yk(1:kol,1:L) = 0.0;  
%Zk(1:kol,1:L) = 0.0;  
for i=1:kol  
for j=1:L
```

8. Програмування формул згідно з [95]

```
t=step*j;  
tk=t-C(4,i);  
n0=sqrt((mu)/(C(7,i)^6));  
n=n0;  
Mk=C(10,i)+n*tk;  
e=C(3,i);
```

9. Розв'язування рівняння Кеплера згідно з [95]

```
eps = 1.0E-15;  
y = e * sin(Mk);  
x1 = Mk;  
x = y;  
for k = 0 : 15  
x2 = x1;  
x1 = x;  
y1 = y;  
y = Mk - (x - e * sin(x));  
if (abs(y - y1) < eps)  
break;  
end  
x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);  
end  
Ek = x;
```

```

nuk=atan2(sqrt(1-C(3,i)^2)*sin(Ek),(cos(Ek)-C(3,i)));
Ek=acos((C(3,i)+cos(nuk))/(1+C(3,i)*cos(nuk)));
Fk=nuk+C(9,i);
uk=Fk;
ik=C(5,i);
rk=(C(7,i)^2)*(1.0-C(3,i)*cos(Ek));
xkk=rk*cos(uk);
ykk=rk*sin(uk);
OMEGAk=C(8,i)+(C(6,i)-OMEGAeDOT)*tk-OMEGAeDOT*C(4,i);
Xk(i,j)=xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
Yk(i,j)=xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk);
Zk(i,j)=ykk*sin(ik);
end % j
end % l

```

10. Задання осей тривимірного графіка
axis([-3.0e7 3.0e7 -3.0e7 3.0e7 -3.0e7 3.0e7]);

11. Задання кольору ліній графіка
color6(1:14) = ['r' 'm' 'c' 'r' 'g' 'b' 'k' 'h'];
%color6(1:10) = ['r' 'm' 'c' 'r' 'g' 'b' 'k' ''];
%j = 0;
for i = 1 : kol
j = j + 1;
if (j > 14)
j = 1;
end
S = color6(j);
hold on

12. Виведення тривимірного графіка орбіт 28 супутників GPS
plot3(Xk(i,:),Yk(i,:),Zk(i,:),S);
end

**Формат даних альманаху Yuta
для одного навігаційного супутника
(для кожного іншого супутника
структура даних повторюється)**

1. Альманах 130-го тижня для супутника № 1
**** Week 130 almanac for PRN-01 ****

2. Ідентифікаційний номер супутника
ID: 01

3. Працездатність супутника
Health: 000

4. Ексцентриситет орбіти супутника
Eccentricity: 5.345344543E-003

5. Кут нахилу орбіти супутника
Orbital Inclination(rad): 9.676626447E-001

6. Швидкість зміни кута прямого сходження
Rate of Right Ascen(r/s): -7.806039439E-009

7. Корінь квадратний з великої півосі орбіти супутника
SQRT(A) (m^{1/2}): 5153.637695

8. Довгота висхідного вузла орбітальної площини на тижневу епоху
Right Ascen at TOA(rad): -1.051855794E+000

9. Аргумент перигею
Argument of Perigee(rad): -1.704181124E+000

10. Середня аномалія на час прив'язки
Mean Anom(rad): 1.869637581E+000

11. Коефіцієнти корекції шкал часу супутників
Af0(s): 2.174377441E-004
Af1(s/s): 3.637978807E-012

12. Поточний тиждень
week: 130

ДОДАТОК 2

Програма "Приймач ГЛОНАСС на персональному комп'ютері" ("Gln_Tst.c")

```
/*-----*
 * File: "Gln_Tst.c" - test program of calculation coordinates and
 * components of velocity vector of GLONASS
 * author: L.Konina
 * created: 10/5/02
 * last modified: 17/01/03
 * revised: V.Konin
 *-----*/
#include <graphics.h>
#include <stdio.h>
#include <conio.h>
#include <stdlib.h>
#include <math.h>
#include <dos.h>
#include <Time.h>
#define hdr_gln
#include "Gln.h" /* Definitions common for the almanac and ephemerises*/
#undef hdr_gln

#define hours1 0
#define hours2 12
#define step_h 1800.0

void read_mca_gln(int size, struct measurement mca[]);
void read_pbn_gln(int size, struct pbn_meas *pbn);
void read_gln_alm(int n, int size, struct alm_dat_gln alm_gln[]);
int read_gln_e(int *n, int size);

void ris_xyz(float step, int *x1, int *y1, int *ky, float *koefx, float *koefy, float x, float
y, float min_x,
float max_x, float min_y, float max_y, int n_ris, int color_ns, int n, int ns, char
alm_efm);

void init_satpos_all( struct eci_ecef_pos_sat satpos_all_eci[] ) {
int i;
for( i = 0; i <24; i++) {
satpos_all_eci[i].x = -1.0;
satpos_all_eci[i].y = -1.0;
satpos_all_eci[i].z = -1.0;
}
```

```

satpos_all_eci[i].vx = -1.0;
satpos_all_eci[i].vy = -1.0;
satpos_all_eci[i].vz = -1.0;
satpos_all_eci[i].range = -1.0;
}
return;
}

```

```
void main(void)
```

```

{
int gdriver = DETECT, gmode, errorcode;
int size;
int ti_den, ti_den_old, color_ns;
float ti_mod;
char stat;
char graf, ris_zap, alm_efm, w_file, Calc_A, Calc_E;
int ret_w, health, prn;
int kol_ns, nomx;
int i, j, k, ch;
int x2[24], y2[24], x3[24], y3[24], x4[24], y4[24], x2e[24], y2e[24];
int ky2, ky3, ky4, ky2e, ns1, ns2;
int epoha, n;
long ti;
float xsat, ysat, zsat;
float time_s0, ti_efm;
float koefx2, koefy2, koefx3, koefy3, koefx4, koefy4;
float min_x, max_x, min_y, max_y;
float min_angl, max_angl, min_point, max_point;
float koefx2e, koefy2e;
float eci_x1, eci_y1, eci_z1, eci_x2, eci_y2, eci_z2;
float el, az, poz_grad, poz_min, dt_range;
float own_x, own_y, own_z, dx, dy, dz, dxyz;
FILE *SatPos_A, *SatPos_E;
FILE *F_pvt_a, *F_pvt_e;
char *fout;

```

```

fout = "pvt_alm.txt";
if ((F_pvt_a = fopen(fout, "wt")) == NULL) {
printf("Нет доступа к файлу: %s\n", fout);
return;
}

```

```

fout = "pvt_efm.txt";
if ((F_pvt_e = fopen(fout, "wt")) == NULL) {
printf("Нет доступа к файлу: %s\n", fout);
return;
}

```

```
Calc_A = 'Y';
```



```

Calc_E = 'Y';
w_file = 'Y'; /* запись в файл на диске */
size = sizeof(e1);
graf = 'Y'; /* строить графики; 'N'- НЕ строить графики */
gis_zap = 'A'; /* 'A' - рисунки и запись в файл в абсолютной системе
                'P' - рисунки и запись в файл в PZ-90 */

if (w_file == 'Y') {
    fout = "SatPos_A.txt";
    if ((SatPos_A = fopen(fout, "wt")) == NULL) {
        printf("Нет доступа к файлу: %s \n", fout);
        return;
    }
    fout = "SatPos_E.txt";
    if ((SatPos_E = fopen(fout, "wt")) == NULL) {
        printf("Нет доступа к файлу: %s \n", fout);
        return;
    }
}

min_angl = -90.0;
max_angl = 90.0;
min_x = -40000;
min_y = min_x;
max_x = -min_x;
max_y = -min_x;

/* Pos. reciver (WGS-84): */
rec_pos_llh.lat = DEG_TO_RAD * (50 + 29.0 / 60.0 + 36.78 / 3600.0);
rec_pos_llh.lon = DEG_TO_RAD * (30 + 27.0 / 60.0 + 50.5 / 3600.0);
rec_pos_llh.hae = 0.1229;

llh_to_eci_ecef(a_wgs84, b_wgs84, &rec_pos_llh, &ecef_rec_xyz);
own_x = ecef_rec_xyz.x;
own_y = ecef_rec_xyz.y;
own_z = ecef_rec_xyz.z;
if (w_file == 'Y') {
    fprintf(F_pvt_a, "%s %s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f\n",
            "WGS:(own)      ", " x=", ecef_rec_xyz.x, " y=", ecef_rec_xyz.y, " z=",
ecef_rec_xyz.z);
    fprintf(F_pvt_e, "%s %i \n", " Own position of reciver. size=", size);
    fprintf(F_pvt_e, "%s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f\n",
            "WGS:(own)      ", " x=", ecef_rec_xyz.x, " y=", ecef_rec_xyz.y, " z=",
ecef_rec_xyz.z);
    if (graf == 'N') {
        printf("%s %i\n", " Own position of reciver. size=", size);
        printf("%s %s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f\n",

```

```

        "WGS:(own)      ", " x=", ecef_rec_xyz.x," y=", ecef_rec_xyz.y," z=",
ecef_rec_xyz.z);
    }
    poz_grad = RAD_TO_DEG * ( rec_pos_llh.lat);
    n = poz_grad * 60 / 60;
    poz_min = (poz_grad - n)*60;
    fprintf(F_pvt_e,"%s %s %10.4f %s %10.4f\n", "efm: ",
        " lat=", rec_pos_llh.lat," lon=", rec_pos_llh.lon," h=", rec_pos_llh.hae);
    fprintf(F_pvt_e,"%s %s %i %s %7.4f %s %7.4f\n", "efm(lat): ",
        " poz_grad=", n," poz_min=", poz_min," h=", rec_pos_llh.hae);
    poz_grad = RAD_TO_DEG * ( rec_pos_llh.lon);
    n = poz_grad*60 / 60;
    poz_min = (poz_grad - n)*60;
    fprintf(F_pvt_e,"%s %s %i %s %7.4f %s %7.4f\n", "efm(lon): ",
        " poz_grad=", n," poz_min=", poz_min," h=", rec_pos_llh.hae);
}
if ( graf == 'Y') {
    initgraph(&gdriver, &gmode, "");
    errorcode = graphresult();
    if (errorcode != grOk) {
        printf("Attention! Graphics error : %s\n", grapherrormsg(errorcode));
        printf("Press any key to halt:");
        getch();
        exit(1); // return with error code
    } else
        setbkcolor(WHITE);
}
nomx = 0;
min_point = (long)hours1 * 3600.0 / step_h;
max_point = (long)hours2 * 3600.0 / step_h;
read_mca_gln( size, mca); /* чтение результатов измерений */
read_pbn_gln( size, &pbn); /* чтение результатов вычислений */
/*          Almanac          */
if (Calc_A == 'N') goto Met_efem;
alm_efm = 'A'; // расчет альманаха
timeUTC.year = 2;
timeUTC.mon = 12;
timeUTC.day = 11;
read_gln_alm( 24, size, alm_gln); /* чтение альманаха */
init_satvis(satvis);
init_satvis(satvis1);
init_trac_sat( trac_sat);
init_trac_sat( trac_sat1);
init_satpos(&satpos_eci);
init_satpos(&satpos1_eci);
j = 0;
/*

```

```

ti = pbn.rcvtime / 1000.0;
n = ti / 86400;
ti = ti - n * 86400 - 10800 + j;
*/
for (j = min_point; j <= max_point ; j++) {
    ti = j * step_h;
    timeUTC.ti = ti;
    all_satfind( &timeUTC, &rec_pos_llh, alm_gln, mca);
    if (w_file == 'Y') {
        for (i = 0; i < 24; i++) {
            prn = trac_sat[i].prn;
            if (prn > 0)
fprintf(SatPos_A,"%3i %6li %7i %12.5f %12.5f%12.5f %s %12.10f %s %12.10f\n", i, ti,
        prn, trac_sat[i].x, trac_sat[i].y, trac_sat[i].z, " range(own)=",
        (satvis[prn-1].range / C_LIGHT)," range(mca)=", mca[prn-1].range);
        }
    }
    if (graf == 'Y') {
        setfillstyle(0, getmaxcolor());
        bar(0,(getmaxy()-10), getmaxx(),getmaxy());
        outtextxy(2, (getmaxy()-10), "Ждите решения");
        for (i = 0; i < 24; i++) {
            prn = alm_gln[i].prn ;
            color_ns = prn;
            if (alm_gln[i].health == 1) {
                if (color_ns >= 15) color_ns = 15 - color_ns % 15;
                el = RAD_TO_DEG * (satvis[prn-1].el);
                ris_xyz ( step_h, &x2e[prn-1], &y2e[prn-1], &ky2e, &koefx2e,
&koefy2e,(ti/step_h),
                el, min_point, max_point, min_angl, max_angl, 1, color_ns, nomx, prn,
alm_efm);
            }
        }
        if (ris_zap == 'A') { // в абсолютной системе
            for (i = 0; i < 24; i++) {
                prn = alm_gln[i].prn ;
                color_ns = prn;
                if (alm_gln[i].health == 1) {
                    if (color_ns >= 15) color_ns = 15 - color_ns % 15;
                    ris_xyz( step_h, &x2[prn-1], &y2[prn-1], &ky2, &koefx2, &koefy2,
                        satpos_all_eci[prn-1].x, satpos_all_eci[prn-1].y,
                        min_x, max_x, min_y, max_y, 2, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
                    ris_xyz( step_h, &x3[prn-1], &y3[prn-1], &ky3, &koefx3, &koefy3,
                        satpos_all_eci[prn-1].z, satpos_all_eci[prn-1].y,
                        min_x, max_x, min_y, max_y, 3, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
                    ris_xyz( step_h, &x4[prn-1], &y4[prn-1], &ky4, &koefx4, &koefy4,
                        satpos_all_eci[prn-1].x, satpos_all_eci[prn-1].z,

```

```

        min_x, max_x, min_y, max_y, 4, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
    }
}
}
if (ris_zap == 'P') { /* B PZ-90 */
    for (i = 0; i < 24; i++) {
        prn = alm_gln[i].prn;
        color_ns = prn;
        if (color_ns >= 15) color_ns = 15 - color_ns % 15;
        if (alm_gln[i].health == 1) {
            ris_xyz( step_h, &x2[prn-1], &y2[prn-1], &ky2, &koeffx2, &koeffy2,
trac_sat_all[prn-1].x, trac_sat_all[prn-1].y,
                min_x, max_x, min_y, max_y, 2, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
            ris_xyz( step_h, &x3[prn-1], &y3[prn-1], &ky3, &koeffx3, &koeffy3,
                trac_sat_all[prn-1].z, trac_sat_all[prn-1].y,
                min_x, max_x, min_y, max_y, 3, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
            ris_xyz( step_h, &x4[prn-1], &y4[prn-1], &ky4, &koeffx4, &koeffy4,
                trac_sat_all[prn-1].x, trac_sat_all[prn-1].z,
                min_x, max_x, min_y, max_y, 4, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
        }
    }
}
}
}
nomx++;
} //j
if (graf == 'Y') {
    setviewport(0,0, getmaxx(), getmaxy(), 1);
    setttextstyle(DEFAULT_FONT, HORIZ_DIR, 1);
    setcolor(DARKGRAY);
    outtextxy(2, (getmaxy()-10), "Press any key");
    ch = getch();
}
fclose(F_pvt_a);

/*      Ephemeris start      */
Met_efem:
if ( Calc_E == 'N') goto Met_end;
alm_efm = 'E'; // calc ephemeris
kol_ns = 4;
ret_w = read_gln_e(&kol_ns, size);
if (ret_w == 0) return;

/* initialization of satvis structure */
    init_satpos(&satpos_eci);
    init_satpos(&satpos1_eci);
    init_trac_sat(trac_sat);
    init_trac_sat(trac_sat1);

```

```

init_satpos_all(satpos_all_eci);

if (w_file == 'Y') {
    fprintf(SatPos_E, "%s \n", "      Trac_Sat ephemerid (ecf)");
    fprintf(SatPos_E, "%s \n", " i   ti(cek)  prn   x       y       z");
}
nomx = 0;
j = 0;
ti = pbn.rcvtime / 1000.0;
n = ti / 86400;
ti = ti - n * 86400 - 10800 + j; /* Эфемериды в точке ti */

// for (j = min_point; j <= max_point ; j++) /* Эфемериды в интервале времени
*/
{
// ti = j * step_h;
timeUTC.ti = ti;
ret_w = navigation_task( kol_ns, &timeUTC, efm_gln, &rec_pos_llh, nom_sat);
if (ret_w == 0) pz90_wgs84(&pvt_coord, &pvt_coord_wgs);
if (ret_w == 0)
if (w_file == 'Y') {
    fprintf(F_pvt_e, "%s \n", "Result of calculation:");
    fprintf(F_pvt_e, "%s %li %s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f \n", "PZ-90: ti=",
        ti, " x=", pvt_coord.x, " y=", pvt_coord.y, " z=", pvt_coord.z);
    fprintf(F_pvt_e, "%s %li %s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f \n", "WGS: ti=",
        ti, " x=", pvt_coord_wgs.x, " y=", pvt_coord_wgs.y, " z=", pvt_coord_wgs.z);

if ( graf == 'N') printf("%s %li %s %12.6f %s %12.6f %s %12.6f \n", "WGS: ti=",
        ti, " x=", pvt_coord_wgs.x, " y=", pvt_coord_wgs.y, " z=", pvt_coord_wgs.z);
dx = (own_x - pvt_coord_wgs.x)*1000.0;
dy = (own_y - pvt_coord_wgs.y)*1000.0;
dz = (own_z - pvt_coord_wgs.z)*1000.0;
dxyz = sqrt(dx*dx + dy*dy + dz*dz);
if ( graf == 'N') printf("%s %li %s %7.3f %s %7.3f %s %7.3f %s %7.3f \n", "WGS:
ti=",
        ti, " dx=", dx, " dy=", dy, " dz=", dz, "dxyz=", dxyz);
dx = own_x *1000.0 - pbn.nav_x;
dy = own_y *1000.0 - pbn.nav_y;
dz = own_z *1000.0 - pbn.nav_z;
dxyz = sqrt(dx*dx + dy*dy + dz*dz);
if ( graf == 'N') printf("%s %li %s %7.3f %s %7.3f %s %7.3f %s %7.3f \n", "GG24:
ti=",
        ti, " dx=", dx, " dy=", dy, " dz=", dz, "dxyz=", dxyz);
ecf_to_llh(a_wgs84, b_wgs84, &pvt_coord, &rec_pos_llh); /* Represented in radi-
ans */
poz_grad = RAD_TO_DEG * ( rec_pos_llh.lat);
n = poz_grad*60 / 60;

```

```

poz_min = (poz_grad - n) * 60;
fprintf(F_pvt_e, "%s %li %s %10.4f %s %10.4f %s %10.4f\n", "efm: ti=",
    ti, " lat=", rec_pos_llh.lat, " lon=", rec_pos_llh.lon, " h=", rec_pos_llh.hae);
fprintf(F_pvt_e, "%s %li %s %i %s %7.4f %s %7.4f\n", "efm(lat): ti=",
    ti, " poz_grad=", n, " poz_min=", poz_min, " h=", rec_pos_llh.hae);
poz_grad = RAD_TO_DEG * (rec_pos_llh.lon);
n = poz_grad * 60 / 60;
poz_min = (poz_grad - n) * 60;
fprintf(F_pvt_e, "%s %li %s %i %s %7.4f %s %7.4f\n", "efm(lon): ti=",
    ti, " poz_grad=", n, " poz_min=", poz_min, " h=", rec_pos_llh.hae);
fprintf(F_pvt_e, "\n");
for (i = 0; i < 24; i++) {
    prn = trac_sat[i].prn;
    if (prn > 0) {
        dt_range = satvis[prn-1].range/C_LIGHT - mca[prn-1].range;
        fprintf(F_pvt_e, "%s %2i %s %4.1f %s %12.10f %s %12.10f %s %12.10f\n",
            "prn=", prn,
                "el=", RAD_TO_DEG * (satvis[prn-1].el),
                "range=", (satvis[prn-1].range/C_LIGHT),
                "mca=", mca[prn-1].range, "dt=", dt_range);
        fprintf(SatPos_E, "%3i %6li %7i %12.5f %12.5f %12.5f %s %12.10f %s %12.10f\n",
            i, ti, prn,
                trac_sat[i].x, trac_sat[i].y, trac_sat[i].z,
                "range(own)=", (satvis[prn-1].range/C_LIGHT), "range(mca)=", mca[prn-1].range);
    }
} // i
fprintf(F_pvt_e, "\n%s\n", "PZ-90");
for (i = 0; i < 24; i++) {
    prn = trac_sat[i].prn;
    if (prn > 0)
    {
        fprintf(F_pvt_e, "%s %2i %s %13.6f %s %13.6f %s %13.6f\n", "prn=", prn,
            "x=", trac_sat[i].x, "y=", trac_sat[i].y, "z=", trac_sat[i].z);
    }
} // i
}

for (i = 0; i < kol_ns; i++) {
    prn = nom_sat[i];
    color_ns = prn;
    if (color_ns >= 15) color_ns = 15 - color_ns % 15;
    el = RAD_TO_DEG * (satvis[prn-1].el);
    if (graf == 'Y') {
        ris_xyz( step_h, &x2e[prn-1], &y2e[prn-1], &ky2e, &koefx2e, &koefy2e,
            (ti/step_h), el,

```

```

min_point, max_point, min_angl, max_angl, l, color_ns, nomx, prn,
alm_efm);
if (ris_zap == 'A') { // в абсолютной системе
    ris_xyz( step_h, &x2[prn-1], &y2[prn-1], &ky2, &koeffx2, &koeffy2,
        satpos_all_eci[prn-1].x, satpos_all_eci[prn-1].y,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 2, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
    ris_xyz( step_h, &x3[prn-1], &y3[prn-1], &ky3, &koeffx3, &koeffy3,
        satpos_all_eci[prn-1].z, satpos_all_eci[prn-1].y,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 3, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
    ris_xyz( step_h, &x4[prn-1], &y4[prn-1], &ky4, &koeffx4, &koeffy4,
        satpos_all_eci[prn-1].x, satpos_all_eci[prn-1].z,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 4, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
} else {
    ris_xyz( step_h, &x2[prn-1], &y2[prn-1], &ky2, &koeffx2, &koeffy2,
        trac_sat_all[prn-1].x, trac_sat_all[prn-1].y,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 2, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
    ris_xyz( step_h, &x3[prn-1], &y3[prn-1], &ky3, &koeffx3, &koeffy3,
        trac_sat_all[prn-1].z, trac_sat_all[prn-1].y,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 3, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
    ris_xyz( step_h, &x4[prn-1], &y4[prn-1], &ky4, &koeffx4, &koeffy4,
        trac_sat_all[prn-1].x, trac_sat_all[prn-1].z,
        min_x, max_x, min_y, max_y, 4, color_ns, nomx, prn, alm_efm);
}
} // i
} // if (graf == 'Y')
nomx++;
} // j
Met_end:
if (ris_zap == 'A') {
    fclose(SatPos_A);
    fclose(SatPos_E);
}
if (graf == 'N') printf("END of programm. Press any key \n");
if (graf == 'Y') {
    setviewport(0,0, getmaxx(), getmaxy() , 1);
    setfillstyle(0, getmaxcolor());
    bar(3,(getmaxy()-10), (getmaxx()/2-3),getmaxy()-3);
    settextstyle(DEFAULT_FONT, HORIZ_DIR, 1);
    setcolor(DARKGRAY);
    outtextxy(2, (getmaxy()-10) , "Press any key");
}
fclose(F_pvt_e);
ch = getch();
if ( graf == 'Y')
    closegraph();
return;
} // end of "GlnA_Tst"

```

```

/*-----*
 * File: "Gln_SCND.C" - test program of calculation coordinates and
 * components of velocity vector of GLONASS
 * author: L.Konina
 * created: 10/5/02
 * last modified: 16/01/03
 * revised: V.Konin
 * related files:
 *-----*/
#include <math.h>
#include <stdio.h>
#include <float.h>
#include "gln.h"

char geoid_type = 0;
#define gln_ek(x, gk, ek) ((gk) + (ek) * sin(x) - (x)) /* The transcendental equation */
/* CONSTANTS FOR GUIDE COSINES (for the gln_cos function):*/
#define G_0C DEG_TO_RAD * (358.0 + 28.0 / 60.0 + 33.04 / 3600.0)
#define G_1C DEG_TO_RAD * (129596579.1 / 3600.0)
#define G_0L DEG_TO_RAD * (-(63.0 + 53.0 / 60.0 + 43.41 / 3600.0))
#define G_1L DEG_TO_RAD * (477198.0 + 50.0 / 60.0 + 56.79 / 3600.0)
#define G_0 DEG_TO_RAD * (-(334.0 + 19.0 / 60.0 + 46.4 / 3600.0))
#define G_1 DEG_TO_RAD * (4069.0 + 2.0 / 60.0 + 2.52 / 3600.0)
#define omega_0L DEG_TO_RAD * (259.0 + 10.0 / 60.0 + 59.79 / 3600.0)
#define omega_1L DEG_TO_RAD * (-(1934.0 + 8.0 / 60.0 + 31.23 / 3600.0))
/* IL - an inclination of an orbit of the Moon to a plane ecliptic */
#define IL DEG_TO_RAD * (5.0 + 8.0 / 60.0 + 43.4 / 3600.0)
/* ECLIPTIC - an average obliquity of the ecliptic to equator */
#define ECLIPTIC DEG_TO_RAD * (23.0 + 26.0 / 60.0 + 33.0 / 3600.0)
#define COS_ECLIPTIC cos(ECLIPTIC)
#define SIN_ECLIPTIC sin(ECLIPTIC)

/*-----*
 * Name : all_satfind
 * Usage: all_satfind( &timeUTC, &rec_pos_llh, alm_gln, mca);
 * Prototype in: Gln.h
 * Purpose: calculates angles of visibility by almanac, calculation of absolute
 * receiver coordinates (eci), converts coordinates of visible satellites from absolute
 * system into PZ90, calculates doppler frequency and phase shift of PRN - code *
 * Input:
 * timeUTC - structures of current time
 * alm_gln - structures of almanac date
 * rec_pos_llh - structures coordinates of receiver
 * mca - ranges to satellite
 * Output:
 * trac_sat - structures number and coordinates of satellite
 * nom_sat - number of visible satellite

```



```

-----*/
void all_satfind(struct system_time *timeUTC, struct llh *rec_pos_llh,
                struct alm_dat_gln alm_gln[], struct measurement mca[])
{
    int health, prn, i, ti_den, n0, n00, nom_ns = 0;
    float time_s0, el, jd;
    int ch = -1;
    long ti, n;
    unsigned int leap_year;
    float range;

    // jd = utc_from_epoh(2000, timeUTC) - 0.5;
    // time_s0 = utc_So2000(jd.'N');
    jd = utc_from_epoh(1900, timeUTC) + 0.5;
    time_s0 = utc_So1900(jd.'y');
    ti = timeUTC->ti;
    n = (timeUTC->year) >> 2;
    leap_year = 2000 + (n << 2);
    n0 = 1 + utc_from_epoh(leap_year, timeUTC);
    n00 = ti / 86400;
    n0 += n00;
    /* Selection of number of a record of the almanac in a file */
    for (i = 0; i < 24; i++) {
        health = alm_gln[i].health;
        prn = alm_gln[i].prn; // i
        if (health == 1) {
            /* satellite coordinates at the (ti-delta_t) time : */
            gln_alm(i, n0, (ti-delta_t), time_s0, alm_gln, &satpos1_eci);
            /* calculates eci coordinates at "ti-delta_t" time : */
            rec_crd( (ti-delta_t), time_s0, rec_pos_llh, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz);
            /* calculates angles of visibility by almanac: */
            topo_coord(ch, (prn-1), &satpos1_eci, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz, satvis1);
            /* calculates eci coordinates at "ti" time : */
            gln_alm(i, n0, ti, time_s0, alm_gln, &satpos_eci);
            /* calculation of absolute receiver coordinates (eci): */
            rec_crd( ti, time_s0, rec_pos_llh, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz);
            /* calculates angles of visibility by almanac: */
            topo_coord(ch, (prn-1), &satpos_eci, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz, satvis);
            /* converts coordinates of visible satellites from absolute system into PZ90: */
            if (satvis[prn-1].range > 0.0) {
                el = RAD_TO_DEG * (satvis[prn-1].el);
                if (el > Min_Elev)
                {
                    eci_pz90( time_s0, ti, nom_ns, &satpos_eci, trac_sat);
                }
            }
            //
            trac_sat[nom_ns].range = satvis[prn-1].range;
            range = mca[prn-1].range;
        }
    }
}

```

```

        trac_sat[nom_ns].range = C_LIGHT * range;
        trac_sat[nom_ns].prn = pm;
        nom_ns++; /* number of visible satellites */
    }
}
/* calculates doppler frequency and phase shift of PRN - code: */
doppler(pm, alm_gln[i].h_n, delta_t, satvis, satvis1);
satpos_all_eci[prn-1] = satpos_eci;
eci_pz90( time_s0, ti, (prn - 1), &satpos_eci, trac_sat_all);
}
}
return;
} /* "all_satfind" */

/*-----
* Name:          navigation_task
* Usage:         ret_w = navigation_task( kol_ns, &timeUTC, efm_gln,
&rec_pos_llh, nom_sat);
* Prototype in:  Gln.h
* Purpose:       This function determines the pseudorange and doppler to each satel-
lite and calls
*                pos_time to determine the position and velocity of the receiver
* Input:
* kol_ns - number of visible satellite
* timeUTC - structures of current time
* efm_gln - structures of efemeris
* rec_pos_llh - receiver coordinates
* trac_sat - structures number and coordinates of satellite
* nom_sat - number of visible satellite
*
* Output:
* rec_pos_llh - receiver coordinates (longitude, latitude, height)
* pvt_coord - receiver coordinates (km)
*-----*/
int navigation_task(int kol_ns, struct system_time *timeUTC, struct efm_dat_gln
efm_gln[],
                    struct llh *rec_pos_llh, int nom_sat[])
{
    int pm, i, ti_den, ret_w, nom_ns = 0;
    float ti, ti_utc, ti_dop, dt_k_b, dt_rge, f_rge, t_ion_n, t_tropo;
    float el, el_rad, dd, dop;
    float jd, time_s0;
    float x, y;
    struct eci_ecef ecef_rec_xyz;
    /* initialization of satvis structure */

    init_pvt(&pvt_coord);

```

```

init_pvt(&pvt_coord1);
if (kol_ns < 4) return(-1);
jd = utc_from_epoh(2000, timeUTC) - 0.5;
time_s0 = utc_So2000(jd, 'y');
ti_utc = timeUTC->ti;
ti = ti_utc;

for (i = 0; i < kol_ns; i++) {
    prn = nom_sat[i];
    dt_k_b = ti - efm_gln[prn-1].tb; // + mca[prn-1].range;
    ti_dop = efm_gln[prn-1].tau_c + efm_gln[prn-1].tau_n - efm_gln[prn-1].gamma *
dt_k_b;
    ti = ti_utc - mca[prn-1].range + ti_dop;
    if (efm_gln[prn-1].health == 0) {
/* receiver coordinates in absolute system at time (ti-delta_t) (60 minutes back):*/
        rec_crd((ti - delta_t), time_s0, rec_pos_llh, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz);

/* Calculation of absolute satellites coordinates eci (Earth-Centred Inertial) at time (ti-
delta_t): */
        gln_efm(prn, (ti - delta_t), jd, time_s0, efm_gln, &satpos1_eci);
/* Calculation of angles of visibility by ephemeris:*/
        topo_coord(i, (prn-1), &satpos1_eci, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz, satvis1);
/* receiver coordinates in absolute system at time ti: */
        rec_crd(ti, time_s0, rec_pos_llh, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz);
/* Calculation of absolute satellites coordinates(eci) at time of ti:*/
        gln_efm(prn, ti, jd, time_s0, efm_gln, &satpos_eci);
//
        satpos_all_eci[prn-1] = satpos_eci;
        eci_pz90(time_s0, ti, (prn - 1), &satpos_eci, trac_sat_all);
//
/* Calculation of angles of visibility by ephemeris:*/
        topo_coord(i, (prn-1), &satpos_eci, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz, satvis);
        f_rge = -2.0 * sqrt(MU) / (C_LIGHT * C_LIGHT);
        dt_rge = f_rge * alm_mca[prn-1].e * sqrt(alm_mca[prn-1].a) * sin(alm_gln[prn-
1].ecc);
/* dt_rge - влияние релятивистских и гравитационных эффектов */
/* dt_rge - relativistic and gravity effect */
        el_rad = satvis[prn-1].el;
        el = RAD_TO_DEG * (el_rad);
        t_tropo = 8.8 / cos(el_rad);
        t_tropo = t_tropo / (C_LIGHT * 1.0E3);
        dop = 0.53 - el_rad;
        t_ion_n = (1.0 + 16.0 * dop * dop * dop) * 5.0E-9;
        if (el < 15) t_ion_n *= 2.0;
        ti_dop = ti_dop; // + dt_rge;
        if (satvis[prn-1].range > 0.0) {
            if (el > Min_Elev) {

```

```

/* conversion of satellites geocentric coordinates (eci) into geocentric ones (PZ-90): */
/* преобразование координат из satpos_eci(eci) в trac_sat(pz90) */
    trac_sat[nom_ns].prn = prn;
    trac_sat1[nom_ns].prn = prn;
    eci_pz90( time_s0, ti, nom_ns, &satpos_eci, trac_sat);
    eci_pz90( time_s0, (ti - delta_t), nom_ns, &satpos1_eci, trac_sat1);
/*
// при расчете собственной дальности sqrt(x*x+y*y+z*z):
printf("Дальность рассчитана: prn=%2i satvis[prn].range=%0lf \n",prn,satvis[prn-1].range);
    trac_sat[nom_ns].range = satvis[prn-1].range;
    trac_sat1[nom_ns].range = satvis1[prn-1].range;
*/
/* при учете измеренной дальности (MCA): */
// printf("Дальность получена из mca: prn=%2i mca[prn].range=%0lf \n",prn,mca[prn-1].range);
    trac_sat[nom_ns].range = C_LIGHT * (mca[prn-1].range - ti_dop);
    trac_sat1[nom_ns].range = C_LIGHT * (mca[prn-1].range - ti_dop);
    nom_ns++;
/* calculation of doppler frequency and phase shift of PRN-code : */
    doppler( prn, efm_gln[prn-1].h_n, delta_t, satvis, satvis1);
}
} /* if ( satvis[prn-1].range > 0.0) */
} /* health */
} /* i */
if ( nom_ns < 4) return(-1);
    ecef_rec_xyz.x = 0.0;
    ecef_rec_xyz.y = 0.0;
    ecef_rec_xyz.z = 0.0;
/* calculation of receiver position: */
    pos_time( nom_ns, &ecef_rec_xyz, trac_sat, &pvt_coord);
    pos_time( nom_ns, &ecef_rec_xyz, trac_sat1, &pvt_coord1);
    pvt_coord.vx = (pvt_coord.x - pvt_coord1.x) / delta_t;
    pvt_coord.vy = (pvt_coord.y - pvt_coord1.y) / delta_t;
    pvt_coord.vz = (pvt_coord.z - pvt_coord1.z) / delta_t;
    pvt_coord.vel = sqrt(pvt_coord.vx * pvt_coord.vx + pvt_coord.vy * pvt_coord.vy +
        pvt_coord.vz * pvt_coord.vz);
    ecef_rec_xyz.x = pvt_coord.x;
    ecef_rec_xyz.y = pvt_coord.y;
    ecef_rec_xyz.z = pvt_coord.z;
/* conversion of receiver geocentric coordinates into geodesic ones: */
if (!geoid_type) // 0-wgs84 1-PZ90
    ecef_to_llh(a_wgs84, b_wgs84, &ecef_rec_xyz, rec_pos_llh); /* Represented in radians */
else
    ecef_to_llh(a_PZ90, b_PZ90, &ecef_rec_xyz, rec_pos_llh); /* Represented in radians */
return(0);

```

```
 } /* End of "navigation_task" */
```

```
 /*-----
```

```
 * Name : semi_axis
```

```
 * Usage: a_n = semi_axis(t_dr, i_incl, ecc, omega_n);
```

```
 * Prototype in: Gln.h
```

```
 * Purpose: Calculates of semimajor axis - "a_n", a method of consecutive approxima-  
tion
```

```
 * Input:
```

```
 * t_dr - value a dragons of the period
```

```
 * i_incl - inclination of orbital plane at the moment of time t_lambda_n
```

```
 * ecc - eccentricity of orbit NS at the moment of time t_lambda_n
```

```
 * omega_n - Argument of a perigee of orbit
```

```
 * Output:
```

```
 * a_n - semimajor axis
```

```
 *-----/
```

```
float semi_axis(float t_dr, float i_incl, float ecc, float omega_n)
```

```
{
```

```
    int nn;
```

```
    float sin_i, sin_i2, v, e12, b, b0, b1, b2, b3, b4, b5;
```

```
    float t_ock, tock_2pi, p, pp1, a_dop, a_1, a_n, dda, epsilon, ae_p;
```

```
    sin_i = sin(i_incl);
```

```
    sin_i2 = sin_i * sin_i;
```

```
    v = -omega_n; /* omega_n - angle of a perigee */
```

```
    e12 = 1 - ecc * ecc;
```

```
    b1 = 2.0 - 2.5 * sin_i2;
```

```
    b2 = sqrt(e12 * e12 * e12);
```

```
    b3 = pow2(1 + ecc * cos(omega_n));
```

```
    b4 = 1 + ecc * cos(v);
```

```
    b5 = b4 * b4 * b4 / e12;
```

```
    b = b1 * b2 / b3 + b5;
```

```
    t_ock = t_dr;
```

```
    tock_2pi = t_ock / MY_2PI;
```

```
    pp1 = 1.0 / 3.0;
```

```
    a_dop = MU * tock_2pi * tock_2pi;
```

```
    a_1 = pow(a_dop, pp1);
```

```
    epsilon = 0.0001;
```

```
    nn = 0;
```

```
    do {
```

```
        p = a_1 * e12; /* Focal parameter */
```

```
        ae_p = a_PZ90 / p;
```

```
        b0 = 1 + 1.5 * J20 * pow2(ae_p);
```

```
        t_ock = t_dr / (b0 * b);
```

```
        tock_2pi = t_ock / MY_2PI;
```

```
        a_dop = MU * pow2(tock_2pi);
```

```
        a_n = pow(a_dop, pp1);
```

```

    dda = fabs(a_1 - a_n);
    a_1 = a_n;
    nn++;
} while ( ( dda > epsilon) && (nn < 50) );
return(a_n);
} /* end of "semi_axis" */

```

```

/*-----*
* Name : gln_alm
* Usage: gln_alm( ns, n0, ti_current, time_s0, alm_gln[], &satpos_eci);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculates coordinates and components of velocity
*          vector on data from the almanac GLONASS
* Input:
* ns - number of satellite;
* n0 - calendar number of days from leap-year
* ti_current - current time
* time_s0 - true sidereal time
* alm_gln[] - input parameters of almanac:
* Output :
* satpos_eci.x, satpos_eci.y, satpos_eci.z - coordinates of the satellite.
* satpos_eci.vx, satpos_eci.vy, satpos_eci.vz - components of velocity vector of the
satellite.
*/

```

```

void gln_alm(int ns, int n0, long ti_current, float time_s0, struct alm_dat_gln alm_gln[],
             struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci)

```

```

{
    float dop;
    float i_incl, ii_incl;
    float delta_a[2], delta_h[2], delta_l[2], delta_i[2];
    float delta_ll[2], d_omega[2];
    float ti, t_dr, n_dr;
    float v, omega_0, omegal;
    float a_n;
    float e12;
    float delta_ee, delta_ee_old, dd;
    float lambda_k, t_lambda_k, t_lambda_kk;
    float time_s, tz, wk;
    float mm, h, l, tau, c20_3_2, ee, ll;
    float ae_a2, j_ae_a2, sin_i, cos_i, sin_i2, cos_i2;
    float sin_1, cos_1, sin_2l, cos_2l, sin_3l, cos_3l, sin_4l, cos_4l;
    float d1, j_ae_a2_d1, j_ae_a2_sin_i, l_cosl;
    float j_ae_a2_sin_i2, j_ae_a2_cos_i2;
    float dda, ddh, ddl, dd_omega, ddi, dd_ll;
    float ai, hi, li, ecc_i, ecc_i2, w_i, omega_i, mm_i, ll_z;
    float ee_i, ee_i0, v_i, u_i, ri, vr_i, vu_i;
    float cos_omega_i, sin_omega_i, cos_ui, sin_ui, cos_ii, sin_ii;

```

```

float x_dop, y_dop, pp1, pp2, sqrt_mu_ai;
float dop_x, dop_y;
int wi, wi2, n, nn, n0_na;
int j;

nn = ti_current / 86400;
ti = ti_current - nn * 86400;
i_incl = I_MID + alm_gln[ns].delta_in;
e12 = 1 - pow2(alm_gln[ns].ecc);
t_dr = T_DR_MID + alm_gln[ns].dt_n;
n_dr = MY_2PI / t_dr;
/*1. Calculates of semimajor axis - "a_n", a method of consecutive approximation */
a_n = semi_axis(t_dr, i_incl, alm_gln[ns].ecc, alm_gln[ns].omega_n);
alm_mca[ns].a = a_n;
/*2. Calculates of t_lambda_k - time of passage of an ascending node of orbit of a satellite */
sin_i = sin(i_incl);
cos_i = cos(i_incl);
sin_i2 = sin_i * sin_i;
cos_i2 = cos_i * cos_i;
v = - alm_gln[ns].omega_n; // omega_n - angle of a perigee
c20_3_2 = 1.5 * J20;
ae_a2 = pow2(a_PZ90 / a_n);
j_ae_a2 = c20_3_2 * ae_a2;
omegal = j_ae_a2 * n_dr * cos_i / (e12 * e12);
n0_na = (n0 - alm_gln[ns].na);
tz = ti - alm_gln[ns].t_lambda_n + 86400.0 * n0_na;
wk = tz / t_dr;
wi = (int)wk;
wi2 = wi * wi;
t_lambda_kk = alm_gln[ns].t_lambda_n + t_dr * wi + alm_gln[ns].dt1_n * wi2;
t_lambda_k = t_lambda_kk - n0_na * 86400.0;
lambda_k = alm_gln[ns].lambda_n + (omegal - OMEGA_Z) *
(wi * t_dr + alm_gln[ns].dt1_n * wi2);
/* time_s0 - a true sidereal time to Greenwich midnight of date n0 to which time ti
concerns */
time_s = time_s0 * RAD_IN_SEC + OMEGA_Z * t_lambda_k;
omega_0 = lambda_k + time_s;
/* Auxiliary values: */
d1 = 1.0 - 1.5 * sin_i2;
j_ae_a2_d1 = j_ae_a2 * d1;
j_ae_a2_sin_i = j_ae_a2 * sin_i;
j_ae_a2_sin_i2 = 0.25 * j_ae_a2 * sin_i2;
j_ae_a2_cos_i2 = j_ae_a2 * cos_i2;
/* 3. Calculation of constants: */
tau = 0;
l = cos(alm_gln[ns].omega_n) * alm_gln[ns].ecc;

```

```

h = alm_gln[ns].ecc * sin(alm_gln[ns].omega_n);
dop_x = (sqrt(1.0 - alm_gln[ns].ecc) * tan( v / 2.0));
dop_y = sqrt(1.0 + alm_gln[ns].ecc);
ee = 2.0 * atan2(dop_x, dop_y); // ee -эксцентрическая аномалия
mm = ee - alm_gln[ns].ecc * sin(ee); // mm - средняя аномалия
ll = mm + alm_gln[ns].omega_n;
for (j = 0; j <= 1; j++) {
    sin_1 = sin(ll);
    sin_2l = sin(2 * ll);
    sin_3l = sin(3 * ll);
    sin_4l = sin(4 * ll);
    cos_1 = cos(ll);
    cos_2l = cos(2 * ll);
    cos_3l = cos(3 * ll);
    cos_4l = cos(4 * ll);
    l_cosl = 1 * cos_1;
    delta_a[j] = 2.0 * a_n * j_ae_a2_d1 * l_cosl + j_ae_a2 * sin_i * (0.5 * h * sin_1 - 0.5 *
l_cosl +
        cos(2.0 * alm_gln[ns].lambda_n) + 3.5 * l * cos_3l + 3.5 * h * sin_3l);
    delta_h[j] = j_ae_a2_d1 * (1 * n_dr * tau + sin_3l + 1.5 * l * sin_2l - 1.5 * h * cos_2l) -
0.25 * j_ae_a2 * sin_i2 * (sin_1 - D7_3 * sin_3l + 5.0 * l * sin_2l - 8.5 * l * sin_4l +
8.5 * h * cos_4l + h * cos_2l) + j_ae_a2 * cos_i2 * (tau * l * n_dr - 0.5 * l * sin_2l);
    delta_l[j] = j_ae_a2_d1 * (- tau * h * n_dr + cos_1 + 1.5 * l * cos_2l + 1.5 * h *
sin_2l) -
        0.25 * j_ae_a2 * sin_i2 * (- cos_1 - D7_3 * cos_3l - 5.0 * h * sin_2l -
8.5 * l * cos_4l - 8.5 * h * sin_4l + l * cos_2l) + j_ae_a2 * cos_i2 *
(- tau * h * n_dr + 0.5 * h * sin_2l);
    d_omega[j] = j_ae_a2 * cos_i * (tau * n_dr + 3.5 * l * sin_1 - 3.5 * h * cos_1 - 0.5
* sin_2l -
        D7_6 * sin_3l + D7_6 * h * cos_3l);
    delta_i[j] = 0.5 * j_ae_a2 * sin_i * cos_i * (- l * cos_1 + h * sin_1 + cos_2l + D7_3
* l * cos_3l +
        D7_3 * h * sin_3l);
    delta_ll[j] = 2.0 * j_ae_a2 * (1 - 1.5 * sin_i) * (tau * n_dr + D7_4 * l * sin_1 -
D7_4 * h * cos_1) +
        3 * j_ae_a2 * sin_i * (- D7_24 * h * cos_1 - D7_24 * l * sin_1 - D49_72 * h * cos_3l +
D49_72 * l * sin_3l + 0.25 * sin_2l) + j_ae_a2 * cos_i * (tau * n_dr + 3.5 * l * sin_1 -
2.5 * h * cos_1 - 0.5 * sin_2l - D7_6 * l * sin_3l + D7_6 * h * cos_3l);
    tau = ti - t_lambda_k;
    ll = mm + alm_gln[ns].omega_n + n_dr * tau;
} // j

```

/* 4. Corrections to orbit elements of a satellite by second zone harmonic J20 influence at the moments of time ti */

```

dda = delta_a[1] - delta_a[0];
ddh = delta_h[1] - delta_h[0];
ddl = delta_l[1] - delta_l[0];
dd_omega = d_omega[1] - d_omega[0];

```



```

ddi = delta_i[1] - delta_i[0];
dd_ll = delta_ll[1] - delta_ll[0];
/* 5. calculation of influenced elements of orbits at the moment of ti time */
ai = a_n + dda;
hi = h + ddh;
li = l + ddl;
ecc_i = sqrt(hi * hi + li * li);
if (ecc_i == 0) w_i = 0;
else
    if (li == ecc_i)
        w_i = MY_PI2;
    else
        if (li == -ecc_i)
            w_i = -MY_PI2;
        else
            if (li != 0)
                w_i = atan2(hi, li);
            else
                w_i = MY_PI2;
omega_i = omega_0 + dd_omega;
ii_incl = i_incl + ddi;
ll_z = mm + alm_gln[ns].omega_n + n_dr * tau + dd_ll;
mm_i = ll_z - w_i;
/*
* 6. Coordinates and components of satellite velocity vector
* in absolute coordinate system OXaYaZa at the moment of ti time :
*/
ee_i = kepler( mm_i, ecc_i, 1E-8); // ee_i - эксцентрическая аномалия
alm_mca[ns].e = ee_i;
v_i = 2.0 * atan2(sqrt(1.0 + ecc_i) * tan(ee_i / 2.0), sqrt(1.0 - ecc_i));
u_i = v_i + w_i;
ri = ai * (1.0 - ecc_i * cos(ee_i));
ecc_i2 = 1.0 - ecc_i * ecc_i;
sqrt_mu_ai = sqrt(MU / ai);
vr_i = sqrt_mu_ai * (ecc_i - sin(v_i)) * ecc_i2;
vu_i = sqrt_mu_ai * (1.0 + ecc_i * cos(v_i)) * ecc_i2;
cos_ui = cos(u_i);
sin_ui = sin(u_i);
cos_ii = cos(ii_incl);
sin_ii = sin(ii_incl);
cos_omega_i = cos(omega_i);
sin_omega_i = sin(omega_i);
x_dop = (cos_ui * cos_omega_i - sin_ui * sin_omega_i * cos_ii);
y_dop = (cos_ui * sin_omega_i + sin_ui * cos_omega_i * cos_ii);
satpos_eci->x = ri * x_dop;
satpos_eci->y = ri * y_dop;
satpos_eci->z = ri * sin_ui * sin_ii;

```

```

    satpos_eci->vx = vr_i * x_dop - vu_i * (sin_ui * cos_omega_i + cos_ui *
sin_omega_i * cos_ii);
    satpos_eci->vy = vr_i * y_dop - vu_i * (sin_ui * sin_omega_i - cos_ui * cos_omega_i
* cos_ii);
    satpos_eci->vz = vr_i * sin_ui * sin_ii + vu_i * cos_ui * sin_ii;
}/* gln_alm */

```

```

/*-----*

```

```

* Name : gln_efm

```

```

* Usage: gln_efm( prn,ti, jd, time_s0, efm_gln, &satpos_eci);

```

```

* Prototype in: Gln.h

```

```

* Purpose: Calculates coordinates and components of velocity vector on ephemerical

```

GLONASS

```

* Input:

```

```

* prn - number of satellite

```

```

* ti - the time on which it is necessary to calculate ephemerical

```

```

* (deviation from t_efm)

```

```

* jd - number Julian of days .

```

```

* time_s0 - True sidereal time of date on which ephemerises are given.

```

```

* efm_gln - strcut coordinate (x, y, z) NS from ephemerical GLONASS and compo-
nents of a vector * of speed NS (vx, vy, vz) from ephemerical GLONASS on
the moment of the task

```

```

* t_efm, in PZ-90

```

```

* eta - relative accuracy of calculation of the normalized number

```

```

* eps - absolute accuracy of calculation

```

```

*

```

```

* Output:

```

```

* satpos_eci - resulting coordinates and components of a vector of

```

```

* speed NS in a point "ti" in absolute system of coordinates.

```

```

/*-----*/

```

```

void gln_efm( int prn, float ti, float jd, float time_s0, struct efm_dat_gln efm_gln[],
struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci)

```

```

{

```

```

float cent_1900;/* Time in Julian centuries from 1900 */

```

```

float xfin;/* The end of an interval of integration */

```

```

float eps_eta;/* accuracy of numerical integration */

```

```

float eps_root;/* accuracy of calculation of roots of the equation */

```

```

long t_efm_utc;/* Tphemerical time adjusted for the Moscow time */

```

```

float sum_dn;

```

```

struct eci_ecef_pos_sat xyz_abs;

```

```

t_efm_utc = efm_gln[prn-1].tb;

```

```

cent_1900 = jd / 36525.0; /* 36525 - number of days in Julian century */

```

```

sum_dn = utc_from_epoh(1975, &timeUTC);

```

```

cent_1900 = (27392.375 + sum_dn + t_efm_utc / 86400.0) / 36525.0;

```

```

/* pz90_eci - transition from PZ-90 in absolute system of coordinates */

```

```

pz90_eci( prn, time_s0, efm_gln, &xyz_abs);
if ( ti == efm_gln[prn-1].tb) {
  satpos_eci->x = xyz_abs.x;
  satpos_eci->y = xyz_abs.y;
  satpos_eci->z = xyz_abs.z;
  satpos_eci->vx = xyz_abs.vx;
  satpos_eci->vy = xyz_abs.vy;
  satpos_eci->vz = xyz_abs.vz;
} else
{
  eps_root = 1.0e-11; /* Accuracy of calculation of a root of the transcendental
equation */
  gln_cos(cent_1900, eps_root); /* " Directing cos " */
  eps = 1e-5; /* absolute accuracy of calculation */
  eta = eps; /* relative accuracy of calculation of the normalized number */
  xfin = ti;
  gln_rk(t_efm_utc, eps, eta, xfin, &xyz_abs, satpos_eci);
}
return;
} /* end of "gln_efm" */

```

```

/*-----*
* Name : gln_cos
* Usage: gln_cos( t, eps_root);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: calculates "directing cosines"
* Input:
* t - Time in Julian centuries from 1900 to the moment of the task ephemeris
* eps_root - accuracy of calculation of roots of the equation:  $E(k) = g(k) + e(k) * \sin$ 
(E(k))
* Output:
* ksi_l, ksi_c, eta_l, eta_c, dzeta_l, dzeta_c - "directing cos"
* in absolute earth-centered system oXaYaZa on the moment of time t
* rl - radius - vector of disturbing forces for calculation of disturbance of the Moon
* rc - radius a vector of disturbing forces for calculation of disturbance of the Sun.
*-----*/

```

```

void gln_cos(float t, float eps_root) /* directing "cos" */
{
  float g_l, e_l, sin_el, cos_el;
  float sin_vl, cos_vl, vl, g_g, ksi11, ksi12;
  float omega_l, sin_omgl, cos_omgl, cosl_il;
  float sin_vgl, cos_vgl, ksi_z, eta_z, eta11, eta12;
  float sin_il, dzeta_z, dzeta11, dzeta12;
  float g_c, e_c, omega_c, sin_ec, cos_ec, sin_vc, cos_vc;
  float cos_omg_c, sin_omg_c, dop;
  int signal;

```

```

/*----- Moon: influence -----*/
g_l = G_0L + G_IL * t;
e_l = kepler(g_l, E_MUN, eps_root);
/* e_l - result of calculation of a root of the equation: e_l = g_l + E_Mun * sin(e_l) */
sin_el = sin(e_l);
cos_el = cos(e_l);
rl = A_MUN * (1 - E_MUN * cos_el);
sin_vl = sqrt(1 - pow2(E_MUN)) * sin_el / (1 - E_MUN * cos_el);
cos_vl = (cos_el - E_MUN) / (1 - E_MUN * cos_el);
vl = atan2(sin_vl, cos_vl);
g_g = G_0 + G_l * t;
omega_l = omega_0l + omega_1l * t;
sin_omgl = sin(omega_l);
cos_omgl = cos(omega_l);
cosl_il = (1 - cos(IL));
sin_il = sin(IL);
ksil1 = sin_omgl * cos_omgl * cosl_il;
ksil2 = 1 - pow2(sin_omgl) * cosl_il;
sin_vgl = sin(vl + g_g);
cos_vgl = cos(vl + g_g);
ksi_z = 1 - pow2(cos_omgl) * cosl_il;
dzeta_z = cos_omgl * sin_il;
eta_z = sin_omgl * sin_il;
dzeta11 = ksi_z * SIN_ECLIPTIC + dzeta_z * COS_ECLIPTIC;
dzeta12 = ksi11 * SIN_ECLIPTIC - eta_z * COS_ECLIPTIC;
eta11 = ksi_z * COS_ECLIPTIC - dzeta_z * SIN_ECLIPTIC;
eta12 = ksi11 * COS_ECLIPTIC + eta_z * SIN_ECLIPTIC;
ksi_l = sin_vgl * ksi11 + cos_vgl * ksi12;
eta_l = sin_vgl * eta11 + cos_vgl * eta12;
dzeta_l = sin_vgl * dzeta11 + cos_vgl * dzeta12;
/*----- Sun influence:-----*/
g_c = G_0C + G_1C * t;
/* finds root of function: e_c = g_c + E_Sun * sin(ec) */
e_c = kepler(g_c, E_SUN, eps_root);
sin_ec = sin(e_c);
cos_ec = cos(e_c);
rc = A_SUN * (1.0 - E_SUN * cos_ec);
sin_vc = sqrt(1.0 - pow2(E_SUN)) * sin_ec / (1.0 - E_SUN * cos_ec);
cos_vc = (cos_ec - E_SUN) / (1 - E_SUN * cos_ec);
omega_c = DEG_TO_RAD * ((281.0 + 13.0 / 60.0 + 15.0 / 3600.0 + 6189.03 /
3600.0 * t));
cos_omg_c = cos(omega_c);
sin_omg_c = sin(omega_c);
ksi_c = cos_vc * cos_omg_c - sin_vc * sin_omg_c;
dop = sin_vc * cos_omg_c + cos_vc * sin_omg_c;
eta_c = dop * COS_ECLIPTIC;
dzeta_c = dop * SIN_ECLIPTIC;

```

```
} // end of "gln_e_cos"
```

```
/*-----*  
* Name:      kepler  
* Usage:     y = kepler ( mk, ecc, eps);  
* Prototype in: Gln.h  
* Description: solved Kepler's equation:  $x = mk + ecc * \sin(x)$ .  
* Input:  
* mk, ecc - Factors of a transcendental equation for which the root is calculated:  
*          ( $mk + ecc * \sin(x) - x = 0$ )  
* Output:  
* y - solved Kepler's equation.  
*-----*/
```

```
float kepler (float mk, float ecc, float eps)
```

```
{  
    float x;  
    float y;  
    float x1, y1, x2;  
    int i;  
  
    y = ecc * sin(mk);  
    x1 = mk;  
    x = y;  
    for (i = 0; i < 16; i++) {  
        x2 = x1;  
        x1 = x;  
        y1 = y;  
        y = mk - (x - ecc * sin(x));  
        if (fabs(y - y1) < eps)  
            break;  
        else  
            x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);  
    } //i  
    return(x);  
} // end of "kepler"
```

```
/*-----*  
* Name :    pz90_eci  
* Usage:    pz90_eci(prn, time_s0, efm_gln, &xyz_abs);  
* Prototype in: Gln.h  
* Purpose:  Transforms coordinates from  
*           Greenwich of system PZ-90 in absolute.  
* Input parameters:  
* prn - number of satellite  
* time_s0 - true sidereal time in Greenwich midnight of date of the ephemerid definition  
* efm_gln -  
*           struct coordinate (x, y, z) NS from ephemerical GLONASS and components of a  
*           vector
```

* of speed NS (vx, vy, vz) from ephemerical GLONASS on the moment of the task t_efm, in PZ-90

* Output:

* xyz_abs - coordinate and components of a vector of speed in absolute system of coordinates

```
-----*/
void pz90_eci(int prm, float s0, struct efm_dat_gln efm_gln[], struct eci_ecef_pos_sat
*result)
{
    float s_zv, cos_s, sin_s;

    s_zv = (s0 * RAD_IN_SEC + OMEGA_Z * efm_gln[prm-1].tb);
    cos_s = cos(s_zv);
    sin_s = sin(s_zv);
    result->x = efm_gln[prm-1].x * cos_s - efm_gln[prm-1].y * sin_s;
    result->y = efm_gln[prm-1].x * sin_s + efm_gln[prm-1].y * cos_s;
    result->z = efm_gln[prm-1].z;
    result->vx = efm_gln[prm-1].vx * cos_s - efm_gln[prm-1].vy * sin_s - OMEGA_Z *
result->y;
    result->vy = efm_gln[prm-1].vx * sin_s + efm_gln[prm-1].vy * cos_s + OMEGA_Z *
result->x;
    result->vz = efm_gln[prm-1].vz;
    result->dvx = efm_gln[prm-1].dvx * cos_s - efm_gln[prm-1].dvy * sin_s;
    result->dvy = efm_gln[prm-1].dvx * sin_s + efm_gln[prm-1].dvy * cos_s;
    result->dvz = efm_gln[prm-1].dvz;
}/* pz90_eci */
```

```
/*-----*/
```

* Name : eci_pz90

* Usage: eci_pz90(s0, ti, nom, &satpos_eci, trac_sat);

* Prototype in: Gln.h

* Purpose: Transformates coordinates from absolute of system in Greenwich of system PZ-90.

* Input:

* s0 - true sidereal time in Greenwich midnight of date of the ephemerid definition

* ti - time, on which ephemerids are transmitted, according Moscow time (sec).

* satpos_eci - coordinates and components of a vector of speed in absolute system of coordinates

* Output:

* trac_sat - coordinates and components of a vector of speed in system of coordinates

PZ-90

```
-----*/
```

```
void eci_pz90(float s0, float ti, int nom, struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci,
    struct eci_ecef_pos_sat trac_sat[])
```

```
{
    float s_zv, cos_s, sin_s;
```

```
/*
```

```

* OMEGA_Z- angular speed of rotation of the Earth (1/c)
* RAD_IN_SEC - coefficient of translation s0 (sek) in radian
* s0(radian) = s0 (sek) * RAD_IN_SEC, where RAD_IN_SEC = 2 * pi / (24 * 3600)
= pi / 43200
*/
s_zv = (s0 * RAD_IN_SEC + OMEGA_Z * ti);
cos_s = cos(s_zv);
sin_s = sin(s_zv);
trac_sat[nom].x = satpos_eci->x * cos_s + satpos_eci->y * sin_s;
trac_sat[nom].y = -satpos_eci->x * sin_s + satpos_eci->y * cos_s;
trac_sat[nom].z = satpos_eci->z;
trac_sat[nom].vx = satpos_eci->vx * cos_s + satpos_eci->vy * sin_s +
OMEGA_Z * trac_sat[nom].y;
trac_sat[nom].vy = -satpos_eci->vx * sin_s + satpos_eci->vy * cos_s -
OMEGA_Z * trac_sat[nom].x;
trac_sat[nom].vz = satpos_eci->vz;
return;
} /* eci_pz90 */

```

```

/*-----*
* Name : glne_rk
* Usage: glne_rk(t_efm_utc, eps, eta, xfin, &xyz_abs, satpos_eci);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: calculates ODE by Runge-Kutt method with an automatic choice of a step.

```

Algorithm 9b.

```

* "Library of algorithms 1a-50a", Owls. Radio, 1975.
* Input:
* t_efm_utc = efm_gln[prn-1].tb;
* eps, eta - value determining accuracy of numerical integration;
* xfin - end of an interval of integration
* Remark: xfin - can grow and decrease from initial value.
* xyz_abs - initial value of required functions Yk(x);
* Input global parameters:
* N_Dif_Ur = 6 order of system of the equations
* ( number integrable of the equations);
* rl,rc,ksi_l,ksi_c,eta_l,eta_c,dzeta_l,dzeta_c - the global parameters are transferred
from the program
* "glne_cos" to "glne_rk". These parameters calculate one time at change of
ephemerises.
* rl - radius - vector for calculation of disturbance of the Moon.
* rc - radius a vector for calculation of disturbance of the Sun.
* ksi_l,ksi_c,eta_l,eta_c,dzeta_l,dzeta_c - "Directing cos"
* Output:
* satpos_eci - target parameter representing the decision in a point x=xfin;
*-----*/
void glne_rk(float x, float eps, float eta, float xfin, struct eci_ecef_pos_sat *xyz_abs,
struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci)

```

```

{
float x1, x2, x3, h;
float cmp;
int k;
int m;
char out;
float y[N_Dif_Ur], y1[N_Dif_Ur], y2[N_Dif_Ur], y3[N_Dif_Ur];

y[0] = xyz_abs->x;
y[1] = xyz_abs->y;
y[2] = xyz_abs->z;
y[3] = xyz_abs->vx;
y[4] = xyz_abs->vy;
y[5] = xyz_abs->vz;

if (xfin >= x) m = 1;
else m = -1;
if (prim_efm == 'y') { /* prim_efm='y' at the first reference */
    h = xfin - x;
    ss = 0;
} else
    h = hs;
out = 'n';
lab1:
if ( ((x + 2.01 * h - xfin) * m > 0) && ((h * m) > 0) ) {
    hs = h;
    out = 'y';
    h = (xfin - x) / 2;
}
glne_rk1((2 * h), x, y, &x1, y1, xyz_abs);
lab2:
glne_rk1(h, x, y, &x2, y2, xyz_abs);
glne_rk1(h, x2, y2, &x3, y3, xyz_abs);
for ( k = 0; k < N_Dif_Ur; k++ ) {
    cmp = glne_cmp(y1[k], y3[k], eta);
    if (cmp > eps) {
        h = 0.5 * h;
        out = 'n';
        x1 = x2;
        for (k = 0; k < N_Dif_Ur; k++ )
            y1[k] = y2[k];
        goto lab2;
    }
}
x = x3;
if (out == 'y') goto fin;
for (k = 0; k < N_Dif_Ur; k++ )

```



```

        *(y + k) = y3[k];
    if (ss == 5) {
        ss = 0;
        h = 2 * h;
    }
    ss = ss + 1;
    goto lab1;
fin:

```

```

    satpos_eci->x = y3[0];
    satpos_eci->y = y3[1];
    satpos_eci->z = y3[2];
    satpos_eci->vx = y3[3];
    satpos_eci->vy = y3[4];
    satpos_eci->vz = y3[5];
} /* end of "glnr_k" */

```

```

/*-----*/
* Name : glnr_k1
* Usage: glnr_k1(h, x, y, &xh, yh, xyz_abs);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: calculates ODE by Runge-Kutt method on one step "h"
*          by a method Runge-Kutt with initial values x, y [k].
* Input:
* h - Initial step of integration.
* x - Initial value of an independent variable "x".
* y[N_Dif_Ur] - Initial values of required functions y(x).
* Output:
* xh = (x+h)
* yh[N_Dif_Ur] - The calculated value of function in a point "xh"
*-----*/

```

```

void glnr_k1(float h, float x, float *y, float *xh, float *yh, struct eci_ecef_pos_sat
*xyz_abs)
{
    int i, j, k;
    float w[N_Dif_Ur];
    float a[N_Dif_Ur];
    float z[N_Dif_Ur];

    a[0] = 0.5 * h;
    a[1] = a[0];
    a[4] = a[0];
    a[2] = h;
    a[3] = h;
    *xh = x;
    for (k = 0; k < N_Dif_Ur; k++) {

```

```

w[k] = *(y + k);
*(yh + k) = *(y + k);
}
for (j = 0; j < 4; j++) {
    glne_dvdt(w, z, xyz_abs);
    *xh = x + a[j];
    for (k = 0; k < N_Dif_Ur; k++) {
        *(yh + k) = *(yh + k) + a[j + 1] * (*(z + k)) / 3.0;
        w[k] = *(y + k) + a[j] * (*(z + k));
    }
}
return;
} /* end of "glne_rk1" */

```

```

/*-----*
* Name : expon
* Usage: int expon(float x)
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: calculates of the normalized number "x"
* Input parameters:
* x - number
* Output parameters:
* p - normalized number "x"
*-----*/

```

```
int expon(float x)
```

```
{
    int p;
    float abs_x;
```

```
    if (x == 0) {
```

```
        p = FLT_MIN_10_EXP; /* The macro yields the minimum integer X, such that
```

10^X is

```
a normalized, finite representable value of type float. */
```

```
    } else {
```

```
        abs_x = fabs(x);
```

```
        p = log10(abs_x) + 1;
```

```
    }
```

```
    return(p);
```

```
}
```

```
/*-----*
```

```
* Name : glne_cmp
```

```
* Usage: glne_cmp(a, b, c);
```

```
* Prototype in: Gln.h
```

* Purpose: calculates absolute value of a difference of mantissas "a" and "b" after the orders

```
* of these sizes are leveled up to the greatest value about parameters "a", "b" and "c"
```

* Input: a, b, c - parameters

* Output: comp

```
-----*/
float glne_cmp(float a, float b, float c)
{
    float a_b, pp, comp;
    int ae, be, ce;

    ae = expon(a);
    be = expon(b);
    ce = expon(c);
    if ( ae < be ) ae = be;
    if ( ae < ce ) ae = ce;
    a_b = fabs(a - b);
    pp = pow(10, ae );
    comp = a_b / pp;
    return(comp);
}

```

-----*

* Name : glne_dvdt

* Usage: glne_dvdt(&w, &dvdt, &xyz_abs);

* Prototype in: Gln.h

* Purpose: calculates an array derivatives at the given point .

* Input:

* w - files of initial values of required functions (x,y,z,vx,vy,vz)

* xyz_abs - d(vx), d(vy), d(vz) - acceleration

* Output:

* dvdt[N_Dif_Ur] - file of resulting values (derivative)

-----*/

```
void glne_dvdt(float *w, float *dvdt, struct eci_ecef_pos_sat *xyz_abs)
{
    float r, r3, muc, mul, mu_xa, mu_ya, mu_za, ro, ro2z, ro2z3, za2, mur3;
    float jx_al, jy_al, jz_al, jx_ac, jy_ac, jz_ac, j15;
    float xa_l, ya_l, za_l, ksi_xal, eta_yal, dzt_zal, delta_l, delta_l2, delta_l3;
    float xa_c, ya_c, za_c, ksi_xac, eta_yac, dzt_zac, delta_c, delta_c2, delta_c3;
    float jx, jy, jz, x, y, z, vx, vy, vz;

    x = *w;
    y = *(w + 1);
    z = *(w + 2);
    vx = *(w + 3);
    vy = *(w + 4);
    vz = *(w + 5);
    r = sqrt(pow2(x) + pow2(y) + pow2(z));
    r3 = r * r * r;
    ro = a_PZ90 / r;

```

```

mur3 = MU / r3;
mu_xa = mur3 * x;
mu_ya = mur3 * y;
mu_z = mur3 * z;
za2 = pow2( z / r);
ro2z = pow2(ro) * (1.0 - 5.0 * za2);
ro2z3 = pow2(ro) * (3.0 - 5.0 * za2);
jx_al = 0.0; jx_ac = 0.0;
jy_al = 0.0; jy_ac = 0.0;
jz_al = 0.0; jz_ac = 0.0;
jx = 0.0;
jy = 0.0;
jz = 0.0;

```

```

if ( Var_Efem == 1 ) {
/* calculations of Moon influence parameters */
  mul = MU_L / pow2(rl);
  xa_l = x / rl;
  ksi_xal = ksi_l - xa_l;
  ya_l = y / rl;
  eta_yal = eta_l - ya_l;
  za_l = z / rl;
  dzt_zal = dzeta_l - za_l;
  delta_l2 = pow2(ksi_xal) + pow2(eta_yal) + pow2(dzt_zal);
  delta_l = sqrt(delta_l2);
  delta_l3 = delta_l * delta_l2;
  jx_al = mul * (ksi_xal / delta_l3 - ksi_l);
  jy_al = mul * (eta_yal / delta_l3 - eta_l);
  jz_al = mul * (dzt_zal / delta_l3 - dzeta_l);
/* calculations of Sun influence parameters */
  muc = MU_C / pow2(rc);
  xa_c = x / rc;
  ksi_xac = ksi_c - xa_c;
  ya_c = y / rc;
  eta_yac = eta_c - ya_c;
  za_c = z / rc;
  dzt_zac = dzeta_c - za_c;
  delta_c2 = pow2(ksi_xac) + pow2(eta_yac) + pow2(dzt_zac);
  delta_c = sqrt(delta_c2);
  delta_c3 = delta_c * delta_c2;
  jx_ac = muc * (ksi_xac / delta_c3 - ksi_c);
  jy_ac = muc * (eta_yac / delta_c3 - eta_c);
  jz_ac = muc * (dzt_zac / delta_c3 - dzeta_c);
  jx = jx_al + jx_ac;
  jy = jy_al + jy_ac;
  jz = jz_al + jz_ac;
} // if (Var_Efem = 1)

```

```

else // Var_Efem == 2
{
    jx = xyz_abs->dvx;
    jy = xyz_abs->dvy;
    jz = xyz_abs->dvz;
}
j15 = 1.5 * J20;
*dvdt = vx;
*(dvdt + 1) = vy;
*(dvdt + 2) = vz;
*(dvdt + 3) = -mu_xa + j15 * mu_xa * ro2z + jx;
*(dvdt + 4) = -mu_ya + j15 * mu_ya * ro2z + jy;
*(dvdt + 5) = -mu_za + j15 * mu_za * ro2z3 + jz;
return;
} /* end of "gln_e_dvdt" */

```

```

/*-----*
* Name : init_pvt
* Usage: init_pvt(pvt_coord);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: initialization "satvis" structures
*-----*/

```

```

void init_pvt( struct pvt *pvt_coord)
{
    int i;
    for( i = 0; i < 24; i++) {
        pvt_coord->x = 0.0; // Position coordinates
        pvt_coord->y = 0.0;
        pvt_coord->z = 0.0;
        pvt_coord->dt = 0.0;
        pvt_coord->vx = 0.0; // Velocity by coordinates
        pvt_coord->vy = 0.0;
        pvt_coord->vz = 0.0;
        pvt_coord->vel = 0.0; // Velocity
        pvt_coord->trk_ang = 0.0;; // Track angle
    }
    return;
}

```

```

/*-----*
* Name : init_satpos
* Usage: init_satpos( sat_pos);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: initialization "satpos_eci" structures
*-----*/

```

```

void init_satpos( struct eci_ecef_pos_sat *sat_pos)
{

```

```

int i;
for( i = 0; i <24; i++) {
    sat_pos->pm = 0;
    sat_pos->x = -1.0;
    sat_pos->y = -1.0;
    sat_pos->z = -1.0;
    sat_pos->vx = -1.0;
    sat_pos->vy = -1.0;
    sat_pos->vz = -1.0;
    sat_pos->dvx = -1.0;
    sat_pos->dvy = -1.0;
    sat_pos->dvz = -1.0;
    sat_pos->range = -1.0;
}
return;
}

```

```

/*-----*
* Name : init_satvis
* Usage: init_satvis( satvis);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: initialization "satvis" structures
*-----*/

```

```

void init_satvis( struct topo_satvis satvis[])
{
    int i;
    for( i = 0; i <24; i++) {
        satvis[i].range = -1.0;
        satvis[i].az = -1.0;
        satvis[i].el = -1.0;
        satvis[i].doppler = -1.0;
        satvis[i].phase = -1.0;
    }
    return;
}

```

```

/*-----*
* Name : init_trac_sat
* Usage: init_trac_sat(trac_s);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: initialize "trac_sat" structures
*-----*/

```

```

void init_trac_sat( struct eci_ecef_pos_sat trac_s[])
{
    int i;
    for( i = 0; i <24; i++) {
        trac_s[i].pm = 0;
    }
}

```

```

    trac_s[i].x = -1.0;
    trac_s[i].y = -1.0;
    trac_s[i].z = -1.0;
    trac_s[i].vx = -1.0;
    trac_s[i].vy = -1.0;
    trac_s[i].vz = -1.0;
    trac_s[i].dvx = -1.0;
    trac_s[i].dvy = -1.0;
    trac_s[i].dvz = -1.0;
    trac_s[i].range = -1.0;
}
}

```

```

/*-----
* Name : doppler
* Usage: doppler(prn, alm_gln[i].h_n, dt, satvis, satvis1);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculates doppler frequency and phase shift PRN-code
* Input:
* prn - number of satellites
* alm_gln[i].h_n - code of frequency "prn"
* dt - Interval of time between the next measurements of range up to the prn-satellite
* C_LIGHT - speed of light
* satvis1[prn-1].range - distance up to satellite at the moment of (ti - dt) time
* satvis[prn-1].range - distance up to satellite at the moment of ti time
* Output:
* satvis[prn-1].doppler - doppler frequency of the satellite
* phase - Displacement of "prn" - code phase
*-----*/

```

```

void doppler(int prn, int h_n, int dt, struct topo_satvis satvis[], struct topo_satvis satvis1[] )

```

```

{
    float v_sat_rec, phase;

    v_sat_rec = (satvis[prn-1].range - satvis1[prn-1].range) / dt;
    satvis[prn-1].doppler = (1602000.0 + 562.5 * h_n) * v_sat_rec / C_LIGHT;
    phase = (satvis[prn-1].range / C_LIGHT) * 1000;
    satvis[prn-1].phase = modf(phase, &phase);
    return;
}

```

```

/*-----*
* Name: matr_mult
* Usage: matr_mult(row, col, col2, matr_h_t, matr_h, matr_h_t_h);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Multiplies matrix

```

* Input parameters:

- * row - quantity of first matrix rows
- * col - quantity of first matrix columns
- * col2 - quantity of second matrix columns
- * ar1 - first matrix
- * ar2 - second matrix

* Output parameters:

- * ar - result of multiply

```
-----*/
void matr_mult(int row, int col, int col2, float *ar1, float *ar2, float *ar)
{
    int k, i, j;
    float s;

    for (k = 0; k < row; k++){
        for (j = 0; j < col2; j++){
            s = 0;
            for (i = 0; i < col; i++){
                s = s + (*(ar1 + k * col + i) * *(ar2 + i * col2 + j));
            }
            *(ar + k * col2 + j) = s;
        }
    }
} /* end of "matr_mult" */
```

```
-----*
* Name: ar_col
* Usage: ar_col(row, col, &ar1, &ar2, &ar)
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Multiplies matrix on a column
* Input parameters:
* row - quantity of a matrix rows
* col - quantity of a matrix columns
* col2 - quantity of second matrix columns
* ar1 - matrix
* ar2 - matrix-column
* Output parameters:
* ar - result of multiply
-----*/
```

```
void ar_col(int row, int col, float *ar1, float *ar2, float *ar)
{
    int i, j;
    float s;

    for (i = 0; i < row; i++){
        s = 0;
        for (j = 0; j < col; j++){
```



```

        s += (*(ar1 + i * col + j) * *(ar2 + j));
    }
    *(ar+i)=s;
}
} /* end of " ar_col" */

```

```

/*-----*
* Name:      matr_transp
* Usage:     matr_transp(row, col, &ar1, &ar2);
* Prototype: in Gln.h
* Purpose:   Transposition of a matrix
* Input:
*   row - quantity of a matrix rows
*   col - quantity of a matrix columns
*   ar1 - matrix
* Output:
*   ar2 - transposition matrix
*-----*/

```

```

void matr_transp(int row, int col, float *ar1, float *ar2)
{
    int i, j;
    for(i = 0; i < row; i++)
        for(j = 0; j < col; j++)
            *(ar2 + j * row + i) = *(ar1 + i * col + j);
} /* end of "matr_transp" */

```

```

/*-----*
* Name:      m_invert
* Usage:     m_invert(matr, n, &matr, &s);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:   inversion matrix[n][n] with the elementary operations on rows
*           of a matrix extended by addition of its single matrix
* Input:
*   matr - primary matrix
*   n     - size of a matrix
* Output:
*   matr - resultant matrix
*   s     - sign of singular matrix (s==1)
*-----*/

```

```

void m_invert(float *matr, float *matr, int *s)
{
    int k, i, j;
    float t;
    float a[4][8];

    *s = 0;

```

```

for (i = 0; i < 4; i++)
  for (j = 0; j < 8; j++) {
    if (j < 4) {
      a[i][j] = *(matr + i * 4 + j);
    } else
      if (j == (4 + i))
        {a[i][j] = 1.0;
          } else
            a[i][j] = 0.0;
  }

```

```

for (i = 0; i < 4; i++) {
  k = i;
  test0:
  if (a[k][i] == 0.0) {
    *s = 1;
    if (k < 4)
      k++;
    else
      goto fin;
    goto test0;
  }
  if (*s == 1)
    for (j = 0; j < 8; j++) {
      t = a[k][j];
      a[k][j] = a[i][j];
      a[i][j] = t;
    }
  for (j = 7; j >= i; j--)
    a[i][j] = a[i][j] / a[i][i];
  for (k = 0; k < 4; k++) {
    if (k != i)
      for (j = 7; j >= i; j--)
        a[k][j] = a[k][j] - a[i][j] * a[k][i];
  }
}
for (i = 0; i < 4; i++)
  for (j = 0; j < 4; j++) {
    *(matr+i * 4 + j) = a[i][j + 4];
  }
*s = 0;
fin:
return;
} /* end of "m_invert" */

```

```

/*-----*
* Name:      pvt pos_time

```

```

* Usage:    pos_time( n, &ecf_rec_xyz, trac_sat, &pvt_coord);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:  calculates current receiver positions
* Input:
* n- number of satellites and coordinates of satellites
* ecef_rec_xyz - preliminary determined coordinates of the receiver(x, y, z, t);
* trac_sat - coordinates of the satellites
* Output:
* pvt_coord - coordinates of receiver
*-----*/

```

```

void pos_time( int n,    struct eci_ecef *ecf_rec_xyz, struct eci_ecef_pos_sat
trac_sat[],
              struct pvt *pvt_coord)
{
    float matr_h[96]; /* the matrix of { [(X-Xj)/range], [Y-Yj]/range], [Z-Zj]/range] , -1 }
                          Xj,Yj, Zj - receiver coordinates on j step */
    float matr_h_t[96]; /* transposed matrix from matr_h */
    float w, matr_w[96]; /* matr_w = inv(G) - диагональная матрица весовых коэф-
фициентов */
    float matr_h_t_w[96]; /* (matr_h_t * matr_w) */
    float m4n[96];
    float matr_h_t_h[16]; /* multiplication of matrixes( matr_h_t * matr_h) (4*4) */
    float matr_h_t_w_h[16];
    float m_inv_h_t_w_h[16]; /* inverted matrix - matr_h_t_h */
    float m_inv_h_t_h[16];
    float f[4];
    float du_d0[24]; /* Total vector: [d0] + [h] -[d] - [dj]
                          d0 - distanse measurement up to each visible satellite
                          d - distance calculation up to each visible satellite */
    float d[24]; /* distance measured vector up to each visible satellite */
    float h[24]; /* the account of errors */
    float t = 0.0;
    float xk, yk, zk, xk_old, yk_old, zk_old;
    float eps = 0.001; /* accuracy of coordinate calculations(km) */
    float sq1, sq2, sq3;
    int s; /*correctness attribute of matrix inversion ("1"- bad (collapsed matrix)) */
    int i, j, k, adr, prn;
    int iter = 0; /*number of iterations */

    for (i = 0; i < 96; i++) {
        matr_h[i] = 0.0;
        matr_h_t[i] = 0.0;
        matr_h_t_w[i] = 0.0;
        matr_w[i] = 0.0;
    }
    k = 0;

```

```

for (i = 0; i < n; i++)
for (j = 0; j < n; j++) {
    k = i * n + j;
    if (i == j) {
        prn = trac_sat[i].prn;
        w = sin(satvis[prn-1].el);
        matr_w[k] = w * w;
    } else
        matr_w[k] = 0;
}
for (i=0; i<24; i++) {
    h[i] = 0.0;
    du_d0[i] = 0.0;
}
xk = ecef_rec_xyz->x;
yk = ecef_rec_xyz->y;
zk = ecef_rec_xyz->z;

do {
    xk_old = xk;
    yk_old = yk;
    zk_old = zk;
    for (i = 0; i < n; i++) {
        sq1=(trac_sat[i].x - xk) * (trac_sat[i].x - xk);
        sq2=(trac_sat[i].y - yk) * (trac_sat[i].y - yk);
        sq3=(trac_sat[i].z - zk) * (trac_sat[i].z - zk);
        d[i] = sqrt(sq1 + sq2 + sq3);
        adr = i * 4;
        matr_h[ adr ] = (trac_sat[i].x - xk) / d[i];
        matr_h[ adr + 1] = (trac_sat[i].y - yk) / d[i];
        matr_h[ adr + 2] = (trac_sat[i].z - zk) / d[i];
        matr_h[ adr + 3] = -1.0;
        du_d0[i] = trac_sat[i].range + h[i] - d[i] - t;
    }
    matr_transp(n, 4, matr_h, matr_h_t); /* transposition matrix */
    matr_mult(4, n, 4, matr_h_t, matr_h, matr_h_t_h); /* multiplication matrixes*/
    matr_mult(4, n, 4, matr_h_t, matr_w, matr_h_t_w);
    matr_mult(4, n, 4, matr_h_t_w, matr_h, matr_h_t_w_h); /* multiplication
matrixes*/
    m_invert( matr_h_t_w_h, m_inv_h_t_w_h, &s); /* inversion matrix */
    if (s == 1) {
        pvt_coord->x = 0.0;
        pvt_coord->y = 0.0;
        pvt_coord->z = 0.0;
        pvt_coord->dt = t;
        return;
    }
}

```

```

matr_mult(4, 4, n, m_inv_h_t_w_h, matr_h_t_w, m4n); /* multiplication matrixes*/
ar_col(4, n, m4n, du_d0, f); /* multiplication of a matrix on a column */
xk -= f[0];
yk -= f[1];
zk -= f[2];
t -= f[3];
iter++;
} while ( ( ((fabs(xk_old - xk)) > eps) || ((fabs(yk_old - yk)) > eps) ||
          ((fabs(zk_old - zk)) > eps) ) && (iter < 100) );

pvt_coord->x = xk;
pvt_coord->y = yk;
pvt_coord->z = zk;
pvt_coord->dt = t;
return;
} // end of "pos_time"

/*-----*
* Name:      rec_crd
* Usage:     rec_crd( ti, time_s0, rec_pos_llh, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:   calculates positions of receiver in absolute geocentric coordinat system
* Input:
* n- number of satellites
* ti - current time
* time_s0 - true sidereal time
* rec_pos_llh ecef: llh(longitude, latitude, height) coordinates of receiver
* Output:
* eci_rec_llh - eci: (llh) coordinates of receiver
* eci_rec_xyz - eci: x,y,z coordinates of receiver
* coordinates of satellites
*-----*/
void rec_crd( float ti, float time_s0,
             struct llh *rec_pos_llh, struct llh *eci_rec_llh,
             struct eci_ecef *eci_rec_xyz)
{
    eci_rec_llh->lon = rec_pos_llh->lon + ti * OMEGA_Z +
                    DEG_TO_RAD * (time_s0/ 240.0);
    eci_rec_llh->lat = rec_pos_llh->lat;
    eci_rec_llh->hae = rec_pos_llh->hae;
    llh_to_eci_ecef( a_wgs84, b_wgs84, eci_rec_llh, eci_rec_xyz);
    return;
}

/*-----*
* Name:      topo_coord
* Usage:     topo_coord(ch, ( pm-1), &satpos_eci, &eci_rec_llh, &eci_rec_xyz, satvis);

```

```

* Prototype in: Gln.h
* Purpose: calculates position the satellite in topocentric coordinate system:
*
* Input:
* ch - number of channel
* prn - number of satellite
* satpos_eci - coordinates of the satellite in geocentric (eci)
* To coordinate system: satpos_eci.x, satpos_eci.y, satpos_eci.z
* struct llh_eci_rec_llh - coordinates of the satellite:
*     eci_rec_llh.lat - a latitude of the observer it (rad)
*     eci_rec_llh.lon - a longitude of the observer it (rad)
* struct eci_ecef_eci_rec_xyz - coordinates of the observer in geocentric (eci)
*     to coordinate system: eci_rec_xyz.x, eci_rec_xyz.y, eci_rec_xyz.z
* Output:
* satvis - position of a satellite in topocentric coordinate system:
*     satvis.range - range from the observer up to the satellite
*     satvis.az azimuth - it is measured clockwise from a point of a north
*     satvis.el - an angle of stright line of sight
*-----*/

```

```

void topo_coord(int ch, int prn, struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci,
                struct llh_eci_rec_llh,
                struct eci_ecef_eci_rec_xyz, struct topo_satvis satvis[])
{
float xn, yn, zn, xe, ye, rx, ry, rz, range1, ralt;
float b, tdot, satang, xaz, yaz, az;
/* CALCULATES THE POSITION OF THE RECEIVER */
xn = -cos(eci_rec_llh->lon) * sin(eci_rec_llh->lat);
yn = -sin(eci_rec_llh->lon) * sin(eci_rec_llh->lat);
zn = cos(eci_rec_llh->lat);
xe = -sin(eci_rec_llh->lon);
ye = cos(eci_rec_llh->lon);
/* Determines the angle of stright line of sight */
rx = satpos_eci->x - eci_rec_xyz->x;
ry = satpos_eci->y - eci_rec_xyz->y;
rz = satpos_eci->z - eci_rec_xyz->z;
range1 = sqrt(rx * rx + ry * ry + rz * rz);
ralt = sqrt(eci_rec_xyz->x * eci_rec_xyz->x + eci_rec_xyz->y * eci_rec_xyz->y +
            eci_rec_xyz->z * eci_rec_xyz->z);
tdot = (eci_rec_xyz->x * rx + eci_rec_xyz->y * ry + eci_rec_xyz->z * rz) / range1 /
ralt;
rx = rx / range1;
ry = ry / range1;
rz = rz / range1;
if ( tdot >= 1.00 )
    b=0.0;
else

```

```

    if ( tdot <= -1.00 )
        b = MY_PI;
    else
        b = acos(tdot);
    satang = MY_PI / 2.0 - b;
    xaz = xe * rx + ye * ry;
    yaz = xn * rx + yn * ry + zn * rz;
    if (xaz != 0.0 || yaz != 0.0)
        az = atan2(xaz,yaz);
    else
        az = 0.0;
    if (az < 0.0)
        az += MY_2PI;
    /* Projections of vector of range in topocentric coordinate system: */
    satvis[pm].el = satang;
    satvis[pm].az = az;
    satvis[pm].range = range1;// + chan[ch].delay * C_LIGHT / 1000.0;
    return;
} /* End "topo_coord" */

/*-----*
* Name : llh_to_eci_ecef
* Usage: llh_to_eci_ecef( a_ellips, b_ellips, &pos, &result);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Conversion of coordinates from elliptical coordinate system (WGS-72,
WGS-84, PZ-90)
*          in geocentric ECI (Earth-Centered Inertial)
* Input:
* a_ellips - equatorial radius of the Earth ellipsoid
* b_ellips - polar radius of the Earth ellipsoid
* struct llh *pos - coordinates of the observer in elliptical (geographical) coordinate
system:
* pos.lat - a latitude of the observer in (rad)
* pos.lon - a longitude of the observer in (rad)
* pos.hae - an altitude of the observer above the Earth ellipsoid
* Output:
* struct eci_ecef result - coordinates of the observer in geocentric coordinate system:
* result.x, result.y, result.z
*-----*/
void llh_to_eci_ecef(float a_ellips, float b_ellips, struct llh *pos, struct eci_ecef
*result)
{
    float n, a, b, a2, b2, cos_lat, sin_lat;

    a = a_ellips + pos->hae;
    b = b_ellips + pos->hae;
    a2 = a * a;

```

```

b2 = b * b;
cos_lat = cos(pos->lat);
sin_lat = sin(pos->lat);
n = a2 / sqrt( a2 * cos_lat * cos_lat + b2 * sin_lat * sin_lat);
result->x = n * cos_lat * cos(pos->lon);
result->y = n * cos_lat * sin(pos->lon);
result->z = b2 / a2 * n * sin_lat;
return;
} /* End "llh_to_eci_ecef" */

/*-----*/
* Name :      ecef_to_llh
* Usage:      ecef_to_llh(a, b, &pos, &result);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:    Conversion of coordinates from geocentric ECI ( Earth-Centered Inertial)
coordinate
* systems in elliptical (geographical)
* Input:
* a - equatorial radius of the Earth ellipsoid
* b - polar radius of the Earth ellipsoid
* struct eci_ecef pos - coordinates of the observer in geocentric coordinate system:
*      pos.x , pos.y , pos.z
* Output:
* struct llh result - coordinates of the observer in elliptical (geographical) coordinate
*      result.lat - a latitude of the observer it (rad)
*      result.lon - a longitude of the observer it (rad)
*      result.hae - an altitude of the observer above the Earth ellipsoid
*-----*/

void ecef_to_llh(float a, float b, struct eci_ecef *pos,
                struct llh *result)
{
    float p, n, thet, esq, epsq, a2, b2, cos_lat, sin_lat;

    a2 = a * a;
    b2 = b * b;
    p = sqrt( pos->x * pos->x + pos->y * pos->y );
    thet = atan( pos->z * a / (p * b) );
    esq = 1.0 - b2 / a2;
    epsq = a2 / b2 - 1.0;
    result->lat = atan((pos->z + epsq * b * pow3(sin(thet)) ) / (p - esq * a *
pow3(cos(thet)) ) );
    result->lon = atan2(pos->y, pos->x);
    cos_lat = cos(result->lat);
    sin_lat = sin(result->lat);
    n = a2 / sqrt( a2 * cos_lat * cos_lat + b2 * sin_lat * sin_lat);
    result->hae = p / cos_lat - n;
}

```



```

return ;
} /* end of "ecef_to_llh" */

/*-----*
* Name :      pz90_wgs84
* Usage:      pz90_wgs84(&pos_pz90, &pos_wgs84);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:    Conversion of coordinates from geocentric coordinate Ecef (PZ-90) in
WGS-84
* Input:
* struct eci_ecef *pos_pz90 - coordinates of the observer in geocentric coordinate system PZ-90
* Output:
* struct eci_ecef *pos_wgs84 - coordinates of the observer in geocentric coordinate system WGS-84
*-----*/

```

```

void pz90_wgs84(struct pvt *pos_pz90, struct pvt *pos_wgs84)
{ float p, x, y, z, vx, vy, vz, km;

```

```

    km = 1000.0;
    p = 1.0 - 0.12e-6;
    x = km * pos_pz90->x;
    y = km * pos_pz90->y;
    z = km * pos_pz90->z;
    vx = km * pos_pz90->vx;
    vy = km * pos_pz90->vy;
    vz = km * pos_pz90->vz;

```

```

    pos_wgs84->x = (p * (x - (0.82e-6 * y)) - 1.1) / km;
    pos_wgs84->y = (p * (0.82e-6 * x + y) - 0.3) / km;
    pos_wgs84->z = (p * z - 0.9) / km;

```

```

    pos_wgs84->vx = (p * (vx - (0.82e-6 * vy))) / km; // - 1.1;
    pos_wgs84->vy = (p * (0.82e-6 * vx + vy)) / km; // - 0.3;
    pos_wgs84->vz = (p * vz) / km; // - 0.9;
} // end of "pz90_wgs84"

```

```

/*-----*
* Name :      utc_So1900
* Usage:      s0 = utc_So1900( d, nut_yes);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose:    Calculation of true sidereal time in mean Greenwich midnight 0h universal
time
* Abalakin " The Bases of an ephemerical astronomy ", Moscow, Science,
1979 year.
* Input:

```

```

* d - Number of day from fundamental epoch 1900 year,
*   January 0, 12h JD = 2 415 020,0, up to Greenwich
*   midnight (0,0h) considered date - t0
* nut_yes == 'y' - condition of calculation of nutation.
* Output:
* s0 - true sidereal time
*/

```

```

float utc_So1900(float d, char nut_yes)
{
    float t, t2, h1, h2, h3, na, s0;

    t = d / 36525.0; /* 36525 - Number of days in Julian century */
    t2 = t * t;
    h1 = 6.0 * 3600.0 + 38.0 * 60.0 + 45.836;
    h2 = 236.55536049 * d;
    h3 = 0.0929 * t2;
/* na - Nutation in a longitude and
*   Nutation of an inclination in right ascension.
*   If na = 0 the mean sidereal time will be calculated.
*/
    if ((nut_yes == 'y') || (nut_yes == 'Y'))
        na = utc_nut(t);
    else
        na = 0;
    s0 = h1 + h2 + h3 - na;
    return (s0_mod(s0, DEN_SEC)); /* DEN_SEC = 86400.0; Seconds in day */
}

```

```

/*-----*
* Name :      utc_So2000
* Usage:      s0 = utc_So2000( d, nut_yes);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculation a true sidereal time in mean Greenwich midnight 0h universal

```

time

```

* Input:
* d - Number of day from fundamental epoch 2000.
* nut_yes == 'y' - condition of calculation of nutation.
* Output:
* s0 - true sidereal time
*/

```

```

float utc_So2000(float d, char nut_yes)
{
    float t, t2, h1, h2, h3, h4, na, s0;

    t = d / 36525.0; /* 36525 - Number of days in Julian century */
    t2 = t * t;

```

```

h1 = 24110.54841; /* h1=6.0*3600.0+41.0*60.0+50.54841; */
h2 = 236.555367908 * d; /* h2 = 8640184.812866 * t; */
h3 = 0.093104 * t2;
h4 = t2 * t * 6.2E-6;
/*
* na - Nutation in a longitude and
* Nutation of an inclination in right ascension.
* If na = 0 the mean sidereal time will be calculated.
*/

if((nut_yes == 'y') || (nut_yes == 'Y'))
    na = utc_nut(t);
else
    na = 0;
s0 = h1 + h2 + h3 - h4 + na;
/* DEN_SEC = 86400.0 = 3600.0*24.0 - Seconds in day */
return( s0_mod(s0, DEN_SEC) );
}

/*-----*
* Name :    utc_JD_epohi
* Usage:    JD = utc_JD_epohi(int epoha)
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculation of number of Julians days of the specified year.
*-----*/

float utc_JD_epohi(int epoha)
{
    float jd, jden, rk;
    int n100, n400;

    rk = epoha % 4;
    if ( rk == 0 )
        rk = 1.0;
    else
        rk = 2.0 - rk * 0.25;
    n100 = epoha / 100;
    n400 = epoha / 400;
    /* JD - the day's number starting from noon of January 0-th, "epoha" year */
    jd = (4712 + epoha) * 365.25 + n400 - n100;
    jden = jd + rk;
    if (epoha == 1900) jden += 1;
    return(jden);
}

/*-----*
* Name :    utc_from_epoh

```

```

* Usage:  jd = utc_from_epoh(epoha, time);
* Prototype in:  Gln.h
* Purpose:  Calculation of number Julian of day from fundamental epoch
* Input:
* epoha - fundamental epoh
* Calendar date:
*         time.year - Number of year,
*         time.mon - number of month,
*         time.day - number of day
* Output:
* jd - Julian day
*-----*/

```

```

float utc_from_epoh(int epoha, struct system_time *timeUTC)
{
    int i, k, nfebr;
    float jd0, jd1, jd;
    int year;

    year = 2000 + timeUTC->year;
    if (epoha == 1900) {
        jd0 = 2415020; /* Value is taken from the quick reference "
                       the "Astronomical year-book ", 12h. 0 den January) */
    } else {
        if (epoha == 2000)
            jd0 = 2451544; /* Value is taken from the quick reference "
                           the "Astronomical year-book ", 12h, 0 den January) */
    }
    else
        jd0 = utc_JD_epohi(epoha);
    }
    jd1 = utc_JD_epohi(year);
    /* jd1 - Julian day from the beginning of period up to 12h,
     * January the 0-th of "year"
     */
    if ((year % 4) == 0)
        nfebr = 1;
    else
        nfebr = 0;
    k = 0;
    for (i = 1; i < timeUTC->mon; i++) {
        k += DnMon[i - 1];
        if (i == 2) k += nfebr;
    }
    jd1 = jd1 + k + timeUTC->day - 1;
    jd = jd1 - jd0;
    return(jd);
}

```

```

/*-----*/
* Name : utc_nut
* Usage: na = utc_nut(t);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculation of full nutation:
*         1. Nutation in a longitude
*         2. Nutation in right ascension
* Input:
* t = (d / 36525.0) Number Julian centuries, past from fundamental epoch up to Grin-
vish midnight
*   of considered(examined) date.
* 36525 - Number of days in Julian century
* Output:
* na - nutation
/*-----*/

```

```

float utc_nut(float t)
{
    float l; /* Average anomaly of the Moon */
    float l1; /* Average anomaly of the Sun */
    float f; /* Average argument latitude of the Moon */
    float dd; /* Difference of an average longitude of the Moon and the Sun */
    float omega; /* Average longitude of the ascending node of an orbit of the Moon on
ecliptic */
    float eps0; /* Average inclination ecliptic to equator */
    float eps; /* True inclination of an ecliptic to equator */
    float nut; /* Total nutation */
    float nut1; /* Long-period part of nutation */
    float nut2; /* Short-period part of nutation */
    float nut3; /* Refinement, introduced in 1997 < "Astronomical year-book " 1997 */
    float eps_d, eps_k;
    float cos_eps_d, fi, k, fi;
    float t2, t3;

/* R = 1296000; ( 1r=360grad=1 296 000 cek) */
    t2 = t * t;
    t3 = t2 * t;
    l = 485866.733 + (1325.0 * R + 715922.633) * t + 31.310 * t2 + 0.064 * t3;
    l1 = 1287099.804 + (99 * R + 1292581.224) * t - 0.577 * t2 - 0.012 * t3;
    f = 335778.877 + (1342 * R + 295263.137) * t - 13.257 * t2 + 0.011 * t3;
    dd = 1072261.307 + (1236 * R + 1105601.328) * t - 6.891 * t2 + 0.019 * t3;
    omega = 450160.280 - (5 * R + 482890.539) * t + 7.455 * t2 + 0.008 * t3;
    eps0 = 84381.448 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
    eps_d = utc_nut_fi_eps(t, l, l1, f, dd, omega, 'd','e');
    eps_k = utc_nut_fi_eps(t, l, l1, f, dd, omega, 'k','e');
/*
* eps_d -Long-period nutation of an inclination in right ascension.

```

```

* eps_k - Short-period nutation of an inclination in right ascension.
*/
eps = eps0 + eps_d + eps_k;
cos_eps = cos(RAD_SEK_ANGL * eps) / 15.0;
d_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, ll, f, dd, omega, 'd','f');
k_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, ll, f, dd, omega, 'k','f');
/*
* d_fi - Long-period nutation in a longitude
* k_fi - Short-period nutation in a longitude
*/
nut1 = d_fi * cos_eps;
nut2 = k_fi * cos_eps;
nut3 = 0.00264 * sin(omega) + 0.000063 * sin(2.0 * omega);
/* nut3 Addition - is entered with 1997 */
nut = nut1 + nut2 + nut3;
return(nut);
}

/*-----*
* Name : utc_nut_fi_eps
* Usage: fi_eps = utc_nut_fi_eps(t, l, ll, f, dd, omega, typ_nut, fi_eps);
* Prototype in: Gln.h
* Purpose: Calculation of nutation in a longitude and nutation in right ascension
* Input:
* t = (d / 36525.0) Number of julian centuries, between fundamental epoch and
*       Greenwich midnight of current date.
* l, ll, f, dd, omega - Factors of the nutation matrix.
* typ_nut = 'd' - Calculation of long-period nutation
*               in a longitude, 30 factors of a matrix koef_id are used.
* typ_nut = 'k' - Calculation of short-period nutation in a longitude.
*               76 factors of a matrix koef_ik are used.
* fi_eps = 'f' - Calculation of nutation in a longitude.
* fi_eps = 'e' - Calculation of nutation of an inclination in right ascension.
*-----*/

float utc_nut_fi_eps(float t, float l, float ll,
                    float f, float dd, float omega, char typ_nut, char fi_eps)
{
    float sum_a, sum_b, sin_s1, cos_s1, s1, a, bt, sa, sb;
    int i,n;

    if(typ_nut == 'd')
        n = 30;
    else
        n = 76;
    sum_a = 0;
    sum_b = 0;

```

```

for (i = 0; i < n; i++) {
    if (typ_nut == 'd') {
        s1 = koef_id[i][0] * l + koef_id[i][1] * ll + koef_id[i][2] * f +
koef_id[i][3] * dd + koef_id[i][4] * omega;
        a = koef_abd[i][0] * 1e-4;
        bt = koef_abd[i][1] * 1e-4;
    } else {
        s1 = koef_ik[i][0] * l + koef_ik[i][1] * ll + koef_ik[i][2] * f +
koef_ik[i][3] * dd + koef_ik[i][4] * omega;
        a = koef_abk[i][0] * 1e-4;
        bt = koef_abk[i][1] * 1e-4;
    }
}
if (fi_eps == 'f') {
    sin_s1 = sin(RAD_SEK_ANGL * s1);
    sa = a * sin_s1;
    b = bt * sin_s1;
} else {
    os_s1 = cos(RAD_SEK_ANGL * s1);
    a = a * cos_s1;
    b = bt * cos_s1;
}
sum_a += sa;
sum_b += sb;
}
return(sum_a + sum_b * t);
}

```

```

/*-----*
* Name : init_alm
* Usage: init_alm(&alm);
* Prototype in: Gln_Tst.c
* Description: Initialization of structure of data of the almanac
* Input:
* alm - structure of data of the almanac
* Output:
* alm - structure of data
*-----*/

```

```

void init_alm(struct alm_dat_gln *alm)
{
    alm->prn = 0;
    alm->h_n = 0;
    alm->health = 0;
    alm->ecc = 0;
    alm->na = 0;
    alm->delta_in = 0;
    alm->lambd_n = 0;
}

```

```

alm->t_lambda_n = 0;
alm->omega_n = 0;
alm->dt_n = 0;
alm->dt1_n = 0;
alm->tau_n = 0;
} // end of init_alm

```

```

/*-----*
* Name : read_gln_alm
* Usage: read_gln_alm(n, size, alm_gln);
* Prototype in: Gln_Tst.c
* Description: Data reading of the almanac from a file
* Input:
* n - number of a record of the almanac in a file
* Output:
* struct alm_na - The read almanac, as structure such as "alm_dat_gln"
*-----*/

```

```

void read_gln_alm(int n, int size, struct alm_dat_gln alm_gln[])

```

```

{
    FILE *in;
    char *f_alm;
    int i,j,idop, prn, health;
    float lambda, omega;
    struct alm_dat_gln alm;

    f_alm="SAG_003.dan";
    if ((in = fopen(f_alm, "rt")) == NULL) {
        printf("Cannot open input file: %s \n", f_alm);
        return;
    }
    for (i = 0; i < n; i++)
    {
        init_alm(&alm);
        fscanf(in, "%*10c%i\n", &alm.prn);
        fscanf(in, "%*10c%i\n", &alm.h_n);
        fscanf(in, "%*10c%i\n", &alm.health);
        if (size == 4)
            fscanf(in, "%*10c%e\n", &alm.ecc);
        else
            fscanf(in, "%*10c%le\n", &alm.ecc);
        fscanf(in, "%*10c%i\n", &alm.na);
        if (size > 4)
        {
            fscanf(in, "%*10c%le\n", &alm.delta_in);
            fscanf(in, "%*10c%le\n", &alm.lambda_n);
            fscanf(in, "%*10c%le\n", &alm.t_lambda_n);

```



```

fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.omega_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.dt_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.dtl_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.tau_n);
} else
{
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.delta_in);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.lambda_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.t_lambda_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.omega_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.dt_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.dtl_n);
fscanf(in, "%*10c%e\n",&alm.tau_n);
}
fscanf(in, "\n");
alm.delta_in *= MY_PI;
alm.lambda_n *= MY_PI;
alm.omega_n *= MY_PI;
alm.t_lambda_n -= 10800; // utc
prn = alm.prn;
health = alm.health;
if (health == 1)
    alm_gln[prn-1] = alm;
} // i
fclose(in);
} /* end of "read_gln_a" */

/*-----*
* Name : r_gln_e
* Usage: alm_na = r_gln_e(n, size)
* Prototype in: Gln_Tst.c
* Description: Data reading of the almanac from a file
* Input:
* n - number of a record of the almanac in a file
*
* Output:
* struct alm_na - The read almanac, as structure such as "efm_dat"
*-----*/

int read_gln_e(int *n, int size)
{
FILE *in;
char *f_efm;
char str1[1];
struct efm_dat_gln efm;
int i,j,prn;
f_efm = "SNG_003.dan";

```

```

if ((in = fopen(f_efm, "rt")) == NULL)
{
    printf(stderr, "Cannot open input file: %s \n", f_efm);
    return(0);
}

j = 0;
for (i = 0; i < (*n); i++) {
    fscanf(in, "%*9c%l\n", &efm.tk);
    fscanf(in, "%*9c%i\n", &efm.nt);
    fscanf(in, "%*9c%l\n", &efm.tb);
    if (size > 4 )
    {
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.gamma);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.tau_n);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.x);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.y);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.z);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.vx);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.vy);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.vz);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.dvx);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.dvy);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.dvz);
        fscanf(in, "%*9c%lf\n", &efm.tau_c);
    } else {
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.gamma);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.tau_n);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.x);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.y);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.z);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.vx);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.vy);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.vz);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.dvx);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.dvy);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.dvz);
        fscanf(in, "%*9c%f\n", &efm.tau_c);
    }
    fscanf(in, "%*9c%s\n", &str1); efm.e_n = atoi(str1);
    fscanf(in, "%*9c%s\n", &str1); efm.I123 = atoi(str1);
    fscanf(in, "%*9c%s\n", &str1); efm.health = atoi(str1);
    fscanf(in, "%*9c%s\n", &str1); efm.h_n = atoi(str1);
    fscanf(in, "%*9c%s\n", &str1); efm.prn = atoi(str1);
}

efm.tk -= 10800; /* Transition from Moscow time to UTC */
efm.tb -= 10800;

```

```

    prn = efm.prn;
    if (efm.health == 0) {
        efm_gln[prn-1] = efm;
        nom_sat[j] = efm.prn;
        j++;
    }
}
fclose(in);
*n = j;
return(1);
} /* end of "read_gln_e */

```

```

/*-----*
 * Name : init_mca
 * Usage: init_mca(struct measurement &mca1)
 * Prototype in: Gln_Tst.c
 * Description: Initialization of structure of data "mca"
 * Input:
 * mca1 - structure of data of the "mca"
 * Output:
 * mca1 - structure of data
 *-----*/

```

```

void init_mca(struct measurement *mca1)
{
    mca1->range = 0.0;
    mca1->doppler = 0;
    mca1->phase = 0.0;
} // init_mca

```

```

/*-----*
 * Name : read_mca_gln
 * Usage: read_mca_gln( size, mca);
 * Prototype in: GlnA.h
 * Description: Data reading of the struct measurement mca[] from a file
 * Input:
 * n - number of a record of the mca - file
 * Output:
 * mca - Structure of measured data
 *-----*/

```

```

void read_mca_gln( int size, struct measurement mca[])
{
    FILE *in;
    char *f_mca;
    unsigned int i,j,k,id.nom,prn,el,az,idk,s_flag,g_flag,invert,koef;
    struct measurement mca1;
    struct alm_dat_gln alm;
    f_mca ="mca03_01.dan";

```

```

if ((in = fopen(f_mca, "rt")) == NULL)
{
    printf("Cannot open input file: %s\n", f_mca);
    return;
}
for (j=0; j < 24; j++)
{
    init_mca(&mca1);
    mca[j] = mca1;
} // j
i = 0;
do
{
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &id);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &nom);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &prn);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &el);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &az);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &idk);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &s_flag);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &g_flag);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &invert);
    fscanf(in, "%*10c%i\n", &koeff);
    if (size == 4)
    {
        fscanf(in, "%*10c%e\n", &mca1.phase);
        fscanf(in, "%*10c%e\n", &mca1.range);
    } else {
        fscanf(in, "%*10c%le\n", &mca1.phase);
        fscanf(in, "%*10c%le\n", &mca1.range);
    }
    fscanf(in, "%*10c%li\n", &mca1.doppler);
    fscanf(in, "%*20c\n");
    k = prn-33;
    mca[k] = mca1;
    i++;
} while(nom > 0);
fclose(in);
} // end of "read_mca_gl"

```

```

/*-----*
* Name : init_pbn
* Usage init_pbn(&pbn1);
* Prototype in: Gln_Tst.c
* Description: Initialization of structure of data of positioning
* Input:
* pbn1- structure of data of positioning

```

```

* Output:
* pbn1- structure of data
-----*/
void init_pbn(struct pbn_meas *pbn1)
{
    pbn1->rcvtime = 0.0;
    pbn1->nav_x = 0.0;
    pbn1->nav_y = 0.0;
    pbn1->nav_z = 0.0;
    pbn1->nav_t = 0.0;
    pbn1->nav_xd = 0.0;
    pbn1->nav_yd = 0.0;
    pbn1->nav_zd = 0.0;
    pbn1->nav_td = 0.0;
    pbn1->pdop = 0;
    return;
}/* end of "init_pbn" */

/*-----*/
* Name : read_pbn_gln
* Usage: read_pbn_gln( n, size, &pbn);
* Prototype in: Gln.h
* Description: Data reading of the almanac from a file
* Input:
* n - number of a record of the almanac in a file
*
* Output:
* struct alm_na - The read almanac, as structure such as "alm_dat_gln"
-----*/
void read_pbn_gln(int size, struct pbn_meas *pbn)
{
    FILE *in;
    char *f_pbn;
    unsigned int i,j,k;
    f_pbn ="pbn03_01.dan";
    if ((in = fopen(f_pbn, "rt")) == NULL)
    {
        printf("Cannot open input file: %s \n",f_pbn);
        return;
    }
    init_pbn(pbn);
    fscanf(in, "%*10c%i\n",&pbn->rcvtime);
    fscanf(in, "%*10c%4c\n",&pbn->str_p);
    if (size == 4)
    {
        fscanf(in, "%*10c%f\n",&pbn->nav_x);
        fscanf(in, "%*10c%f\n",&pbn->nav_y);
    }
}

```

```

fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_z);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_t);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_xd );
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_yd);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_zd);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_td);
} else {
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_x);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_y);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_z);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_t);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_xd );
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_yd);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_zd);
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->nav_td);
}
fscanf(in, "%*10c%\n",&pbn->pdop);
fclose(in);
return;
} /* end of "read_pbn_gln" */

```

/*-----*

* Name : ris_xyz

* Usage: ris_xyz(step, &x1[prn-1], &y1[prn-1], &ky1, &koefx1, &koefy1, satpos_all_eci[prn-1].x, satpos_all_eci[prn-1].y, min_x, max_x, min_y, max_y, n_ris, color_ns, n, prn, alm_efm);

* Prototype in: Gln_tst.c

* Purpose: Transformatates coordinates from Greenwich of system PZ-90 in absolute.

* Input:

* step - step on X for construction of a grid in figure

* satpos_all_eci[prn-1].x - value of argument (x) in a point "n"

* satpos_all_eci[prn-1].y - value of a function (y) in a point "n"

* min_x - The minimal value of argument (x) in a point "n"

* max_x - Maximal value of argument (x) in a point "n"

* min_y - The minimal value of a function (y) in a point "n"

* max_y - Maximal value of a function (y) in a point "n"

* n_ris - Number of a quarter on a screen in which will be placed figure

* color_ns - number of colour of the GPS satellite in figure

* n - number of the next point in figure

* prn - number of satellite

* alm_efm - attribute of a kind of figure ("A" - the almanac, "E" - ephemerises)

* Output:

* x1[prn-1] - the previous value of argument (x)

* y1[prn-1] - the previous value of function (y)

* ky1 - "bottom" of rectangle

* koefx1 - factor of compression (x) •

```

* koefy1 - factor of compression (y)
-----*/
#include <graphics.h>
#include <STDLIB.H>
#include "gln.h"

#define CLIP_ON 1 /* activates clipping inviewport */

void ris_xyz(float step, int *x1, int *y1, int *ky, float *koefx, float *koefy, float x, float y,
            float min_x, float max_x, float min_y, float max_y,
            int n_ris, int color_ns, int n, int ns, char alm_efm)
{
    int k, kk, left, top, right, bottom, x0, y0;
    float ydop, dx, x_rec, y_rec, st, rk;
    int kx, ystart, righ2, bott2, centr_y, centr_x, height, width;
    int x2, y2, xn, kl, kh, radius_x, radius_y;
    int stangle = 0, endangle = 360;
    char s1[30], *str1;

    left = 0; right = getmaxx() / 2;
    top = 0; bottom = getmaxy() / 2;
    kh = 10;
    if ( n_ris == 1 ) kl = kh;
    else
        kl = kh + (right - bottom) / 2;
    if ((n_ris == 1) || (n_ris == 3)) x0=0;
    else x0 = right;
    if ((n_ris == 1) || (n_ris == 2)) y0=0;
    else y0 = bottom;

    if ( n == 0 ) {
        setlinestyle(SOLID_LINE, 1, 0);
        setviewport((x0 + left), (y0 + top), (x0 + right), (y0 + bottom), CLIP_ON);
        setcolor(DARKGRAY);
        rectangle(left, top, right, bottom);
        settextstyle(DEFAULT_FONT, HORIZ_DIR, 1);
        if (n_ris == 1) str1 = "Elevation";
        if (n_ris == 2) str1 = "Eci trajectory x-y";
        if (n_ris == 3) str1 = "Eci trajectory z-y";
        if (n_ris == 4) str1 = "Eci trajectory x-z";
        outtextxy(5, 2, str1);
        str1 = "";
        if (alm_efm == 'A') {
            str1 = ", almanah,";
            outtextxy(150, 2, str1);
        }
        if (alm_efm == 'E') {

```

```

str1 = "ephemeric";
    outtextxy(240, 2, str1);
}
str1 = "";
settextstyle(SMALL_FONT, HORIZ_DIR, 2);
setviewport((x0 + kl), (y0 + kh), (x0 + right - kl), (y0 + bottom - kh), CLIP_ON);
if ( n_ris > 1 ) {
    gcv(ns, 2, str1);
    height = ns * (textheight("1") + 2);
    width = 2 + textwidth(str1);
    outtextxy(2, height, str1);
    str1 = "";
    setcolor(color_ns);
    setfillstyle(1,color_ns);
    bar(width, height, (10 + width), height + textheight("1"));
}
righ2 = (right - kl * 2);
bott2 = (bottom - kh * 2);
centr_x =( righ2) / 2;
centr_y =(bott2) / 2;
setcolor(DARKGRAY);
rectangle(left, top, righ2, bott2);
kx = righ2 ;
*ky = bott2 ;
*koefx = kx / (max_x - min_x) ;
*koefy = *ky / (max_y - min_y);
*x1 = (int)(*koefx * (x - min_x));
*y1 = (*ky) - (int)(*koefy * (y - min_y));

setcolor(color_ns);
ellipse(*x1, *y1, stangle, endangle, 2, 2);// The beginning of motion of a satellite
ellipse(*x1, *y1, stangle, endangle, 1, 1);
setlinestyle(DASHED_LINE, 1, 1);
setcolor(DARKGRAY);
if ( n_ris == 1)
{
    for (k = -90; k < 90; k+=10)
    {
        y2 = *ky - (int)(*koefy * (k - min_y));
        line(left, y2, righ2,y2);
    }
    st = 3600.0/step;
    kk = ((max_x - min_x)/24.0 * st);
    if (kk <= 0 ) kk = 1;
    for (k = min_x; k < max_x; k += kk )
    {
        xn = (k - min_x) * (*koefx) ;

```



```

line(xn, top + textheight("1"),xn, bott2);
rk = k / st;
gcvt((float)rk, 2, str1);
outtextxy(xn, 1, str1);
}
} else {
    setlinestyle(DASHED_LINE, 1, 1); //пунктир
    line(centr_x, top, centr_x, bott2); // Y
    radius_x = (*koefx) * a_PZ90;
    radius_y = (*koefy) * b_PZ90;
    setcolor(DARKGRAY);
    ellipse(centr_x, centr_y, stangle, endangle, radius_x, radius_y);
}
setlinestyle(DASHED_LINE, 1, 1); //пунктир
line(left, centr_y, righ2, centr_y); // X
} // if ( n == 0 )
else {
    setviewport((x0 + kl), (y0 + kh), (x0 + right - kl), (y0 + bottom - kh), CLIP_ON);
    setcolor(DARKGRAY);
    setlinestyle(SOLID_LINE, 1, 0);
    setcolor(color_ns);
    x2 = (int)(*koefx * (x - min_x));
    y2 = *ky - (int)(*koefy * (y - min_y));
    line(*x1, *y1, x2, y2);
    if (n == 1)
        ellipse(x2, y2, stangle, endangle, 1, 1); /* Continuation of motion of a satellite (the
second point */
        *x1 = x2;
        *y1 = y2;
    }
    return;
} // ris_xyz

/*-----*
* Name : Gln.h
* Usage #include "gln.h"
* Prototype in:
* Description: contains prototypes of secondary process functions and constants
*-----*/

typedef unsigned char byte;
// #define float double // увеличение точности вычислений

#ifdef hdr_gln
#define ZiZ
#else
#define ZiZ extern

```

```

#endif

#define Var_Efem 1 /* вариант вычисления эфемерид
1 - вычисление эфемерид по ИКД, основной вариант без учета ускорений и скоростей
2 - вычисление эфемерид по ИКД, дополнительный вариант с учетом ускорений и скоростей */
#define Min_Elev 3.0 // minimum angle of visibility
#define CH_MAX 24 // max number of satellite
#define MY_PI (float) 3.141592653589793
#define MY_2PI (float)(2.0 * MY_PI)
#define MY_PI2 (float)(MY_PI / 2.0)
#define OMEGA_Z (float) 0.7292115e-4 /*(1/cek) Angular speed of rotation of the Earth */
#define OMEGA_Z2 (float)(OMEGA_Z * OMEGA_Z)
#define FACTOR_PZ90 (float) (1.0/298.257839303) /*Factor of compression of an ellipsoid, PZ-90*/
#define a_PZ90 (float) 6378.136 /*(Km) Equatorial radius of the Earth */
#define b_PZ90 (float) (a_PZ90 * (1 - FACTOR_PZ90) ) /* Polar radius of the Earth (km) */
#define a_wgs84 (float) 6378.1370 /* WGS-84, Equatorial radius of the Earth (km) */
#define b_wgs84 (float) 6356.752314 /* WGS-84, Polar radius of the Earth (km) */
#define MU (float) 398600.44 /* (km3/sec2) constant of a gravitational field of the Earth */
#define J20 (float) -1082625.7e-9 /* Factor at the second zone harmonic */
#define C_LIGHT (float) 299792.458 /* (km/sec) Speed of light */

#define N_Dif_Ur 6 /* The order of system of the differential equations */
#define A_MUN (float) 3.84385243e5 /* (km) large semi-axis of an orbit of the Moon */
#define A_SUN (float) 1.49598e8 /* (km) large semi-axis of an orbit of the Sun */
#define E_SUN (float) 0.016719 /* Eccentricity of a Solar orbit */
#define E_MUN (float) 0.054900489 /* Eccentricity of a Lunar orbit */
#define MU_L (float) 4902.835 /* (Km3/ cek2) constant of a gravitational field of the Mun */
#define MU_C (float) 0.1325263e12 /* (km3/cek2) constant of a gravitational field of the Sun */
#define I_MID (float)(MY_PI * 63.0 / 180.0) /*Mean value of an inclination of a plane of orbit of a satellite*/
#define T_DR_MID (float)43200.0 /* Mean value a dragon of cycle time of a satellite */

#define DEG_TO_RAD (float) (MY_PI / 180.0)
#define RAD_TO_DEG (float) (180.00 / MY_PI)
#define pow2( a ) (( a ) * ( a ))
#define pow3( a ) (( a ) * ( a ) * ( a ))

```

```

#define D7_3 (float)((float)7.0 / 3.0)
#define D7_4 (float)((float)7.0 / 4.0)
#define D7_6 (float)((float)7.0 / 6.0)
#define D7_24 (float)((float)7.0 / 24.0)
#define D49_72 (float)((float)49.0 / 72.0)

#define s0_mod(s0,k) ((s0) - (k) * floor((s0) / (k)))

#define R (float) 1296000.0 /* 1r=360grad=1 296 000 cek */
#define DEN_SEC (float) 86400.0 /* 3600.0*24.0 - Number of seconds in day */
#define RAD_SEK_ANGL ((MY_PI) / 648000.0) /* pi / (3600 * 180) */
#define RAD_IN_SEC (float)( MY_PI / 43200.0 ) /* Number radian in second of time*/

struct system_time {
char day; // Present day (1...31)
char mon; // Present month (1...12)
char year; // Present year since 2000
char hour; // Present hour (0...23)
char min; // Present minute (0...59)
char sec; // Present second (0...59)
long ti; // Number of seconds from midnight (UTC)
};
struct measurement {
float range;
long doppler;
float doppler;
float phase;
};
struct pbn_meas {
long rcvtime;
char *str_p;
float nav_x;
float nav_y;
float nav_z;
float nav_t;
float nav_xd;
float nav_yd;
float nav_zd;
float nav_td;
int pdop;
};
struct llh {
float lat; // latitude
float lon; // longitude
float hae; // height
};
struct eci_ecef {
float x, y, z;
};

```

```

};
struct eci_ecef_pos_sat {
int prn; /* number of satellite */
float x, y, z, vx, vy, vz, dvx, dvy, dvz, range;
};

struct topo_satvis {
float range, az, el, doppler, phase;
};
struct data {
int god, mon, den;
};
struct pvt {
float x,y,z, // Position coordinates
float dt;
float vx,vy,vz; // Velocity by coordinates
float vel; // Velocity
float trk_ang; // Track angle
};
struct alm_mca_gln {
float a; // major semiaxis
float e; // eccentricity of orbit
};

struct alm_dat_gln { /* Input data from the almanac GLONASS */
int prn; /* number of satellite */
int h_n; /* number of a carrier frequency of radio signal of a satellite */
int health; /* Health of a satellite */
float ecc; /* Eccentricity of orbit NS at the moment of time t_lambda_n */
int na; /* calendar number of day inside 4 years(summer) periods to which
data of the almanac concern */
float delta_in; /* ( +- ) 0.067 half-cycle, - the correction to mean value of an
inclination
of orbital plane at the moment of time t_lambda_n */
float lambda_n; /* (rad) longitude of the first inside day of an ascending node
of orbit
of a satellite at the moment of time t_lambda_n */
float t_lambda_n; /* Moscow decretal time of crossed of the first within day of
an
ascending node of orbit of a satellite the nearest to the beginning
of day with number "na" (sec) */
float omega_n; /* Argument of a perigee of orbit, (half-cycle) (+-) 1 */
float dt_n; /* ( +-3600 cek) the correction to mean value a dragons of the
period */
float dt1_n; /* Speed of change Dragons satellite period */
float tau_n; /* tau_n - Rough value of shift of a time scale of a satellite con-
cerning a time

```

```

scale of a Universal time utc (SU) at the moment of time= t_lambda */
}; // alm_dat_gln

struct efm_dat_gln { // Input data from the efemeris GLONASS
    byte health; // Health is 0-good, 1-bad
    byte e_n; /* (Age of the information - number of days from the moment of a
bookmark
of the information up to the moment of time tb */
    byte I123; /* Incorporated 3 digit attribute of unauthenticity of staff{frame} */
    byte h_n; /* (-7,..., 24) Number of a channel of frequency */
    byte prn; /* (1-24) Number of a satellite */
    long tk; /* time of the beginning of frame inside current day on a scale of on-
board time */
    unsigned int nt; /* (1-1461) calendar number of day of a task of ephemeris from
the
beginning of the nearest leap-year which corresponds to
parameter "na" from the almanac */
    long tb; // 45900 // assign time of ephemeris
    float gamma; /* displacement of frequency from the onboard standard */
    float tau_n; /* Rough value of shift of a time scale of a satellite concerning a
time scale
universal time (UTC) at the moment of time = t_lambda tau_n(tb)=tc(tb) -
tn(tb) */
    float x; /* (+-)2.7E4 (km), coordinates */
    float y; /* (+-)2.7E4 (km), */
    float z; /* (+-)2.7E4 (km), */
    float vx; /* (+-)4.3 (km/sec), Speed */
    float vy; /* (+-)4.3 (km/sec), */
    float vz; /* (+-)4.3 (km/sec), */
    float dvx; /* (+-)6.2E-9, Acceleration */
    float dvy; /* (+-)6.2E-9 */
    float dvz; /* (+-)6.2E-9 */
    float tau_c; /* (+-)1c, -5.21540641784668E-0007 */
    /* tau_c - the correction to time scale GLONASS be relative UTC (SU) by the begin-
ning of day with number "nt" */
}; // efm_dat_gln

/* all_satfind - Calculates angles of visibility by almanac, calculation of absolute
* receiver coordinates (eci), converts coordinates of visible satellites from absolute
* system into PZ90, calculates doppler frequency and phase shift of PRN - code:
*/
void all_satfind(struct system_time *timeUTC, struct llh *rec_pos_llh,
                struct alm_dat_gln alm_gln[], struct measurement_mca[]);
/* navigation_task - determines the pseudorange and doppler to each satellite and calls
* pos_time to determine the position and velocity of the receiver:
*/
int navigation_task(int kol_ns, struct system_time *timeUTC, struct efm_dat_gln
efm_gln[]),

```

```
struct llh *rec_pos_llh, int nom_sat[]);
```

```
/* Calculates coordinates and components of velocity vector from the almanac  
GLONASS: */
```

```
void gln_alm(int ns, int n0, long ti_current, float time_s0, struct alm_dat_gln  
alm_gln[],  
struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci);
```

```
/* Calculates coordinates and components of velocity vector on ephemerical  
GLONASS: */
```

```
void gln_efm( int prn, float ti, float jd, float time_s0, struct efm_dat_gln efm_gln[],  
struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci);
```

```
/* Calculates of semimajor axis - "a_n", a method of consecutive approximation */  
float semi_axis(float t_dr, float i_incl, float ecc, float omega_n); //, float dt_n);
```

```
/* Calculation of doppler frequency and phase shift of PRN-code :*/
```

```
void doppler(int prn, int h_n, int dt, struct topo_satvis satvis[], struct topo_satvis sat-  
visl[] );
```

```
/* Transformates coordinates from absolute of system in Greenwich of system PZ-90. */
```

```
void eci_pz90(float s0, float ti, int nom, struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci,  
struct eci_ecef_pos_sat trac_sat[]);
```

```
/* Transformates coordinates from Greenwich of system PZ-90 in absolute. */
```

```
void pz90_eci(int prn, float s0, struct efm_dat_gln efm_gln[], struct eci_ecef_pos_sat  
*result);
```

```
/* Solves the equation with one unknown by bisection method */
```

```
float kepler (float mk, float ecc, float eps);
```

```
/* Calculates "guide cosines" */
```

```
void gln_cos(float t, float eps_root);
```

```
/* Calculates ODE by Runge-Kutt method with an automatic choice of a step. */
```

```
void gln_rk(float x, // struct eci_ecef_pos_sat *xyz_abs, float eps, float eta, float  
xfin,  
struct eci_ecef_pos_sat *xyz_abs, struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci);
```

```
/* Calculates ODE by Runge-Kutt method on one step "h" */
```

```
void gln_rk1(float h, float x, float *y, float *xh, float *yh, struct eci_ecef_pos_sat  
*xyz_abs);
```

```
/* Calculates an array derivatives at the given point */
```

```
void gln_dvdt(float *w, float *dvdt, struct eci_ecef_pos_sat *xyz_abs);
```

```
/* Calculation of geodetic (topocentric) coordinates of the observer: */
```

```

void topo_coord(int ch, int prn, struct eci_ecef_pos_sat *satpos_eci, struct llh
*eci_rec_llh,
                struct eci_ecef *eci_rec_xyz, struct topo_satvis satvis[]);

/* Calculates positions of receiver in absolute geocentric coordinat system: */
void rec_crd( float ti, float time_s0, struct llh *rec_pos_llh, struct llh *eci_rec_llh,
             struct eci_ecef *eci_rec_xyz);

/* Conversion geographic coordinates into geocentric (llh_to_eci_ecef)and back
(ecef_to_llh): */
void ecef_to_llh(float a, float b, struct eci_ecef *pos, struct llh *result);
void llh_to_eci_ecef(float a_ellips, float b_ellips, struct llh *pos, struct eci_ecef
*result);

/* Conversion of coordinates from geocentric coordinate Ecef (PZ-90) in WGS-84 */
void pz90_wgs84(struct pvt *sat_pz90, struct pvt *sat_wgs84);

/* calculates absolute value of a difference of mantissas "a" and "b" */
float gln_e_cmp(float a, float b, float c);

/* Calculation of number of Julians days of the specified year: */
float utc_JD_epohi(int epoha);

/* Calculation of true sidereal time in mean Greenwich midnight 0h universal time from
1900: */
float utc_So1900(float d, char nut_yes);

/* Calculation of true sidereal time in mean Greenwich midnight 0h universal time from
2000: */
float utc_So2000(float d, char nut_yes);

/* Calculation of number Julian of day from fundamental epoch: */
float utc_from_epoh(int epoha, struct system_time *timeUTC);

/* Calculation of nutation in a longitude and nutation in right ascension: */
float utc_nut_fi_eps(float t, float l, float ll, float f, float dd, float omega, char typ_nut,
char fi_eps);

/* Calculation of full nutation: */
float utc_nut(float t);

/* Transposition of a matrix: */
void matr_transp(int row, int col, float *ar1, float *ar2);

/* Inversion matrix[n][n]: */
void minvert(float *matr, float *matri, int *s);

```

```

/* Multiplies matrix on a column: */
void ar_col(int row, int col, float *ar1, float *ar2, float *ar);

/* Multiplies matrix */
void matr_mult(int row, int col, int col2, float *ar1, float *ar2, float *ar) ;

/* calculation of receiver position: */
void pos_time( int n, struct eci_ecef *ecef_rec_xyz, struct eci_ecef_pos_sat trac_sat[],
struct pvt *pvt_coord);

/* initialization of structures to cold start: */
void init_satvis( struct topo_satvis satvis[]);
void init_satpos( struct eci_ecef_pos_sat *sat_pos);
void init_trac_sat( struct eci_ecef_pos_sat trac_s[]);
void init_pvt( struct pvt *pvt_coord);

/* global variables: */
ZiZ struct system_time timeUTC;
ZiZ int nom_sat[CH_MAX];
ZiZ struct eci_ecef_pos_sat satpos_eci, satpos1_eci, trac_sat[24], trac_sat1[24];
ZiZ struct eci_ecef_pos_sat satpos_all_eci[24], trac_sat_all[24];
ZiZ struct llh_rec_pos_llh, eci_rec_llh;
ZiZ struct eci_ecef eci_rec_xyz, ecef_rec_xyz, ecef_rec_xyz_wgs;
ZiZ struct topo_satvis satvis[24], satvis1[24];
ZiZ struct measurement mca[24];
ZiZ struct pbn_meas pbn;
ZiZ struct alm_dat_gln alm_gln[24];
ZiZ struct efm_dat_gln efm_gln[24];
ZiZ struct alm_mca_gln alm_mca[24];
ZiZ struct pvt pvt_coord, pvt_coord1, pvt_coord_wgs;
ZiZ struct pvt sat_pz90, sat_wgs;
ZiZ struct data data_n0;
ZiZ struct data data_n01;
ZiZ float rl; /*radius a vector for account of indignation of the Moon */
ZiZ float rc; /*radius a vector for account of indignation of the Sun */
ZiZ float ksi_l, ksi_c, eta_l, eta_c, dzeta_l, dzeta_c; /*"Directing cos" */
ZiZ float hs; /* for "gln_rk", at the first reference it is possible to not set */
ZiZ int ss; /* for "gln_rk", at the first reference it is possible to not set */
ZiZ char prim_efm; /*for "gln_rk", at the first reference prim_efm = 'y' */
ZiZ int jjj;

#ifdef hdr_gln
int DnMon[12] = {31,28,31,30,31,30,31,31,30,31,30,31}; /* Number of days in one
month: */

int delta_t = 60; /* time-shift for doppler, sec */

```



```
char prim_efm = 'y'; /* for "glne_rk", at the first reference prim_efm='y' */
/* The factors notation are taken from " of an Astronomical year-book " */
```

```
int koef_id [30][5] =
{
/* Long-period nutation. Arguments: l, ll, f, d, omega */
{ 0, 0, 0, 0, 1}, // 1
{ 0, 0, 0, 0, 2}, // 2
{-2, 0, 2, 0, 1}, // 3
{ 2, 0, -2, 0, 0}, // 4
{-2, 0, 2, 0, 2}, // 5
{ 1, -1, 0, -1, 0}, // 6
{ 0, -2, 2, -2, 1}, // 7
{ 2, 0, -2, 0, 1}, // 8
{ 0, 0, 2, -2, 2}, // 9
{ 0, 1, 0, 0, 0}, // 10
{ 0, 1, 2, -2, 2}, // 11
{ 0, -1, 2, -2, 2}, // 12
{ 0, 0, 2, -2, 1}, // 13
{ 2, 0, 0, -2, 0}, // 14
{ 0, 0, 2, -2, 0}, // 15
{ 0, 2, 0, 0, 0}, // 16
{ 0, 1, 0, 0, 1}, // 17
{ 0, 2, 2, -2, 2}, // 18
{ 0, -1, 0, 0, 1}, // 19
{-2, 0, 0, 2, 1}, // 20
{ 0, -1, 2, -2, 1}, // 21
{ 2, 0, 0, -2, 1}, // 22
{ 0, 1, 2, -2, 1}, // 23
{ 1, 0, 0, -1, 0}, // 24
{ 2, 1, 0, -2, 0}, // 25
{ 0, 0, -2, 2, 1}, // 26
{ 0, 1, -2, 2, 0}, // 27
{ 0, 1, 0, 0, 2}, // 28
{-1, 0, 0, 1, 1}, // 29
{ 0, 1, 2, -2, 0} // 30
};
float koef_abd [30][4] =
{
/* Long-period nutation on a longitude
* The factors at sin (1-2) and at cos (3-4), are increased
* in 1000 times.
* In penultimate column of the comment - period in day .
*/
{-171996, -174.2, 92025, 8.9}, // 1
{ 2062, 0.2, -895, 0.5}, // 2
{ 46, 0.0, -24, 0.0}, // 3
```

```

{ 11, 0.0, 0, 0.0}, // 4
{ -3, 0.0, 1, 0.0}, // 5
{ -3, 0.0, 0, 0.0}, // 6
{ -2, 0.0, 1, 0.0}, // 7
{ 1, 0.0, 0, 0.0}, // 8
{-13187, -1.6, 5736,-3.1}, // 9
{ 1426, -3.4, 54,-0.1}, // 10
{ -517, 1.2, 224,-0.6}, // 11
{ 217, -0.5, -95, 0.3}, // 12
{ 129, 0.1, -70, 0.0}, // 13
{ 48, 0.0, 1, 0.0}, // 14
{ -22, 0.0, 0, 0.0}, // 15
{ 17, -0.1, 0, 0.0}, // 16
{ -15, 0.0, 9, 0.0}, // 17
{ -16, 0.1, 7, 0.0}, // 18
{ -12, 0.0, 6, 0.0}, // 19
{ -6, 0.0, 3, 0.0}, // 20
{ -5, 0.0, 3, 0.0}, // 21
{ 4, 0.0, -2, 0.0}, // 22
{ 4, 0.0, -2, 0.0}, // 23
{ -4, 0.0, 0, 0.0}, // 24
{ 1, 0.0, 0, 0.0}, // 25
{ 1, 0.0, 0, 0.0}, // 26
{ -1, 0.0, 0, 0.0}, // 27
{ 1, 0.0, 0, 0.0}, // 28
{ 1, 0.0, 0, 0.0}, // 29
{ -1, 0.0, 0, 0.0} // 30
};

```

```
int koef_ik [76][5] =
```

```

{
/* Short-period nutation. Arguments: l, ll, f, d, omega */
{ 0, 0, 2, 0, 2}, // 31
{ 1, 0, 0, 0, 0}, // 32
{ 0, 0, 2, 0, 1}, // 33
{ 1, 0, 2, 0, 2}, // 34
{ 1, 0, 0,-2, 0}, // 35
{-1, 0, 2, 0, 2}, // 36
{ 0, 0, 0, 2, 0}, // 37
{ 1, 0, 0, 0, 1}, // 38
{-1, 0, 0, 0, 1}, // 39
{-1, 0, 2, 2, 2}, // 40
{ 1, 0, 2, 0, 1}, // 41
{ 0, 0, 2, 2, 2}, // 42
{ 2, 0, 0, 0, 0}, // 43
{ 1, 0, 2,-2, 2}, // 44
{ 2, 0, 2, 0, 2}, // 45

```

{ 0, 0, 2, 0, 0}, // 46
{-1, 0, 2, 0, 1}, // 47
{-1, 0, 0, 2, 1}, // 48
{ 1, 0, 0,-2, 1}, // 49
{-1, 0, 2, 2, 1}, // 50
{ 1, 1, 0,-2, 0}, // 51
{ 0, 1, 2, 0, 2}, // 52
{ 0,-1, 2, 0, 2}, // 53
{ 1, 0, 2, 2, 2}, // 54
{ 1, 0, 0, 2, 0}, // 55
{ 2, 0, 2,-2, 2}, // 56
{ 0, 0, 0, 2, 1}, // 57
{ 0, 0, 2, 2, 1}, // 58
{ 1, 0, 2,-2, 1}, // 59
{ 0, 0, 0,-2, 1}, // 60
{ 1,-1, 0, 0, 0}, // 61
{ 2, 0, 2, 0, 1}, // 62
{ 0, 1, 0,-2, 0}, // 63
{ 1, 0,-2, 0, 0}, // 64
{ 0, 0, 0, 1, 0}, // 65
{ 1, 1, 0, 0, 0}, // 66
{ 1, 0, 2, 0, 0}, // 67
{ 1,-1, 2, 0, 2}, // 68
{-1,-1, 2, 2, 2}, // 69
{-2, 0, 0, 0, 1}, // 70
{ 3, 0, 2, 0, 2}, // 71
{ 0,-1, 2, 2, 2}, // 72
{ 1, 1, 2, 0, 2}, // 73
{-1, 0, 2,-2, 1}, // 74
{ 2, 0, 0, 0, 1}, // 75
{ 1, 0, 0, 0, 2}, // 76
{ 3, 0, 0, 0, 0}, // 77
{ 0, 0, 2, 1, 2}, // 78
{-1, 0, 0, 0, 2}, // 79
{ 1, 0, 0,-4, 0}, // 80
{-2, 0, 2, 2, 2}, // 81
{-1, 0, 2, 4, 2}, // 82
{ 2, 0, 0,-4, 0}, // 83
{ 1, 1, 2,-2, 2}, // 84
{ 1, 0, 2, 2, 1}, // 85
{-2, 0, 2, 4, 2}, // 86
{-1, 0, 4, 0, 2}, // 87
{ 1,-1, 0,-2, 0}, // 88
{ 2, 0, 2,-2, 1}, // 89
{ 2, 0, 2, 2, 2}, // 90
{ 1, 0, 0, 2, 1}, // 91
{ 0, 0, 4,-2, 2}, // 92

```

{ 3, 0, 2,-2, 2}, // 93
{ 1, 0, 2,-2, 0}, // 94
{ 0, 1, 2, 0, 1}, // 95
{-1,-1, 0, 2, 1}, // 96
{ 0, 0,-2, 0, 1}, // 97
{ 0, 0, 2,-1, 2}, // 98
{ 0, 1, 0, 2, 0}, // 99
{ 1, 0,-2,-2, 0}, // 100
{ 0,-1, 2, 0, 1}, // 101
{ 1, 1, 0,-2, 1}, // 102
{ 1, 0,-2, 2, 0}, // 103
{ 2, 0, 0, 2, 0}, // 104
{ 0, 0, 2, 4, 2}, // 105
{ 0, 1, 0, 1, 0} // 106
};

```

```
float koef_abk[76][4]=
```

```

{
/* Short-period nutation on a longitude
* The factors at sin (1-2) and at cos (3-4), are increased
* in 1000 times.
* In penultimate column of the comment - period in day
*/

```

```

{-2274, -0.2, 977, -0.5}, // 31
{ 712, 0.1, -7, 0.0}, // 32
{-386, -0.4, 200, 0.0}, // 33
{-301, 0.0, 129, -0.1}, // 34
{-158, 0.0, -1, 0}, // 35
{ 123, 0.0, -53, 0}, // 36
{ 63, 0.0, -2, 0}, // 37
{ 63, 0.1, -33, 0}, // 38
{-58, -0.1, 32, 0}, // 39
{-59, 0.0, 26, 0}, // 40
{-51, 0.0, 27, 0}, // 41
{-38, 0.0, 16, 0}, // 42
{ 29, 0.0, -1, 0}, // 43
{ 29, 0.0, -12, 0}, // 44
{-31, 0.0, 13, 0}, // 45
{ 26, 0.0, -1, 0}, // 46
{ 21, 0.0, -10, 0}, // 47
{ 16, 0.0, -8, 0}, // 48
{-13, 0.0, 7, 0}, // 49
{-10, 0.0, 5, 0}, // 50
{ -7, 0.0, 0, 0}, // 51
{ 7, 0.0, -3, 0}, // 52
{ -7, 0.0, 3, 0}, // 53
{ -8, 0.0, 3, 0}, // 54

```

{ 6, 0.0, 0, 0}, // 55
 { 6, 0.0, -3, 0}, // 56
 { -6, 0.0, 3, 0}, // 57
 { -7, 0.0, 3, 0}, // 58
 { 6, 0.0, -3, 0}, // 59
 { -5, 0.0, 3, 0}, // 60
 { 5, 0.0, 0, 0}, // 61
 { -5, 0.0, 3, 0}, // 62
 { -4, 0.0, 0, 0}, // 63
 { 4, 0.0, 0, 0}, // 64
 { -4, 0.0, 0, 0}, // 65
 { -3, 0.0, 0, 0}, // 66
 { 3, 0.0, 0, 0}, // 67
 { -3, 0.0, 1, 0}, // 68
 { -3, 0.0, 1, 0}, // 69
 { -2, 0.0, 1, 0}, // 70
 { -3, 0.0, 1, 0}, // 71
 { -3, 0.0, 1, 0}, // 72
 { 2, 0.0, -1, 0}, // 73
 { -2, 0.0, 1, 0}, // 74
 { 2, 0.0, -1, 0}, // 75
 { -2, 0.0, 1, 0}, // 76
 { 2, 0.0, 0, 0}, // 77
 { 2, 0.0, -1, 0}, // 78
 { 1, 0.0, -1, 0}, // 79
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 80
 { 1, 0.0, -1, 0}, // 81
 { -2, 0.0, 1, 0}, // 82
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 83
 { 1, 0.0, -1, 0}, // 84
 { -1, 0.0, 1, 0}, // 85
 { -1, 0.0, 1, 0}, // 86
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 87
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 88
 { 1, 0.0, -1, 0}, // 89
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 90
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 91
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 92
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 93
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 94
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 95
 { 1, 0.0, 0, 0}, // 96
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 97
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 98
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 99
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 100
 { -1, 0.0, 0, 0}, // 101

```
{ -1, 0.0, 0, 0}, // 102
{ -1, 0.0, 0, 0}, // 103
{  1, 0.0, 0, 0}, // 104
{ -1, 0.0, 0, 0}, // 105
{  1, 0.0, 0, 0} // 106
};
```

```
#else
```

```
extern int DnMon[12];
extern int koef_id [30][5];
extern int koef_ik [76][5];
extern float koef_abd [30][4];
extern float koef_abk[76][4];
extern int delta_t; /* time-shift for doppler, sec */
extern char prim_efm; /* for "glne_rk", at the first reference prim_efm='y' */
#endif
```

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Абалакин В. К.* Основы эфемеридной астрономии. – М.: Наука, 1979. – 672 с.
2. *Авиационные* применения спутниковых приемников в условиях помех / А. И. Задорожный, Ю. А. Соловьев, М. А. Маркелов, Д. Н. Гордиенко // *Материалы III Междунар. конф. “Навигация-2000”*. – М., 2000. – С. 138–142.
3. *Антенны и устройства СВЧ.* Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов / Д. И. Воскресенский, В. В. Конин, В. М. Максимов и др. – М.: Радиотехника, 2003. – 631 с.
4. *Астрономический ежегодник 1991*. – Л.: Наука. Ленингр. отд-ние, 1991. – 692 с.
5. *Астрономический ежегодник 1994*. – СПб.: Наука, СПб. отд-ние, 1994. – 704 с.
6. *Бабак В. П., Белецкий А. Я.* Детерминированные сигналы и спектры. – К.: Видавн. компанія “Кит”, 2002. – 501 с.
7. *Бабак В. П., Білецький А. Я., Приставка О. П.* Статистична обробка даних. – К.: Міжгалуз. інвестиц. видавн. центр, 2002. – 387 с.
8. *Бабак В. П., Скалько Я. И., Харченко В. П.* Основные направления внедрения спутниковых технологий для повышения эффективности воздушного транспорта Украины // *Косм. наука і технологія*. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 17–21.
9. *Бабак В. П., Хандецкий В. С., Шрюфер Е.* Обробка сигналів. – К.: Либідь, 1999. – 496 с.
10. *Бабак С. А.* Загальні принципи визначення цілісності аеронавігаційної системи // *Матеріали III Міжнар. наук.-техн. конф. «AVIA-2001»*. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2001. – С. 19.32–19.36.
11. *Бадалов А. Л., Михайлов А. С.* Нормы на параметры электромагнитной совместимости РЭС: Справочник. – М.: Радио и связь, 1990. – 272 с.
12. *Бородич С. В.* ЭМС наземных и космических радиослужб: Критерии, условия и расчет. – М.: Радио и связь, 1990. – 272 с.
13. *Борушко Ю. М., Загоруйко В. В., Конин В. В.* Особенности использования в авиации Украины спутниковой навигации // *Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. “СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии”*. – Севастополь, 1998. – Т. 1. – С. 307–309.
14. *Вулард Э.* Теория вращения Земли вокруг центра масс / Пер. с англ. – М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1963. – 366 с.
15. *Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ) / Координац. науч.-информ. центр РФ*. – М., 1998. – 57 с.
16. *ГЛОНАСС: Глобальная спутниковая радионавигационная система / Под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина*. – М.: Радиотехника, 1998. – 399 с.
17. *Гофман-Велленгоф В., Ліхтенеггер Г., Коллінз Д.* Глобальна система визначення місцеположення (GPS): Теорія і практика / Пер. з англ.; За ред. акад. Я. С. Яцківа. – К.: Наук. думка, 1996. – 391 с.

18. Гук М. Аппаратные средства IBM PC. – СПб.: Питер, 2000. – 740 с.
19. Гук М. Интерфейсы ПК. – СПб.: Питер, 1999. – 576 с.
20. Дубинко Ю. С., Дубинко Т. Ю. О мониторинге целостности в приемниках спутниковой навигации (RAIM) и мониторинге качества сигнала (SQM) // Новости навигации. – 2001. – № 4. – С. 13–17.
21. Дубошин Г. Н. Небесная механика: Основные задачи и методы. – М.: Наука, 1975. – 799 с.
22. Дьяконов В. П. Справочник по MathCAD Plus 7.0 Pro. Универсальная система математических расчетов. – М.: СК ПРЕСС, 1998. – 345 с.
23. Ефименко В. С., Харисов В. Н. Потенциальные характеристики адаптации пространственно-временной обработки для СРНС // Радиотехника. – 2002. – № 7. – С. 82–87.
24. Ефименко В. С., Харисов В. Н. Эффективность пространственной обработки для СРНС // Радиотехника. – 2002. – № 7. – С. 88–92.
25. Ефремов Ю. Г., Конин В. В., Черешнюк М. Т. Использование пространственной селекции помех в работе приемников радионавигационных спутниковых систем // Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. “СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии”. – Севастополь, 1998. – Т. 1. – С. 310–312.
26. Заблоцкий М. А., Ковалевский Э. А., Конин В. В. Возможности цифровой обработки сигналов в системах спутниковой радионавигации // Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. “СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии”. – Севастополь, 1998. – Т. 1. – С. 304–306.
27. Загоруйко В. В., Конин В. В. Обеспечение точных заходов на посадку методами спутниковой навигации // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 25–30.
28. Загоруйко В. В., Конин В. В. Спутниковые навигационные системы // Деньги и технологии. – 2000. – № 4. – С. 60–63.
29. Загоруйко В. В., Конин В. В., Лузовский В. В. Инвестиции в спутниковую навигацию – инвестиции в будущее // Тр. Междунар. науч.-практ. конф. “Современные информационные и электронные технологии”, 22–26 мая 2000 г. – Одесса, 2000. – С. 8.
30. Зигель Ф. Ю. Сокровища звездного неба: Путеводитель по созвездиям и Луне. – М.: Наука, 1980. – 312 с.
31. Иванов М. П., Кашинов В. В. Экспериментальная проверка помехозащищенности американской спутниковой навигационной системы GPS. – Internet (Кашинов В. В.).
32. Инженерный справочник по космической технике / Под общ. ред. А. В. Солодова. – М.: Воениздат, 1969. – 696 с.
33. Класифікація конфліктних ситуацій між літальними апаратами та вибір зон небезпеки / В. П. Харченко, О. Г. Кукуш, Є. А. Бабак, С. А. Загора // Вісн. Нац. авіац. ун-ту. – 2002. – № 3. – С. 79–88.
34. Ковалевский Э. А., Конин В. В. Адаптивная антенна контрольных станций спутниковых навигационных систем // Материалы 9-й Междунар. Крымской конф. “СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии”. – Севастополь, 1999. – С. 161–163.
35. Козлов В. А., Лукьянов А. М., Ноздрин И. Г. Технические предпосылки расширения зоны действия EGNOS на территорию Украины // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 22–24.
36. Колесниченко О. В., Шишигин И. В. Аппаратные средства PC. – СПб.: БХВ-Петербург, 1999. – 780 с.

37. *Конин В. В.* Волноводный квазиэллиптический фильтр на двухмодовых резонаторах с максимальной крутизной амплитудно-частотной характеристики // Радиозлектроника. – 1999. – Т. 42, № 11. – С. 54–59.
38. *Конин В. В.* Моделирование GNSS-антенн контрольно-корректирующих станций // Матеріали ІІ Міжнар. наук.-техн. конф. “Авіа-2000”. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2001. – С. 15.21–15.23.
39. *Конин В. В., Севрук А. А.* Кодек канала передачи данных для авиационных пользователей // Матеріали ІV Міжнар. наук.-техн. конф. “Авіа-2002”. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2002. – С. 19.25–19.27.
40. *Конин В.В., Ситак В.А.* Концепция создания и развития подсистемы спутникового радионавигационного обеспечения в составе единой спутниковой системы передачи информации // Радиозлектроника. – 1999. – Т. 42, № 12. – С. 34–39.
41. *Коррекция* зонда возбуждения микрополосковых антенн // Радиотехника СВЧ: Экспресс-информ. / ВИНТИ. – 1992. – № 10. – С. 2–7.
42. *Косенко Г. Г., Кукуш А. Г., Лазарев Г. Н.* Оценка погрешности дифференциальных методов определения координат в спутниковой радионавигационной системе // Радиозлектроника. – 1999. – № 7. – С. 71–78.
43. *Косенко Г. Г., Харченко В. П., Кукуш А. Г.* Выбор порогов в многоальтернативном последовательном правиле для заданного среднего риска // Изв. вузов. Сер. Радиозлектроника. – 1996. – Т. 39, № 8. – С. 59–64.
44. *Кошевой А. А.* Перспективы развития морской навигации в Украине с использованием радионавигационных технологий в рамках Европейского сотрудничества // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 31–37.
45. *Липкин И. А.* Спутниковые навигационные системы. – М.: Вузовская книга, 2001. – 288 с.
46. *Макаренко Б. И., Горб А. И.* Применение технологий глобальных спутниковых навигационных систем на наземном транспорте // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 51–60.
47. *Материалы* международных конференций на CD-дисках / Institute of Navigation. – Washington, 1998. – 2003.
48. *Микроволновые* технологии в телекоммуникационных системах / В. П. Бабак, М. Е. Ильченко, Т. Н. Нарытник и др. – К.: Техніка, 2000. – 298 с.
49. *Микроэлектронные* устройства СВЧ / Н. Т. Бова, Ю. Г. Ефремов, В. В. Конин и др. – К.: Техніка, 1984. – 184 с.
50. *Мищенко И. Н.* Морская дифференциальная подсистема СНС // Радиотехника. – 2002. – № 7. – С. 93–105.
51. *Монзинго Р. А., Миллер Т. У.* Адаптивные антенные решетки / Пер. с англ.; Под ред. В. А. Лексаченко. – М.: Радио и связь, 1986. – 446 с.
52. *Монтенбрук О., Пфлегер Т.* Астрономия на персональном компьютере / Пер. с англ. А. Сергеева, А. Теплова. – СПб.: Питер, 2002. – 320 с.
53. *Мориц Г., Мюллер А.* Вращение Земли: Теория и наблюдение / Пер. с англ. – К.: Наук. думка, 1992. – 365 с.
54. *Наземное* региональное дополнение в системах CNS/ATM / В. В. Конин, В. В. Загоруйко, Я. И. Скалько, В. П. Харченко // Матеріали ІV Міжнар. наук.-техн. конф. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2002. – С. 21–26.
55. *Нестерова Л. М.* Оцінка ризику зіткнення повітряних кораблів у зоні аеродрому // Вісн. Нац. авіац. ун-ту. – 2002. – № 3. – С. 88–91.

56. Новая эра национальных систем УВД // *Аэрокосм. курьер*. – 2000. – № 5. – С. 37.
57. Новиков Ю. В., Калашников О. А., Гуляев С. Э. Разработка устройств сопряжения для персонального компьютера типа IBM. – М.: ЭКОМ, 2000. – 222 с.
58. Овчаренко Л. А., Поддубный В. Н. Помехоустойчивость приема фазоманипулированных сигналов на фоне наиболее неблагоприятных помех // *Радиотехника*. – 1992. – № 7–8. – С. 13–19.
59. Палий А. И. Радиозлектронная борьба. – М.: Воениздат, 1989. – 349 с.
60. Панченко Б. А., Нефедов Е. И. Микрополосковые антенны. – М.: Радио и связь, 1986. – 144 с.
61. *Пересмотренные требования мореплавания в отношении будущей Глобальной навигационной спутниковой системы: Резолюция Междунар. морской организации (ИМО) А.915(22)*. – Принята 29.11.2001.
62. *Платы последовательного интерфейса: Док. 461513.003 ТБ5 / НИИ новых физ. и приклад. проблем*. – К., 2000. – 6 с.
63. *Радіонавігаційний план України: Посібник / За ред. д-ра техн. наук А. А. Кошового*. – К.: КВІЦ, 2002. – 77 с.
64. *Руководство по всемирной геодезической системе (WGS-84): ICAO. Doc 9674-AN/946*. – Монреаль, 1997. – 112 с.
65. *Руководство по требуемым навигационным характеристикам (RNP): ICAO. Doc 9113-AN/937*. – Монреаль, 1994. – 46 с.
66. *C++: Язык программирования / Науч.-произв. фирма И. В. К–М.*, 1991. – 315 с.
67. Сазонов Д. М. Антенны и устройства СВЧ. – М.: Высш. шк., 1988. – 431 с.
68. Сергиенко А. Б. Цифровая обработка сигналов. – СПб.: Питер, 2002. – 608 с.
69. *Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В. С. Шибшаевича*. – М.: Радио и связь, 1982. – 272 с.
70. *Система геодезических параметров Земли (ПЗ-90): Справоч. документ / Под ред. В. В. Хвостова / Координац. науч.-информ. центр РФ*. – М., 1998. – 37 с.
71. *Система космического навигационно-временного обеспечения Украины: Состояние и перспективы / А. П. Верещак, П. А. Кот, В. А. Козлов и др. // Косм. наука і технологія*. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 12–16.
72. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. – М.: ЭКО–ТРЕНДЗ, 2000. – 268 с.
73. *Способы защиты бортовых РЛС от преднамеренных помех / А. И. Канащенков, В. И. Меркулов, О. Ф. Самарин, В. С. Чернов // Радиотехника*. – 2002. – № 5. – С. 29–35.
74. *Судовые комплексы спутниковой навигации / П. С. Волосов, Ю. С. Дубинко, Б. Г. Мордвинов, В. Д. Шинков*. – Л.: Судостроение, 1976. – 248 с.
75. *Тенденции развития спутникового радионавигационного обеспечения авиации по международным документам / Б. В. Бондаренко, Ю. Г. Ефремов, В. В. Кониин и др. / Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии"*. – Севастополь, 1998. – Т. 1. – С. 313–316.
76. *Устройства питания промышленных компьютеров: Док. 461512.003ТБ6 / НИИ новых физ. и приклад. проблем*. – К., 2000. – 8 с.
77. *Характеристики процессорных модулей: Док. 461513.003ТБ7 / НИИ новых физ. и приклад. проблем*. – К., 2000. – 32 с.
78. Харченко В. П. Майбутні аерокосмічних систем і керування транспортом // *Вісн. Київ. міжнар. ун-ту цив. авіації*. – 1999. – № 2. – С. 166–179.

79. Харченко В. П. Оптимізація конфігурації інформаційного поля аеронавігаційної системи // Вісн. Київ. міжнар. ун-ту цив. авіації. – 2000. – № 1–2. – С. 8–14.
80. Харченко В. П., Косенко Г. Г. Многоальтернативный последовательный метод в задачах ситуационного анализа воздушной обстановки: Моделирование радиоэлектронных систем комплексов обеспечения полетов // Сб. науч. тр. – К.: Киев. междунар. ун-т гражд. авиации, 1996. – С. 3–10.
81. Харченко В. П., Косенко Г. Г., Кукуш А. Г. Байесовская теория совместного разрешения, обнаружения, оценивания и распознавания сигналов // Изв. вузов. Сер. Радиоэлектроника. – 1994. – Т. 37, № 3. – С. 52–59.
82. Харченко В. П., Сібрुक Л. В., Алексєєв В. М. Визначення показників якості функціонування супутникових систем посадки повітряних кораблів // Вісн. Центр. наук. центру Транспорт. академії України. – 1999. – Вип. 2. – С. 56–59.
83. Цыбульский В. В. Календари и хронология стран мира. – М.: Просвещение, 1982. – 128 с.
84. Черемшинський М. Д. GPS-технології в геодезичній практиці // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 61–69.
85. Ярлыков М. С., Пригонюк М. Д. Анализ точности и помехоустойчивости субоптимальных алгоритмов функционирования бортового навигационно-посадочного комплекса путем статистического компьютерного моделирования // Радиотехника. – 2002. – № 7. – С. 12–21.
86. *Aerospace Power Chronicles: Contributor's Corner.* – www.airpower.ua.mil, 2003. – 11 с.
87. *An Overview of the National Aerospace System (NAS) Architecture: Version 4.* – www.faa.gov.htm, 1999. – 9 с.
88. Babak V. P., Ilchenko M. E., Naritnik T. N. Microwave technologies in telecommunication system. – К.: Техніка, 2002. – 326 с.
89. Babak V., Kharchenko V., Kukush A. Classification of conflict situations between aircraft by automatic dependent surveillance information // International conference SENSOR & SYSTEMS. Proceedings, V.III, 2002. – P. 107–109.
90. Benedicto J., Michel P., Ventura-Travest J. EGNOS: Project Status Overview // *Aerospace Europe Journal.* – 1999. – V. 1, № 1. – P. 58–64.
91. Carver K. R., Mink J. N. Microstrip Antenna Technology // *IEEE Trans. Antennas and Propag.* – 1981. – Vol. 29, № 1. – P. 2–24.
92. *GG24 OEM Board & Sensor (GPS+GLONASS): Reference Manual.* – Ashtech Inc. – 1997. – 254 p.
93. *Global Navigation Satellite System Panel (GNSSP): Working papers of the Third meeting / ICAO.* – Montreal, 1999. – 210 p.
94. *GPS Ceramic Element: specification YDRA-A25-1582.* – Ang.13, 1999. – 45 p.
95. *Interface Control Document Global Positioning System (ICD-GPS-200C).* – Washington, 1997. – 160 p.
96. James Bao-yen Tsui. *Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach.* – New York: Toronto, John Wiley & Sons, Inc., 2000. – 235 p.
97. Palamsamy V., Garg R. Analysis of circularly polarized square ring and crossed-strip microstrip antennas // *IEEE Trans. Antennas and Propag.* – 1986. – Vol. 34, № 11. – P. 1340–1346.
98. Parkinson B.W., Spilker Jr. J. J. *Global Positioning System: Theory and Application* // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1996. – V. 1. – 793 p.

99. *Parkinson B.W., Spilker Jr. J. J. Global Positioning System: Theory and Application // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1996. – V. 2. – 631 p.*
100. *Performance Analysis of GPS Positioning Using WAAS and EGNOS / M. Abousalem, S. Lusin, O. Tubalin, J. Salas // Presented at GNSS 2000 Conference. Edinburgh, Scotland, UK, May 1–4, 2000. – P. 1 – 10.*
101. *Performance Type One Local Area Augmentation System Ground Facility : Specification / United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration. – Washington, 2000. – 133 p.*
102. *Perlmutter P., Shtrikman S. Electric Surface Current Model for the Analysis of Microstrip Antenna with Application to Rectangular Elements // IEEE Trans. Antennas and Propag. – 1975. – Vol. 33, № 3. – P. 301–311.*
103. *RTCM recommended standards for differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems): Service. – Future Version 2.2 // RTCM Special Committee. – 1997. – № 104 – P. 126.*
104. *USNO: Circ. № 163 – Washington, 1981. – P. A3.*
105. *Wide Area Augmentation System (WAAS): Specification / U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. – Washington, 1999. – 150 p.*

ЗМІСТ

Перелік скорочень	3
Передмова.....	8
<i>Розділ 1. СУПУТНИКОВІ РАДІОНАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ.....</i>	<i>10</i>
1.1. Загальна характеристика супутникових радіонавігаційних систем.....	10
1.1.1. Склад систем	10
1.1.2. Супутникова аеронавігація в глобальних системах CNS/ATM	11
1.1.3. Стратегія ІКАО щодо супутникової аеронавігації.....	13
1.1.4. Глобальна навігаційна супутникова система GNSS	15
1.1.5. Упровадження системи GNSS	20
1.2. Вимоги до супутникових навігаційних систем.....	21
1.2.1. Навігаційні характеристики систем.....	21
1.2.2. Вимоги до GNSS та її елементів.....	23
1.2.3. Системи функціонального доповнення ABAS і SBAS	29
1.2.4. Наземна система функціонального доповнення GBAS	30
1.2.5. Бортовий приймач системи GNSS	32
1.3. Координати і рух навігаційних супутників	33
1.3.1. Системи координат у супутникових радіонавігаційних технологіях	33
1.3.2. Час у супутникових радіонавігаційних системах	40
1.3.3. Рух навігаційного супутника по орбіті	49
1.3.4. Процедури розмноження ефемерид.....	51
<i>Розділ 2. ДАНІ ВІД СУПУТНИКІВ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ.....</i>	<i>57</i>
2.1. Інформаційні сигнали.....	57
2.1.1. Загальні положення	57
2.1.2. Інтерфейси в системах ГЛОНАСС і GPS	62
2.1.3. Формування інформаційних сигналів у системах ГЛОНАСС і GPS	66
2.2. Формат і зміст навігаційних даних.....	73
2.2.1. Навігаційні дані супутників ГЛОНАСС.....	73
2.2.2. Навігаційні дані супутників GPS.....	87
2.2.3. Навігаційні дані функціонального доповнення SBAS.....	96
2.2.4. Дані авіаційних контрольно-корегувальних станцій	109
2.2.5. Навігаційні дані диференціальної GNSS	113

<i>Розділ 3. ОСНОВНІ ЗАСОБИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАВІГАЦІЇ</i>	124
3.1. Апаратура споживача	124
3.1.1. Узагальнена функціональна схема апаратури споживача	124
3.1.2. Антени GNSS	125
3.1.3. Приймач	133
3.1.4. Корелятор.....	141
3.1.5. Навігаційний обчислювач.....	144
3.2. Авіаційні контрольно-корегувальні станції.....	159
3.2.1. Концепція побудови контрольно-корегувальні станції	159
3.2.2. Алгоритм функціонування контрольно-корегувальної станції.....	161
3.2.3. Антенно-фідерний пристрій	164
3.2.4. Блок датчиків	167
3.2.5. Блок оброблення даних	173
3.2.6. Передавач корегувальної інформації	176
3.2.7. Контрольний приймач	177
<i>Розділ 4. ОСНОВИ НАВІГАЦІЙНИХ ВИЗНАЧЕНЬ</i>	180
4.1. Розрахунок координат споживача.....	180
4.1.1. Псевдодалекомірний метод розрахунку.....	180
4.1.2. Ітеративний метод розрахунку	185
4.1.3. Диференціальний метод розрахунку.....	189
4.2. Алгоритми розрахунку.....	198
4.2.1. Розрахунок ефемерид навігаційного супутника ГЛОНАСС на поточний момент часу	198
4.2.2. Розрахунок ефемерид навігаційного супутника GPS на поточний момент часу.....	201
4.2.3. Розрахунок часу в GPS	204
4.2.4. Розрахунок іоносферної поправки в SBAS	209
4.2.5. Визначення координат, часу та псевдовідстані супутників SBAS.....	212
4.2.6. Визначення рівнів захисту в SBAS	214
4.2.7. Визначення рівнів захисту в GBAS	219
4.3. Програмне забезпечення супутникової навігаційної апаратури.....	224
<i>Розділ 5. ТЕНДЕНЦІЇ ТА ПРОБЛЕМИ РОЗВИТКУ СУПУТНИКОВИХ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ</i>	230
5.1. Перспективні системи супутникової радіонавігації	230
5.2. Контроль систем супутникової радіонавігації та їх завадостійкість	234
<i>Додаток 1. Програма розрахунку орбіт супутників GPS за даними альманаху та коментарі до неї</i>	244
Формат даних альманаху Yuma для одного навігаційного супутника.....	246
<i>Додаток 2. Програма "Приймач ГЛОНАСС на персональному комп'ютері" ("Gln_Tst.c")</i>	248
Список літератури	320
	327

Наукове видання

*Бабак Віталій Павлович,
Конін Валерій Вікторович,
Харченко Володимир Петрович*

СУПУТНИКОВА РАДІОНАВІГАЦІЯ

Редактор *О. Г. Гриценко*
Художнє оформлення *В. О. Гурлева*
Художній редактор *С. В. Анненков*
Комп'ютерна верстка *М. А. Піхоти*
Коректори *О. О. Куценко, Т. П. Хоменко*

Підписано до друку 12.05.2004. Формат 60×84¹/₁₆.
Папір офсетний. Гарнітура TimesNR. Друк офсетний.
Умов. друк. арк. 19,07. Обл.-вид. арк. 18,42.
Тираж 1000 прим. Зам. №: Зам. 4-187.

Видавництво "Техніка". 04053 Київ, вул. Обсерваторна, 25.
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру України
суб'єктів видавничої справи ДК № 357 від 12.03.2001 р.

Віддруковано на Білоцерківській книжковій фабриці.
09117 Біла Церква, вул. Леся Курбаса, 4