

МІНІСТЕРСТВО ОБОРОНИ УКРАЇНИ

НАВІГАЦІЙНЕ
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ
ВІЙСЬК

МІНІСТЕРСТВО ОБОРОНИ УКРАЇНИ

**НАВІГАЦІЙНЕ
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІЙСЬК**

Київ 2006

УДК 355:656.052.1; 355::527

Рецензенти:

доктор географічних наук, професор С.Ю.Бортник

доктор військових наук, професор І.О.Кириченко

доктор технічних наук, професор Ю.К.Зіатдінов

Навігаційне забезпечення військ / А. П. Багмет, О. В. Кравчук,
О. Г. Міхно, М. С. Пастушенко та ін. // Довідник.- К. : ЦУВТН
ГУОЗ КСП ЗСУ, 2006. – 416 с. : іл.

У Довіднику проведений узагальнюючий огляд навігаційних систем і засобів навігації, які використовуються у різних видах збройних сил. Окремими розділами виділені системи відображення комп'ютерної геопросторової інформації та космічні навігаційні системи.

Наведені довідкові матеріали можуть бути корисними для широкого кола військових і цивільних фахівців, що працюють в галузях, що пов'язані з навігаційними системами. Інформація також корисна для наукових робітників, викладачів, слухачів, курсантів та студентів вищих навчальних закладів.

© Багмет А.П., Кравчук О.В.,
Міхно О.Г., Пастушенко М.С., 2006

Зміст

Передмова	7
Перелік скорочень	9
1. Концептуальні основи створення системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України	14
1.1. Терміни та визначення	15
1.2. Основи побудови, функціонування та розвитку системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України	15
1.3. Взаємодія системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України з системою космічного навігаційно-часового забезпечення України	18
1.4. Взаємодія системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України з географічною інформаційною системою Збройних Сил України	19
2. Загальнодержавна система навігаційного забезпечення	21
2.1. Системи координат, що застосовуються при вирішенні завдань навігаційного забезпечення	21
2.2. Загальна класифікація та принципи роботи навігаційних систем	46
2.3. Державна система навігаційного забезпечення і управління рухомими об'єктами	56
2.4. Складові загальнодержавної системи навігаційного забезпечення	60
2.5. Поняття єдиного інформаційного поля	65
3. Навігаційне забезпечення Сухопутних військ	68
3.1. Сутність навігаційних задач	68
3.2. Принцип дії та будова автономних навігаційних систем	71
3.3. Порядок експлуатації автономних навігаційних систем	103
3.4. Прив'язка позицій ракетних військ і артилерії за допомогою інерційно-одометричної навігаційної системи	129
3.5. Перспективні системи навігаційного забезпечення Сухопутних військ	145
4. Навігаційне забезпечення Повітряних Сил	156
4.1. Інтеграція та комплексна обробка інформації як засіб підвищення ефективності та безпеки польотів	156

4.2. Призначення та задачі, що вирішують ПНК	158
4.3. Тактико-технічні вимоги до ПНК	160
4.4. Загальна структура ПНК	161
4.5. Класифікація авіаційних навігаційних приладів та систем	166
4.5.1. Авіаційні навігаційні датчики	166
4.5.2. Бортовий обчислювальний комплекс – центральна об'єднуюча частина ПНК	170
4.5.3. Інерціальні навігаційні системи	172
4.5.4. Аерометричні пілотажно-навігаційні системи	176
4.5.5. Астрономічні засоби навігації	181
4.5.6. Допплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута знесення	187
4.5.7. Радіотехнічні системи ближньої навігації	190
4.5.8. Радіотехнічні системи посадки	193
4.5.9. Радіотехнічні системи дальньої навігації	196
4.5.10. Бортові радіолокаційні станції	199
4.5.11. Системи відображення пілотажно-навігаційної інформації	201
4.6. Застосування геодезичної та картографічної інформації при перевірках і підготовці до польоту	208
4.6.1. Мета і зміст навігаційної підготовки до польоту	208
4.6.2. Навігаційна програма польоту	210
4.6.3. Підготовка та введення навігаційної інформації до ПНК	214
4.6.4. Застосування топогеодезичного обладнання аеродрому при підготовці ПНК до польоту	215
4.6.5. Авіаційні карти	225
4.7. Задачі ПНК на різних режимах польоту літака	227
4.7.1. Задачі, що вирішуються ПНК на етапі зльоту та набору висоти	227
4.7.2. Задачі, що вирішуються за допомогою ПНК при виконанні маршрутного польоту	227

4.7.8. Функціонування ПНК на етапах передпосадкового маневрування та посадки	230
4.8. Основні системи координат, що використовуються в ПНК при вирішенні задач навігації та управління	238
4.8.1. Вимоги до систем координат	238
4.8.2. Системи координат, що використовуються у ПНК	239
4.8.3. Визначення координат місцеположення ЛА	246
5. Навігаційне забезпечення Військово-Морських Сил	250
5.1. Загальна схема функціонування системи навігаційного забезпечення Військово-Морських Сил	250
5.2. Морські міри довжини та швидкості	251
5.3. Локсодромія, ортодромія і геодезична лінія	252
5.4. Дальність видимого горизонту та дальність видимості предметів	253
5.5. Визначення напрямків у морі	254
5.6. Обчислення пройденої кораблем відстані	259
5.7. Навігаційні небезпеки	260
5.8. Морські карти	261
5.9. Класифікація морських навігаційних приладів та систем	265
5.9.1. Магнітні компаси	265
5.9.2. Гіроазимути	270
5.9.3. Гіромагнітні компаси	272
5.9.4. Гірокомпаси	276
5.9.5. Лаги	278
5.9.6. Ехолоти	280
5.9.7. Навігаційні радіолокаційні станції	281
5.9.8. Корабельні радіопеленгатори	285
5.9.9. Корабельні прийомоіндикатори імпульсних і імпульсно-фазових РНС	289

5.9.10. Корабельні прийоминдикатори фазових радіонавігаційних систем	292
6. Відображення навігаційної інформації	293
6.1. Класифікація підсистем відображення навігаційної інформації	293
6.2. Поняття про цифрові та електронні карти місцевості	294
6.3. Структура цифрової карти, метрична та атрибутивна інформація	296
6.4. Геоінформаційна система як основа відображення театру військових дій	306
6.5. Векторні і растрові карти Агентства геопросторової розвідки Сполучених Штатів Америки	314
6.6. Відображення рухомих об'єктів на електронній карті	319
6.7. Проведення ГІС-аналізу місцевості для вирішення завдань навігаційного забезпечення військ	322
7. Теоретичні основи навігаційних визначень в космічних навігаційних системах	324
7.1. Принципи навігаційних визначень	324
7.2. Системи та засоби обчислення часу	328
7.3. Основні закономірності руху навігаційних космічних апаратів	331
7.4. Основні характеристики сучасних космічних навігаційних систем	335
7.5. Загальна характеристика апаратури споживачів космічних навігаційних систем	338
Додатки	343
Література	413

ПЕРЕДМОВА

Бурхливий розвиток інформаційних технологій дав поштовх розвитку навігації у військовій сфері, що дозволяє на новому якісному рівні вирішувати задачі управління військами та рухомими об'єктами військового призначення. Окремі елементи таких технологій вже почали впроваджуватись в практичну діяльність військ, а навігаційне забезпечення Збройних Сил України затверджене як новий вид оперативного забезпечення військ.

Необхідність інтеграції навігаційних складових видів збройних сил в єдиний вид оперативного забезпечення обумовлена сучасними вимогами до навігаційної інформації, яка необхідна органам військового управління в зв'язку з впровадженням автоматизованих систем управління військами та зброєю, потребою мобільного реагування на зміну обстановки, високою динамікою сучасних бойових дій, розвитком високоточних засобів ураження.

Колектив авторів поданої до вашої уваги праці зробив спробу об'єднати в одному виданні інформацію та довідкові матеріали про системи та засоби, що вирішують навігаційні задачі в різних видах збройних сил.

Окремо розглядаються принципи навігаційних визначень за допомогою космічних систем, підсистеми відображення навігаційної та геопросторової інформації на основі цифрових та електронних карт місцевості, особливості впливу радіоелектронної боротьби на радіотехнічні системи навігації.

Подання матеріалу в більш теоретичному, а не практичному аспекті пов'язане з суттєвими обмеженнями, які були накладені на матеріали в зв'язку з важливістю цього виду оперативного забезпечення для ведення бойових дій, тому що з самого задуму написання цієї праці основною умовою її видання було відкрите опублікування авторських матеріалів. Зрозуміло, що вся інформація, що стосується конкретних дій посадових осіб, рівня доведення навігаційної інформації, порядку отримання і обміну цією інформацією під час підготовки та ведення бойових дій є матеріалом для настанови з навігаційного забезпечення і має інші обмеження щодо відкритого опублікування.

Основною метою роботи є спроба довести до фахівців топографічної служби, на яких зараз покладене завдання навігаційного забезпечення військ, весь комплекс та складність вирішення навігаційних завдань в сучасних умовах реформування Збройних Сил.

Довідник підготували: полковник Ящук В.М., майор Смаль С.В., майор Панченко С.М., підполковник запасу Третьяков Г.О. (розділ 1); канд. техн. наук, доцент полковник Іщенко Д.А. (підрозділи 2.1); канд. техн. наук, старший науковий співробітник полковник Водоп'ян С.В. (підрозділ 2.4); майор Мельников А.А. (підрозділ 2.3); канд. військ. наук, доцент полковник запасу Багмет А.П., підполковник Охріменко О.М. (підрозділи 2.2, 3.1, 3.2, 3.3); канд. військ. наук, доцент полковник Єрмаков В.О. (підрозділ 3.4.); Іванов В.І., канд. техн. наук Корольов В.М., полковник запасу Волчко П.І., підполковник Макаревич В.Д., полковник Приходько А.В., Гриб Ю.О. (підрозділ 3.5); канд. техн. наук, доцент полковник Міхно О.Г., канд. техн. наук, доцент полковник запасу Філяшкін М.К., канд. техн. наук, доцент полковник запасу Рогожин В.О., підполковник Рябов В.А. (розділ 4); підполковник Сівков С.В., підполковник Бурчак О.І., капітан Мельник А.В. (розділ 5); канд. техн. наук, доцент полковник Міхно О.Г., полковник Кравчук О.В., підполковник Пасюк С.П. (розділ 6); канд. техн. наук, професор полковник запасу Пастушенко М.С., канд. техн. наук підполковник Бутко І.М. (розділ 7).

Матеріали для формування Довідника були надані відповідно Центральним науково-дослідним інститутом Збройних Сил України, Житомирським вищим військовим інститутом радіоелектроніки імені С.П.Корольова, Військовим інститутом національного університету «Львівська політехніка», Національним авіаційним університетом, Військовим інститутом Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Харківським авіаційним університетом. Окремо колектив авторів виражає глибоку вдячність за критичні зауваження і допомогу представникам Національної академії оборони України, Центру аеронавігаційного забезпечення авіації Збройних Сил України, представникам штурманської служби Військово-Морських Сил.

Довідник такого характеру видається в Україні вперше, тому автори будуть вдячні всім, хто вважає за потрібне повідомити свої зауваження та пропозиції щодо покращення Довідника.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АГД	- авіагоризонт дистанційний
АНС	- автономна навігаційна система
АПД	- апаратура передачі даних
АРК	- автоматичний радіокомпас
АРМ	- автоматизоване робоче місце
АС	- автоматичний секстант
АСНС	- астрономічна навігаційна система
АТГМ	- артилерійська топогеодезична мережа
БЕЧЧ	- бортовий еталон частоти та часу
БІНС	- безплатформна інерціальна навігаційна система
БМП	- бойова машина піхоти
БОН	- блок обчислення навігації
БОП	- блок обчислення посадки
БПЛА	- безпілотний літальний апарат
БПРМ	- ближньопривідний радіомаяк
БПРС	- ближня привідна радіостанція
БРЛС	- бортова радіолокаційна станція
БСЦО	- бортовий спеціалізований цифровий обчислювач
БТР	- бронетранспортер
БЦОМ	- бортова цифрова обчислювальна машина
БЦОП	- бортовий цифровий обчислювальний пристрій
БЦОС	- бортова цифрова обчислювальна система
ВМС	- Військово-Морські Сили
ВО	- візуальний орієнтир
ВП	- вогнева позиція
ВПМ	- вихідний пункт маршруту
ГЕЛ	- глибоководний ехолот
ГІК	- гіроіндукційний компас
ГІС	- географічна інформаційна система
ГКВ	- гірокурсказівник
ГЛОНАСС	- глобальна навігаційна супутникова система
ГМС	- географічне місце світила
ГМК	- гіромагнітний компас
ГПК	- гіронавіскомпас
ГРМ	- глісадний радіомаяк
ДВ	- дипольний відбивач
ДВШЗ	- доплерівський вимірювач швидкості та кута знесення

1. КОНЦЕПТУАЛЬНІ ОСНОВИ СТВОРЕННЯ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ

Проектами керівних документів, які розробляються в Збройних Силах України для нормативного забезпечення військ (сил) у їхній діяльності як за мирного, так і воєнного часу, передбачається створення об'єднаного виду оперативного забезпечення Збройних Сил – топогеодезичне і навігаційне забезпечення.

Гарантоване виконання завдань топогеодезичного і навігаційного забезпечення військ (сил) за будь-яких умов обстановки досягається шляхом створення, впровадження і подальшого розвитку системи топогеодезичного і навігаційного забезпечення. За своїм функціональним призначенням система топогеодезичного і навігаційного забезпечення Збройних Сил України поділяється на дві складові підсистеми або системи нижчого рівня – систему топогеодезичного та систему навігаційного забезпечення військ (сил). Далі більш детально зупинимося на питаннях створення й упровадження у діяльність військ (сил) системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України.

Необхідність створення та впровадження у діяльність Збройних Сил України такої системи визначається сучасними вимогами до забезпечення органів військового управління та керованих рухомих об'єктів військового призначення оперативною навігаційною інформацією, які обумовлені високою динамікою сучасних операцій (бойових дій), розвитком високоточних засобів ураження, змінами їхніх тактико-технічних характеристик і посиленням бойових можливостей, розробкою та прийняттям на озброєння нових ударних комплексів і систем, впровадженням автоматизованих систем управління військами і зброєю, потребою мобільного реагування на зміну обстановки.

Створення, впровадження та функціонування системи навігаційного забезпечення Збройних Сил є міжвидовим, багатофункціональним, комплексним завданням, до виконання якого залучаються департаменти (управління) Міністерства оборони України, Головні управління (управління) Генерального штабу Збройних Сил, органи управління видів Збройних Сил, родів військ і спеціальних військ. При цьому, Міністерство оборони України взаємодіє з Національним космічним агентством України, Міністерством транспорту України та іншими центральними органами виконавчої влади, які забезпечують вирішення проблем створення, функціонування та використання радіонавігаційного поля України, розробки і випробування навігаційних засобів та забезпечення ними військ (сил).

1.1. Терміни та визначення

Навігація – це галузь прикладної діяльності, змістом якої є визначення та подальше використання навігаційної інформації для організації ефективного переміщення керованих рухомих об'єктів в єдиному координатно-часовому просторі.

Керований рухомий об'єкт – це матеріальне тіло природного або штучного походження, що цілеспрямовано переміщується у просторі під дією команд (сигналів) зовнішньої або автономної системи управління.

Навігаційна інформація – дані про положення керованого рухомого об'єкта в тривимірному просторі у встановленій системі координат і значення його швидкості та напрямку руху (курсу) в єдиному вимірі часу.

Вихідна навігаційна інформація – дані про: системи координат, що використовуються; координати пунктів ДГМ, СГМ, контурних точок; еталонні орієнтирні напрямки, наявність, місця розташування і стан наземних контрольно-корегуючих станцій та станцій наземних радіонавігаційних систем, інформація про цілісність навігаційних полів космічних радіонавігаційних систем GPS NAVSTAR, ГЛОНАСС, EGNOS тощо.

Навігаційні засоби – програмно-технічні (технічні) комплекси, системи і прилади, що призначені для визначення, обробки, зберігання, доведення та подальшого використання навігаційної інформації.

Навігаційне забезпечення Збройних Сил України – комплекс заходів, що організовуються та здійснюються з метою створення сприятливих умов для постійного і об'єктивного визначення місць розташування наземних, повітряних, надводних і підводних керованих рухомих об'єктів військового призначення, їхнього безпечного переміщення та ефективного застосування зброї і військової техніки.

Система навігаційного забезпечення Збройних Сил України – сукупність взаємодіючих органів управління, військових частин і підрозділів топографічної служби, спеціалізованих підрозділів (екіпажів, обслуг) військ (сил), технічних засобів (навігації, обробки і зберігання інформації, зв'язку тощо), банків (баз) цифрової картографічної інформації, спеціального математичного та програмного забезпечення, що призначені для надання військам (силам) навігаційної інформації та інформації служби єдиного часу.

Система навігаційного забезпечення, з одного боку, є складовою системи топогеодезичного і навігаційного забезпечення Збройних Сил, а з іншого – складовою системи навігаційного забезпечення держави.

1.2. Основи побудови, функціонування та розвитку системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України

Структура і завдання системи навігаційного забезпечення мають відповідати структурі і завданням Збройних Сил України та їхніх органів

управління. Призначення і порядок її функціонування, характеристики та чинники, які описують властивості системи (бойова готовність, оперативність, безперервність, прихованість, стійкість, якість, ефективність, захищеність тощо), форми і методи роботи оперативного та технічного складу з інформацією, що циркулює в системі навігаційного забезпечення і передається до ЄАСУ Збройних Сил України, мають визначатися, виходячи із вимог діючих керівних документів.

Побудова та функціонування системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України потребує:

- наявності у структурі СНЗ Збройних Сил органів управління, розподілених за рівнями ієрархії Збройних Сил, з функціями управління процесами визначення, оновлення і розповсюдження навігаційної інформації;

- охоплення навігаційною та цифровою картографічною інформацією території земної поверхні, достатньої для вирішення завдань, що покладені на Збройні Сили України;

- забезпечення можливості отримання вихідної навігаційної інформації органами управління та військами (силами) і окремими КРО в потрібному місці, у встановлений час та з необхідною точністю;

- забезпечення автоматизованого використання навігаційної інформації в комплексі з цифровою картографічною інформацією для підвищення ефективності процесів управління під час підготовки та застосуванні військ (сил) і зброї.

Організаційні основи побудови СНЗ Збройних Сил України базуються на сукупності нормативних документів, що відображають її організаційну структуру, порядок створення, права та обов'язки замовників і виконавців, посадових осіб, користувачів та експлуатаційного персоналу, процеси супроводження, випробовування і впровадження СНЗ у війська (сили), організацію її функціонування, в тому числі у складі загальнодержавної системи навігаційного забезпечення та ЄАСУ Збройних Сил України в повсякденному, підсиленому і бойовому режимах, забезпечення життєдіяльності оперативного та технічного складу.

Організаційно система навігаційного забезпечення Збройних Сил складається з таких функціонально-технологічних підсистем: підсистеми забезпечення органів управління і військ (сил) вихідною навігаційною інформацією та підсистеми визначення місцеположення військ (сил) і об'єктів у тривимірному просторі та доведення до них сигналів єдиного часу.

Структурними компонентами системи навігаційного забезпечення Збройних Сил будуть: технічний (апаратний) комплекс, програмний комплекс, інформаційний блок і експлуатаційний персонал.

Технічний (апаратний) комплекс включає: засоби навігації (навіга-

ційні комплекси, системи і прилади, що призначені для визначення, обробки, зберігання, доведення та подальшого використання навігаційної інформації), електронно-обчислювальну техніку з достатньо великими обсягами оперативної та постійної пам'яті і швидкості дії, комплекс периферійних засобів, що забезпечують введення та виведення навігаційної інформації, засоби зв'язку тощо.

Програмний комплекс являє собою сукупність взаємодіючих програмних модулів, які забезпечують виконання основних функцій системи (отримання від НКА України, формування і доведення до військ (сил) вихідної навігаційної інформації, обробку проведених безпосередніх визначень місцеположення військ (сил) і керованих рухомих об'єктів військового призначення, зберігання навігаційної інформації, доступ до банків (баз) цифрової картографічної інформації тощо).

Інформаційний блок містить просторово прив'язану інформацію про місцевість і об'єкти на ній для визначеної території.

Експлуатаційний персонал – фахівці топографічної служби, які забезпечують створення навігаційної інформації, функціонування, технічне обслуговування і ремонт технічних засобів та використання програмного комплексу системи.

Розглядаючи систему з точки зору вирішення завдань навігаційного забезпечення видів Збройних Сил, родів військ, спеціальних військ, вона може поділитися на:

- підсистеми навігаційного забезпечення видів Збройних Сил України – СВ, ПС, ВМС;
- підсистеми навігаційного забезпечення родів військ, наприклад в СВ – РВ і А, військ протиповітряної оборони, армійської авіації, механізованих, танкових, аеромобільних військ;
- підсистеми навігаційного забезпечення спеціальних військ, наприклад – військ радіаційного, хімічного та біологічного захисту, інженерних військ тощо.

Функціонально система навігаційного забезпечення складається з:

- управління навігаційним забезпеченням;
- сил і засобів для виконання заходів з навігаційного забезпечення;
- всебічного забезпечення діяльності загальної системи.

Системотехнічні основи побудови СНЗ Збройних Сил України базуються на загальнодержавних підходах до розвитку засобів навігації в Україні, а також на єдиних вимогах до інформаційного, математичного, програмного, лінгвістичного, технічного, організаційного, методичного та інших видів забезпечення і враховують тактико-технічні та спеціальні вимоги до програмно-технічних та технічних засобів.

У цілому система навігаційного забезпечення Збройних Сил України до свого складу включає:

- підсистему радіонавігаційного поля Збройних Сил, яка є складовою радіонавігаційного поля України, що ґрунтується на комплексному використанні радіонавігаційних технологій наземного та космічного базування у сукупності з бортовими радіонавігаційними засобами КРО;
- сукупність засобів автономної навігації КРО;
- службу аналізу навігаційної обстановки (гідро-метео-геомагнітної тощо) та геоінформаційного забезпечення;
- АСУ (сегмент ЄАСУ Збройних Сил України) обміну навігаційною інформацією (даними);
- навігаційну метрологічну службу та службу єдиного часу;
- органи управління СНЗ Збройних Сил України на кожному ієрархічному рівні;
- підрозділи наукового супроводження створення та розвитку СНЗ Збройних Сил України.

В СНЗ Збройних Сил України необхідно передбачити заходи захисту навігаційної інформації, у тому числі від несанкціонованого доступу.

1.3. Взаємодія системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України з системою космічного навігаційно-часового забезпечення України

В процесі функціонування системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України повинна бути передбачена організація постійної взаємодії з іншими підсистемами та елементами системи космічного навігаційно-часового забезпечення України.

Взаємодія між СНЗ Збройних Сил та системою космічного навігаційно-часового забезпечення України передбачає отримання (передавання) за спеціальним запитом вихідної навігаційної інформації у цифровому вигляді за допомогою телекомунікаційної мережі. В окремих випадках обмін інформацією може здійснюватися за допомогою магнітних носіїв різних типів. Основними елементами, які взаємодіють між собою під час обміну інформацією, є бази даних, що входять до складу різних структурних елементів СНЗ Збройних Сил і системи космічного навігаційно-часового забезпечення України. З баз даних системи космічного навігаційно-часового забезпечення України до відповідних баз даних СНЗ Збройних Сил буде поступати інформація про місцезнаходження, порядок роботи та стан функціонування мережі контрольних корегуючих станцій на території України, параметри штучного корегуючого навігаційного поля, стан та працездатність космічного угруповання навігаційних супутників, загальна та довідкова інформація про системи координат, які використовуються для обчислення навігаційної інформації, довідкові дані

тощо.

У свою чергу, СНЗ Збройних Сил України може передавати до відповідних баз даних системи космічного навігаційно-часового забезпечення України і видавати окремим користувачам дані про локальні мережі контрольних корегуючих станцій, які створюються навігаційними підрозділами в інтересах військ (сил) та порядок їхнього функціонування, навігаційну інформацію про місцезнаходження окремих елементів бойових порядків військ (сил), яка необхідна для забезпечення роботи органів управління військами (силами) і застосування систем високоточної зброї, словники та системні довідники з навігаційної інформації, масиви нормативно-довідкової інформації, результати попередньої оцінки навігаційної інформації.

Вимоги до організації та особливості взаємодії СНЗ Збройних Сил України з іншими підсистемами та елементами системи космічного навігаційно-часового забезпечення України визначаються, виходячи з вимог, що встановлені до процесу обміну інформацією між підсистемами та елементами цих систем.

1.4. Взаємодія системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України з географічною інформаційною системою Збройних Сил України

Одним із завдань, що планується для вирішення географічною інформаційною системою Збройних Сил України є підтримка застосування навігаційних приладів загального та індивідуального використання. Його вирішення передбачає отримання в реальному вимірі часу і подальшу обробку інформації про місцезнаходження користувачів навігаційними засобами (контроль за місцем знаходження, напрямом руху і середньою швидкістю транспортних та бойових засобів військ (сил); відображення місця розташування і довідкової інформації про особовий склад та озброєння військових частин і підрозділів) та її застосування в процесі управління військами (силами).

З метою забезпечення ефективного вирішення цього завдання в складі ГІС Збройних Сил України на кожному з чотирьох її ієрархічних рівнів необхідно розгорнути спеціалізовані підсистеми контролю і управління користувачами навігаційних засобів. Організаційно елементи цієї підсистеми повинні входити до складу штатних органів управління військами (силами).

Підсистема контролю і управління користувачами навігаційних засобів являє собою комплекс автоматизованих робочих місць, які реалізу-



Рис. 1.1. *Схема функціонування підсистеми управління користувачами навігаційних засобів ГІС Збройних Сил України.*

ють оперативні функції та аналітичні задачі управління військами (силами). До її складу входять: модуль спостереження і зв'язку з користувачами навігаційних приладів загального та індивідуального використання; модуль управління, прогнозування та вирішення оперативних завдань. Схема функціонування підсистеми управління користувачами навігаційних засобів ГІС Збройних Сил України показана на рисунку 1.1.

Процес функціонування підсистеми розпочинається з отримання каналами зв'язку від користувачів навігаційної інформації повідомлень про їхнє місцезнаходження. Ця інформація постійно приймається модулями зв'язку підсистеми в реальному вимірі часу і далі поступає в модуль управління. В цей же модуль, за запитом, поступає інформація з відповідних баз даних ГІС Збройних Сил України. На наступному етапі дані про місцезнаходження військ (сил) та КРО накладаються на картографічну, спеціальну (тематичну) та оперативну (тактичну) інформацію. В результаті цих операцій на екрані спеціального пристрою (АРМ) на електронній карті автоматично з'являються позначки місцезнаходження об'єктів (користувачів навігаційних засобів). Далі, в залежності від обстановки, можуть прийматися відповідні рішення і каналами зв'язку доводиться до виконавців (користувачів навігаційних засобів). Одночасно інформація про місцезнаходження об'єктів та прийняті рішення передаються в бази даних ГІС.

Користувачі навігаційними засобами повинні мати спеціалізовані радіомодеми для передачі навігаційної інформації у режимі реального часу. Найбільш важливі мобільні частини та підрозділи, а також їх органи управління додатково можуть бути оснащені комп'ютерами типу "Notebook" та комплектами електронних карт на CD.

2. ЗАГАЛЬНОДЕРЖАВНА СИСТЕМА НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

2.1. Системи координат, що застосовуються при вирішенні завдань навігаційного забезпечення

Математичний опис фігури поверхні Землі

Дані про форму і розміри Землі використовуються при вирішенні багатьох задач як на поверхні Землі, так і в повітрі. Фізична поверхня земної кулі, особливо поверхня суші, дуже складна і не може бути виражена одним будь-яким математичним рівнянням. Для вирішення багатьох практичних завдань необхідно мати таку математичну поверхню, яка найбільше відповідала б дійсній формі Землі.

Говорячи про форму Землі, мають на увазі не фізичну поверхню з усіма нерівностями (горами, низинами тощо), а деяку уявну середню поверхню рівня Світового океану в спокійному стані, подумки проведену під материками. Уявна поверхня Світового океану отримала назву рівневої поверхні, а фігура Землі, обмежена такою поверхнею - геоїда.

Фігура геоїда пов'язана з напрямком сили ваги і істотно залежить від нерівномірного розподілу мас у земній корі. Тому поверхня геоїда має неправильну, досить складну у геометричному відношенні форму з нерівномірною кривизною. Дослідженнями встановлено, що поверхня геоїда в загальному близька до поверхні еліпсоїда обертання з невеликим стис-

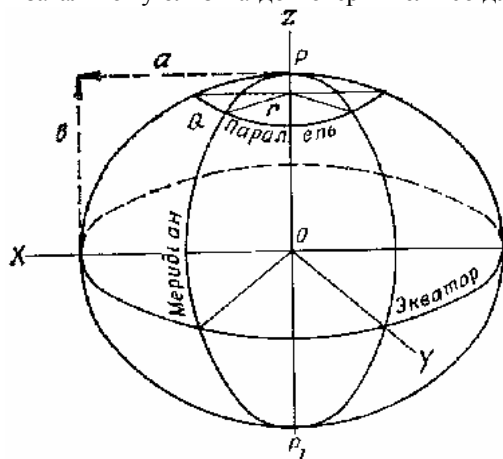


Рис. 2.1. Земний еліпсоїд.

ком по напрямку малої (полярної) вісі. Відхилення по висоті точок поверхні геоїда від поверхні еліпсоїда характеризується в середньому величиною від 50 м до 150 м. Такі розходження настільки незначні порівняно з розмірами Землі, що на практиці її форму приймають за еліпсоїд, який називають земним еліпсоїдом (рис. 2.1), або сфероїдом. Еліпсоїд підбирають певних розмірів і розміщують його на тілі геоїда таким чином, щоб

його поверхня в межах окремої території, тобто території держави, найближче підходила до поверхні геоїда.

Розміри земного еліпсоїда визначалися багатьма вченими різних країн. Однак єдиних для всіх країн розмірів земного еліпсоїда до теперішнього часу не визначено.

Елементами земного еліпсоїда вважаються:

велика піввісь – a ;

мала піввісь – b ;

полярний радіус кривизни меридіана – $c = \frac{a^2}{b}$;

екваторіальний радіус кривизни меридіана – $\rho = \frac{b^2}{a}$;

полярне стиснення – $\alpha = \frac{a-b}{b}$;

ексцентриситет – $e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$;

другий ексцентриситет – $e' = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{b}$,

де a, b, c, ρ – лінійні величини; α, e, e' – відносні величини.

Лінійні величини характеризують розмір (і форму, якщо лінійних величин не менше двох), а відносні – тільки форму земного еліпсоїда. Вони називаються елементами земного еліпсоїда. З математичної точки зору можна вибрати два будь-яких лінійних елементи або один лінійний і один відносний як вихідні, а всі інші обчислити через обрані. Кожен елемент еліпсоїда може бути виражений через два інших лінійних елементи або через один лінійний і один відносний елементи, а кожен відносний елемент – усього через один будь-який інший відносний елемент.

У світовій практиці використовуються еліпсоїди з різними параметрами (табл. 2.1).

Для наближених розрахунків користуються наближеними значеннями елементів земного еліпсоїда:

$$a = 6\,400\,000 \text{ м}; \quad \alpha = 1:300.$$

При розв'язанні деяких практичних задач фігуру Землі приймають за кулю, площа поверхні якої дорівнює площі поверхні земного еліпсоїда. Радіус такої кулі, обчислений за параметрами еліпсоїда Красовського, відповідає 6371116 м.

Під час навігації наземних, приземних та неземних рухомих об'єктів застосовуються різноманітні системи просторових координат. Вид прийнятої системи координат обумовлює область території та простору, в яких здійснюється навігація, зміст навігаційних задач, метод навігації, геометричні властивості навігаційного простору. Координатні системи можуть класифікуватися за:

- положенням початку координатної системи;

- орієнтацією першої площини відліку;
- зв'язком з об'єктом (тілом) у центрі якого розташовано початок координат;
- геометричними властивостями координат.

Таблиця 2.1

Параметри земних еліпсоїдів

Автор	Рік виведення	У яких країнах застосовується станом на 1990 рік	Велика піввісь, м	Стиснення, а
Деламбр	1800		6375653	1:334,00
	1830	Великобританія, Ірландія	6377542	1:299,33
Бессель	1841	Австрія, Греція, Італія, Норвегія, Португалія, Німеччина, Швейцарія, Швеція, Югославія, Індонезія, Японія, Лівія, Чилі	6377397	1: 299,153
Еверест	1857	Бангладеш, Бірма, Індія, ЙАР, Народна Республіка Кампучія, Лаос, Малайзія, Непал, Оман, Пакистан, Таїланд, Шрі-Ланка	6377276	1: 300,81
Кларк	1858	Австралія	6378594	1:280,4
Струве	1860	Іспанія	6378298,3	1:294,73
Кларк	1866	Філіппіни, Канада, Мексика, США, країни Центральної Америки	6378206	1:294,98
Кларк	1880	Франція, Ізраїль, Йорданія, Іран, Ірак, Лівія, Сирія, більшість країн Африки	6378249	1:293,47
Гельмерт	1907	Єгипет	6378200	1:298,3
Хейфорт	1910	Бельгія, Данія, Італія, Португалія, Фінляндія, Афганістан, Туреччина, країни Південної Африки, Нова Зеландія, з 1950р. застосовується країнами НАТО при складанні військових карт на територію Європи, Близького Сходу, Північної Африки	6378388 ±18	1:297,0±05
Красовський	1940	Болгарія, Угорщина, Монголія, Польща, Румунія, СРСР	6378245 ±60	1:298,3±10
Міжнародна геодезична референц-система 1967р.			6378160	1:298,25
Рекомендований на XVI Генеральній асамблеї МАГ у 1975 р.			6378140 ±5	1:298,257 ±0,0015
Міжнародна геодезична референц-система 1980р.			6378137±2	1:298,257 ±0,001

Система географічних координат

Для визначення місця розташування точок поверхні еліпсоїда, як правило, застосовують такі системи координат, початок координат і координатні лінії яких розташовуються в тілі або на поверхні еліпсоїда. При будь-якому переміщенні еліпсоїда в просторі координати точок його поверхні в таких системах залишаються незмінними.

Такою системою є система декартових просторових прямокутних координат. За початок координат у ній приймається центр еліпсоїда, вісь Z сполучається з віссю обертання, осі X і Y розташовуються в площині екватора та утворюють праву систему (рис.2.1)

Інші системи координат розташовуються на поверхні еліпсоїда. Побудова таких систем полягає у виборі двох сімей координатних ліній на поверхні еліпсоїда і встановленні способу їхньої нумерації. Оскільки координатні лінії на поверхні еліпсоїда являють собою криві лінії, координати в цих системах називаються криволінійними.

При перетинанні поверхні еліпсоїда площинами, що проходять через вісь обертання, виходять однакові плоскі криві — еліпси. Половина кожного еліпса, що розташована між північним P і південним P_1 полюсами (рис.2.1), називається меридіаном. Меридіани створюють першу сім'ю координатних ліній.

Результатом перетинання поверхні еліпсоїда площинами, які перпендикулярні осі обертання, є кола різного радіуса, які називаються паралелями. Паралель з найбільшим радіусом називається екватором.

Площина екватора проходить через центр еліпсоїда і поділяє його на північну і південну полусфери.

Паралелі ніде не перетинаються одна з одною. Вони створюють другу сім'ю координатних ліній.

Кожна паралель перетинається з кожним меридіаном під прямим кутом. Кожний такий перетин визначає єдину точку на поверхні еліпсоїда. Винятком є полюси P і P_1 , у яких сходяться всі меридіани, а радіус паралелі дорівнює нулю.

Нумерація меридіанів і паралелей здійснюється таким чином. Один із меридіанів приймається за початковий. Положення будь-якого іншого меридіана визначається двогранним кутом між площинами початкового і відповідного меридіанів. Значення цього кута для всіх точок меридіана однакове. Тому нумеруються меридіани залежно від величини цього двогранного кута. Він позначається через L і називається геодезичною довготою.

У картографії обчислення довгот ведеться від початкового меридіана на схід (зі знаком «плюс») і на захід (зі знаком «мінус») від 0° до 180° . Відповідно довготи називаються східними й західними.

Паралель являє собою окружність, усі точки якої однаково віддалені від осі обертання еліпсоїда, а також від площини екватора. У геодезії паралелі нумеруються залежно від кутової величини. На практиці таких кутових величин може використовуватись три.

Першою такою величиною є кут B , що утворений нормаллю в заданій точці Q до поверхні еліпсоїда і площиною екватора. Цей кут назива-

ється геодезичною широтою. Він має однакове значення для всіх точок даної паралелі. Геодезична широта змінюється від 0° (на екваторі) до 90° (на полюсах). Для точок північної півкулі широти додатні, а південної півкулі - від'ємні.

Система геодезичних координат B і L є основною системою криволінійних координат на поверхні земного еліпсоїда.

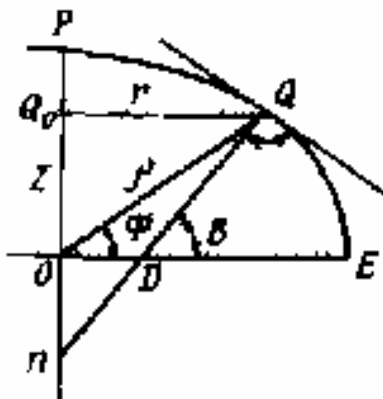


Рис. 2.2. Геодезична і геоцентрична широти.

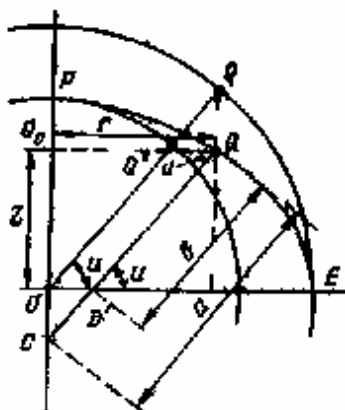


Рис. 2.3. Приведена широта.

Другою величиною, що використовується для нумерації паралелей, є кут Φ (рис.2.2), що називається геоцентричною широтою. Він утворюється площиною екватора і геоцентричним радіус-вектором ρ , що проведений з центра еліпсоїда O в дану точку Q .

Третьою кутовою величиною, що має постійне значення для паралелі, є приведена широта. Із центра еліпсоїда O радіусами a і b проводяться поверхні описаної і вписаної окружностей (рис.2.3). Описана окружність торкається поверхні еліпсоїда в точках екватора, а вписана - в точках по-

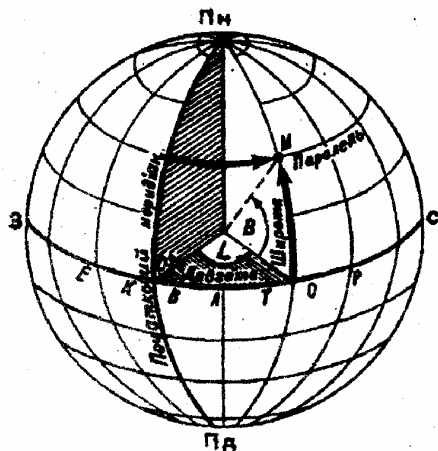


Рис. 2.4. Географічні координати.

люсів. Лініями, які перпендикулярні площині екватора і осі обертання еліпсоїда, задана точка Q проєктується на поверхню описаної і вписаної окружностей і утворюються точки Q' і Q'' , які знаходяться на одній прямій з центром еліпсоїда. Кут, утворений цією прямою і площиною екватора, і є приведена широта u точки Q .

Геоцентрична і приведена широти використовуються в теоретичній астрономії і космічній геодезії, другою координатою залишається геодезична довгота L .

У даний час географічними координатами називаються широта і довгота, які обумовлені напрямком нормалі до поверхні кулі, еліпсоїда або геоїда, а в математиці - до будь-якої поверхні обертання. Тому геодезична широта і довгота являють собою географічні координати (рис. 2.4). Астрономічні координати також є географічними, оскільки прямовисна лінія є нормаллю до поверхні геоїда. Але геоцентрична і приведена широти не відносяться до географічних координат.

Використовуючи приведену широту і геодезичну довготу як параметри, можна записати параметричні рівняння поверхні еліпсоїда обертання (рис.2.3):

$$r = a \cdot \cos u, \quad (2.1)$$

$$Z = b \cdot \sin u. \quad (2.2)$$

На площині паралелі з радіусом r для точки Q з довготою L (рис. 2.5) можна записати:

$$X = r \cdot \cos L; \quad Y = r \cdot \sin L, \quad (2.3)$$

де вісь X декартової просторової прямокутної системи координат належить площині початкового меридіану.

Рівняння (2.3) із заміною значення r (2.1) і рівняння (2.2) утворюють систему параметричних рівнянь поверхні еліпсоїда:

$$\left. \begin{aligned} X &= a \cos u \cos L \\ Y &= a \cos u \sin L \\ Z &= b \sin u \end{aligned} \right\} \quad (2.4)$$

Здійснивши перетворення, одержимо рівняння

$$\frac{X^2}{a^2} + \frac{Y^2}{a^2} + \frac{Z^2}{b^2} = 1. \quad (2.5)$$

Рівняння (2.5) є рівнянням поверхні еліпсоїда обертання в канонічній формі.

Система геодезичних координат є однією з найпоширеніших систем

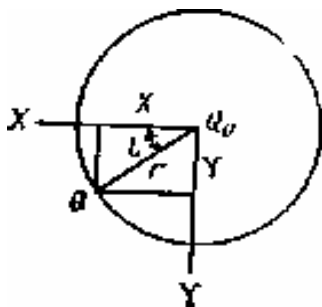


Рис. 2.5. Площина паралелі заданої точки.

координат на поверхні еліпсоїда. Основна перевага цієї системи полягає в тому, що геодезичні координати B і L відрізняються від астрономічних координат φ і λ на невеликі величини

$$\varphi - B = \xi;$$

$$\lambda - L = \eta \sec \varphi,$$

де ξ і η – складові відхилення нахилу в меридіані і у першій вертикалі, що можуть бути визначені гравіметричним методом;

φ і λ – координати, що визначаються астрономічними методами, незалежно від геодезичних вимірів.

Іншою перевагою геодезичної системи координат є її єдність для всієї поверхні еліпсоїда.

Система геодезичних координат є основою для переходу до будь-якої іншої системи координат на поверхні еліпсоїда.

Однак вона має і недоліки. Взаємне положення пунктів у цій системі визначається в кутових одиницях (градусах, хвилинах, секундах широт і довгот), тоді як відстані між пунктами на земній поверхні вимірюються (або задаються) у лінійних величинах. Крім того, кутові одиниці виміру (градус, хвилина, секунда) широти і довготи мають різне лінійне значення в пунктах з різними широтами. Напрямки меридіанів непаралельні між собою, а від них обчислюються геодезичні азимути. Обчислення в геодезичній системі координат трудомісткі. Одним із головних недоліків є дуже велика незручність використання системи геодезичних координат при створенні топографічних карт.

Світова геодезична система 1984 року (WGS-84)

Вперше система WGS-84 (World Geodetic System 1984) була представлена в 1987 році. Ця система була створена як результат порівняння референтної системи міністерства оборони США (NSWC-9Z-2) та системи Міжнародного Бюро Часу (BTS) та розповсюджена через низку станцій Морської навігаційної супутникової системи ВМС США (NNSS) (доплерівської системи TRANSIT)

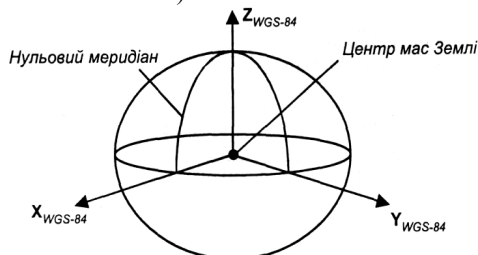


Рис. 2.6. Система координат WGS-84.

У світовій геодезичній референтній системі WGS-84 поверхнею віднесення є геоцентричний еквіпотенціальний еліпсоїд обертання, визначений наступними параметрами:

- велика піввісь $a = 6\,378\,137\text{ м}$,
- стиснення $\alpha = 1:298,2572221$;
- мала піввісь $b = 6\,356\,752,314\text{ м}$;
- зональна гармоніка іншого ступеня $C_{2,0} = -484,166\,85 \cdot 10^{-6}$;
- кутова швидкість обертання Землі $\omega_E = 7\,292\,115 \cdot 10^{-11}\text{ рад с}^{-1}$;
- гравітаційна стала Землі $\mu = 3\,986\,005 \cdot 10^8\text{ м}^3\text{ с}^{-2}$.

Початок координат та осі системи WGS-84 задаються наступним чином:

- початок координат - центр мас Землі;
- вісь Z - спрямована на Умовний земний полюс (IRP), як рекомендовано Міжнародною службою обертання Землі (IERS). Цей напрямок відповідає напрямку на Загальноземний полюс (CTP) за визначенням Міжнародного Бюро Часу (BTS) на епоху 1984 р. з похибкою $0,005''$;
- вісь X - спрямована в точку перетину нульового меридіана (IRM) з площиною екватора (CTP), як встановлено Міжнародною службою обертання Землі;
- вісь Y - завершує правосторонню ортогональну систему координат з початком у центрі мас Землі. Вона розміщена в площині екватора (CTP) під кутом 90 градусів на схід від осі X ;
- координатна система WGS-84 суміщена з геометричним центром загальноземного еліпсоїда WGS-84, а вісь Z - з віссю обертання цього еліпсоїда.

Положення точки може бути представлено як у декартових (X, Y, Z) , так і в еліптичних (тобто геодезичних φ, λ, h) координатах.

З метою інтеграції України у світову та європейську економічні системи, запровадження сучасних систем навігації транспортних засобів, участі в міжнародних наукових дослідженнях глобальних екологічних і геодинамічних процесів, вивчення фігури Землі, картографування території, розвитку та модернізації Державної геодезичної мережі Кабінетом Міністрів України прийнято Постанову № 2359 від 1999р. «Про впровадження на території України Світової геодезичної системи координат WGS-84» та розпорядження № 320-р. від 2000 р. «Про затвердження планових заходів щодо впровадження на території України Світової геодезичної системи координат WGS-84», в яких передбачається:

- побудова перманентної мережі станцій супутникових радіонавігаційних спостережень, які реалізують систему WGS-84 на території України та включення її до Європейської перманентної мережі (EPN);

Таблиця 2.2

Параметри деяких референц-еліпсоїдів

Система координат	Референц-еліпсоїд	Велика піввісь, м	Стиснення, α
ITRF-93	GRS-80	6 378 137	298.257 222 101
WGS-84	WGS-84	6 378 137	298.257 223 563
СК-42	Красовського	6 378 245	298.300
ПЗ-90		6 378 136	298.257 839 303

- створення геодезичної мережі першого порядку та забезпечення її зв'язку з системами WGS-84 та ETRS89 (Європейська земна референсна система 1989 року) і ITRS (Міжнародна земна референсна система);

- виконання робіт з уточнення регіонального геоїда в системі WGS-84.

Основною ланкою всієї структури реалізації системи WGS-84 на території України є перманентна мережа супутникових радіонавігаційних спостережень (ПМСРС), яка є складовою частиною Фундаментальної геодезичної мережі (ФГМ). Її пункти (Київ (Голосіїв), Ужгород, Полтава та Львів) обладнані постійно діючими супутниковими приймачами, які працюють у рамках європейського проекту EUREF та міжнародної служби IGS (Міжнародна служба вивчення геодинаміки з допомогою GPS).

Пункти перманентної мережі включені в мережу високоточного нівелювання.

Оскільки пункти перманентної мережі не є пунктами існуючої на території України державної геодезичної мережі, то для встановлення зв'язку національної системи координат і системою WGS-84 визначаються координати пунктів ДГМ у Світовій геодезичній системі.

Найбільш поширені параметри референц-еліпсоїдів, що застосовуються у світовій практиці, наведені в таблиці 2.2.

Система ПЗ-90 є координатною основою в супутниковій навігаційній системі ГЛОНАСС.

Інерціальна система координат

Для вирішення задач навігації на досить великих висотах використовується інерціальна система координат $O_0X_1Y_1Z_1$. Це - права прямокутна декартова система координат, початок O_0 якої розміщується в деякій точці простору або переміщується з постійною швидкістю, а напрямки осей щодо зірок зберігається незмінним.

При автономному вирішенні навігаційних задач напрямки осей інерціальної системи координат $O_0X_1Y_1Z_1$ задається на борту об'єкта руху за допомогою інерціальної системи навігації і (або) астронавігаційної сис-

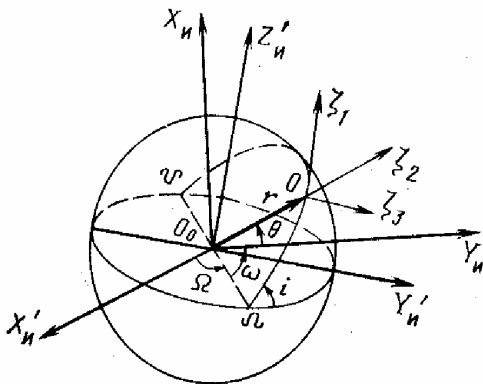


Рис. 2.7. Інерціальна система координат.

чними координатами - відстанню r цієї точки до центра O_0 Землі, її широтою ϕ і довготою λ , що також називають відповідно схиланням δ і прямим схиленням α об'єкту:

$$x = r \cos \delta \cdot \cos \alpha;$$

$$y = r \cos \delta \cdot \sin \alpha; \quad (2.7)$$

$$z = r \sin \delta.$$

Відносна земна геоцентрична система координат

Для опису руху об'єкта при вирішенні задач навігації у поверхні Землі переважно використовується земна відносна система координат $O_0X_0Y_0Z_0$. Це - права прямокутна декартова система координат, початок і осі якої фіксуються стосовно Землі, яка обертається, і вибираються відповідно до задачі навігації, що розв'язується.

При використанні відносної геоцентричної екваторіальної та відносної геоцентричної ортодромічної земної системи координат початок їх O_0 розміщують в центрі Землі. Осі відносної геоцентричної екваторіальної системи координат $O_0X_1Y_1Z_1$ збігаються з осями абсолютної геоцентричної екваторіальної системи координат $O_0X_0Y_0Z_0$ у момент, коли початковий Гринвіцький меридіан, з яким зв'язана вісь O_0X_0 , перетинає вісь O_0X_1 абсолютної системи координат. Кут λ повороту осі O_0X_0 щодо осі O_0X_1 обчислюється проти годинникової стрілки

$$\lambda = \omega_3 t_3, \quad (2.8)$$

де ω_3 - модуль вектора Ω_3 кутової швидкості обертання Землі;
 t_3 - місцевий зоряний час Гринвіцького меридіана.

теми і може бути довільним. Подібні системи відліку прийнято вважати абсолютно нерухомими і називати абсолютними системами координат, а рух об'єкта в таких системах координат стосовно Землі (небесного тіла) - абсолютним рухом.

Положення рухомого об'єкта в довільній точці O з координатами x, y, z у системі відліку $O_0X_1Y_1Z_1$ можна також задавати полярними сферичними

Положення рухомого об'єкта в довільній точці O з координатами x, y, z у відносній геоцентричній системі відліку можна також визначити геоцентричними сферичними координатами - відстанню r цієї точки до центра Землі O_0 і її геоцентричними широтою φ і довготою λ (рис. 2.8):

$$x = r \cos \varphi \cos \lambda; \quad y = r \cos \varphi \sin \lambda; \quad z = r \sin \varphi. \quad (2.9)$$

Геоцентрична довгота збігається з географічною. Зв'язок географічних координат висоти h і широти φ' з геоцентричними r і φ залежить від прийнятих параметрів еліпсоїда обертання, яким апроксимується рівнева поверхня Землі. У відносній геоцентричній ортодромічній системі координат замість площини екватора використовується площина головної ортодромії (ортодромія - плоска крива, що є дугою великого кола, яка являє собою слід перетину сферичної поверхні площиною, що проходить через центр сфери. Якщо проекція траєкторії руху об'єкту збігається з дугою великого кола, ортодромія розглядається як лінія шляху).

Перехід від відносної геоцентричної екваторіальної системи координат до відносної геоцентричної ортодромічної можна здійснити за допомогою кутів Ейлера: λ_e - довгота в точці перетинання головної ортодромією екватора (кут прецесії); ψ_e - кут між меридіаном і головною ортодромією у точці перетинання екватора головною ортодромією (кут нутації $i = \pi/2 - \psi_e$); l_e - кута між лінією перетинання площини екватора площиною головної ортодромії і лінією до обраної точки на головній ортодромії (кут чистого обертання).

Положення x, y, z дові-

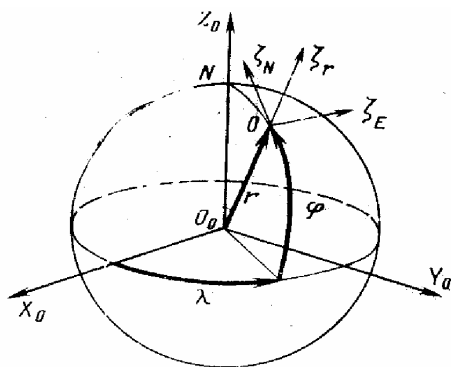


Рис. 2.8. Відносна земна геоцентрична система координат.

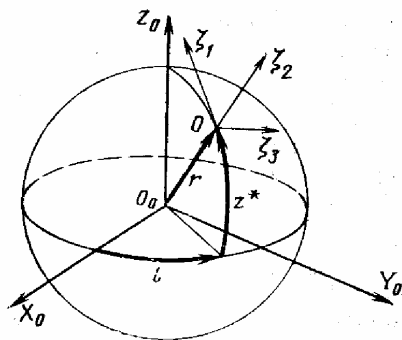


Рис. 2.9. Відносна геоцентрична ортодромічна система координат.

льної точки O у відносній геоцентричній ортодромічній системі координат можна визначити через координати r, z^*, l , які аналогічні геоцентричним координатам r, φ, λ (рис. 2.9):

$$x = r \cos z^* \cos l; \quad y = r \cos z^* \sin l; \quad z = r \sin z^*. \quad (2.10)$$

Ортодромічні координати l і z будь-якої точки можуть виражатися в кутових (градуси, хвилини, секунди) або в лінійних величинах (кілометри, метри).

Відносна земна топоцентрична система координат

Для визначення положення об'єкта щодо опорної навігаційної точки (ОНТ), або радіонавігаційної точки (РНТ), або радіотехнічних засобів контролю траєкторій руху, які розташовані у будь-якій точці на поверхні Землі, використовується земна відносна система координат з початком координат O_0 , яка прив'язана до будь-якої точки поверхні Землі (земної сфери). У цій системі відліку вісь O_0Y_0 орієнтується вгору по геоцентричній вертикалі, а напрямок осей O_0X_0 і O_0Z_0 вибирається відповідно до задачі.

Якщо осі O_0X_0 і O_0Z_0 лежать у площині горизонту, нормальної до геоцентричної вертикалі, і орієнтовані відповідно по дотичним до меридіана на північ і до паралелі на схід (вбік зростання координат φ і λ), то система координат називається земною горизонтальною топоцентричною системою координат.

Якщо за початок O_0 системи координат обрана точка ортодромії (наприклад, точка вильоту), то вісь O_0X_0 зручно направити по дотичній до ортодромії в напрямку руху по ній, а вісь O_0Z_0 - таким чином, щоб вона доповнювала осі O_0X_0 і O_0Y_0 до правої системи координат.

Положення x, y, z довільної точки O в топоцентричній системі координат з осями O_0X_0 і O_0Z_0 , які спрямованими на північ і схід, визначають сферичними координатами: відстанню r цієї точки до початку координат O_0 , азимутальним кутом (азимутом) θ і кутом місця (висоти) β або h .

Рухома система координат

При розгляді відносного руху об'єкта або заданої рухомої точки використовується рухома права прямокутна декартова система координат $O\zeta_1\zeta_2\zeta_3$, початок якої поміщено в центрі мас об'єкта (у заданій рухомій точці), а напрямок осей може бути довільним і вибирається відповідно до розв'язуваної задачі. Можна ввести також систему координат $O_0\zeta_1\zeta_2\zeta_3$, початок O_0 якої розміщується в центрі Землі, з осями, що співпадають з осями системи координат $O\zeta_1\zeta_2\zeta_3$. Кінематичні рівняння руху об'єкта і навігаційні змінні, що отримані в системі координат $O_0\zeta_1\zeta_2\zeta_3$ при такому її визначенні, будуть справедливими і у системі координат $O\zeta_1\zeta_2\zeta_3$ (рис. 2.10).

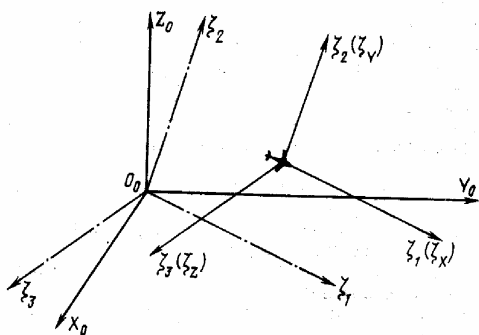


Рис. 2.10. Рухома система координат.

Рациональний вибір орієнтації осей рухомої системи координат може істотно спростити рішення задач визначення навігаційних параметрів і траєкторного управління. Положення осей рухомої системи координат $O\zeta_1\zeta_2\zeta_3$ може бути або незмінним у інерціальному просторі, або мінятися в процесі польоту об'єкту довільно, або задаватися визначеною функцією навігаційних параметрів і (або) часу.

У першому випадку рухома система координат називається орієнтованою рухомою системою координат $O\zeta_1^1\zeta_2^1\zeta_3^1$. У другому випадку осі рухомої системи координат є жорстко зв'язаними з об'єктом руху, кутове положення якого в процесі руху може бути довільним. У цьому випадку рухома система координат називається зв'язаною, а її осі: $O\zeta_X$ - поздовжня вісь (вісь абсцис); $O\zeta_Y$ - нормальна вісь (вісь ординат) і $O\zeta_Z$ - поперечна вісь (вісь аплікат) - фіксовані щодо корпусу об'єкта. Поздовжня $O\zeta_X$ і нормальна $O\zeta_Y$ осі розташовані в площині симетрії об'єкта і спрямовані відповідно від хвостової до носової частини і до верхньої частини об'єкта (або частини, що умовно їй відповідає), поперечна вісь перпендикулярна площині симетрії об'єкта і спрямована до правої частини об'єкта (або частини, що умовно їй відповідає (рис. 2.10).

Рухома нормальна – це система координат, вісь ординат якої спрямована увесь час уздовж радіуса-вектора (по

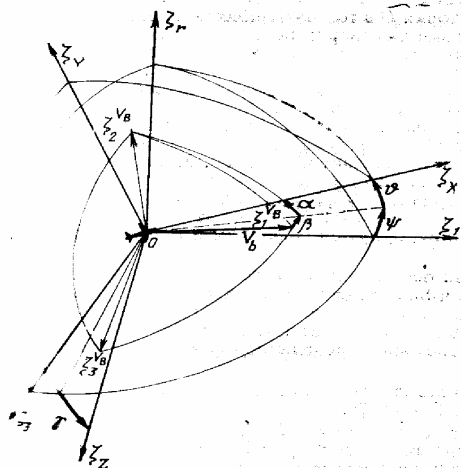


Рис. 2.11. Рухома нормальна система координат.

геоцентричній вертикалі), що з'єднує точку O_0 і початок рухомої системи координат, вісь абсцис якої увесь час спрямована від початку O рухомої системи координат уздовж вектора швидкості: абсолютної V , земної V_K або повітряної V_B (рис. 2.11).

Для відмінності рухомої нормальної системи координат, вісь ординат якої увесь час спрямована уздовж радіуса-вектора, від інших, вісь ординат такої системи позначається через $O\zeta_r$ ($O\zeta_2$). Напрямки осей абсцис і аплікату, що будуть лежати в площині геоцентричного горизонту, вибираються відповідно до розв'язуваної задачі. Таку систему координатних осей прийнято називати тригранником Дарбу. Положення зв'язаної системи координат щодо рухомої нормальної системи координат $O\zeta_1\zeta_2\zeta_3$ визначається кутами:

ψ – ристання, між віссю $O\zeta_1$ і проекцією поздовжньої осі $O\zeta_x$ на горизонтальну площину $O\zeta_1\zeta_3$;

ν – тангажу, між поздовжньою віссю $O\zeta_x$ і площиною $O\zeta_1\zeta_3$;

γ – крену, між поперечною віссю $O\zeta_z$ і віссю $O\zeta_3$, зміщеною в положення, при якому кут ристання дорівнює нулю.

Якщо осі $O\zeta_N$ ($O\zeta_1$) абсцис і $O\zeta_E$ ($O\zeta_3$) аплікату спрямовані відповідно по дотичній до меридіана на північ і по дотичній до паралелі на схід, то така система координат називається рухомою нормальною географічною системою координат, або географічним тригранником Дарбу, і позначається $O\zeta_N\zeta_E\zeta_E$ (рис.2.8).

Якщо осі $O\zeta_r$ ($O\zeta_1$) абсцис і $O\zeta_z$ ($O\zeta_3$) аплікату спрямовані відповідно по дотичній до головної ортодромії і перпендикулярно до неї, то така система координат називається рухомою нормальною ортодромічною системою координат, або ортодромічним тригранником Дарбу, і позначається $O\zeta_r\zeta_r\zeta_z$.

Якщо вісь $O\zeta_V$ ($O\zeta_1$) абсцис спрямована уздовж вектора шляхової швидкості V_{π} , що є проекцією вектора V_K земної швидкості на площину геоцентричного (або місцевого) горизонту, а вісь $O\zeta_{\omega}$ ($O\zeta_3$) аплікату доповнює систему координат до правої, то така система координат називається рухомою нормальною шляховою системою координат, або шляховим тригранником Дарбу, і позначається $O\zeta_V\zeta_r\zeta_{\omega}$.

При розгляді відносного руху КЛА по кеплеровій орбіті (балістичним траєкторіям), що відбувається в одній площині, використовується рухома орбітальна система координат, вісь $O\zeta_{\omega}$ якої нормальна до площини орбіти і спрямована по вектору Θ_{ω} орбітальної кутової швидкості, вісь $O\zeta_r$ орієнтується по радіус-вектору R , що з'єднує центр Землі (планети) з центром мас КЛА, вісь $O\zeta_V$ орієнтується по трансверсалі і доповнює осі $O\zeta_r$ і $O\zeta_{\omega}$ до правої системи координат. В цьому випадку радіус-вектор R , вектор V швидкості і вектор U прискорення КЛА компланарні і розташовані в площині орбіти $OX_1Y_1Z_1$ і площини $O\zeta_r\zeta_V$ рухомої орбітальної системи координат.

Положення рухомої нормальної шляхової і ортодромічної систем коор-

динат відносно рухомої нормальної географічної системи координат визначається ψ_{π} - шляховим кутом і $\psi_{\pi 0}$ - шляховим кут ортодромії між відповідними осями абсцис.

Для відмінності рухомої системи координат, вісь абсцис якої спрямована по вектору швидкості V_i ($i = \pi, \kappa, \nu$), від інших, вісь абсцис такої системи позначається через $O\zeta_1^{V_i}$. Розрізняють швидкісну, траєкторну рухомі системи координат і рухому систему координат із системою осей, що збігаються з ребрами так званого тригранника, що супроводжує точку O кривої (траєкторії), іменованого іноді тригранником Френе.

Вісь $O\zeta_1^{V_B}$ абсцис (або швидкісна вісь) швидкісної системи координат спрямована увесь час по вектору V_B повітряної швидкості, вісь ординат $O\zeta_2^{V_B}$, або вісь підйомної сили, лежить у площині осьової симетрії об'єкту і спрямована до верхньої його частини (або частини, умовно їй відповідної), вісь $O\zeta_3^{V_B}$ аплікват, або бічна вісь, доповнює швидкісну вісь і вісь підйомної сили до правої системи координат.

Положення швидкісної системи координат щодо зв'язаної системи координат може бути охарактеризовано двома кутами:

- кутом атаки α між поздовжньою віссю $O\zeta_x$ об'єкта і проекцією вектора V_B повітряної швидкості на площину $O\zeta_x\zeta_y$ зв'язаної системи координат;
- кутом ковзання β між напрямком вектора V_B і площиною $O\zeta_x\zeta_y$ (рис.2.11).

Положення швидкісної системи координат щодо рухомої нормальної системи координат за аналогією зі зв'язаною системою координат визначається:

- швидкісним кутом ψ_V рискання;
- швидкісним кутом $\mathcal{A}_V$ тангажу;
- швидкісним кутом γ_V крену.

Вісь абсцис $O\zeta_1^{V_K}$ траєкторної системи координат збігається з напрямком вектора V_K земної швидкості, вісь ординат $O\zeta_2^{V_K}$ спрямована перпендикулярно осі $O\zeta_1^{V_K}$ і лежить у місцевій вертикальній площині, що містить V_K . Положення траєкторної системи координат щодо рухомої нормальної системи координат визначається:

- кутом θ нахилу траєкторії між напрямком вектора V_K земної швидкості і геоцентричної (місцевої) горизонтальної площини;
- шляховим кутом ψ_{π} ($\psi_{\pi 0}$ - ортодромічним шляховим кутом) між віссю $O\zeta_N(O\zeta_d)$ і напрямком вектора V_{π} шляхової швидкості.

Без врахування вітру або при його відсутності вісь швидкісної системи координат $O\zeta_1^{V_B}$ збігається з віссю $O\zeta_1^{V_K}$ траєкторної системи координат. Площина $O\zeta_2^{V_B}\zeta_3^{V_B}$ швидкісної системи координат у загальному випадку нахилена щодо площини $O\zeta_2^{V_K}\zeta_3^{V_K}$ траєкторної системи координат на швидкісний кут γ_V крену.

Рухома система координат з осями координат, що збігаються з ребрами тригранника Френе, утворюється таким чином. Вісь абсцис $O\zeta_\sigma$ направляється по дотичній до траєкторії або по вектору V абсолютної швидкості, вісь ординат $O\zeta_n$ - по головній нормалі і вісь $O\zeta_b$ аплікат - по бінормалі. Дотична і головна нормаль лежать у дотичній площині. У системі координат $O\zeta_\sigma\zeta_n\zeta_b$ вектори швидкості V і прискорення U лежать у площині $O\zeta_\sigma\zeta_n$, вектор абсолютної швидкості V збігається по напрямку з віссю $O\zeta_\sigma$, а вектор Ω_V кутової швидкості обертання тригранника, при його русі по траєкторії розташований у площині $O\zeta_\sigma\zeta_b$.

Рухома відносна система координат

При розгляді руху керованого об'єкту відносно заданої рухомої точки, з якою здійснюється зближення, прийнято використовувати рухому систему координат з початком O в заданій точці (точці зближення). Така система координат називається візирною. Вісь абсцис $O\zeta_1$ або $O\zeta_r$ спрямована увесь час по вектору R відносної дальності (лінії візування). Дві інші взаємноортогональні осі $O\zeta_2$ і $O\zeta_3$ у загальному випадку можуть обертатися навколо осі $O\zeta_r$ з довільною швидкістю і займати в кожен момент часу довільне положення. Проекція ω_{Rr} вектора Ω_R кутової швидкості обертання системи координат $O\zeta_2\zeta_3$ на вісь $O\zeta_r$ може бути заданою функцією обумовлених навігаційних параметрів, що знаходять за умови одержання найбільшої простоти алгоритмів формування сигналів траєкторного керування зближенням із заданою точкою.

В одному з варіантів, що найбільш часто використовуються на практиці кутова швидкість ω_{Rr} обертання площини $O\zeta_2\zeta_3$ приймається такою, щоб вісь аплікат $O\zeta_3$ була спрямована при керуванні об'єктом протягом усього часу зближення перпендикулярно площини векторів R відносної дальності і відносної швидкості. Вісь ординат $O\zeta_2$ доповнює осі $O\zeta_1$ і $O\zeta_3$ до правої системи координат. Вісь аплікат $O\zeta_3$ спрямована в таку сторону, щоб обертання в напрямку від вектора R до

вектора V навколо осі аплікату $O\zeta_3$ відбувалося в ту ж сторону, що й обертання від осі абсцис $O\zeta_1$ до осі ординат, тобто в правій системі координат - проти годинникової стрілки. У цьому випадку осі $O\zeta_1$, $O\zeta_2$, $O\zeta_3$ позначаються відповідно $O\zeta_r$, $O\zeta_v$, $O\zeta_\omega$.

Площина $O\zeta_r\zeta_v$, що містить вектори R відносної дальності і V відносної швидкості, називається площиною зближення (або наведення).

Орієнтація лінії візування (осі $O\zeta_r$) може визначатися або відносно інерціальної системи координат, або щодо системи координат, яка зв'язана з геоцентричним (або місцевим) горизонтом.

Рішення задачі зближення вимагає безперервної інформації про орієнтацію вектора швидкості заданої рухомої точки (іншого об'єкта).

При розгляді руху об'єкта щодо заданої рухомої точки (іншого об'єкта) використовуються також рухома система координат $O\zeta_\sigma\zeta_\eta\zeta_b$, осі якої спрямовані по ребрах тригранника Френе, що зв'язаний з початком O в рухомій точці, і рухома система координат $O\zeta_r\zeta_q\zeta_p$, вісь $O\zeta_p$ якої перпендикулярна площині розташування векторів R відносної дальності і U відносного прискорення і спрямована в таку сторону, щоб обертання в напрямку від вектора R до вектора U навколо осі $O\zeta_p$ відбувалося в ту ж сторону, що й обертання від осі абсцис $O\zeta_r$ до осі ординат $O\zeta_q$.

При компланарності векторів R , V і U площини $O\zeta_r\zeta_v$, $O\zeta_r\zeta_q$ і $O\zeta_\sigma\zeta_\eta$ збігаються. При не компланарному розташуванні векторів відносної дальності R , відносної швидкості V і відносного прискорення U положення системи координат $O\zeta_r\zeta_q\zeta_p$ відносно $O\zeta_r\zeta_v\zeta_\omega$ може бути охарактеризовано кутом ϑ_{012} повороту площини $O\zeta_r\zeta_q$ відносно площини $O\zeta_r\zeta_v$, а положення системи координат $O\zeta_\sigma\zeta_\eta\zeta_b$ - двома кутами: μ_{01} - повороту площини $O\zeta_\sigma\zeta_\eta$ навколо осі $O\zeta_\omega$ і ϑ_{102} - повороту площини $O\zeta_\sigma\zeta_\eta$ навколо осі $O\zeta_\sigma$.

Система плоских прямокутних координат

Прямокутні координати вперше були введені французьким ученим Декартом у 1637 р. За іменем автора їх називають декартовими координатами.

У системі плоских прямокутних координат залежність між координатами точок, відстанями і напрямками значно простіша, ніж у геодезичній системі, внаслідок цього обчислення прості і менш трудомісткі.

Характерною рисою системи плоских прямокутних координат є її обмежене застосування для ділянок земної поверхні, оскільки неможливо уникнути перекручувань при зображенні поверхні еліпсоїда обертання на площині. Ця особливість і є головним недоліком системи плоских прямокутних координат.

У сучасній картографічній практиці з багатьох проекцій знайшов за-

стосування ряд рівнокутних проекцій, що відрізняються від інших тим, що в них зберігається форма нескінченно малих фігур, тобто їхня подібність. Щоб зберігалася подібність фігур, необхідне збереження рівності кутів. Ця властивість робить рівнокутні проекції кращими для вирішення військових задач. Так, наприклад, для ракетних військ і артилерії збереження рівності кутів має більше значення, ніж збереження рівності площ.

Головною властивістю рівнокутних проекцій є незалежність лінійних перекручувань від азимута. Масштаб зображення в цих проекціях у кожній точці залежить тільки від координат цієї точки і не залежить від напрямку. Ця властивість рівнокутних проекцій дозволяє набагато простіше, ніж в інших (не рівнокутних) проекціях, враховувати лінійні перекручування при виконанні топогеодезичних робіт. З цієї головної властивості (незалежності масштабу від напрямку в нескінченно малій області) випливає, як наслідок, збереження кутів і подібність нескінченно малих фігур.

Загальна теорія конформного відображення однієї поверхні на іншу розроблена німецьким математиком Гаусом у 1825 р. Частковим випадком цієї загальної теорії є картографічна задача - зображення поверхні еліпсоїда обертання на площині. Гаус застосував запропоновану ним проекцію для чисельної обробки ганOVERської триангуляції. Ця проекція і самі координати мають ім'я Гауса.

У 1912 р. німецький геодезист Крюгер дав робочі формули проекції Гауса. Тому дана проекція, плоска прямокутна система координат у цій проекції і самі координати часто називаються проекцією, системою координат і координатами Гауса-Крюгера.

Масштабні перекручування в проекції Гауса перевершують по величині перекручування в багатьох інших проекціях. Однак порівняльна простота і висока точність обчислення цих перекручувань у межах 6-градусної зони є основною перевагою проекції Гауса, що вигідно виділяє її серед інших проекцій і обумовлює її застосування в картографії.

Умовами проекції Гауса є:

- рівнокутність;
- симетричність відносно осового меридіана і екватора, які зображуються на площині взаємно перпендикулярними прямими, прийнятими відповідно за осі абсцис і ординат (рис.2.6);
- відсутність лінійних перекручувань по осі абсцис, тобто незмінність одиниці масштабу зображення по осовому меридіану.

В основі будь-якої геодезичної референц-системи лежить окремий земний еліпсоїд, або референц-еліпсоїд. Референц-еліпсоїдом називається земний еліпсоїд, що прийнятий для обробки геодезичних вимірів і встановлення системи геодезичних координат. Однією з основних умов вибо-

ру референц-еліпсоїда є найбільший його збіг з геоїдом (квазігеоїдом) відповідної країни або декількох країн.

Питання про вибір єдиного еліпсоїда для ведення геодезичних робіт у Росії було поставлено у 1907 році, і для обробки геодезичних мереж був прийнятий референц-еліпсоїд Бесселя 1841р. ($a=6377397$ м, $\alpha=1:299,153$), який був орієнтований за астрономічними даними у Пулково.

На більшій частині території СРСР використовувалось декілька систем координат (Пулковська, Свободненська, Дубинська, Петропавловська, Ташкентська). Кожна система мала свої вихідні геодезичні дати. Редування вимірів виконувалося методом розгортання.

У ході досліджень, що продовжувалися до 1940 року, з'ясувалось, що розміри і орієнтування еліпсоїда Бесселя не відповідають фігурі геоїда в межах території СРСР, при цьому велика піввісь помилково збільшена на 800 м. Для виведення нового еліпсоїда були виконані великі об'єми градусних вимірів.

При введенні будь-якої референц-системи визначаються основні елементи: велика піввісь (a) і стиснення (α) референц-еліпсоїда, геодезичні координати B_0 , L_0 , H_0 (широта, довгота, висота) Початкового пункту, що характеризують орієнтування еліпсоїда. Виведення параметрів еліпсоїда проводилось під науковим керівництвом члена-кореспондента АН СРСР Ф.Н. Красовського. Основними параметрами еліпсоїда Красовського є: велика піввісь $a = 6\,378\,245$ м, стиснення $\alpha = 1:298,3$.

В 1942 році як земний еліпсоїд нової референц-системи був прийнятий еліпсоїд Красовського.

Для орієнтування нового референц-еліпсоїда щодо поверхні геоїда була використана астрономо-геодезична мережа СРСР. Були знайдені вихідні геодезичні дати B_0 , L_0 , A_0 (широта, довгота, геодезичний азимут), розраховані і оброблені виправлення до раніше прийнятих значень вихідних геодезичних координат і азимута:

$$dB_0 = -0,16'' \pm 0,12'';$$

$$dL_0 = +3,54 \pm 0,20;$$

$$dA_0 = +2,66 \pm 0,21.$$

Після введення цих виправлень були отримані нові вихідні геодезичні дати Початкового пункту Пулково (центру круглої зали Пулковської обсерваторії).

Отримані вихідні геодезичні дати цілком задовольняли вимоги суворой обробки астрономо-геодезичної мережі СРСР.

Таким чином, система прямокутних координат 1942 року визначається:

- параметрами еліпсоїда Красовського;
- застосуванням методу проектування у поєднанні з методом розгортання при редукуванні точок на поверхню референц-еліпсоїда;
- вихідними геодезичними даними B_0 , L_0 центру круглої зали Пулковської обсерваторії і геодезичним азимутом A_0 на пункт Бугри Саблінської базисної мережі (висота (ξ_0) геоїда над еліпсоїдом у цьому пункті дорівнює нулю).

З 1946 року система координат 1942 року (СК-42) введена для геодезичних, топографічних і картографічних робіт на всій території СРСР.

Система плоских прямокутних координат застосовується по зонах. Координатні зони обмежуються меридіанами, що відстоять від осьового на $\pm 3^\circ$. Осьовими меридіанами є серединні меридіани аркушів карти масштабу 1:1 000 000, тому що координатні зони збігаються з колонами аркушів карт цього масштабу. Колони аркушів карти 1:1 000 000 нумеруються від 1 до 60, починаючи від меридіана з довготою $L = 180^\circ$ по напрямку на схід. У межах України колони мають нумерацію 34, 35, 36, 37, осьовими меридіанами яких є меридіани з довготами 21° , 27° , 33° , 39° . Довгота осьового меридіана L_0 у кожній зоні визначається за формулою

$$L_0 = 6n - 3, \quad (2.11)$$

де $n = N - 30$ - номер зони (N - номер колони).

У кожній зоні за координатні осі приймаються: осьовий меридіан - за вісь абсцис, екватор - за вісь ординат (рис. 2.12). Абсциса X точки є довжиною дуги осьового меридіана від екватора, визначеної за законом проекції Гауса, а ордината Y вказує положення точки відносно осьового меридіана і для точок на схід від осьового меридіана вважається додатною, а на захід - від'ємною.

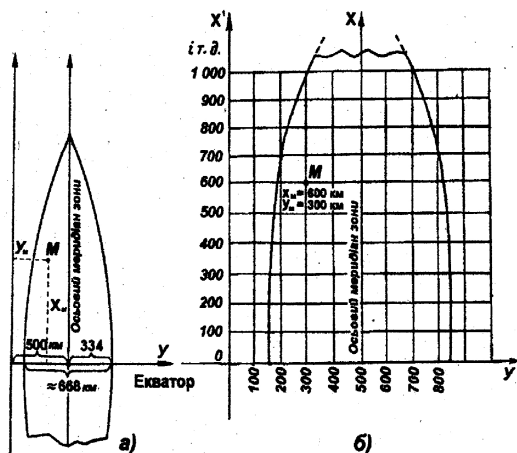


Рис. 2.12. Зображення координатної зони на площині: а) однієї зони; б) частини зони.

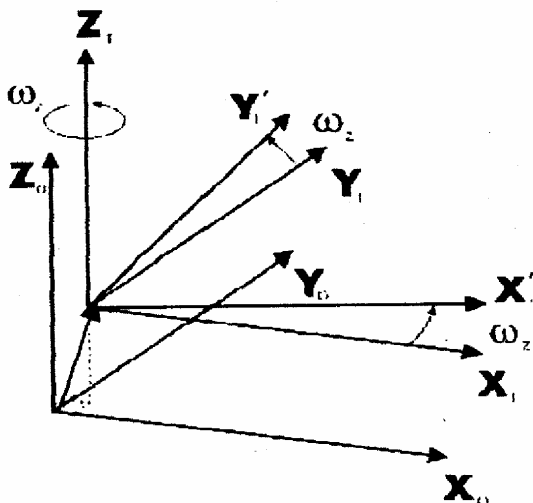


Рис. 2.13. Перехід з однієї системи координат в іншу.

км. Оскільки ширина зони на екваторі складає близько 668 км (рис. 2.12, а), то в межах однієї зони Y може бути від 0 до 834 км, а X - від 0 до 10 000 км.

Крім того, перед значеннями ординати, що отримали, приписують номер зони (від нульового Гринвіцького меридіана), у якій розташовується відповідна точка.

Застосування прямокутних координат у 6-градусних зонах забезпечує обчислення зйомок масштабу 1:10 000 і дрібніше, при цьому лінійні перекручування на краю зони досягають 1:1200, що відповідає точності виміру ліній стрічками (і точності топографічної зйомки масштабу 1:10000).

Якщо прийняти стиснення земного еліпсоїда рівним нулю, тобто вважати Землю кулею, то проекція Гауса перетворюється в рівнокутну поперечно-циліндричну проекцію Ламберта - Гауса.

Дуже близькою за своїми властивостями і розподілом перекручувань до проекції Гауса є так звана універсальна поперечно-циліндрична проекція Меркатора в 6-градусних зонах, що застосовується в даний час у багатьох країнах. Основна відмінність її від проекції Гауса в тому, що масштаб на осьовому меридіані дорівнює не одиниці, а 0,9996.

Система координат 1963 року - система прямокутних координат на площині в триградусних зонах, яка зв'язана з системою координат 1942 року.

Для уникнення від'ємних Y початок відліку вноситься за межі зони на захід на відстань 500 км від перетину осьового меридіана з екватором. У цьому випадку координата Y будь-якої точки на захід від осьового меридіана зони завжди буде додатним числом і за абсолютним значенням менша, ніж 500 км, а координата Y точки на схід від осьового меридіана - завжди більша, ніж 500

Визначення прямокутних координат по геодезичних (геодезичних координат по прямокутних)

Від еліпсоїдальних координат можна перейти до тривимірної прямокутної системи координат з початком відліку в центрі еліпсоїда (геоцентрична система координат), і тоді перехід від одного еліпсоїда до іншого буде визначатися зв'язком геоцентричних систем координат цих двох еліпсоїдів.

У загальному випадку такий зв'язок може бути визначений сьома параметрами зв'язку – зсувом початку координат уздовж кожної осі (три лінійних параметри), поворотами навколо кожної осі (три кутових параметри) і одним масштабним коефіцієнтом. У цілому, це перетворення здійснюється за формулами Хелмерта (Гельмерта). Оскільки повороти і масштабування потрібні не завжди, то іноді використовується більш просте перетворення за трьома параметрами. У деяких випадках для перетворення еліпсоїдів використовуються більш складні рівняння багатомірної регресії.

Перехід з однієї системи в іншу можна представити як сукупність зсуву початку координат на вектор (dx, dy, dz) обертань навколо кожної осі $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ і масштабування (на рисунку 2.13 показано тільки обертання навколо осі Z).

У даний час точні і однозначні параметри зв'язку є не для всіх комбінацій еліпсоїдів. Причому зсув об'єктів на поверхні Землі при використанні різних варіантів може досягати сотень метрів, що для великого масштабу є неприпустимим.

Для визначення *плоских прямокутних координат точки* в системі СК-42, яка розташована в зоні с осьовим меридіаном L_0 , на підставі її геодезичних координат B і L можна використати наступні залежності:

$$\left. \begin{aligned} x &= 6367558,4969 \frac{B''}{\rho} - \left\{ a_0 - [0,5 + (a_4 + a_6 l^2) * l^2] * l^2 N \right\} \sin B \cos B; \\ y &= [1 + (a_3 + a_5 l^2) * l^2] * l N \cos B, \\ \text{де } l &= \frac{(L - L_0)''}{\rho} \end{aligned} \right\} \quad (2.12)$$

- різниця довготи даної точки і осьового меридіана в

градусної зони, у радіанній мірі;

$$\begin{aligned} N &= 6399698,902 - [21562,267 - (108,973 - 0,612 \cos^2 B) \cos^2 B] \cos^2 B; \\ a_0 &= 32140,404 - [135,3302 - (0,7092 - 0,0040 \cos^2 B) \cos^2 B] \cos^2 B; \\ a_3 &= (0,3333333 + 0,001123 \cos^2 B) \cos^2 B - 0,1666667; \\ a_4 &= (0,25 + 0,00252 \cos^2 B) \cos^2 B - 0,04166; \end{aligned}$$

$$a_5 = 0,0083 - [0,1667 - (0,1968 + 0,0040 \cos^2 B) \cos^2 B] \cos^2 B;$$

$$a_6 = (0,166 \cos^2 B - 0,084) \cos^2 B.$$

При визначенні широти та довготи з точністю до 0,0001" координати обчислюються з точністю до 0,001 м. Значення ординати у отримують щодо осового меридіана зони.

Для визначення *геодезичних координат точки* на підставі її прямокутних координат в 6-градусній зоні з L_0 можна використати наступні залежності:

$$\left. \begin{aligned} B &= B_x - [1 - (b_4 - 0,12z^2) * z^2] * z^2 b_2 \rho''; \\ L &= L_0 + l; \\ l &= [1 - (b_3 - b_5 z^2) * z^2] * z \rho'', \end{aligned} \right\} \quad (2.13)$$

де

$$B_x = \beta + \{50221746 + [293622 + (2350 + 22 \cos^2 \beta) \cos^2 \beta] \cos^2 \beta\} 10^{-10} \sin \beta \cos \beta \rho'';$$

$$\beta = (x / 6367558,4969) \rho'';$$

$$z = y / (N_x \cos B_x);$$

$$N_x = 6399698,902 - [21562,267 - (108,973 - 0,612 \cos^2 B_x) \cos^2 B_x] \cos^2 B_x;$$

$$b_2 = (0,5 + 0,003369 \cos^2 B_x) \sin B_x \cos B_x;$$

$$b_3 = 0,333333 - (0,166667 - 0,001123 \cos^2 B_x) \cos^2 B_x;$$

$$b_4 = 0,25 + (0,16161 + 0,00562 \cos^2 B_x) \cos^2 B_x;$$

$$b_5 = 0,2 - (0,1667 - 0,0088 \cos^2 B_x) \cos^2 B_x.$$

Задача перетворення прямокутних координат із однієї 6-градусної зони в іншу (суміжну) полягає в тому, щоб по заданих координатах точки x_1 та y_1 в системі зони 1 з осовим меридіаном L_0^1 визначити координати x_2 та y_2 тієї ж точки в системі зони 2 з осовим меридіаном L_0^2 . Використовуючи формули (2.13), перейти від прямокутних координат точки x_1, y_1 , заданих в системі 1 зони з осовим меридіаном L_0^1 , до геодезичних координат B_1, L_1 . Потім від геодезичних координат B_1, L_1 цієї точки перейти за формулою (2.12) до прямокутних координат x_2 та y_2 в системі другої зони з осовим меридіаном L_0^2 .

Для контролю розрахунків, перетворення координат пропонується виконувати двічі (після переходу зі східної в західну зону зробити зворотний перехід – із західної у східну).

Система полярних координат

Для визначення взаємного положення точок у багатьох випадках зручно користуватися системою полярних координат. Часто вирішення задач у системі полярних координат є найбільш простим і наочним. Незалежно від виду поверхні, елементами полярної системи координат є (рис.2.14):

- полюс (задана початкова точка системи - P);
- полярна вісь (задана лінія, що проходить через полюс системи і виконує функцію осі координат - PP');
- радіус-вектор (відстань від полюса системи до поточної точки поверхні - D);
- полярний кут (кут між полярною віссю і радіус-вектором - Θ).

Рис. 2.14. Система полярних координат на площині.

Полярний кут прийнято вважати додатним при відліку від полярної осі в напрямку руху годинникової стрілки і від'ємним при відліку у зворотну сторону.

У полярній системі координат як полярна вісь може слугувати лінія істинного чи магнітного меридіанів, лінія кілометрової сітки або напрямком на один із віддалених орієнтирів. Кут положення від істинного меридіана, магнітного меридіана або вертикальної лінії кілометрової сітки називається відповідно істинним азимутом, магнітним азимутом або дирекційним кутом.

Різновидом полярних координат є біполярні координати. Біполярні

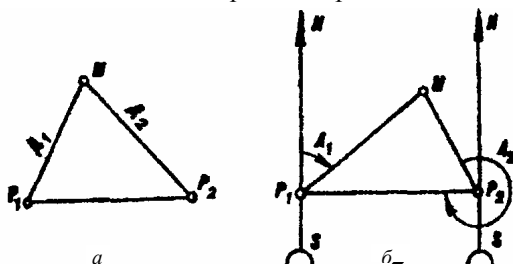


Рис. 2.15. Біполярні координати: відстані D_1 і D_2 (а); кути A_1 і A_2 (б).

координати - це дві лінійні або дві кутові величини (рис. 2.15), які визначають місцезнаходження точки (цілі) відносно двох вихідних точок-полюсів.

Лінійними величинами служать відстані (дистанції) від полюсів до точки, яку визначають. Кутові величини -

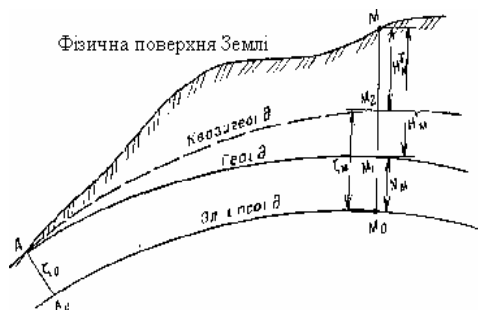


Рис. 2.16. Визначення висоти точки земної поверхні.

магнітні чи істинні азимути, дирекційні кут і кути, які вимірюються від лінії, яка з'єднує вихідні точки.

Система висот

Висота точки земної поверхні H є однією з координат, що визначає фігуру фізичної поверхні Землі щодо прийнятого референц-еліпсоїда.

За допомогою висот зображується рельєф на топографічних картах, здійснюється проектування і будівництво різних споруд. Висота точки над поверхнею земного еліпсоїда називається геодезичною висотою.

Безпосередньо вимірювати висоти над поверхнею еліпсоїда з достатньою точністю неможливо. Прийнято визначати геодезичні висоти H як суму двох вимірюваних додатків: відстані від референц-еліпсоїда до рівня моря (N_M) і відстані від рівня моря до відповідної точки поверхні Землі (H'_M). Обидва додатки є відрізками однієї нормалі до поверхні референц-еліпсоїда (рис.2.16).

$$H_M = H'_M + N_M \quad (2.14)$$

або

$$H_M = H'_M + \xi_M. \quad (2.15)$$

Перша частина (H'_M або H'_M) геодезичної висоти називається висотою над рівнем моря. Друга частина (N_M або ξ_M) геодезичної висоти - висота рівня моря над поверхнею референц-еліпсоїда.

У формулі (2.14) H'_M - висота точки M над поверхнею геоїда (ортометрична висота), а N_M — висота точки M_1 над поверхнею референц-еліпсоїда.

Дослідження показали, що без залучення гіпотез про внутрішню будову Землі, обидва додатки, що сумуються в (2.14) обчислити не можна. Складові правої частини виразу (2.15) можна обчислити точно. У цій формулі H'_M - висота точки M над поверхнею квазігеоїда є нормальною висотою, а ξ_M — аномалія висоти.

Таким чином, при обчисленні висот доводиться мати справу з двома відліковими поверхнями: поверхнею референц-еліпсоїда для обчислення геодезичних висот H та поверхнею квазігеоїда для обчислення нормаль-

ної висоти H' . Нормальна висота показується на топографічних картах при зображенні рельєфу.

Висоту H' можна визначити достатньо точно, якщо застосувати метод геометричного нівелювання і залучити гравіметричні дані. Аномалію висоти ξ визначають методом астрономо-гравіметричного нівелювання.

При переході до системи плоских прямокутних координат 1942 року аномалія висоти в Початковому пункті (ξ_0) визначалась окремо. Для цього було обрано 43 пункти, що рівномірно розташовані в межах астрономо-геодезичної мережі. У кожному пункті визначалась висота ξ_0 геоїда над поверхнею референц-еліпсоїда методом астрономо-гравіметричного нівелювання. У результаті порівняльних обчислень було знайдено, що $\xi_0 < 1$ м. Тому було вирішено висоту геоїда над референц-еліпсоїдом у Початковому пункті Пулково прийняти рівною нулю.

Для обчислень висот пунктів була прийнята Балтійська система висот. З уведенням Балтійської системи пункти державної геодезичної мережі обчислюють у єдиній системі висот. Потім на основі проведення нової обробки усіх високоточних нівелірних мереж була встановлена нова система висот, названа Балтійською системою висот 1977 року. Висоти всіх пунктів даються в цій системі висот.

2.2. Загальна класифікація та принципи роботи навігаційних систем

У сучасних умовах для забезпечення гнучкого і безперервного управління пересуванням, зосередженням, маневром військ, бойової і спеціальної техніки необхідна точна інформація про місцезположення рухомих об'єктів.

У навігації маємо справу з рухом керованих об'єктів, положення яких описується відносно визначеної системи відліку.

Рух керованого об'єкта в будь-якій системі відліку завжди буває цілеспрямованим, тобто він планується (розраховуються траєкторія, швидкість, прискорення та напрям руху). У реальних умовах на тіло, яке рухається, діють різноманітні сили та моменти, що збурюють (детерміновані та випадкові). Тому навігаційний процес у системах управління рухом НРО складається з таких послідовних операцій:

- визначення необхідного закону руху об'єкта;
- вимірювання характеристик дійсного руху об'єкта;
- порівняння параметрів дійсного положення об'єкта з заданим та визначення відхилення;
- вироблення керуючих сигналів (команд) та передача їх на виконавчі органи з метою виконання заданого закону руху.

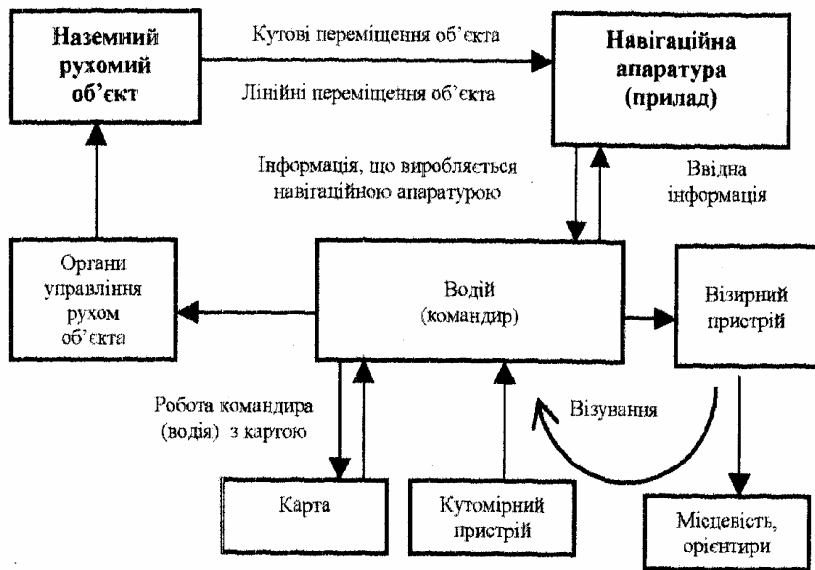


Рис. 2.17. Схема навігаційного керування наземним рухомим об'єктом.

На рис. 2.17 наведена загальна схема навігаційного керування НРО. Цей процес зводиться до такого:

- командир (водій), використовуючи візирні і кутомірні пристрої, орієнтири на місцевості і карту, готує вихідні дані, які вводить у навігаційну апаратуру;
- у процесі руху об'єкта навігаційна апаратура автоматично визначає його лінійні і кутові переміщення та виробляє навігаційну інформацію, що враховується командиром (водієм) при виборі подальшого маршруту руху.

Для навігаційного керування НРО на сучасному етапі використовуються різноманітні технічні засоби і фізичні принципи.

Для отримання навігаційної інформації з метою управління рухом центру маси об'єкта на його борту устаноковуються різноманітні технічні засоби навігації. Виходячи з особливостей використання фізичного явища усі засоби навігації можна поділити на такі категорії:

- механічні та електромеханічні (дія цих приладів заснована на законах механіки та електромеханіки – механічні, гідравлічні та аеродинамічні лаги, тахометри, гіроскопічні компаси, інерціальні системи навігації та інше);

- магнітні (компаси, гірокомпаси, магнітометри);
- радіотехнічні (у цих засобах використовуються радіосигнали як носії навігаційної інформації. До них відносяться: радіонавігаційні системи, радіолокатори, радіовисотоміри, радіопеленгатори, доплерівські вимірювачі кутової швидкості та інші);
- оптичні та квантово-оптичні (оптичні секстанти, пеленгатори, світловіддалеміри, інфрачервоні пеленгатори, лазерні локатори та інші);
- акустичні та гідроакустичні (базуються на метричних властивостях акустичного поля, яке утворюється джерелом звуку в атмосфері або в гідросфері - гідроакустичні системи, гідролокатори, ехолоти, акустичні пеленгатори та інші);
- радіаційні (дія заснована на вимірюванні відстані до об'єкта, який випромінює гамма-частини).

Різноманітність засобів навігації пояснюється тим, що для різних фізичних умов середовища необхідні найбільш придатні прилади визначення навігаційної інформації.

В основі будь-якого методу навігаційного забезпечення різноманітних об'єктів лежить вимірювання їх місцезнаходження відносно будь-яких точок, координати яких відомі. У традиційних методах астронавігації як орієнтири використовуються Сонце, Місяць та зірки, у методах наземної радіонавігації — радіомаяки з фіксованими відомими координатами, у магнітних методах — полюси Землі.

За своїм принципом дії системи навігації можна умовно поділити на такі групи:

- інерціальні навігаційні системи;
- системи навігації одометричного типу;
- радіонавігаційні системи;
- супутникові (космічні) навігаційні системи;
- комплексні навігаційні системи.

Інерціальна навігаційна система (ІНС) - це система навігаційних пристроїв, в основу роботи яких покладені класичні (ньютонівські) закони механіки. В ІНС вихідною (головною) системою відліку, стосовно якої здійснюються інерціальні вимірювання, є інерціальна (абсолютна, тобто нерухома щодо зірок) система. За допомогою ІНС визначають координати, швидкість, прискорення і інші основні параметри руху об'єкта.

Принцип дії ІНС полягає в моделюванні (представленні) поступового руху об'єкта, який характеризується зміною в часі прискорення, швидкості і координат, подібним процесом руху в просторі сприймального елементу (трикомпонентного акселерометра).

Акселерометр - прилад для виміру прискорення (перевантажень), що виникає на об'єктах, які рухаються. Акселерометри розрізняють:

- залежно від виду руху - лінійні і кутові;
- за принципом дії - механічні, електромеханічні та інші;
- за призначенням - що вимірює прискорення як функцію часу або шляху і максимальний, що визначає момент досягнення об'єктом заданого значення прискорення або максимального значення прискорення у швидкісному процесі.

Прискорення сприймається:

- у лінійному (з одним ступенем вільності) механічному акселерометрі - маятниковим пристроєм, у якому під дією прискорення виникає відхилення маятника від положення рівноваги;
- в електромеханічному акселерометрі - тензодатчиком, що змінює свій електричний параметр (опір, індуктивність або ємність) залежно від механічної деформації, яка пропорційна прискоренню;
- у максимальному акселерометрі - або маятниковим пристроєм, що розриває контакт в електричному ланцюзі при досягненні об'єктом заданого значення прискорення, або п'єзоелектричним датчиком, що виробляє електричну напругу при механічному стисканні під дією сил інерції.

Рівняння руху сприймального елемента в інерціальній системі координат є основним рівнянням інерціального методу визначення параметрів руху і у загальному випадку має вигляд:

$$\varpi = \frac{d^2 r_M}{dt^2} - \bar{F}(\bar{r}_M), \quad (2.16)$$

де ω - прискорення, що вимірюється акселерометром;

r_M - радіус-вектор точки M (центра мас сприймального елемента) в інерціальній системі координат;

F - сила притягання одиниці маси сприймального елемента в точці M (прискорення тяжіння).

Сутність інерціального методу полягає у вимірі акселерометром відхидного параметра (прискорення) і інтегруванні основного рівняння: одинарного - для визначення швидкості, подвійного - для визначення координат.

Основними елементами ІНС є (рис. 2.18 – 1, 2, 3, 4):

- блок інерціальних вимірювачів і побудувачів напрямків у просторі (рис. 2.18 – 1) (акселерометри і гіроскопічні пристрої), за допомогою якого реалізується задана орієнтація вимірювальних осей і з якого видається вимірювальна інформація в обчислювач;

- обчислювальний блок (рис. 2.18 – 2), у ньому здійснюються інтегрування основного рівняння, обчислення необхідних параметрів руху B , формування сигналів (у деяких інерціальних навігаційних системах) керування орієнтацією інерціальних вимірювачів і сигналів компенсації систематичних похибок (прискорення тяжіння, поворотного прискорення, від несферичності Землі та ін.);

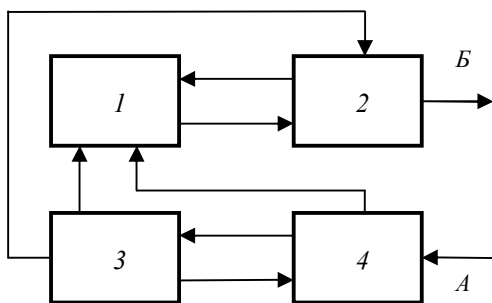


Рис. 2.18. Блок-схема інерціальної навігаційної системи (пояснення в тексті).

- блок часу (рис. 2.18 – 3), з якого в блоки 1, 2 і 4 надходять сигнали світового часу;
- блок введення (рис. 2.18 – 4), в нього вводиться початкова інформація A для орієнтації інерціальних вимірювачів і інтегрування основного рівняння.

Інерціальні навігаційні системи розрізняють:

- за орієнтацією напрямків осей чутливості інерціальних вимірювачів (з довільною орієнтацією, з орієнтацією по зірках, по осях, жорстко зв'язаних з об'єктом, з незмінною орієнтацією щодо небесного тіла, з горизонтальною орієнтацією та ін.);
- за способом побудови вертикалі місця (з аналітичною або розрахунковою вертикаллю, з інерціальним побудувачем вертикалі);
- за наявністю стабілізованої платформи (на гіростабілізованих платформах або безплатформні та ін.).

Одометрична навігаційна система (ОНС) – система, в якій швидкість руху на кожній прямолінійній ділянці шляху вимірюється за числом обертів коліс (трансмисії) транспортного засобу. Курсовий кут на такій ділянці визначається за допомогою гірокомпаса. Як правило, до складу ОНС входять гірокомпаси, гірокурсказівники, обчислювальні блоки та одометричні датчики.

Сучасні ОНС мають граничну відносну похибку визначення координат порядку 1,5% від пройденого шляху за 5 - 7 годин роботи або руху. Такі одометричні навігаційні системи забезпечують вихід підрозділу в район призначення за існуючими нормативами. Для зняття похибок визначення місця положення, що нагромаджуються, здійснюється прийом

контрольного орієнтування. Його проводять на опорних пунктах, координати яких відомі. Цей спосіб дозволяє визначити координати будь-якого об'єкта і дирекційний кут напрямку руху (прицілювання) з досить високою точністю (25-30 м або 4 поділки кутоміра (п.к.) відповідно). Але він має ряд недоліків:

- опорних пунктів може не бути в зоні прямої видимості. Уночі їх не видно, вони можуть бути приховані пилом, туманом, димом, снігом. Під'їзд до них інколи неможливий;
- унаслідок того, що час роботи одометричної навігаційної системи з гарантованою точністю невеликий, екіпаж НРО змушений майже постійно відволікатися на пошук орієнтирів;
- контрольне орієнтування вимагає певних витрат часу на його проведення і пов'язано із зупинкою НРО поблизу опорного пункту та виходом екіпажу з об'єкта.

Для корекції параметрів одометричних систем навігації у процесі висунання в район призначення це можна вважати прийнятним, оскільки вимоги до точності визначення координат у цьому разі складають 1000 - 1500 м, і контрольне орієнтування проводиться досить рідко (через 1,5 - 2 години). Але при вирішенні задач управління підрозділом у бою похибки визначення місцеположення НРО не повинні перевищувати 40-50 м. У цьому випадку одометричні системи навігації вказану точність забезпечують у межах десятка хвилин і час роботи ОНС стає наближеним до часу, що витрачається на контрольне орієнтування.

Інерціальні та одометричні навігаційні системи, що використовуються у СВ, відносяться до автономних навігаційних систем (АНС). Вони, після початкового орієнтування, забезпечують безперервні визначення навігаційних параметрів у будь-яких умовах, не випромінюючи при цьому ніяких сигналів, і тим самим забезпечується повна прихованість їх роботи. Крім того, вони повністю завадозахищені. Основним недоліком АНС є їх тенденція накопичувати з часом похибки, що вимагає пошуку опорних пунктів для проведення контрольного орієнтування і корекції датчиків АНС.

Найбільш повно у досягненні навігаційних цілей зарекомендували себе комплексні системи навігації. До складу таких систем входять елементи автономних навігаційних систем і радіонавігаційних систем як наземного, так і космічного базування.

Спільна обробка навігаційної інформації, що отримується від різних незалежних систем навігації, дозволяє підвищити точність визначення місцеположення окремих наземних рухомих об'єктів, а значить і ефективність управління військами.

Радіонавігація - сукупність операцій по забезпеченню водіння об'

ектів, що рухаються, (літальних апаратів, судів, машин і ін.), а також по наведенню управляючих об'єктів за допомогою радіотехнічних засобів.

При вирішенні основних задач навігації (визначення місця розташування об'єктів і навігаційних елементів їхнього руху) у радіонавігації використовують спеціальні радіотехнічні засоби. Дія радіотехнічних засобів заснована на використанні особливостей поширення радіохвиль: поширення радіохвиль над поверхнею Землі відбувається по найкоротшій відстані між пунктами випромінювання і прийому; швидкість поширення постійна; радіопромінь, відбитий від іоносфери і падаючий на неї, лежать в одній площині.

Радіонавігаційні засоби підрозділяють:

- за родом розв'язуваних ними задач і повноти їх рішення - на радіонавігаційні пристрої, що забезпечують рішення тільки часткових навігаційних задач, і радіонавігаційні системи, що забезпечують рішення складних комплексних навігаційних задач;
- за діапазоном використовуваних радіохвиль – відповідно до регламенту радіозв'язку;
- за параметрами радіосигналів, які використовуються при вимірі навігаційних елементів, – на амплітудні, фазові, частотні, часові і комбіновані (амплітудно-часові, фазово-часові і т.п.);
- за методом визначення ліній положення – на кутомірні (азимутальні), далекомірні (кругові) і комбіновані (кутомірно-далекомірні, різницево-далекомірні);
- за кількістю рухомих об'єктів, які забезпечуються навігаційною інформацією - на засоби обмеженої і необмеженої пропускну здатності.

Радіонавігаційні засоби також можуть класифікуватися і по інших ознаках (автономні і неавтономні радіонавігаційні засоби й ін.).

Радіонавігаційна система (РНС) - комплекс із декількох однотипних або різнотипних радіонавігаційних засобів (пристроїв), що взаємодіють між собою (по радіоканалах або в рамках єдиної структурної схеми), які забезпечують при спільній роботі визначення місцеположення об'єктів, що рухаються, і рішення інших комплексних задач навігації. Місця розміщення радіонавігаційних пристроїв називаються опорними радіонавігаційними точками (РНТ), координати яких визначені з необхідною точністю.

Найбільше поширення в радіонавігації одержали різницево-далекомірні (гіперболічні) і кутомірно-далекомірні (полярні) радіонавігаційні системи.

Різницево-далекомірна радіонавігаційна система – це система у якій використовують фазовий або імпульсно-фазовий метод виміру різниці

відстаней. Така система, як правило, складається з трьох (або більше) наземних передавальних радіостанцій і спеціального бортового (на борту рухомого об'єкту) прийомоіндикаторного пристрою. Одна з наземних станцій є ведучою, вона випромінює робочі сигнали, які одночасно є синхронізуючими для двох інших (відомих) станцій. Відомі станції випромінюють робочі сигнали синхронно з ведучою, але з визначеною затримкою в часу, яка вводиться штучно.

Наземні станції імпульсно-фазових радіосистем випромінюють робочі сигнали в імпульсному режимі на одній несучій частоті, а станції фазових - на різних несучих частотах у режимі безперервних коливань (або посилок несучих коливань). На борту рухомого об'єкту сигнали, що випромнені станціями, приймаються і порівнюються час їхнього приходу (з урахуванням затримки). Дві наземні станції (ведуча і одна з відомих) забезпечують вимір однієї лінії положення (гіперболи), а три (і більше) наземних станцій - визначення місця розташування і інших навігаційних елементів об'єкта, що рухається. Для кожної гіперболічної радіостанції випускаються спеціальні карти, на яких з великою точністю нанесені сімейства гіпербол, кожна з яких відповідає визначеній різниці часу приходу сигналів від відповідних ведучої і відомої радіостанцій, розташованих у відомих географічних пунктах. Координати рухомого об'єкту визначаються точкою перетинання двох гіпербол.

Для навігації при значних відстанях (більше 500 - 600 км) найчастіше застосовуються довгохвильові гіперболічні імпульсно-фазові системи і понаддовгохвильові гіперболічні фазові системи, кожна з яких має, як мінімум, три могутні наземні передавальні радіостанції.

Довгохвильові радіосистеми працюють у діапазоні частот 70-130кГц, наземні станції цих систем мають імпульсну потужність до 4 МВт, і при відстанях (базі) між станціями до 1000-1300 км забезпечується дальність дії до 2000 км при проведенні вимірів по поверхневому променю і до 5000 км - по просторовому променю. У робочій зоні такої радіосистеми точність (середньоквадратична похибка) визначення місця розташування об'єкта по поверхневому променю становить 600-1250 м.

Понаддовгохвильові радіосистеми працюють у діапазоні частот 10-14 кГц, їхні наземні станції безупинно випромінюють сигнали потужністю до 100 кВт, і при базових відстанях 2 - 4 тис. км забезпечується дальність дії 5-10 тис. км. У робочій зоні такої радіосистеми точність (середньоквадратична похибка) визначення місця положення об'єкта становить близько 1-2,5 км вдень і в 2 (і більше) разів гірше вночі.

Довгохвильові імпульсно-фазові радіосистеми з рухомими наземними станціями (що перевозяться) при малих базових відстанях (порядку 200 - 300км) забезпечують дальність дії до 400-600 км. Крім високоточної

навігації літаків і кораблів на малих відстанях, ці радіосистеми завдяки використанню частот близьких 100 кГц дозволяють забезпечувати також високоточне водіння різного роду наземних (сухопутних) рухомих об'єктів.

Кутомірно-далекомірні радіосистеми складаються, як правило, з наземних всенаправлених радіомаяків, що служать для виміру азимутів (фазовим або імпульсно-фазовим методом), і бортових імпульсних радіодалекомірів, що призначені для виміру дальності. Місце розташування рухомого об'єкту визначається шляхом виміру на об'єкті дальності до радіомаяка і визначення азимута на нього. Такі радіосистеми працюють у діапазоні УКХ (на частотах 0,1 - 1 ГГц) і мають дальність дії, обумовлену, практично, прямою геометричною видимістю. Найкраща точність визначення цими радіосистемами азимутальної лінії положення складає до 0,250 і далекомірної (кругової) лінії положення - до 100 - 200м.

Супутникова радіонавігаційна система (СРНС) – це така РНС, у якій роль опорних радіонавігаційних точок (РНТ) виконують штучні супутники Землі (ШСЗ), які несуть навігаційну апаратуру. Навігаційні ШСЗ (НШСЗ) є аналогом нерухомих РНТ, що представляють собою опорні пункти наземних РНС. Перенос РНТ з наземних точок з фіксованими географічними координатами в точки, які роблять орбітальний рух, привів до істотних змін у побудові цих РНС. Якщо наземні РНС містять у якості основних своїх ланок тільки апаратуру РНТ і споживачів, то СРНС містять у собі ряд додаткових ланок. Спрощена структурна схема СРНС (рис.2.19) включає космодром, мережу (систему) НШСЗ, командно-вимірювальний комплекс (КВК), центр управління (ЦУ) і апаратуру споживача.

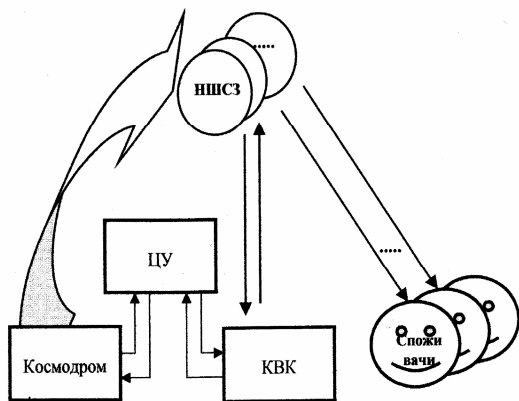


Рис. 2.19. Спрощена структурна схема СРНС.

Командно-вимірювальний комплекс (КВК), центр управління (ЦУ) і апаратуру споживача.

Космодром забезпечує виведення НШСЗ на необхідні орбіти при первинному розгортанні СРНС, а також періодичне поповнення числа НШСЗ у міру вироблення кожним з них ресурсу. Головними об'єктами космодрому є технічна позиція і стартовий комплекс. Технічна позиція забезпечує прийом, збереження і зборку ракето-

носіїв і НШСЗ, їхнє випробування, заправлення і стикування. У число задач стартового комплексу входять: доставка носія з НШСЗ на стартову площадку, установка на пускову систему, передпольотне випробування, заправлення носія, наведення і пуск. Додані космодрому командно-вимірювальні засоби по телеметричному і траєкторному каналах контролюють роботу бортових систем і траєкторію польоту на ділянці виводу на орбіту.

Мережа НШСЗ являє собою сукупність джерел навігаційних сигналів, що передають одночасно значний обсяг службової інформації. На НШСЗ розміщується різноманітна апаратура, засоби просторової стабілізації, апаратура траєкторних вимірів, телеметрична система, апаратура командного і програмного управління, системи енергоживлення і терморегулювання. З навігаційними блоками взаємодіють бортовий еталон часу і бортова ЕОМ.

Командно-вимірювальний комплекс служить для постачання НШСЗ службовою інформацією, необхідною для проведення навігаційних сеансів, а також для контролю за НШСЗ і для управління ними як космічними апаратами. Для цього за допомогою наземних засобів КВК виконується телеметричний контроль за станом супутникового сузір'я і управління його роботою, здійснюється визначення параметрів руху НШСЗ і управління їхнім рухом, проводиться звірення і узгодження бортової і наземної шкал часу, а також ведеться забезпечення споживача ефемеридною інформацією, тобто відомостями про поточні координати сузір'я НШСЗ, інформацією про стан їхніх бортових шкал часу, а також необхідними виправленнями.

Координує функціонування всіх елементів СРНС центр управління (ЦУ), що зв'язаний інформаційними радіолініями та радіолініями управління з космодрому і КВК.

Апаратура споживачів призначається для прийому сигналів від НШСЗ, вимірювання навігаційних параметрів і обробки вимірів. Для рішення навігаційних задач в апаратурі споживача передбачається спеціалізована ЕОМ.

Різнороманітний розподіл функцій між ланками СРНС, особливості структурних зв'язків, специфіка організації навігаційної роботи системи обумовлює класифікацію СРНС:

- за місцем вирішення навігаційної задачі (системи самовизначення та системи іновизначення) ;
- за ступенем активності споживача (активна система – у споживача є навігаційний передавач, пасивна система – передавач у споживача відсутній);
- за темпом видачі визначених параметрів руху (системи дискретної дії та системи безперервної дії);

- за висотою орбіт НШСЗ (система низькоорбітальна, система середньоорбітальна та система високоорбітальна);
- за організацією вимірювань споживачем (система одноканальна та система багатоканальна);
- за параметрами вимірювального каналу (система з координатними вимірюваннями та система із швидкісними вимірюваннями);
- за характером ефемеридного забезпечення (система з ефемеридним забезпеченням по прогнозу та система з уточненням ефемерид у навігаційному сеансі);
- за розміром робочої зони (глобальна система та регіональна система).

Комплексна (комбінована) навігаційна система – система, що включає радіонавігаційні пристрої не взаємодіючих між собою радіонавігаційних систем:

- автоматизовані системи керування повітряним рухом на повітряних трасах і в приаеродромних зонах - забезпечують ешелонування літальних апаратів по висоті, у подовжньому і бічному напрямках (і тим самим запобігання зіткненню апаратів у повітрі), впізнання приналежності апаратів, їхній захід на посадку;
- системи посадки літаків на палубу корабля;
- системи забезпечення безпечного водіння і лоцманської проводки судів у гаванях, фарватерах і т.д.

2.3. Державна система навігаційного забезпечення і управління рухомими об'єктами

Державна політика навігаційного забезпечення формується виходячи з необхідності створення умов отримання користувачем (аерокосмічним, морським, річковим, наземним та іншим) у будь-який точці Землі в реальному масштабі часу надійної навігаційної інформації, достатньої для вирішення народногосподарських та оборонних задач при мінімально можливих затратах.

Широкому колу споживачів для досягнення різноманітних власних цілей з дотриманням правил техніки безпеки руху у повітряному, морському, річковому та наземному просторах, де здійснюється суверенітет України, необхідні координатно-часові, навігаційні дані та дані висвітлювання обстановки, відображення ситуацій, управління рухом та маневруванням. Вимоги споживачів визначаються задачами, які вирішуються при використанні навігаційних систем (НС). Задачі, що вирішуються при використанні НС, поділяються на наступні групи:

- пов'язані з пересуванням рухомих об'єктів (транспортні задачі);

- геодезичної прив'язки;
- спеціальні, у тому числі військові, що визначаються Міністерством оборони України.

Значні відмінності динамічних характеристик різних транспортних засобів вимагають урахування умов їхнього руху при навігаційному забезпеченні повітряних, морських, річкових та наземних споживачів, а також при геодезичній прив'язці об'єктів навігації. Особливе місце займають завдання навігації космічних апаратів.

У процесі вирішення транспортних задач змінюються умови руху об'єктів, а відповідно до цього змінюються і вимоги до навігаційних систем.

Навігація наземних транспортних засобів має специфіку навігаційного забезпечення при переміщенні за довільними та встановленими маршрутами (зокрема у межах міста).

Інша група завдань - це геодезична прив'язка, що пов'язана з виконанням робіт у таких напрямках:

- картографія та океанографія;
- кадастровий державний реєстр;
- геологорозвідка та добування корисних копалин;
- розташування радіобуїв, платформ та опорних станцій;
- створення геодезичних мереж, проведення земельних робіт.

На рис. 2.20 представлена структура задач, що вирішуються при використанні НС.

Існуючі навігаційні системи залежно від призначення технічних засобів розподіляються на два класи:

- навігаційні системи для забезпечення власних потреб рухомого автономного об'єкта;
- системи спостереження, що забезпечують інтегровану багатокритеріальну характеристику об'єкта та мають значну робочу зону, в якій одночасно працює багато об'єктів.

Усі існуючі навігаційні системи, що розробляються, залежно від формування навігаційних полів та розташування (базування) технічних засобів поділяються так:

- наземні (стаціонарні та мобільні);
- космічні (супутникові).

Класифікація існуючих в Україні навігаційних систем наведена на рис. 2.21.

В Україні створюється система навігаційного забезпечення (СНЗ) із застосуванням навігаційних полів NAVSTAR та ГЛОНАСС. Планується побудувати національну наземну корегуючу систему на принципах широкозонної диференційної навігації.

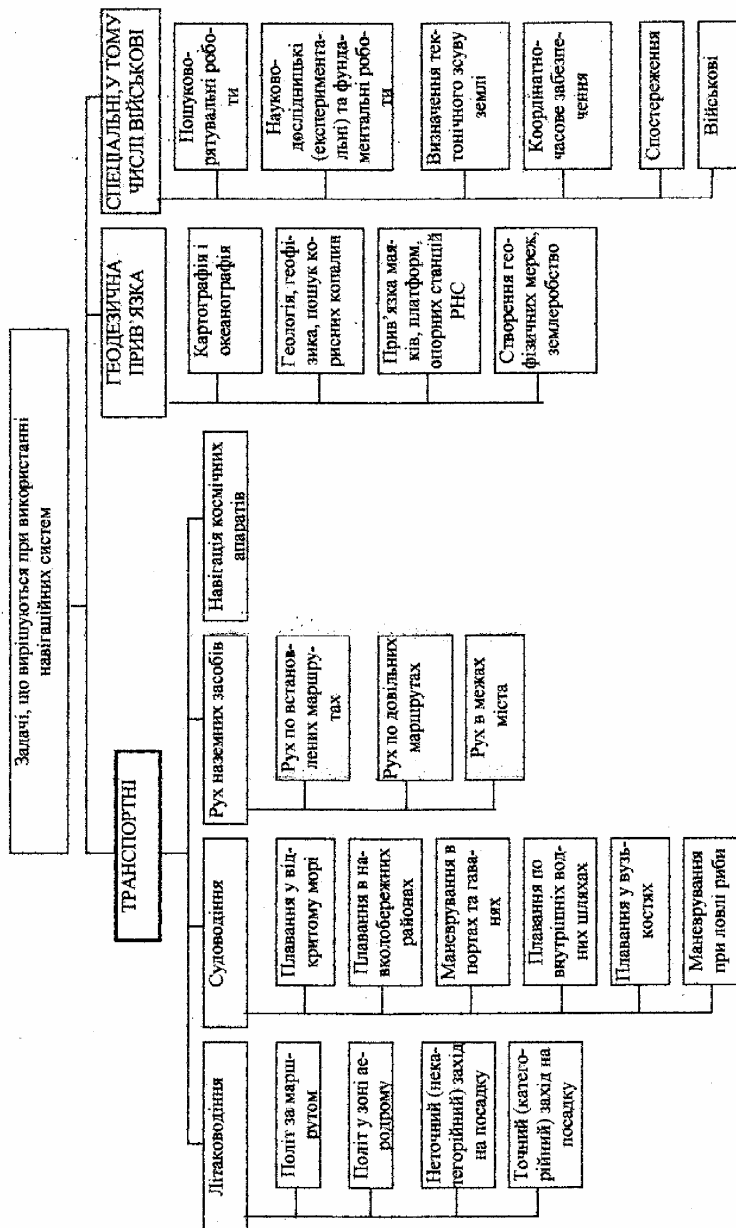


Рис. 2.1. Структура завдань, що вирішуються за допомогою НС

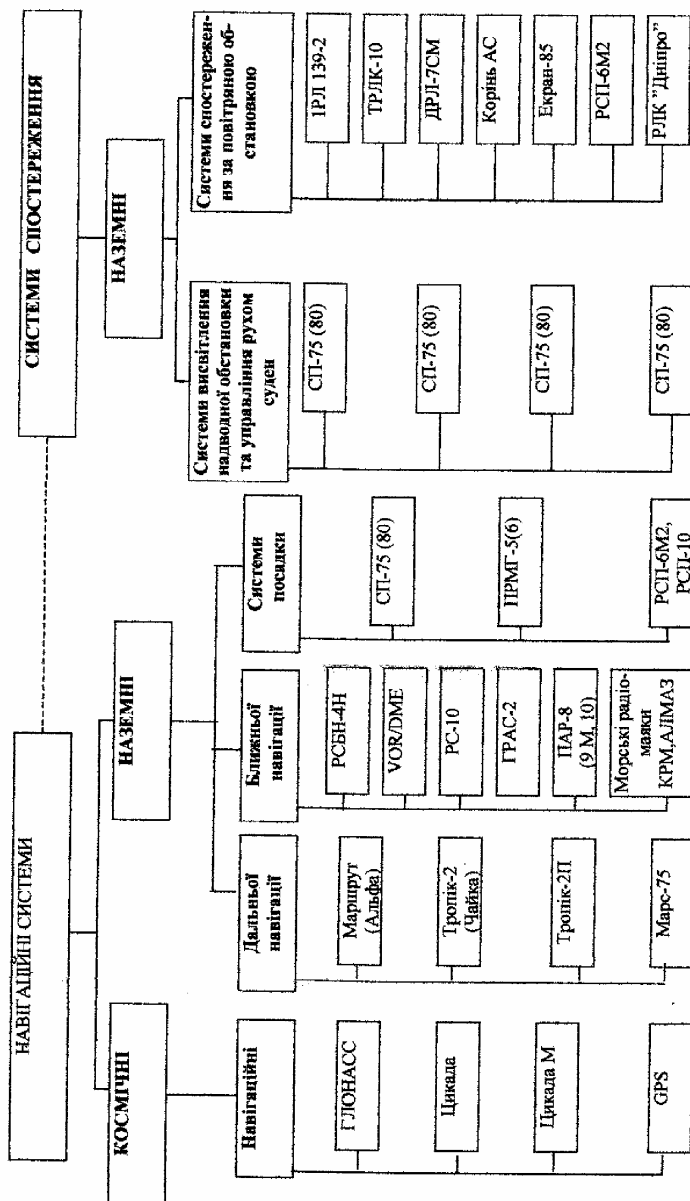


Рис. 2.2. Класифікація існуючих в Україні НС

Наземний сегмент СНЗ буде мати:

- центр контролю навігаційного поля;
- головна контрольна станція широкозонної мережі і центр обробки та передачі інформації;
- регіональні пункти контролю навігаційного поля;
- локальні контрольні станції та їх мережі.

Доведення диференційної корегуючої інформації планується радіо-каналами УКХ-, СХ-, ДХ-діапазонів та із застосуванням КЛА зв'язку.

2.4. Складові загальнодержавної системи навігаційного забезпечення

Усі наземні навігаційні системи за відстанню дії на площі обслуговування поділяються на системи:

- радіотехнічні дальньої навігації;
- радіотехнічні близької навігації;
- посадки;
- висвітлення надводної обстановки та управління рухом суден та кораблів;
- спостереження за повітряною обстановкою.

Радіотехнічні системи дальньої навігації. На території СНД, у тому числі в Україні, різними групами споживачів експлуатуються та використовуються такі радіотехнічні системи дальньої навігації: «Маршрут» («Альфа»), «Тропік-2» («Чайка»), «Тропік-2П», «Марс-75».

Системи «Маршрут» («Альфа»), «Тропік-2» («Чайка») є стаціонарними, а системи «Тропік 2П», «Марс-75» - мобільними.

Система «Маршрут» («Альфа») є різницево-далекомірною вимірювальною фазовою радіотехнічною системою, що призначена для забезпечення континентальних та океанських польотів літаків, плавання морських надводних та підводних суден у відкритих водах.

Система «Тропік-2» («Чайка») є різницево-далекомірною імпульсно-фазовою радіотехнічною системою, що служить для визначення місцезнаходження рухомих об'єктів усіх груп споживачів в регіонах інтенсивного руху із точністю, що достатньо для вирішення транспортних завдань, включаючи позакатегорійний захід на посадку літаків, плавання суден у прибережних водах і управління рухом наземного транспорту.

Система «Тропік-2П» є різницево-далекомірною імпульсно-фазовою радіотехнічною системою, що призначена для забезпечення вирішення завдань в окремих локальних районах. Система «Тропік-2П» може з'єднуватись зі стаціонарною РНС. Систему «Тропік-2» («Чайка») можна

використовувати і для нарощування її радіонавігаційних полів.

Система «Марс-75» є різницево-далекомірною вимірювальною, фазовою радіонавігаційною системою, що розроблено на замовлення Міністерства оборони і призначено для забезпечення судноводіння, виконання гідрографічних та спеціальних робіт, а також польотів літаків зі швидкістю, що не перевищує 1000 км на годину.

Розвиток економічних стосунків з державами СНД і державами, що географічно наближені до СНД, вимагає використовувати системи далекої навігації разом із системами супутникової навігації. Кожна з них у критичних ситуаціях працює як резервна.

Радіотехнічні системи ближньої навігації. На сьогодні перебувають в експлуатації і використовуються споживачами такі радіотехнічні системи ближньої навігації: РСБН-4Н, ПРА-8 (9М,10), VOR/DME, РС-10, ГРАС-2, КРМ, «Алмаз».

Системи РСБН-4Н, ПРА-8 (9МД0), VOR/DME використовуються повітряними споживачами, а системи РС-10, ГРАС-2, КРМ, «Алмаз» - морськими.

Систему РСБН-2Н та її модифікації (РСБН-4Н, РСБН-6Н, РСБН-8Н) призначено для забезпечення літаководіння по повітряних трасах, для виходу у район літовища і позакатегорійного заходження літаків на посадку. Система працює за принципом «запитання-відповідь», пропускну спроможність не більше 100 літаків водночас, навігаційна інформація видається в полярних координатах (відстань-азимут).

Система РС-10 за принципом роботи є аналогічною системі БРАС-3, але має кращі тактико-технічні та експлуатаційні характеристики.

Систему ГРАС-2 призначено для вирішення завдань гідрографії та інших спеціальних завдань, що вимагають високої точності визначення місцезнаходження.

Морські радіомаяки (КРМ, «Алмаз») являють собою радіостанції з кутовим випромінюванням сигналів у діапазоні 285-315 КГц. Визначення напрямку на них можливе при використанні на судах радіопеленгаторів із похибкою не більше 3^0 .

Частину радіомаяків, що знаходяться в експлуатації, планується утримувати в робочому стані для використання при створенні морських навігаційних станцій диференційного режиму.

Системи посадки. За призначенням системи посадки забезпечують отримання на борту літака, видачу екіпажу та в систему автоматичного управління інформації про величину і знак відхилення від установленної траєкторії зниження, а також визначення моментів проходження характерних точок під час посадки і заходження на посадку.

Повітряні споживачі використовують наступні системи посадки:

- системи метрового діапазону СП-75 (80);
- системи дециметрового діапазону ПРМГ-5 (6).

Системи СП-75 (80) є стаціонарні, а системи ПРМГ-5 (6) - стаціонарні та мобільні.

У цивільній авіації в теперішній час використовують лише системи СП-75, СП-80, які формують траєкторію посадки літака та забезпечують посадку у складних метеоумовах.

Система ПРМГ-5 (6) має призначення, що аналогічне системі СП-75 (80), але вона визначена для забезпечення військових повітряних споживачів. Для роботи в системі ПРМГ-5 (6) використовується апаратура споживачів РСБН.

На цивільних повітряних судах апаратура РСБН задіяна у режимі роботи по сигналах ПРМГ для забезпечення інструментальної посадки на літовищах спільного базування та, при необхідності, на військових літовищах.

Системи спостереження. Системи спостереження умовно розподіляються на два основних типи:

- система спостереження за повітряною обстановкою;
- система висвітлення надводної обстановки (СВНО) і управління рухом суден та кораблів (СУРС).

Системи спостереження за повітряною обстановкою України містять:

- 1) трасові первинні оглядові РЛС, що мають відстань дії до 350 км:
 - 1РЛ139-2;
 - ТРЛК-10 (первинний канал);
- 2) літовищні вторинні оглядові РЛС, що мають відстань дії від 120 до 180км:
 - ДРЛ-7СМ;
 - «Екран-85» (первинний канал);
- 3) трасові вторинні оглядові РЛС, що мають відстань дії до 350 км:
 - «Корінь-АС»;
 - ТРЛК-10 (вторинний канал),
- 4) літовищні вторинні оглядові РЛС, що входять до складу ДРЛ-7СМ, «Екран-85», «Корінь-АС» як вторинний канал.

Система висвітлення надводної обстановки і управління рухом суден та кораблів. СВНО і СУРС, в основному, оснащуються РЛС типу 1РЛ139 (відстань дії до 200 км), МР-212/201, МР-244, «Наяда», «Дон» (відстань дії до 40-50 км).

До складу технічних засобів СВНО і СУРС разом із береговими РЛС можуть входити локальні контрольно-корегуючі станції супутникових навігаційних систем.

Космічні навігаційні системи. За призначенням космічні системи поділяються на навігаційні та геодезичні.

На цей час створені та використовуються споживачами такі космічні навігаційні системи (КНС):

- космічна навігаційна система «Цикада-М» (МО РФ);
- космічна навігаційна система «Цикада» (МО РФ);
- глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС (МО РФ);
- глобальна навігаційна супутникова система GPS (МО США).

Космічна навігаційна система «Цикада-М». За призначенням, принципом визначення місцезнаходження а для визначення координат місцезнаходження споживачів у будь-якому районі Світового океану незалежно від пори року, доби, часу та метеоумов. До складу системи входить 6 космічних апаратів (КА), які знаходяться на кільцевих орбітах на висоті 1000 км із кутом нахилу 83° .

Система «Цикада-М» забезпечує визначення координат місця із середньоквадратичною похибкою (СКП) 80 м. Залежно від географічного положення судна дискретність обсервації складає 10-55 хвилин.

Космічна навігаційна система «Цикада». За призначенням, принципом визначення місцезнаходження та характеристиками космічна навігаційна система «Цикада» аналогічна системі «Цикада-М».

До складу системи входять 4 КА. КНС «Цикада» доповнює систему «Цикада-М». Спільне використання цих систем забезпечує скорочення дискретності обсервації до 30 хв на екваторі.

Глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС. Середньоорбітальна космічна навігаційна система ГЛОНАСС призначена для визначення координат місцезнаходження споживачів у будь-якому районі земної кулі незалежно від пори року, доби, часу та метеоумов.

Система ГЛОНАСС визначена як основний засіб радіонавігаційного забезпечення для усіх груп споживачів радіонавігаційної інформації.

Космічний сегмент. Орбітальне угруповання - 24 КА, які знаходяться на трьох кругових орбітах (рознесені на 120°) по 8 КА на кожній з висотою близько 20200 км, нахил - $64,8^{\circ}$, період обертання - 11 год 15 хв. Площини орбіт зміщені відносно одна одної по аргументу широти на 15° . КА в площині рівномірно зміщені по аргументу широти на 45° .

Сегмент управління та контролю. Наземний комплекс управління

ня складається з Центру управління системою та наземних станцій.

Сегмент користувача - навігаційні приймачі.

Система забезпечує визначення наступних параметрів із середньоквадратичною похибкою :

- планових координат - 20 м;
- висоти - 25 м;
- складову частину вектора швидкості - 0,05 м/с;
- часу - 0,33 мкс.

Поряд з основною функцією (глобальна оперативна навігація приземних рухомих об'єктів) система дозволяє проводити:

- локальну високоточну навігацію наземних рухомих об'єктів (сухопутних, морських, повітряних) на основі диференціальних методів навігації із застосуванням стаціонарних корегуючих станцій та НКА;
- високоточну взаємну геодезичну прив'язку віддалених наземних об'єктів;
- взаємну синхронізацію стандартів частоти та часу на віддалених наземних об'єктах;
- неоперативну автономну навігацію низько- та середньоорбітальних космічних об'єктів;
- визначення орієнтації об'єкта на основі радіоінтерферометричних вимірювань на об'єкті за допомогою навігаційних радіосигналів, які приймаються рознесеними антенами.

Глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС проектувалась як аналог американської системи GPS.

Глобальна навігаційна супутникова система GPS. *Космічний сегмент* включає орбітальне угруповання - 30 КА, які знаходяться на 6 кругових орбітах (рознесені на 60° .) по 4 КА на кожній з висотою близько 20200 км, нахил - 53° , період - 12 годин. Резерв - 3 КА. У ряді випадків в роботі задіяні 25 КА.

Сегмент управління та контролю: Головна станція управління та контролю (на базі ВПС США у Фальконі, штат Колорадо), 5 станцій стеження та 3 станції закладки інформації (наземні контрольні станції).

Сегмент користувача - багатофункціональні навігаційні приймачі, які вказують місцезнаходження, вектор швидкості, необхідний курс, реальний курс, відхилення від маршруту, маневри для повернення на курс. Користувачі розподілені на авторизованих та неавторизованих. Авторизовані (уповноважені, допущені) мають повний доступ до системи - це

військові та представники спецслужб. Неавторизовані мають неповний доступ - це цивільні, навігатори, геодезисти, інші військові.

2.5. Поняття єдиного інформаційного поля

Предметом вивчення навігації як наукової дисципліни є методи та засоби керування рухомими (мобільними) об'єктами (РО). Як РО, які забезпечуються у навігаційному відношенні, можуть виступати об'єкти на земній поверхні, на акваторіях морів та океанів, у повітряному та космічному просторах.

До РО на земній поверхні можна віднести мобільні ракетні та артилерійські комплекси, танки, бойові машини різного призначення, мобільні радіотехнічні та радіоелектронні системи, різні транспортні засоби, військові підрозділи та поодиноких військовослужбовців.

Як РО на акваторіях морів та океанів можуть бути підводні човни, торпеди, буї, надводні кораблі та судна різних класів.

До повітряних РО можна віднести літаки, вертольоти, крилаті ракети наземного, повітряного та морського базування, авіаційні бомби та ракети різних типів і т.д.

До РО в космічному просторі можна віднести ШСЗ різного призначення, КА і транспортні та орбітальні космічні кораблі, елементи багаторазових транспортних систем, ракети-носії ШСЗ та КА, балістичні ракети різних видів базування та дальності стрільби, орбітальні станції, міжпланетні автоматичні станції, КА, що спускаються і т.д.

Основні завдання навігації:

- навігаційно-часове визначення, тобто визначення у вибраній системі координат параметрів положення та руху і моментів часу, до яких вони відносяться;
- зіставлення визначених параметрів положення та руху і моментів часу з їх необхідними значеннями, що забезпечують досягнення кінцевого пункту маршруту в заданий час;
- управління рухом мобільних об'єктів з метою досягнення цього пункту.

Навігаційні та часові визначення можуть виконуватися одночасно або послідовно. У першому випадку параметри положення, руху та час визначаються в результаті єдиного процесу навігаційно-часових вимірювань та визначень. У другому - за результатами навігаційних визначень виконуються часові визначення, які отримали назву синхронізації відповідних шкал часу. Якщо даний час може вважатися відомим, то задача навігаційно-часового визначення зводиться тільки до навігаційних визначень.

Сукупність технічних засобів, що забезпечують вирішення задач навігації, складає навігаційний комплекс (НК). НК являє собою замкнуту систему управління рухом РО, яка складає навігаційну систему (НС) у вигляді сукупності навігаційних засобів (яка забезпечує розв'язання першої задачі навігації) та систему управління рухом (у ході функціонування якої розв'язуються друга та третя задачі навігації).

Навігаційно-часові визначення РО частіше за все виконуються із залученням зовнішніх щодо РО об'єктів, які обладнуються відповідними технічними засобами. Тому НС у загальному випадку являє собою сукупність бортових та інших зовнішніх засобів (об'єктів), які забезпечують навігаційно-часове визначення РО.

Область простору, в якій забезпечується навігаційно-часове визначення із заданою якістю, називається робочою областю навігаційної системи.

Як параметри положення та руху можуть виступати: параметри положення, швидкості, прискорення, напрямку, параметри осей РО, допоміжні параметри.

Навігаційно-часові визначення базуються на вимірюванні поточних навігаційних параметрів, тобто на навігаційних вимірах та математичній обробці їх відповідно до навігаційних алгоритмів.

Можливість навігаційних вимірів з'являється завдяки наявності в робочій області навігаційної системи навігаційного поля (НП). При цьому для кожної точки НП може бути визначений у загальному випадку вектор, який залежить від розташування цієї точки щодо об'єкта, який є джерелом поля.

У навігації використовуються природні та штучні НП. До природних НП відносяться гравітаційні, магнітні, електромагнітні, радіаційні, рельєфні, оптичні та інші поля, що належать природним тілам (Земля, Місяць, Сонце, зірки, пульсари, квазари тощо). До штучних НП відносяться оптичні, електромагнітні та інші поля, створені об'єктами штучного походження, та, як правило, випромінюючі сигнали, які формують НП. Ці сигнали називаються навігаційними сигналами. Об'єкти, які формують радіонавігаційні поля (РНП) шляхом випромінювання радіонавігаційних сигналів, носять назву радіонавігаційних точок (РНТ). Як РНТ можуть виступати стаціонарні та мобільні об'єкти. Стаціонарні РНТ створюють НП у визначеній незмінній робочій області. Рухомі РНТ створюють НП в робочій області, що переміщується разом з РНТ. Найбільше поширення в теперішній час отримали РНТ наземного стаціонарного базування та РНТ у вигляді ШСЗ (КА).

Характер навігаційного поля та його джерела визначають вид навігації та назву відповідної навігаційної системи. Системи навігації з вико-

ристанням гравітаційних полів носять назву інерціальних навігаційних систем (відповідно процес навігації - інерціальна навігація), із використанням магнітних полів - систем магнітної навігації (процес магнітної навігації), із використанням оптичних та електромагнітних полів небесних тіл відносно Землі - астронавігаційних систем (процес астрономічної навігації) і т.д.

Навігація по РНТ носить назву радіонавігації, а відповідні їй навігаційні системи - радіонавігаційні системи (РНС). Космічна навігаційна система (КНС) - це РНС, в яких використовуються радіонавігаційні поля, які формуються РНТ у вигляді ШСЗ (КА). Ці ШСЗ (КА) носять назву навігаційних ШСЗ (НКА). У КНС навігаційні ШСЗ (НКА) виконують роль рухомих РНТ, що суттєво відрізняє КНС від РНС з РНТ наземного базування та спричиняє низку функціональних та структурних особливостей КНС порівняно з іншими навігаційними системами (у першу чергу, з РНС, які мають РНТ наземного базування). Разом з терміном КНС системи навігації по навігаційних ШСЗ (НКА) називають також супутниковими радіонавігаційними системами (СРНС).

Створення єдиного навігаційного поля припускає забезпечення можливості використання навігаційних сигналів двох чи більше РНС (у тому числі СРНС) і наявність апаратури споживачів, що працює з цими системами.

Єдине радіонавігаційне поле - це сукупність інтегрованих радіонавігаційних полів РНС космічного і наземного базування.

Ефективність використання єдиного радіонавігаційного поля буде визначатися ступенем узгодження систем координат і часових шкал інтегрованих систем.

Єдина координатно-часова основа і погодженість структур навігаційних сигналів дозволяють створити уніфікований ряд інтегрованих прийомоіндикаторів модульного типу.

3. НАВІГАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУХОПУТНИХ ВІЙСЬК

3.1. Сутність навігаційних задач

Для постійного визначення місця розташування військ і наземного рухомого об'єкта (НРО: БМП, БТР, танк) та більш ефективного планування і ведення бойових дій, застосування озброєння та військової техніки, створення сприятливих умов для точного та безпечного переміщення наземних об'єктів виникає необхідність у розв'язанні задач з визначенням:

- плоских прямокутних координат X і Y місця розташування наземного рухомого об'єкта і його дирекційного кута повздовжньої осі α ;
- дирекційного кута на пункт призначення $\alpha_{\text{пп}}$ і дальності $S_{\text{пп}}$ до нього;
- плоских прямокутних координат цілі $X_{\text{ц}}$ і $Y_{\text{ц}}$ за відомими плоскими прямокутними координатами наземного рухомого об'єкта, дальності до цілі і дирекційного кута на ціль.

Розв'язання цих задач отримало назву першої, другої та третьої навігаційної задачі.

Під курсовим кутом розуміється кут між напрямком на пункт призначення і поздовжньою віссю наземного рухомого об'єкта, що відлічується праворуч (+) і ліворуч (-) від напрямку на пункт призначення.

Перша навігаційна задача

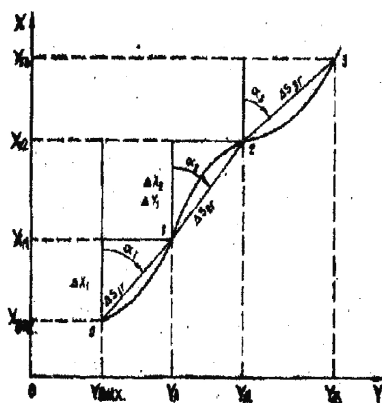


Рис. 3.1. Розв'язання першої навігаційної задачі.

Для розв'язання першої навігаційної задачі використовуються параметри руху наземного рухомого об'єкта: швидкість і дирекційний кут повздовжньої осі. Принцип визначення координат X та Y місця розташування об'єкта під час його руху по горизонтальній ділянці зводиться до наступного.

Припустимо, що наземний рухомий об'єкт пересувається з точки O (рис.3.1) до точок 1, 2 і т.д. Припускається, що за дуже малий проміжок часу Δt швидкість v об'єкта та дирекційний кут повздовжньої вісі α залишаються незмінними. За цієї умови

криволінійний шлях наземного рухомого об'єкта можна замінити прямо-
лінійними ділянками $\Delta S_{1I}, \Delta S_{2I}, \dots$ і т. д.

Збільшення координат ΔX і ΔY на цих ділянках будуть дорівнювати:

$$\left. \begin{aligned} \Delta X_1 &= v_1 \Delta t_1 \cos \alpha_1 = \Delta S_1 \cos \alpha_1; \\ \Delta X_2 &= v_2 \Delta t_2 \cos \alpha_2 = \Delta S_2 \cos \alpha_2; \\ &\dots\dots\dots \\ \Delta X_n &= v_n \Delta t_n \cos \alpha_n = \Delta S_n \cos \alpha_n. \\ \sum_{i=1}^n \Delta X_i &= \sum_{i=1}^n v_i \Delta t_i \cos \alpha_i = \sum_{i=1}^n \Delta S_i \cos \alpha_i \\ \text{та} \\ \Delta Y_1 &= v_1 \Delta t_1 \sin \alpha_1 = \Delta S_1 \sin \alpha_1; \\ \Delta Y_2 &= v_2 \Delta t_2 \sin \alpha_2 = \Delta S_2 \sin \alpha_2; \\ &\dots\dots\dots \\ \Delta Y_n &= v_n \Delta t_n \sin \alpha_n = \Delta S_n \sin \alpha_n. \\ \sum_{i=1}^n \Delta Y_i &= \sum_{i=1}^n v_i \Delta t_i \sin \alpha_i = \sum_{i=1}^n \Delta S_i \sin \alpha_i \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

Координати НРО у будь-який момент можуть бути отримані алгебраїчним підсумовуванням вихідних координат $X_{ВИХ}$ і $Y_{ВИХ}$ зі збільшеннями координат $\sum \Delta X_i$ і $\sum \Delta Y_i$, тобто

$$\left. \begin{aligned} X_{П_i} &= X_{ВИХ} + \sum_{i=1}^n \Delta X_i = X_{ВИХ} + \sum_{i=1}^n \Delta S_i \cos \alpha_i; \\ Y_{П_i} &= Y_{ВИХ} + \sum_{i=1}^n \Delta Y_i = Y_{ВИХ} + \sum_{i=1}^n \Delta S_i \sin \alpha_i. \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

З наведених формул випливає, що для розв'язання першої навігаційної задачі необхідно:

- безупинно вимірювати швидкість v руху НРО або відповідне їй збільшення шляху $\Delta S_i = v_i \Delta t_i$;
- безупинно вимірювати дирекційний кут α_i НРО, що рухається;
- обчислювати тригонометричні функції $\sin \alpha_i$ і $\cos \alpha_i$ дирекційного кута НРО;
- алгебраїчно підсумовувати збільшення координат ΔX і ΔY як відповідний добуток $\Delta S_i \sin \alpha_i$ і $\Delta S_i \cos \alpha_i$;
- підсумовувати отримані збільшення координат з координатами вихідної точки;

- реєструвати поточні координати і поточний дирекційний кут, а при необхідності і пройдений шлях наземним рухомих об'єктом.

Таким чином, вхідною інформацією для розв'язання першої навігаційної задачі є координати вихідної точки, швидкість НРО та дирекційний кут позовжньої осі; вихідною інформацією - поточні координати і дирекційний кут наземного рухомого об'єкта.

Друга навігаційна задача

Вихідними даними для розв'язання другої навігаційної задачі є координати X_{III} і Y_{III} пункту призначення і поточні координати X_{II} і Y_{II} НРО.

Принцип розв'язання другої навігаційної задачі (рис.3.2) зводиться до наступного.

З прямокутного трикутника ABC дальність до пункту призначення S_{III} і дирекційний кут α_{III} на нього визначаються зі співвідношень:

$$S_{III} = \sqrt{\Delta X_{III}^2 + \Delta Y_{III}^2} \quad \text{та} \quad \alpha_{III} = \arctg \frac{\Delta Y_{III}}{\Delta X_{III}}. \quad (3.3)$$

У деяких випадках друга задача вирішується не в повному обсязі, а обмежується визначенням α_{III} і збільшень по координатних осях ΔX_{III} і ΔY_{III} від наземного рухомого об'єкта до пункту призначення.

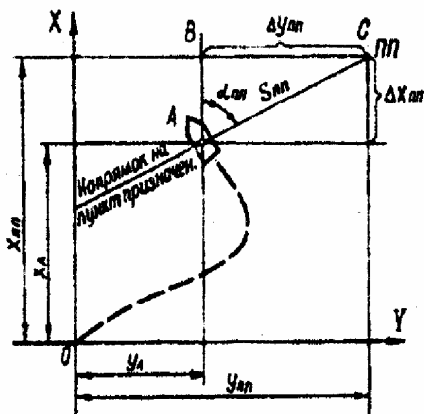


Рис. 3.2. Розв'язання другої навігаційної задачі.

Третя навігаційна задача

Необхідність розв'язання третьої навігаційної задачі виникає на НРО, що призначені для ведення розвідки і визначення координат виявлених цілей. Вхідними даними для розв'язання цієї задачі є дальність до цілі S_{II} і кут візування α_{BIZ} на неї. Знаючи поточні координати наземного рухомого об'єкта X_{II} і Y_{II} та його дирекційний кут α_{II} , можна визначити координати X_{II} і Y_{II} цілі по куту візування α_{BIZ} на ціль і дальність S_{II} до неї.

У цьому випадку

$$X_{\text{ц}} = X_{\text{п}} + \Delta X_{\text{ц}} = X_{\text{п}} + S_{\text{ц}} \cos \alpha_{\text{ц}}; \quad (3.4)$$

$$Y_{\text{ц}} = Y_{\text{п}} + \Delta Y_{\text{ц}} = Y_{\text{п}} + S_{\text{ц}} \sin \alpha_{\text{ц}},$$

де $\alpha_{\text{ц}}$ - дирекційний кут цілі, що дорівнює

$$\alpha_{\text{ц}} = \alpha_{\text{п}} + \alpha_{\text{ВІЗ}} \quad \text{при} \quad \alpha_{\text{п}} + \alpha_{\text{ВІЗ}} < 60 - 00$$

або

$$\alpha_{\text{ц}} = \alpha_{\text{п}} + \alpha_{\text{ВІЗ}} - (60 - 00) \quad \text{при} \quad \alpha_{\text{п}} + \alpha_{\text{ВІЗ}} > 60 - 00.$$

Для визначення дальності до цілі і кута візування на ціль використовуються спеціальні прилади і пристрої (квантовий або оптичний далекомір, візорні і кутомірні пристрої), що входять до складу устаткування БМП (БТР, танка).

3.2. Принцип дії та будова автономних навігаційних систем

Принцип дії танкової навігаційної апаратури

Звичайні способи орієнтування на місцевості у складних умовах (ніч, туман, лісова та степова місцевості, недостатньо розвинута мережа шляхів та ін.) шляхом порівняння місцевих предметів та орієнтирів з їх зображенням на карті викликають труднощі та не завжди забезпечують точне орієнтування та своєчасне виконання бойового завдання. У таких умовах орієнтування на місцевості з НРО доцільно здійснювати з використанням навігаційної апаратури.

Танкова навігаційна апаратура (ТНА) призначена для підвищення ефективності дій частин та підрозділів СВ під час вирішення бойових завдань в умовах, коли ускладнено орієнтування.

Загальна схема навігаційної апаратури наведена на рис.3.3.

Принцип роботи ТНА полягає в тому, що за допомогою датчиків первинної інформації вимірюються фізичні параметри, що визначають переміщення об'єкта щодо землі і місцевих предметів. Пристрої обробки інформації на основі отриманих сигналів визначають навігаційні параметри, що характеризують координати місця розташування об'єкта щодо прийнятої системи відліку.

Навігаційна апаратура в повному обсязі або частково вирішує ряд навігаційних задач, які були вказані раніше.

У випадках, коли кутові результати розв'язання першої і другої навігаційних задач індикуються на одному шкальному приладі, автоматично вирішується задача визначення кута і знака відхилення об'єкта від за

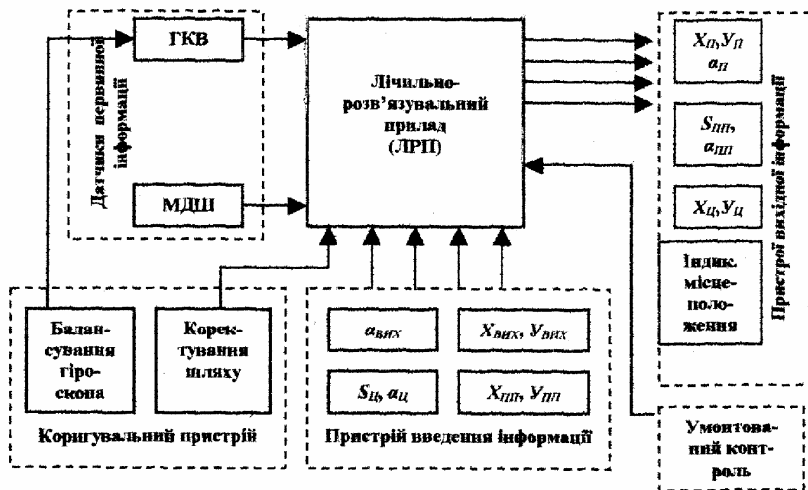


Рис. 3.3. Загальна схема танкової навігаційної апаратури.
ГКВ - гірокурсовказівник; МДШ – механічний датчик швидкості.

даного напрямку руху, тобто вирішується задача визначення курсового кута $\alpha_{КК}$ об'єкта.

Більшість комплектів навігаційної апаратури складається з таких основних груп приладів і пристроїв:

- датчиків первинної інформації;
- лічильно-розв'язувальних приладів;
- коригувальних пристроїв;
- пристрою введення інформації;
- пристрою вихідної інформації;
- пристрою умонтованого контролю;
- блоків живлення.

Датчики первинної інформації перетворюють лінійні і кутові переміщення об'єкта в електричні сигнали. Ці прилади підрозділяються на дві групи: гірокурсовказівники (ГКВ) і механічні датчики швидкості (МДШ).

У навігаційній апаратурі одометричного типу як гірокурсовказівник застосовується триступеневий гіроскопічний прилад, що виробляє електричний сигнал, який є пропорційним зміні дирекційного кута об'єкта.

Механічні датчики швидкості електромеханічного або електронного типу призначені для вироблення електричного сигналу, що пропорційний шляху і швидкості об'єкта.

Лічильно-розв'язуючі прилади (ЛРП) призначені для обробки сигнала

лів датчиків первинної інформації за заданими алгоритмами.

Коригувальні пристрої служать для компенсації похибок, що виникають при роботі датчиків первинної інформації.

Пристрій введення інформації служить для введення вихідних даних, необхідних для роботи навігаційної апаратури.

Пристрій вихідної інформації служить для автоматичного відображення отриманої в ЛРП навігаційної інформації.

Умонтований контроль забезпечує перевірку справності основних систем, вузлів і приладів навігаційної апаратури і її готовності до роботи.

Блоки живлення (на рис.3.3 не показані) забезпечують електроживленням прилади навігаційної апаратури.

Основні складові частини та елементи навігаційної апаратури

В основі навігаційних приладів використана властивість швидкообертового вівчка зберігати незмінним напрямок осі обертання в просторі. На такому принципі працює спеціальний пристрій — гіроскоп, основна частина гірокурсказівника. Такі прилади не піддаються впливу магнітного поля Землі, стійко працюють у районах магнітних аномалій і в широтах, де часто відбуваються магнітні бурі.

Гірокурсказівник — прилад одометричної наземної навігаційної апаратури з гіроскопічним чутливим елементом, що призначений для отримання інформації про зміну дирекційного кута об'єкта. Як чутливий елемент використовується гіроскоп з трьома ступенями вільності. Під гіроскопом розуміється важкий симетричний маховик, що обертається з великою частотою, одна з точок якого є нерухомою.

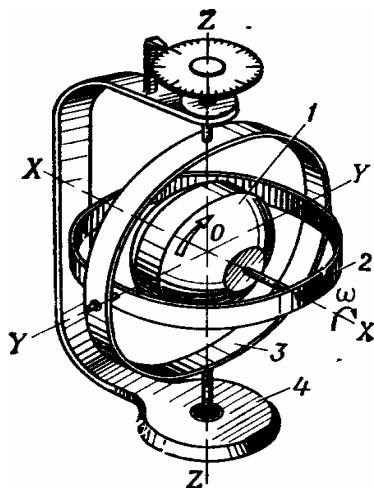


Рис. 3.4. Схема гіроскопа з трьома ступенями вільності.

1 - ротор, 2 - внутрішня рама,
3 - зовнішня рама, 4 - основа.

Для забезпечення вільності обертання ротора гіроскопа навколо нерухомої точки застосовують карданний підвіс, що складається з двох рамок 2 і 3 (рис. 3.4). Ротор 1 гіроскопа з великою кутовою швидкістю ω обертається навколо осі X-X, що називається головною віссю гіроскопа. Голо-

вна вісь установлена у внутрішній рамці 2, яка може повертатися навколо осі $Y-Y$ відносно зовнішньої рамки 3. Зовнішня рамка разом із внутрішньою і ротором може повертатися навколо осі $Z-Z$ відносно основи 4. Осі $X-X$, $Y-Y$ і $Z-Z$ взаємно перпендикулярні і перетинаються в одній точці O , що є нерухомою.

Карданний підвіс забезпечує ротору гіроскопа вільність обертання щодо трьох осей, тому гіроскоп, встановлений у карданному підвісі, називають гіроскопом із трьома ступенями вільності, або вільним. Вільним називається такий гіроскоп, у якого сума моментів зовнішніх сил по будь-якій його осі дорівнює нулю. Якщо центр ваги гіроскопа збігається з точкою перетину осей карданного підвісу, то такий гіроскоп називається урівноваженим (астатичним).

Астатичний гіроскоп має дві основні властивості.

Перша властивість. Головна вісь вільного гіроскопа прагне утримати незмінним свій напрямок в інерційному просторі. Це означає, якщо головна вісь гіроскопа спрямована на яку-небудь зірку, то при будь-яких переміщеннях основи, на якій встановлений гіроскоп, вона буде незмінно вказувати на цю зірку, змінюючи свою орієнтацію в системі координат, яка зв'язана з Землею.

Ця властивість забезпечується так званим гіроскопічним моментом M_G , що визначається за формулою

$$M_G = I_G \Omega \varpi \sin \beta, \quad (3.5)$$

де I_G - полярний момент інерції ротора гіроскопа;

Ω - кутова швидкість обертання ротора гіроскопа;

ϖ - кутова швидкість прецесії гіроскопа (рис.3.8);

β - кут між головною віссю гіроскопа і віссю $Z-Z$.

Полярний момент інерції гіроскопа I_G залежить від маси гіроскопа і квадрата його радіуса.

Для збільшення гіроскопічного моменту, а отже й ефективності прояву першої властивості, в існуючих конструкціях гіроскопів ротор виконують у вигляді важкого маховика, центр маси якого знаходиться якнайдалі від його осі.

Найчастіше як обертовий маховик у гіроскопах використовують ротор гіромотора.

Гіромотор (рис. 3.5) являє собою асинхронний електродвигун, що працює від джерела змінного трифазного струму підвищеної частоти.

У пазах статора 2 прокладені три обмотки, що з'єднані „зіркою”. При проходженні по обмотках статора трифазного змінного струму виникає обертове магнітне поле, під дією якого в короткозамкнутих витках ротора виникають струми, що створюють своє магнітне поле.

Магнітне поле ротора при взаємодії з обертовим магнітним полем статора змушує обертатися ротор гіроскопа. Підвищена частота струму джерела живлення, що забезпечує високу частоту обертання ротора, і спеціальне конструктивне оформлення гіромотора дозволяють одержати високий гіроскопічний момент M_{Γ} .

Оскільки головна вісь гіроскопа зберігає незмінним первісне положення у світовому просторі, то стосовно земних орієнтирів з часом спостерігається поворот головної вісі гіроскопа. Швидкість повороту головної вісі гіроскопа щодо земних орієнтирів залежить від географічної широти місцеперебування гіроскопа і напрямку його головної вісі. Цей поворот вісі гіроскопа є позірним, він відбувається внаслідок обертання Землі навколо своєї вісі (добового обертання).

Якщо гіроскоп установлений на Північному полюсі, то головна вісь $X-X$ (рис. 3.6, *а*) гіроскопа знаходиться у площині горизонту і спочатку збігається з напрямком меридіана A .

Через деякий проміжок часу в результаті добового обертання Землі цей меридіан займе положення A_1 , тобто повернеться на кут β , а головна вісь гіроскопа не змінить свого напрямку. Спостерігачу, що знаходиться на Північному полюсі, буде здаватися, що головна вісь гіроскопа повернулась в горизонтальній площині на кут β у бік, який є протилежним напрямку обертання Землі. Поворот вісі $X-X$ на 360° здійсниться за 24 години. Отже, швидкість позірного повороту головної вісі гіроскопа $\omega_{ог}$ дорівнює швидкості обертання Землі ω_3 . Тобто $\omega_{ог} = \omega_3 = 15$ град/год.

Якщо гіроскоп установлений на екваторі, то головна вісь $X-X$ (рис. 3.6, *б*) гіроскопа знаходиться в площині горизонту і спрямована з півночі на південь (паралельно меридіану). Ніякого уявного повороту головної вісі гіроскопа спостерігач не знайде ($\omega_{ог} = 0$).

Головна вісь $X-X$ (рис. 3.6, *в*) гіроскопа спочатку знаходиться в площині горизонту і спрямована перпендикулярно меридіану (тобто в площині екватора). В результаті добового обертання Землі спостерігачу на екваторі буде здаватися, що східний кінець головної вісі $X-X$ буде підніматися над горизонтом і через 6 годин займе вертикальне положення.

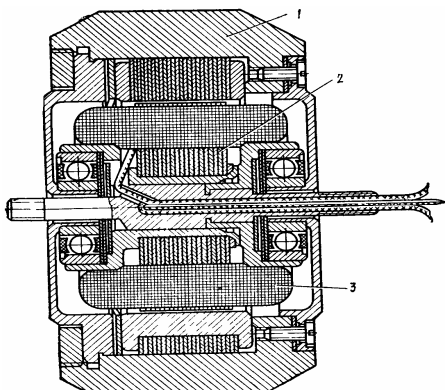


Рис. 3.5. Гідромотор.
1 - ротор, 2 - статор, 3 - обмотка.

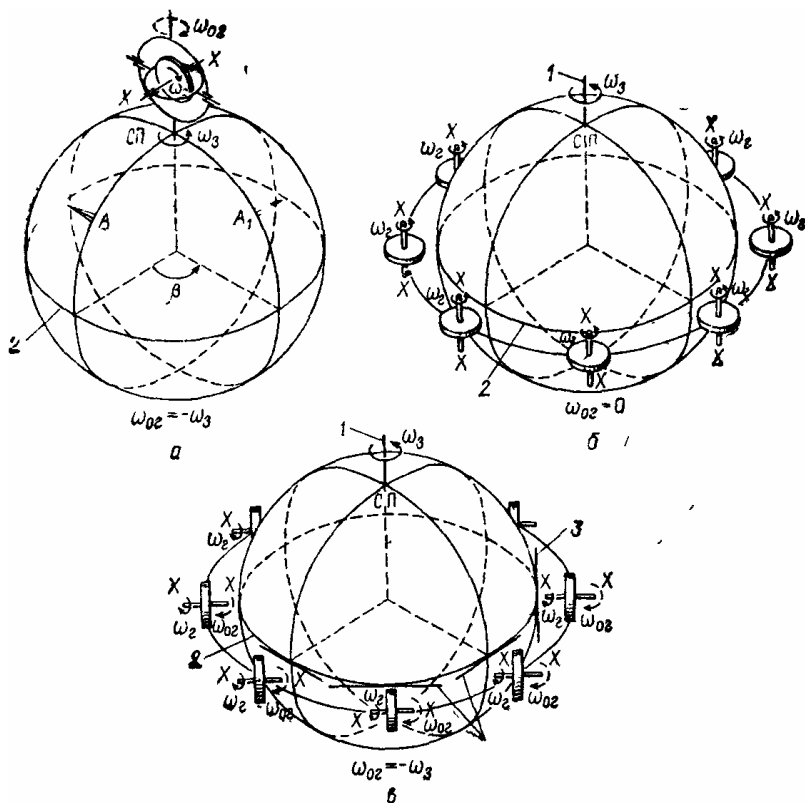


Рис. 3.6. Спостережуваний рух вільного гіроскопа на полюсі і екваторі (гіроскоп умовно зображений без карданного підвісу). а - гіроскоп на Північному полюсі, його вісь $X-X$ збігається з напрямком меридіана A ; б - гіроскоп на екваторі, його вісь $X-X$ збігається з напрямком меридіана; в - гіроскоп на екваторі, його вісь $X-X$ збігається з екватором; 1 - вісь обертання Землі; 2 - екватор; 3 - лінія горизонту; ω_3 - кутова швидкість обертання Землі; ω_2 - кутова швидкість удаваного повороту ротора гіроскопа; ω - кутова швидкість удаваного повороту головної вісі гіроскопа в горизонтальній площині.

Швидкість удаваного підйому головної осі $X-X$ гіроскопа ω_{or} дорівнює швидкості обертання Землі ω_3 . Тоді $\omega_{or} = \omega_3 = 15$ град/год.

При перебуванні гіроскопа на проміжній широті φ (загальний випадок) північної півкулі (характерно для північної широти на території

України) допускається, що в початковий момент головна вісь $X-X$ (рис. 3.7) гіроскопа знаходиться в площині горизонту і спрямована з півдня на північ, тобто уздовж меридіана. В результаті добового обертання Землі північний кінець головної вісі гіроскопа буде повертатися до сходу відносно напрямку меридіана і одночасно підніматися над площиною горизонту. Швидкість $\omega_{ог\ гор}$ позірного повороту головної вісі гіроскопа в горизонтальній площині визначається вертикальною складовою вектора швидкості добового обертання Землі $\omega_{з\ верт}$ на географічній широті φ .

Швидкість $\omega_{ог\ верт}$ повороту цієї ж вісі у вертикальній площині визначається горизонтальною складовою вектора швидкості добового обертання Землі $\omega_{ог\ гор}$ на тій же географічній широті φ . З цього випливає, що для перетворення вільного астатичного гіроскопа в показчик напрямку

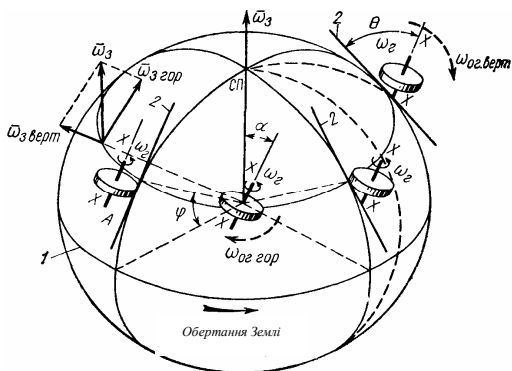


Рис. 3.7. Спостережуваний рух гіроскопа на проміжній широті. 1 - екватор; 2 - лінія горизонту; α - кут позірного повороту головної вісі $X-X$ гіроскопа; θ - кут удаваного повороту головної вісі $X-X$ гіроскопа у вертикальній площині; A - первісне положення гіроскопа ($\alpha=0$, $\theta=0$); φ - широта; $\omega_з$ - кутова швидкість позірного повороту Землі; $\omega_{з\ гор}$ - кутова швидкість позірного повороту Землі в горизонтальній площині; $\omega_{з\ верт}$ - кутова швидкість позірного повороту Землі у вертикальній площині; $\omega_р$ - кутова швидкість позірного повороту ротора гіроскопа; $\omega_{ог\ гор}$ - кутова швидкість позірного повороту головної вісі гіроскопа в горизонтальній площині; $\omega_{ог\ верт}$ - кутова швидкість позірного повороту головної вісі гіроскопа у вертикальній площині.

щодо земних орієнтирів необхідно компенсувати вплив на гіроскоп обертання Землі, тобто усунути позірний поворот головної вісі гіроскопа навколо вертикальної вісі (по азимуту) і утримувати головну вісь в площині горизонту. В існуючих гірокурсовказівниках ці задачі вирішуються відповідно азимутальним і горизонтуючим коригувальними пристроями.

Друга властивість гіроскопа – прецесія. Ця властивість зводиться до наступного. Під дією зовнішньої сили, яка прикладена до внутрішньої або зовнішньої рамок карданного підвісу і яка створює момент, що не збігається за напрямком з головною віссю гіроскопа, вісь гіроскопа буде повертатися не по напрямку дії прикладеної сили, а в пер-

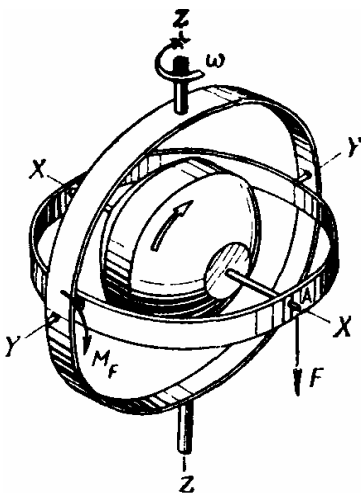


Рис. 3.8. *Рух гіроскопа під дією зовнішньої сили (прецесія).*

бік обертання ротора гіроскопа.

Для даного прикладу напрямок дії сили F необхідно повернути по ходу годинникової стрілки. Отже, під дією сили F головна вісь гіроскопа буде прецесіювати в горизонтальній площині по ходу годинникової стрілки з постійною кутовою швидкістю ω .

Подібним же чином відбувається прецесійний рух головної вісь гіроскопа у вертикальній площині (нахил внутрішньої рамки) при прикладанні сили до зовнішньої рамки.

Таким чином, знаючи напрямок обертання ротора гіроскопа і напрямок прикладеної зовнішньої сили, завжди можна визначити напрямок прецесії, і навпаки, по напрямку прецесійного руху — напрямку діючої сили. Швидкість прецесії залежить від конструктивних даних гіроскопа і величини прикладеного моменту зовнішньої сили.

Коригувальні пристрої. Азимутальний коригувальний пристрій (азимутальний коректор) призначений для утримання головної вісь гіроскопа нерухомо відносно земних орієнтирів по азимуту.

Для цього до внутрішньої рамки гіроскопа прикладають зовнішній момент такої величини і напрямку, щоб змусити прецесіювати гіроскоп навколо вертикальної осі в напрямку обертання Землі з кутовою швидкістю, що дорівнює кутовій швидкості $\omega_{\text{ог гор}}$ удаваного повороту головної

пендикулярному напрямку. Причому прецесійний рух відбувається з постійною кутовою швидкістю.

Якщо до внутрішньої рамки гіроскопа прикласти в точці A (рис. 3.8) зовнішню силу F , що прагне повернути головну вісь гіроскопа навколо вісь $Y-Y$, то головна вісь не змінить свого положення в напрямку прикладеної сили, тому що моменту сили F буде протидіяти гіроскопічний момент, а гіроскоп буде рухатись (почне прецесіювати) навколо вертикальної вісь $Z-Z$.

Для визначення напрямку прецесійного руху необхідно подумки повернути напрямок прикладеної сили на кут 90° у

осі гіроскопа в горизонтальній площині на даній географічній широті. Зовнішній момент може створюватися зовнішньою силою, прикладеною до внутрішньої рамки гіроскопа, або спеціальним моментним електричним двигуном, ротор якого встановлений на вісі внутрішньої рамки. На рис. 3.9 зображена схема гіроскопа з механічним азимутальним коригувальним пристроєм, в якому для створення необхідного зовнішнього моменту відносно вісі $Y-Y$ використовується сила ваги F вантажу M , що переміщується по різьбленню в напрямку вісі $X-X$. Вантаж M і плече l вибираються такими, щоб на заданій географічній широті (φ_0) швидкість прецесії гіроскопа ω_0 під дією моменту $M_0 = Fl$ дорівнювала б швидкості позірного повороту головної вісі гіроскопа в горизонтальній площині $\omega_{ог\text{ }гор}$ на цій же широті φ_0 .

З цього випливає, що при роботі гіроскопа на іншій географічній широті, відмінній від $\varphi_{про}$, для утримання вісі гіроскопа по азимуту досить змінити довжину плеча l , на якому діє сила ваги F вантажу M , тобто досить перемістити вантаж M по різьбленню в необхідному напрямку.

На рис. 3.10 наведена схема гіроскопа, у якому як елемент, що створює зовнішній момент відносно вісі $Y-Y$, використовується коригувальний електродвигун I , ротор якого закріплений на вісі внутрішньої рамки, а статор зв'язаний із зовнішньою рамкою. Коригувальний електродвигун, працюючи в загальмованому режимі, створює необхідний момент $M_{ЕЛ}$, що прикладений до внутрішньої рамки гіроскопа. Величина цього моменту може регулюватися зміною напруги за допомогою потенціометра широтного балансування 2. Напруга живлення електродвигуна повинна змінюватись зі зміною географічної широти місця розташування гіроскопа.

Регулювання азимутального коректора для роботи на заданій географічній широті називається широтним балансуванням гіроскопа.

Азимутальні коректори, крім свого основного призначення - компе-

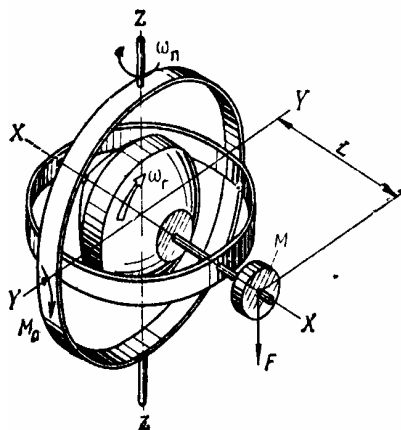


Рис. 3.9. Схема гіроскопа з механічним азимутальним коригувальним пристроєм. M - вантаж; ω_n - кутова швидкість прецесії гіроскопа; ω_z - кутова швидкість гіроскопа; F - сила ваги; M_0 - момент прецесії; l - плече.

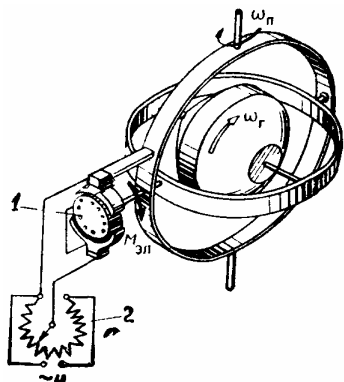


Рис. 3.10. *Схема гіроскопа з електричним азимутальним коригувальним пристроєм.*

1 - коригувальний електродвигун;
2 - потенціометр широтного балансування; ω_n - кутова швидкість прецесії гіроскопа; ω_r - кутова швидкість гіроскопа; $M_{\text{ЕЛ}}$ - момент електродвигуна.

внутрішній рамі 2 гіроскопа.

Маятникова горизонтальна корекція відбувається так: якщо головна вісь гіроскопа спочатку відхиляється від свого первісного горизонтального положення, як показано на рис. 3.11, б, то маятник 1, зберігаючи вертикальне положення, замкне лівий (за схемою) контакт. У результаті буде подана напруга на обмотки електричного двигуна 3 горизонтальної корекції, ротор якого зв'язаний із зовнішньою рамкою гіроскопа, а статор - з нерухомою підставкою (корпусом приладу). Таким чином, зовнішній момент, який створюється електродвигуном 3, буде прикладений до зовнішньої рамки гіроскопа відносно осі Z-Z. Напрямок дії моменту вибирається таким, щоб прецесійний рух внутрішньої рамки, що викликаний цим моментом, відбувався у бік, який є зворотнім нахилу головної осі гіроскопа. Прецесія внутрішньої рамки продовжується доти, поки головна вісь гіроскопа не займе горизонтальне положення, після чого контакти маятника розімкнуться і дія моменту припиниться. При нахилі головної осі в іншу сторону замикається правий (за схемою) контакт і зовнішній момент, який створюється електродвигуном 3, змінює свій напрямок на протилежний. За аналогічною схемою працює горизонтуючий пристрій з рідинним маятниковим перемикачем.

насації вертикальної складової вектора швидкості добового обертання Землі, використовуються також для компенсації прецесійного руху гіроскопа, що викликаний різними постійно діючими моментами, наприклад моментом сили ваги ротора гіроскопа при зсуві його центра ваги з точки перетину осей X-X, Y-Y, Z-Z в результаті тривалої роботи приладу.

Горизнтуючий пристрій призначений для утримання головної осі гіроскопа, яка є нерухомою в площині горизонту. Зазначена компенсація здійснюється за допомогою горизонтальної корекції, що може бути двох типів: маятникового і міжрамочного.

У першому випадку як чутливий елемент, що реагує на положення головної осі гіроскопа щодо площини горизонту, служить фізичний маятник 1 (рис. 3.11, а), що установлений на вну-

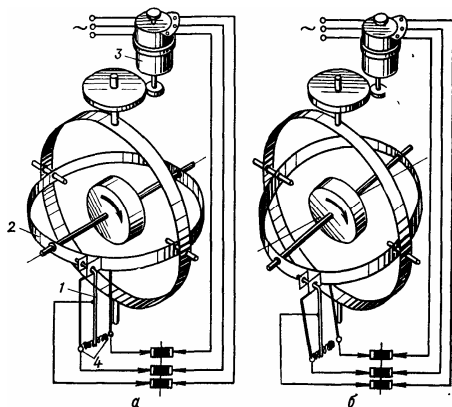


Рис.3.11. Схема гіроскопа з горизонтуючим пристроєм маятникового типу. а - головна вісь горизонтальна; б - головна вісь нахилена; 1 - фізичний маятник; 2 - внутрішня рамка гіроскопа; 3 - електродвигун корекції; 4 - контакти, що зв'язані з внутрішньою рамкою.

1 і 2 однаковий. Якщо головна вісь гіроскопа з перемикачем відхилиться від горизонтального положення (рис. 3.12, б), повітряний пухирець, прагнучи зайняти верхнє положення, перекриє контакт 1 і тим самим ізолює його від рідини, а отже, і від посудини. У той же час контакт 2 буде цілком закритий рідиною й опір між посудиною і контактом буде мінімальним.

Таким чином, коли головна вісь гіроскопа горизонтальна, по обмотках керування течуть однакові струми і коректор не розвиває ніякого моменту. При нахилі гіроскопа в одній з обмоток керування струм збільшується, а в іншій - зменшується, що викликає появу моменту, прикладеного до зовнішньої рамки. Під дією моменту головна вісь гіроскопа почне прецесіювати у площині горизонту.

У найпростіших курсових гіроскопічних приладах застосовується міжрамкова горизонтальна корекція, що контролює положення головної вісі не відносно горизонту, а відносно площини зовнішньої рамки. Цей тип корекції приводить вісь ротора гіроскопа до напрямку, який є перпендикулярним площині зовнішньої рамки. Робота міжрамкової горизонтальної корекції також заснована на властивості прецесії внутрішньої рамки гіроскопа під дією зовнішнього моменту, прикладеного до зовнішньої

Рідинний маятниковий перемикач являє собою мідну посудину 4 (рис. 3.12), герметично закриту кришкою 3, у яку запресовані чотири (ізольовані від посудини і один від одного) контакти 1 і 2. Посудина частково заповнена струмопровідною рідиною. Повітря, яке залишилося в посудині, утворить пухирець, що прагне зайняти верхнє положення. Розміри повітряного пухирця вибираються з таким розрахунком, щоб при горизонтальному положенні перемикача пухирець перекривав усі контакти приблизно наполовину (рис. 3.12, а). При цьому електричний опір між посудиною 4 та контактами

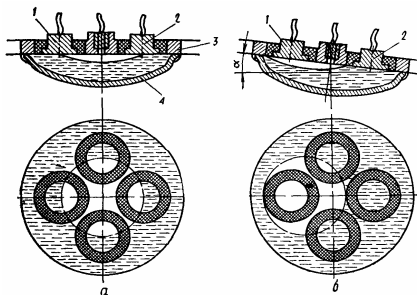


Рис. 3.12. Рідинний маятниковий перемикач. а - положення повітряного пухирця при горизонтальному розташуванні головної осі гіроскопа; б - положення повітряного пухирця при нахилі головної осі гіроскопа; 1 і 2 - контакти; 3 - кришка; 4 - корпус (посудина); а - кут відхилення корпусу маятникового перемикача від горизонтального положення.

зв'язку з чим на внутрішній рамці від сили ваги ротора з'являється момент і, отже, прецесія рамки гіроскопа.

Температурний компенсатор (рис. 3.13) являє собою біметалічну пластинку, яка закріплена на внутрішній рамці гіроскопа, на кінцях якої є грузила. Біметалічна пластинка при розігріві гіроскопа згинається і переміщає грузила у бік, що протилежний зсуву центра ваги ротора. Таким чином, положення центра ваги ротора гіроскопа залишається практично незмінним.

Головна вісь гіроскопа, будучи встановленою в площині горизонту довільно, при наявності коригувальних елементів повинна залишатися в цьому напрямку протягом тривалого часу. Однак унаслідок не усунутих цілком сил тертя в кардановому підвісі і дії інших збурюючих сил, головна вісь гіроскопа поступово зміщується від заданого напрямку. Цей зсув осі гіроскопа від заданого напрямку з часом називається відходом гіроскопа, або дрейфом.

рамки. Горизонтуючі пристрої в гіроскопах компенсують не тільки вплив добового обертання Землі, але і вплив на внутрішню рамку моменту тертя в опорах вертикальної вісі та інших збурюючих моментів.

У точних курсових гіроскопічних приладах, крім азимутальної і горизонтальної корекції, установлюється температурний компенсатор. Необхідність його установки викликана тим, що при розігріві зміщується центр ваги ротора гіроскопа з точки перетину осей карданного підвісу уздовж головної осі, у

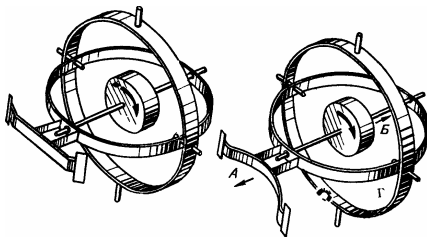


Рис. 3.13. Схема роботи температурного компенсатора. А - напрямок переміщення грузила температурного компенсатора; Б - напрямок переміщення центра ваги ротора гіроскопа.

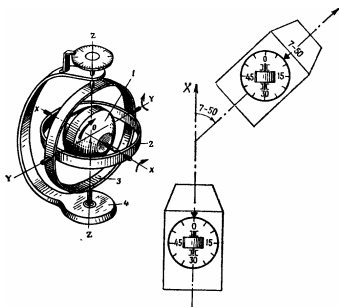


Рис. 3.14. Положення головної осі гіроскопа при повороті машини. 1 - ротор; 2 - внутрішня рамка; 3 - зовнішня рамка; 4 - основа машини.

Внаслідок відходу гіроскопа з'являються випадкові і систематичні похибки, сума яких, як умовно приймають на практиці, росте пропорційно часу.

Отже, якщо гіроскоп установити в машині, то при будь-якому її повороті вісь ротора завжди буде показувати визначений, заздалегідь установлений напрям (рис. 3.14).

Для компенсації похибки виміру шляху, пройденого НРО, у навігаційній апаратурі є пристрій коректури шляху. Принцип його роботи зводиться до наступного. Шлях, пройдений НРО по місцевості в процесі руху, може бути визначений сумарним числом обертів колеса,

радіус якого R_K якого відомий. Якщо колесо зв'язане з ґрунтом і обертається тільки під час руху об'єкта, то пройдений шлях S за n_K обертів колеса буде дорівнювати

$$S = 2\pi R_K n_K. \quad (3.6)$$

В існуючій навігаційній апаратурі зв'язок колеса з лічильно-розв'язуючим пристроєм забезпечується механічним датчиком швидкості. Однак при вимірі швидкості або відповідного їй збільшення шляху ($\Delta S = v\Delta t$) розглянутим методом неминучі похибки внаслідок пробуксовки або юза колеса на ґрунті. Крім пробуксовки і юза, абсолютна похибка виміру шляху обумовлюється ще деякими факторами, наприклад, зміною радіуса і кроку зчеплення ведучого колеса в гусеничних об'єктах, зміною тиску повітря в шинах колісних машин, зміною рельєфу місцевості в процесі руху об'єкта і іншими факторами. У результаті цього пройдений об'єктом шлях у K разів відрізняється від проекції цього шляху на горизонтальну площину. Отже, величину шляху, що надходить у лічильно-розв'язуючий прилад, необхідно змінити в K разів. У цьому випадку формули (3.2) визначення координат місцезнаходження об'єкта в будь-який момент часу приймуть вигляд:

$$\left. \begin{aligned} X_{\Pi_i} &= X_{ВНХ} + K \sum_{i=1}^n \Delta S_i \cos \alpha_i; \\ Y_{\Pi_i} &= Y_{ВНХ} + K \sum_{i=1}^n \Delta S_i \sin \alpha_i. \end{aligned} \right\} \quad (3.7)$$

Величина K називається коефіцієнтом коректури шляху.

Лічильно-розв'язуючий прилад відповідно до формул (3.7) повинен безупинно вирішувати наступні задачі:

- обчислювати тригонометричні функції $\cos \alpha$ і $\sin \alpha$ дирекційного кута НРО під час руху;
- обчислювати збільшення шляху з урахуванням коефіцієнта коректури шляху;
- множити збільшення шляху на косинус і синус поточного дирекційного кута (обчислювати збільшення прямокутних координат);
- робити підсумовування збільшень прямокутних координат.

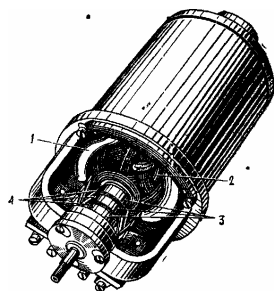


Рис. 3.15. Сельсин ДИ-423.
1 - обмотка збудження,
2 - фазові обмотки ротора;
3-контактні кільця, 4-щітки

Для рішення цих задач у лічильно-розв'язуючих приладах механічного типу є такі механізми: синусно-косинусний побудовник, механізм коректури шляху, механізм множення та шкальний механізм.

Система електричної синхронної передачі кутових переміщень. У тих випадках, коли потрібно передати на відстань зміну кутової величини або здійснити синхронне обертання двох або декількох механічно незв'язаних валів, застосовуються системи передачі, що збудовані на сельсинах.

Усяка система синхронної передачі складається з трьох елементів: пристрою, що задає зміну кутової величини (датчик синхронної передачі), ліній зв'язку і приймального пристрою (приймач синхронної передачі).

У навігаційній апаратурі як датчики і приймачі синхронної передачі найбільш широко використовуються контактні і безконтактні сельсини.

Контактний сельсин типу ДИ-423 являє собою індукційну електричну машину змінного струму, що складається з ротора і статора, поміщених у загальний корпус. На статорі на двох явно виражених полюсах розташовується обмотка 1 (рис. 3.15) збудження, на роторі з неявно вираженими полюсами розташовуються три однакові фазові обмотки 2, зрушені відносно одна одної на кут 120° . Фазові обмотки з'єднані між собою «зіркою». Кінці фазових обмоток виведені на контактні кільця 3, розташовані на валу ротора. Із зовнішнім ланцюгом обмотки з'єднуються нерухожими щітками 4, що ковзають по цих кільцях.

Наявність контактних кілець і щіток є основним недоліком контактних сельсинів.

Безконтактний сельсин типу БД-160 складається з корпусу 1 (рис.

3.16), ротора 2, статора 3, обмотки 4 збудження і фазових обмоток 5. Обмотка збудження і фазові обмотки розташовані на статорі. Ротор не має обмоток і є рухливим магнітопроводом.

У безконтактних сельсинах усунено основний недолік контактних сельсинів.

Залежно від положення ротора змінюється розташування магнітного потоку відносно фазових обмоток статора, і відповідно змінюються діючі значення електрорушійної сили (е.р.с.), яка індукується в них.

Принципова схема дистанційної передачі кутових зміщень наведена на рис. 3.17. При ввімкненні сельсинів у мережу за цією схемою однофазний змінний струм, що живить обмотки збудження, створює в кожному сельсині пульсуючий магнітний потік збудження, що індукуює у фазових обмотках сельсинів е.р.с.

Величина е.р.с. у кожній фазовій обмотці залежить від просторового положення цієї обмотки стосовно обмотки збудження. Якщо ротори сельсинів датчика і приймача знаходяться в узгодженому положенні, тобто їхні однойменні фазові обмотки розташовані однаково стосовно осі обмотки збудження, то в них наводяться рівні е.р.с. Фазові обмотки сельсинів ввімкнуті таким чином, що е.р.с. однойменних фазових обмоток спрямовані назустріч один одному, тому струми в цих обмотках не протікають. Якщо ротор сельсина-датчика повернуто на деякий кут щодо ротора сельсина-приймача, то е.р.с. в однойменних фазових обмотках стануть різними за величиною. Це спричинить виникнення у фазових обмотках струмів, які, взаємодіючи в кожному сельсині з магнітним потоком збудження, створять електромагнітні обертаючі моменти, які прагнуть установити ротори сельсина-датчика і сельсина-приймача в узгоджене положення. Оскільки положення ротора сельсина-датчика фіксоване і міняється тільки залежно від зміни величини переданого кута, то ротор сельсина-приймача під дією виникаючого у ньому електромагнітного моменту займе узгоджене положення з ротором сельсина-датчика (повернеться на кут повороту датчика). При безперервному обертанні ротора

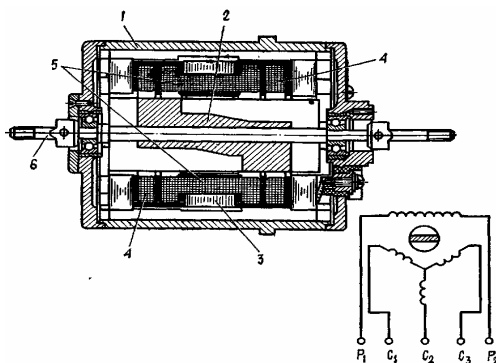


Рис. 3.16. Безконтактний сельсин БД-160.

1 - корпус; 2 - ротор; 3 - статор;
4 - обмотка збудження; 5 - фазові обмотки; 6 - вал.

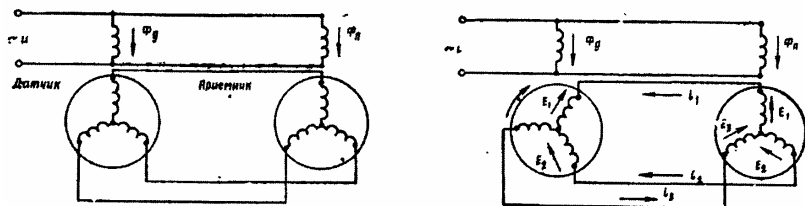


Рис. 3.17. Схема дистанційної передачі кутових зміщень на сельсинах.

сельсина-датчика з такою ж швидкістю буде обертатися і ротор сельсина-приймача.

У деяких випадках в навігаційній апаратурі застосовується схема дистанційної передачі кутових зміщень підвищеної точності. В таких схемах використовуються ті ж сельсини, але вони працюють в трансформаторному режимі.

У цій схемі (рис. 3.18) обмотка збудження сельсина-датчика (Д) підключена до джерела змінного струму, що створює пульсуючий потік збудження. Цей потік індукуює в фазових обмотках е.р.с., які викликають струми, що протікають по лінії зв'язку до фазових обмоток сельсина-приймача (П). Струми, при протіканні по фазових обмотках сельсина-приймача, створюють пульсуючі магнітні потоки обмоток. Результований магнітний потік орієнтований так само, як орієнтована обмотка збудження сельсина-датчика стосовно його фазових обмоток. Цей магнітний потік ротора сельсина-приймача індукуює е.р.с. в його статорній обмотці, що підключена на вхід підсилювача (Пс).

Підсилена е.р.с. приведе до обертання виконавчий двигун (Дв) синхронної передачі, з'єднаний з ротором сельсина-приймача (П). Обертання

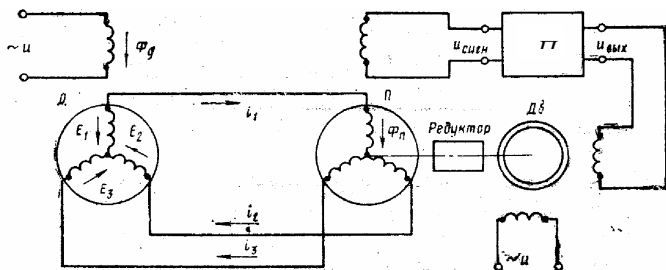


Рис. 3.18. Схема дистанційної передачі кутових переміщень на сельсинах у трансформаторному режимі. Д - сельсин-датчик, П - сельсин приймач, Пс - підсилювач; Дв - двигун.

двигуна буде відбуватися доти, поки е.р.с. обмотки статора не стане дорівнювати 0. Електрорушійна сила, що виникає в статорній обмотці сельсина-приймача при неузгодженому положенні роторів, називається сигналом неузгодженості. Сигнал неузгодженості може змінитися по фазі на 180° при відхиленні вліво або вправо від узгодженого положення ротора будь-якого сельсина. Підсилювач виконаний так, що він реагує на фазу сигналу неузгодженості і змушує двигун повертати ротор сельсина-приймача убік зменшення неузгодженості між роторами сельсинів. Одночасно двигун розвертає відповідні кінематичні ланцюги лічильно-розв'язуючого пристрою.

Для посилення сигналу неузгодженості в навігаційній апаратурі використовуються напівпровідникові підсилювачі.

Танкова навігаційна апаратура ТНА-3

Танкова навігаційна апаратура ТНА-3 призначена для вирішення першої і другої навігаційних задач. Прилади ТНА-3 забезпечують безперервне визначення і індикацію поточних координат і дирекційного кута НРО, дирекційного кута на пункт призначення і дальності до нього по координатних вісях (різниця координат).

В комплект ТНА-3 входять наступні прилади: гірокурсказівник, пульт управління, координатор, механічний датчик швидкості, показчик курсу і перетворювач струму. Гірокурсказівник, пульт управління і перетворювач струму утворюють курсову систему «Маяк». В комплект апаратури як допоміжні прилади і інструменти входять перископічна артилерійська бусоль ПАБ-2А з азимутальною насадкою, хордокутомір, на зворотній стороні якого вигравірувані два поперечних масштаби (1:25000 і 1:50 000), і циркуль-вимірювач. У деяких НРО, замість бусолі ПАБ-2А, використовується гірокомпас, що дозволяє визначати азимут напрямку поздовжньої осі машини.

Гірокурсказівник (рис. 3.19) складається з триступеневого вакуумного гіроскопа, пристроїв азимутальної і горизонтальної корекції та системи передачі значення дирекційного кута в координатор. Він має систему обігріву, що включається при температурі повітря 5°C та нижче. Гірокурсказівник забезпечує безперервне визначення і передачу в координатор значень дирекційного кута напрямку руху машини.

Пульт управління (рис. 3.20) призначений для налаштування курсової системи. Під кришкою пульта розміщуються потенціометри азимутальної корекції: потенціометр ШИРОТА зі шкалою, яка проградуєвана в градусах північної широти від 0° до 90° , і поправний потенціометр електробалансування ЕЛБ з двобічною шкалою, яка має по 200 поділок в оби-

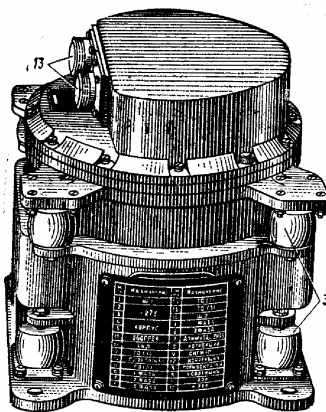


Рис. 3.19. Гірокурсказівник.

два боки. Цей потенціометр призначений для уточнювання широтного балансування.

Перетворювач струму ПТ-200Ц (рис. 3.21) призначений для перетворення постійного струму напругою 27В у змінний трифазний струм частотою 400 Гц, напругою 36В, необхідний для живлення гірокурсказівника, пульта управління і лічильно-розв'язуючих елементів координатора.

Механічний датчик швидкості (рис. 3.22) призначений для отримання інформації про швидкість та відстані, що подолав

НРО під час руху. Він являє собою електромеханічний прилад, з'єднаний з ходовою частиною машини гнучким валом. Енергія механічного обертання вала під час руху машини перетворюється в електричні імпульси, кількість яких пропорційна пройденому шляху. Ці імпульси надходять на пристрій коректури шляху, що залежно від встановленого значення коректури може змінювати число імпульсів, які приходяться на одиницю шляху.

Відкориговані електричні сигнали з пристрою коректури шляху надходять у лічильно-розв'язуючий пристрій координатора. Датчик шляху також формує імпульси, що вказують знак швидкості руху (вперед або назад). Таким чином, датчик шляху безупинно визначає значення пройденого шляху і передає його в координатор.

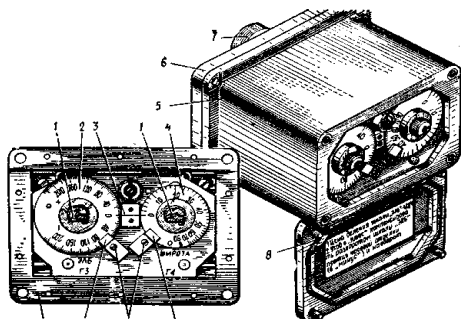


Рис. 3.20. Пульт управління. 1 - рукоятки; 2 - шкала ЄЛБ для електробалансування; 3 - індекс; 4 - шкала ШИРОТА для широтної поправ-ки; 5 - корпус пульта; 6 - основа; 7 - роз'їм; 8 - кришка; 9 - затискачі; 10 - гвинти.

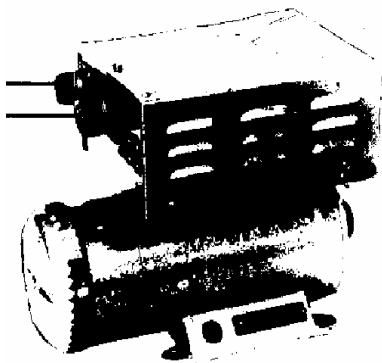


Рис. 3.21. Перетворювач струму ПТТ-200Ц.

приростом (різницею) координат.

Координатор має ряд пристроїв і шкал, за допомогою яких вводяться і зчитуються прямокутні координати, збільшення координат, дирекційні кути і значення коректури шляху. Усі ці пристрої і шкали розміщені на лицевій панелі приладу (рис. 3.23).

Шкальні механізми координатора являють собою лічильники 7 координат барабанного типу. Вони дозволяють вводити і зчитувати координати, що виражені п'ятизначними цифрами. Ціна одного поділу правого барабана в режимі роботи складає 10 м. При контролі роботи апаратури перемикач 13 масштабів встановлюють у положення «1 М», у цьому випадку ціна одного поділу правого барабана складає 1 м.

Якщо установити перемикач масштабів у положення «1 М», то на шкалах *X* і *Y* встановлюються скорочені

Координатор призначений для розрахунків та індикації навігаційної інформації, а також для перевірки функціонування основних вузлів навігаційної апаратури. Його основу складає лічильно-розв'язуючий пристрій, що за даними, які надходять від механічного датчика швидкості і гірокурсказівника, безупинно обчислює прямокутні координати місця знаходження об'єкта, що рухається, курс руху, дирекційний кут напрямку на кінцевий пункт маршруту і відстань до нього за

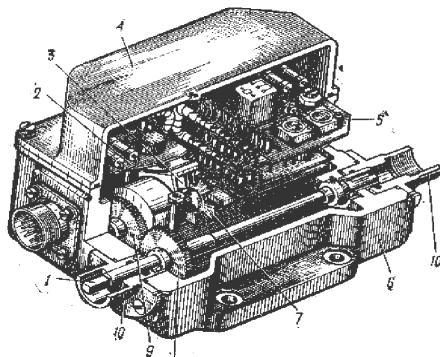


Рис.3.22. Механічний датчик швидкості. 1 - вал введення шляху; 2 і 5 - блоки електроелементів; 3 - індукційна котушка; 4 - кришка; 6 - корпус; 7 - діафрагма; 8 і 9 - шестерні; 10 - сполучні втулки.

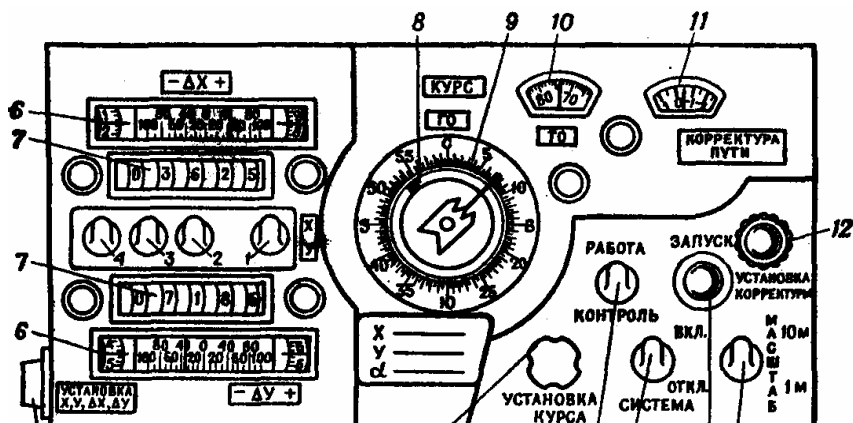


Рис. 3.23. Лицева панель координатора. 1, 2, 3 - важільці установки координат; 4 - важілець установки приросту координат; 5 - рукоятка установки координат і збільшень координат; 6 - шкали і барабани збільшень координат; 7 - лічильники координат; 8 - індекс показчика курсу на кінцевий пункт; 9 - курсова шкала грубого відліку; 10 - курсова шкала точного відліку; 11 - шкала КОРРЕКТУРА ПУТИ; 12 - рукоятка установки коректури шляху; 13 - перемикач масштабі; 14 - кнопка пуску для контролю роботи апаратури; 15 - вмикач СИСТЕМА; 16 - перемикач КОНТРОЛЬ - РАБОТА для переключення апаратури в різні режими роботи; 17 - рукоятка установки курсу.

координати: десятки і одиниці кілометрів, а також сотні, десятки і одиниці метрів, наприклад $X = 54347$ і $Y = 47432$.

Особливість введення координат X і Y при установці перемикача масштабу в положення «10 М» полягає в доповненні скорочених координат ліворуч цифрою, що відповідає сотням кілометрів, і округленні одиниць метрів до десятків. Якщо, наприклад, повні прямокутні координати вихідної точки $X = 854347$ і $Y = 6847432$, то на шкалах координатора відповідно встановлюються значення $X = 85435$ і $Y = 84743$.

Шкальні механізми збільшень координат являють собою нерухомі шкали з ціною поділу 10 км і бічні барабани з ціною поділу 100 м. Установка різниці координат виконується з урахуванням їх знака.

Дирекційний кут поздовжньої осі машини (курсний кут) встановлюється і зчитується з курсових шкал грубого відліку (ГО) 9 і точного відліку (ТО) 10. Ціна поділу шкали грубого відліку дорівнює 0-50, а шкали точного відліку - 0-01. По шкалі грубого відліку зчитується за допомогою індексу 8 значення дирекційного кута напрямку на кінцевий пункт маршруту.

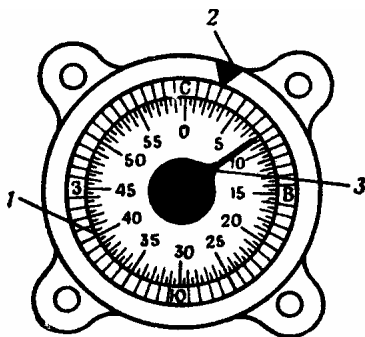


Рис. 3.24. Покажчик курсу.
1 - шкала; 2 - індекс поворотного кільця; 3 - стрілка.

Шкала 11 КОРРЕКТУРА ПУТИ має 46 поділів та оцифрована від -13% до +10%. Ціна одного поділу складає 0,5%.

Покажчик курсу (рис. 3.24) установлюється на щитку приладів перед механіком-водієм і дублює показання шкали грубого відліку дирекційного кута поздовжньої осі машини.

Покажчик курсу має нерухому шкалу 1 зі стрілкою 3, що вказує курс машини, і поворотне кільце з індексом 2 для відмітки заданого напрямку руху.

Робота апаратури ТНА-3

Живлення апаратури здійснюється від бортової мережі напругою $27В \pm 10\%$ з коефіцієнтом пульсації до 8%.

Апаратура працює таким чином.

Пройдений НРО шлях від ходової частини об'єкта за допомогою гнучкого вала з ціною оберту 1,6 м/об. надходить в датчик шляху, що виробляє у вигляді електричних сигналів імпульси шляху, кількість яких пропорційна пройденій відстані.

Від датчика шляху ці імпульси надходять на пристрій коректури шляху координатора, який, залежно від установленного значення коректури, може змінювати число імпульсів, що приходяться на одиницю шляху. З пристроєм коректури шляху відкоректовані сигнали у вигляді імпульсів надходять на вхід пристрою розкладання.

Інформація про зміну положення поздовжньої вісі об'єкта переробляється селсином-датчиком гірокурсказівника курсової системи в електричний сигнал, що надходить в координатор на вхід пристрою обчислення дирекційного кута об'єкта, механічний вихід якого зв'язаний з пристроєм розкладання та шкалами КУРС ГО (грубий відлік) і ТО (точний відлік), де визначається дирекційний кут $\alpha_{П}$. Пристрій розкладання здійснює операцію розкладання кожного відрізка шляху ΔS_i на складові $\Delta X_{Пi}$ і $\Delta Y_{Пi}$ відповідно до формул (3.1).

Значення $\Delta X_{Пi}$ і $\Delta Y_{Пi}$ у вигляді імпульсів надходять з виходу пристрою розкладання в пристрій індикації координат на входи відповідних

лічильників X і Y , в яких відбувається підсумовування сигналів, що надійшли, з вихідними координатами, при цьому на лічильниках показуються поточні координати об'єкта, що рухається, X_{III} і Y_{III} відповідно до формул (3.7).

Лічильники X і Y зв'язані відповідно з лічильниками ΔX і ΔY , де автоматично обчислюються значення ΔX_i і ΔY_i відповідно до формул (3.8). Обчислені значення ΔX_i і ΔY_i у вигляді електричних сигналів надходять на входи пристрою визначення дирекційного кута на пункт призначення, що безупинно обчислює α_{III} відповідно до формул

$$\Delta X_i = X_{III} - X_{II}, \quad \Delta Y_i = Y_{III} - Y_{II}, \quad \alpha_{III} = \arctg \frac{\Delta Y_{III}}{\Delta X_{III}}. \quad (3.8)$$

Показчик курсу зв'язаний електрично з пристроєм обчислення дирекційного кута об'єкта і є повторювачем шкали КУРС ГО.

Основні тактико-технічні характеристики ТНА-3

Гірокурсказівник

Напруга живлення, В	36 ± 4 (трифазний струм)
Частота змінного струму, Гц	400 ± 8
Частота обертання ротора, об/хв.	22000 - 23000
Час готовності до роботи, хв	13 (не більше)
Відхід головної осі гіроскопа за 1 год, п.к.	0-34 (не більше)
Діапазон географічних широт, град	± 70

Координатор

Середньоарифметична похибка обчислення поточних координат за 7 годин роботи від пройденого шляху, %	1,3 (не більше)
Похибка отримання координат в режимі вбудованого контролю не повинна перевищувати, м	5
Середньоарифметична інструментальна похибка визначення дирекційного кута на пункт призначення, п. к.	50 (не більше)
Діапазон виміру коефіцієнта коректури шляху, %	Від +10 до -13

Показчик курсу

Похибка передачі дирекційного кута з координатора на показчик курсу, п. к.	50 (не більше)
--	----------------

Перетворювач струму ПТ-200Ц

Струм, що споживається при номінальному навантаженні, А	14 (не більше)
Напруга живлення привідного двигуна, В	27^{+2}_{-5}
Струм холостого ходу, А	5,5 (не більше)
Частота обертання якоря, об/хв.	8000
Напруга генератора при навантаженні, В	$36^{+0,4}_{-0,6}$
Частота змінного струму, Гц	400 ± 8
Номінальний струм генератора, А	3,2
Режим роботи	Тривалий

Танкова навігаційна апаратура ТНА-4

Танкова навігаційна апаратура ТНА-4 призначена для вирішення першої і другої навігаційних задач.

Апаратура ТНА-4 забезпечує безперервне автоматичне отримання і індикацію координат місцезонашування НРО, дирекційного кута по вздовжньої вісі об'єкта, дирекційного кута на пункт призначення, курсового кута об'єкта, місцезонашування об'єкта на топографічній карті. Комплект апаратури ТНА-4 є подальшим розвитком принципів та конструктивних рішень, що закладені в апаратуру ТНА-3.

Залежно від призначення НРО склад навігаційної апаратури, встановлюваної на об'єкті, може змінюватися (табл. 3.1). Склад комплекту вказується у паспорті на апаратуру.

Таблиця 3.1

Варіанти комплектування ТНА-4

Тип апаратури	ТНА-4-3	ТНА-4-6
Комплектність	- курсова система «Маяк-2» - формувач - координатор - індикаторний планшет - курсопрокладник	- курсова система «Маяк-2» - механічний датчик швидкості - розподільна коробка - координатор - індикаторний планшет - курсопрокладник

Координатор ТНА-4, в порівнянні з координатором ТНА-3, має конструктивні зміни, що дозволяють:

- більш точно кодувати тригонометричні функції і визначати координати;
- змінювати діапазон коректури шляху від -10 до $+12\%$;
- вивести на лицеву панель координатора сигналізацію про роботу ТНА-4 в режимі ІМ;
- наочно позначити квадрат карти, де знаходиться НРО.

Крім того, в порівнянні з ТНА-3, в ТНА-4:

- забезпечено включення і вирішення навігаційних задач при напрузі бортової мережі об'єкта 22 В;
- передбачено безперервний автоматичний контроль та індикацію технічного стану курсової системи;
- забезпечено можливість напівавтоматичної корекції показань лічильника координат при уточненні місця розташування об'єкта на контурних точках місцевості за допомогою індикаторного планшета;
- розширено діапазон можливого застосування по географічній широті до $\pm 70^0$;

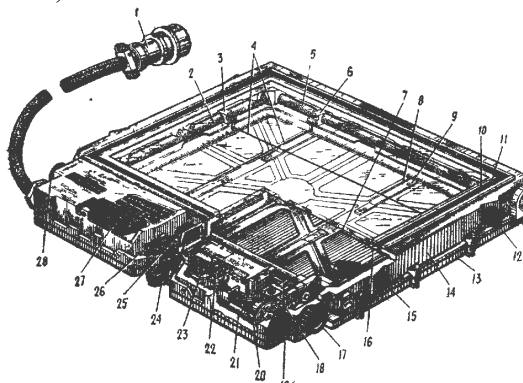


Рис. 3.25. Індикаторний планшет. 1 - кабель; 2 і 5 - гвинти; 3 і 6 - гайки; 4 - візирні нитки; 7 - скло, 8 - кришка для закріплення топографічної карти; 9 - пружина; 10 - планка; 11 - накладки; 12 і 15 - патрони підсвічування; 13 - корпус; 14 - кришка; 16 - ущільнення; 17 - рукоятка введення координати X; 18 - редуктор; 19 - рукоятка регулювання яскравості висвітлення карти; 20 - важіль; 21 - штовхальник; 22 - кнопка ПОПРАВКА X уведення виправлення; 23 - електромагніт; 24 - рукоятка перемикача МАСШТАБ для переключення масштабів; 25 - перемикач ВКЛЮЧЕНИЕ X, Y; 26 - обмежник; 27 - щиток; 28 - рукоятка введення координати Y.

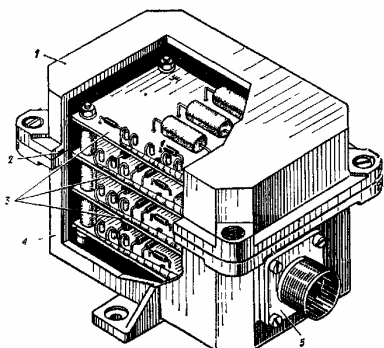


Рис. 3.26. Формувач. 1 - кришка, 2 - ущільнювальне кільце, 3 - блок електроелементів, 4 - корпус, 5 - роз'єм.

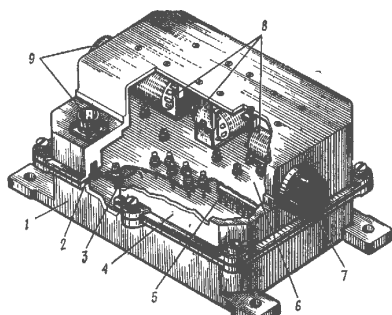


Рис.3.27. Розподільна коробка: 1 - корпус; 2 - ущільнювальне кільце; 3 - блок електроелементів; 4 - кришка; 5 - радіатор; 6 - шасі; 7 - кришка запобіжника; 8 - трансформатори; 9 - роз'єми.

виключено відходи гірокурсказівника при роботі ТНА-4 на нерухомому об'єкті;

- виключені роботи з настроювання курсової системи, що вимагають руху об'єкта.

Індикаторний планшет (рис.3.25) призначений для автоматичної індикації місця розташування НРО, що рухається, на топографічній карті і напівавтоматичної корекції координат X і Y місця розташування об'єкта по контурних точках місцевості. Планшет забезпечує роботу з топографічними картами масштабів 1:50 000 і 1:100 000 та забезпечує оператора (командира) об'єкта навігаційною інформацією.

Формувач (рис.3. 26) призначений для перетворення електричних сигналів, що знімаються з виходу датчика електроспідометра, в імпульси прямокутної форми.

Установлюється на тих об'єктах, де як датчик шляху використовується датчик електроспідометра М-301.

Розподільна коробка (рис.3.27) призначена для комутації електричних ланцюгів приладів ТНА-4 і забезпечення роботи приладів при напрузі бортової мережі 22 В.

Відмінною рисою пристрою ТНА-4 є наявність у його складі курсової системи «Маяк-2», що має значні конструктивні відмінності від курсової системи «Маяк» ТНА-3. Основними з цих відмінностей є:

- наявність системи автопідстроювання (АП) з механічними й електронними вузлами і блоками, що забезпечують її роботу;

- установка гіровузла в рамі за допомогою трикільцевих шарикопідшипників із примусовим обертанням середніх кілець електромагнітами;
- забезпечення вбудованого контролю технічного стану курсової системи як під час руху, так і на стоянці

Основні тактико - технічні характеристики ТНА-4

Гірокурсказівник

Напруга живлення, В	36 ±4 (трифазний струм)
Частота змінного струму, Гц	400±8
Частота обертання ротора, об/хв.	22000 - 23000
Час готовності до роботи, хв.	13 (не більше)
Відхід головної осі гіроскопа за 7 годин руху, п. к.	73 (не більше)
Діапазон географічних широт, град	±70

Координатор

Середньоквадратична відносна похибка визначення поточних координат від пройденого шляху для гусеничних (колісних) об'єктів за 7 годин руху, %	1 (1,2) (не більше)
Похибка обчислення координат в режимі вбудованого контролю не повинна перевищувати, м	3
Середньоквадратична інструментальна похибка визначення дирекційного кута на пункт призначення, п. к.	50 (не більше)
Діапазон виміру коефіцієнта коректури шляху, %	Від +12 до -10

Індикаторний планшет

Інструментальна координатна похибка відображення об'єкта на топографічній карті, мм	1 (не більше)
---	---------------

Топоприв'язчик

Топоприв'язчик призначений для вирішення таких задач:

- визначення координат вогневих (стартових) позицій, а також позицій, постів і пунктів підрозділів артилерійської розвідки;
- водіння колон військ, особливо на місцевості, на якій недостатньо орієнтирів, або вночі і для нанесення на карту не позначених на ній

звичайних і колонних шляхів;

- передачі дирекційних кутів орієнтирних напрямків на точки, що прив'язуються.

Робота навігаційної апаратури по визначенню координат точок, що прив'язуються, ґрунтується на безперервному послідовному вирішенні прямої геодезичної задачі.

Склад і взаємозв'язок основних приладів топоприв'язчика показані на рис.3.28.

До складу навігаційної апаратури входять:

- датчик шляху, призначений для виміру збільшень шляху ΔS і всього шляху S ;
- гірокурсовказівник, призначений для виміру кутів повороту машини під час руху;
- курсопрокладник або лічильно-розв'язуючий прилад, що автоматично обчислює поточні координати положення топоприв'язчика (машини);
- візирний пристрій або візир орієнтування, призначений для виміру кута між поздовжньою віссю машини і орієнтирним напрямком при визначенні дирекційного кута поздовжньої вісі топоприв'язчика в початковій точці або під час передачі орієнтування;
- синхронна передача, яка призначена для передачі кутів повороту машини, що виміряні гірокурсовказівником, в курсопрокладник;
- джерела живлення, прилади електроустаткування.

У комплект топоприв'язчиків, крім навігаційної апаратури, входять: гірокомпас, перископічна артилерійська бусоль, далекомір, обчислювач, номограма інструментального ходу, приладдя для роботи з картою, а також радіостанція і дозиметричні прилади.

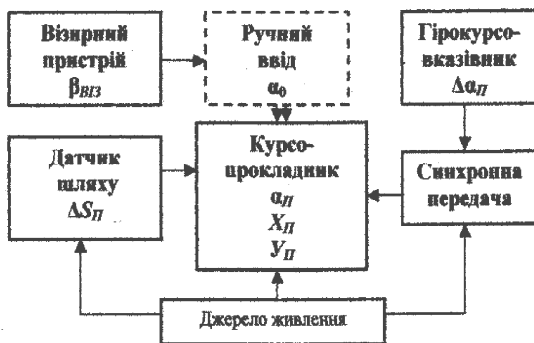


Рис. 3.28. Блок-схема і склад топоприв'язчика

Будова і принципи роботи основних приладів навігаційної апаратури аналогічні роботі ТНА, але мають окремі істотні особливості.

Датчик шляху призначений для виміру шляху з використанням електронного (ЕДШ) або механічного (МДШ) датчиків шляху/швидкості.

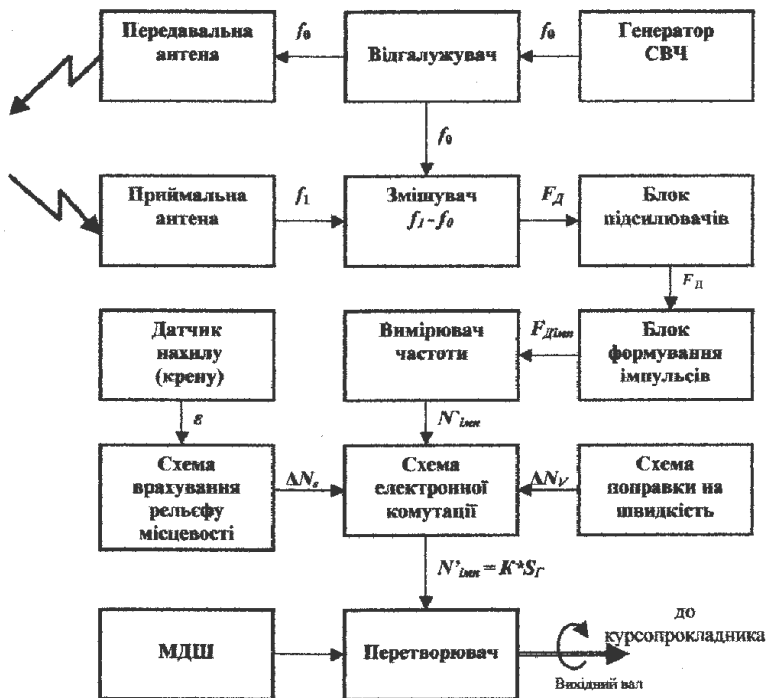


Рис. 3.29. Блок-схема електронного датчика шляху.

Електронний датчик шляху (рис.3.29) являє собою радіотехнічний пристрій, що забезпечує визначення шляху, який пройшов топоприв'язчик без зв'язку його з ходовою частиною. Принцип роботи датчика заснований на використанні ефекту Доплера, що полягає в зміні частоти радіосигналу при відносному переміщенні джерела та приймача випромінювання.

Від генератора надвисокої частоти через відгалужувач і передавальну антену енергія частотою f_0 направляється вузьким пучком униз до землі і вперед по ходу руху машини. Частина відбитої від землі енергії цього випромінювання приймається прийомною антеною. Частота прийнятого відбитого сигналу f_1 буде відрізнятися від частоти випромінюваного сигналу f_0 на деяку величину, яка пропорційна швидкості руху топоприв'язчика. У змішувачі виділяється різниця частот F_D (частота Доплера)

$$F_D = f_1 - f_0 = K * V_{\text{ТОП}}, \quad (3.9)$$

де K - коефіцієнт пропорційності;

$V_{\text{ТОП}}$ - швидкість топоприв'язчика.

Сигнал різницевої частоти підсилюється підсилювачем, перетворюється блоком формування імпульсів в послідовність імпульсів частотою $F_{\text{Дімп}}$ і надходить до вимірювача частоти, а потім до схеми електронної комутації. До цієї ж схеми подається і поправка в імпульсному вигляді швидкості руху машини ΔN_f (схема поправки на швидкість) та врахування рельєфу місцевості ΔN_e (датчик нахилу (крену) та схема врахування рельєфу місцевості).

Скоректована таким чином частота Доплера буде пропорційна горизонтальній складовій швидкості руху топоприв'язчика, що і є необхідним для визначення горизонтального шляху. Кількість імпульсів $N'_{\text{ИМП}}$ буде пропорційна горизонтальному шляхові (S_f), що пройдений топоприв'язчиком

$$N'_{\text{ИМП}} = K * S_f. \quad (3.10)$$

Перетворювач, до якого надходить послідовність імпульсів ($N'_{\text{ИМП}}$), перетворить їх у кут повороту вихідного вала, що зв'язаний гнучким валом з курсопрокладником.

Крім того, перетворювач виконує такі функції:

- реверсує, тобто змінює напрямок введення імпульсів частоти Доплера під час руху назад;
- автоматично переключає введення шляху на механічний датчик під час руху топоприв'язчика зі швидкістю менше 3 км/год.

Механічний датчик шляху призначений для вимірювання і введення шляху тільки під час руху топоприв'язчика з малими швидкостями (менше 3 км/год) і при несправному електронному датчику шляху.

Механічний датчик шляху являє собою кінематичний ланцюг передачі обертання від передніх коліс автомобіля або ведучих зірочок гусеничного тягача до курсопрокладника.

Шлях S , що пройшов топоприв'язчик, вимірюється механічним датчиком шляху відповідно до залежності (3.6).

Для точного виміру шляху необхідно, щоб радіус колеса (зірочки) строго від-

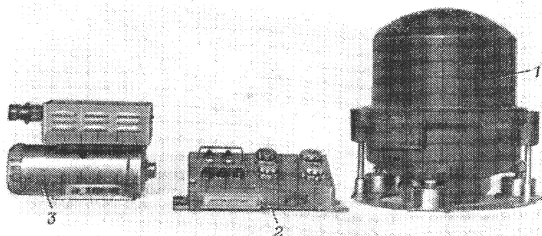


Рис. 3.30. Гірокурсозказівник. 1 - гіроазимут; 2 - пульт управління; 3 - перетворювач струму.

повідав розрахунковій (номінальній) величині. Відхилення цього радіуса на 1 мм викликає похибку виміру шляху більше ніж на 0,2%. Механічний датчик шляху не має схеми обліку виправлень на рельєф місцевості, тому їм вимірюється похилий, а не приведений до горизонту шлях.

Гірокурсказівник (рис.3.30) являє собою сукупність трьох самостійних приладів: гіроазимуту, перетворювачу струму і пульту управління.

Гіроазимут служить для безперервного виміру кутів повороту машини і вироблення електричних сигналів, що відповідають величині і напрямку цих кутів.

До складу гіроазимута входять: курсовий гіроскоп, механізм горизонтальної і азимутальної корекції, датчик курсу, додатковий кардановий підвіс з гіроскопічним демпфером, механізм аретирування або стопоріння, система обігріву і корпус з амортизаторами.

Курсовий гіроскоп призначений для фіксування напрямку, відносно якого обчислюються кути повороту машини. Він являє собою триступеневий вільний гіроскоп.

Механізм горизонтальної корекції призначений для примусового утримання головної осі курсового гіроскопа в площині горизонту.

Механізм азимутальної корекції призначений для утримання головної осі гіроскопа в незмінному положенні щодо площини меридіана.

Датчик курсу призначений для вироблення електричних сигналів, що відповідають кутам повороту машини. Він являє собою сельсин-датчик з грубим і точним каналами вимірів. Електричні сигнали, які сформовані сельсин-датчиком, передаються на сельсин-приймач, що розташований у курсопрокладнику, і приводять до поворотів виконавчих елементів курсопрокладника і шкали КУРС на кути, що відповідають кутам повороту машини.

Додатковий (або зовнішній) кардановий підвіс призначений для утримання вертикальної осі курсового гіроскопа в прямовисному положенні навіть при нахиленому положенні машини.

Механізм аретирування або стопоріння призначений для твердого з'єднання зовнішньої рамки додаткового карданового підвісу з корпусом усього приладу під час руху топоприв'язки, якщо ротор не обертається. Управління цим механізмом здійснюється подачею або зняттям живлення на електромагніт за допомогою перемикача РАБОТА-СТОПОР на пульті управління.

Система обігріву призначена для забезпечення необхідного температурного режиму у середині корпусу гіроазимута. Термовимикачі забезпечують автоматичне відключення обігріву при досягненні температури в середині корпусу від +45 до +65°C. Живлення на систему обігріву по-

дається при включенні вимикача **ОБОГРЕВ** на пульті управління.

Перетворювач струму призначений для перетворення постійного струму напругою 27В від акумулятора або генератора в трифазний змінний струм напругою 36В 400 Гц, що необхідний для живлення гіромоторів і синхронної передачі.

Пульт управління призначений для вмикання і вимикання гіроазимута і перетворювача струму, а також для формування електричних сигналів, що компенсують відхід осі гіроскопа по азимуту при регулюваннях в процесі вивірки гірокурсовказівника.

Курсопрокладник

(рис.3.31) являє собою електромеханічний лічильно-розв'язуючий прилад. Він призначений для безперервного автоматичного вирішення прямої геодезичної задачі і для креслення маршруту руху топоприв'язки на карті. Курсопрокладник може бути використаний для вирішення прямої геодезичної задачі вручну і визначення координат точок за допомогою карти.

Курсопрокладник має такі механізми і вузли: механізм коректури шляху; вузол введення дирекційного кута поздовжньої осі машини; вузол визначення збільшень координат (побудовно-фрикційний механізм); лічильники (суматори); механізм переключення масштабів; механізм побудови.

Механізм коректури шляху призначений для коректури шляху, що вводиться в курсопрокладник. Коефіцієнт коректури шляху встановлюється ручкою **КОРРЕКТУРА ПУТИ (К)** по шкалі коректури шляху.

Вузол введення дирекційного кута поздовжньої осі машини служить

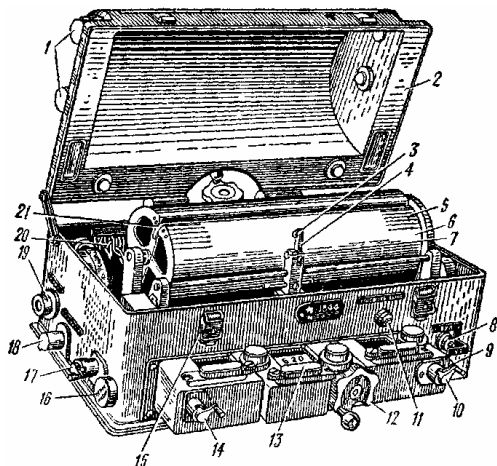


Рис. 3. 31. Курсопрокладник. 1 - патрони ламп висвітлення; 2 - кришка; 3 - гвинт; 4 - важіль пишучого пристрою; 5 - риска; 6 - барабан; 7 - фіксатор; 8 - вимикач Y; 9 - вимикач ОСВЕЩ.; 10 - ручка КООР. X; 11 - лампа МАСШТАБ ВЫКЛ.; 12 - маховик ПУТЬ; 13 - кришка лічильника; 14 - ручка КООР. Y; 15 - замок; 16 - ручка ПЕРЕКЛ. МАСШТ.; 17 - ручка Y; 18 - ручка КООР. ПУТИ; 19 - ручка ПУТЬ; 20 - шкала КООР. ПУТИ; 21 - планка.

для установки початкового значення дирекційного кута і для автоматичного підсумовування відпрацьованих кутів повороту машини з початковими даними. Дирекційний кут вводиться вручну по шкалах курсу двома маховичками КУРС РАБОТА і КУРС КОНТРОЛЬ.

Вузол визначення збільшень координат являє собою побудовно-фрикційний механізм, що призначений для формування функцій

$$\Delta x = (1-\kappa)\Delta S \cos \alpha \quad \Delta y = (1-\kappa)\Delta S \sin \alpha. \quad (3.11)$$

Лічильники X і Y служать для установки початкових координат і для безперервного автоматичного підсумовування збільшень координат з початковими даними.

Механізм переключення масштабів M_x і M_y призначений для установки масштабу карти (1:50 000, 1:100 000 і 1:200 000), на якій викреслюється маршрут руху топоприв'язчика, і для вимикання побудовного механізму.

Побудовний механізм призначений для креслення маршруту руху топоприв'язчика на карті. Він складається з барабана або планшета, на якому закріплюється карта, ходового гвинта і каретки з пишучим пристроєм. При роботі навігаційної апаратури барабан (планшет) з картою повертається на кут, що є пропорційним збільшенню координати x , а ходовий гвинт, повертаючись, переміщує каретку з пишучим пристроєм відповідно до зміни координати y . В результаті на карті викреслюється шлях, який пройшов топоприв'язчик.

Візорний пристрій - візор панорамного типу з великою перископічністю. Візор закріплюється за допомогою спеціального кронштейна так, що при нульових відліках на кутомірному кільці і барабані оптична вісь візора рівнобіжна або збігається з подовжньою віссю машини. Відлік візором за орієнтиром є величиною кута між подовжньою віссю машини і напрямком на цей орієнтир.

Основні тактико - технічні характеристики топоприв'язчика

Гірокурсказівник

Напряга живлення, В	36 ±4 (трифазний струм)
Частота змінного струму, Гц	400±8
Частота обертання ротора, об/хв	20000 - 22000
Час готовності до роботи, хв.	15 (не більше)
Припустимий час безперервної роботи, год	7

Діапазон географічних широт, град.

±70

Координатор

Серединна похибка визначення збільшень координат відносно початкової точки:

для рівнинної та горбкуватої місцевості з середніми умовами прохідності, % 0,4—0,5

при прив'язуванні в умовах гірської і сильнопересічної місцевості, % 1 (не більше)

Діапазон виміру коефіцієнта коректури шляху, % Від +12 до -10

Побудовний механізм

Інструментальна координатна похибка відображення об'єкта на топографічній карті, мм 1 (не більше)

3.3. Порядок експлуатації автономних навігаційних систем

Під експлуатацією танкової навігаційної апаратури розуміється приведення її в готовність і використання за призначенням з проведенням необхідних робіт з технічного обслуговування і ремонту, а також її збереження і транспортування.

До експлуатації навігаційної апаратури допускаються особи, які добре вивчили її устрій і вимоги з технічного обслуговування і збереження.

При проведенні настроювання і перевірки навігаційної апаратури частина робіт проводиться на заздалегідь підготовлених ділянках місцевості.

Технічне обслуговування навігаційної апаратури

Технічне обслуговування навігаційної апаратури (контрольний огляд, щоденне технічне обслуговування, технічне обслуговування №1, технічне обслуговування №2) проводиться для підтримки її в постійній справності і готовності до використання. При технічному обслуговуванні виявляються і усуваються найпростіші несправності, що виникають в процесі використання і збереження апаратури, а також проводяться роботи з її перевірки і настроювання.

В період експлуатації навігаційної апаратури технічне обслуговування проводиться відповідно до інструкції з експлуатації з установленою періодичністю. Перелік робіт з технічного обслуговування конкретного зразка навігаційної апаратури вказується в інструкції з експлуатації.

В автономній навігаційній апаратурі на НРО, залежно від типу апаратури, виконуються:

- перевірка механізму установки дирекційного кута;
- перевірка апаратури вбудованим контролем;
- перевірка відходу гірокурсказівника на стоянці;
- перевірка відходу гірокурсказівника під час руху;
- визначення коефіцієнта коректури шляху і виправлення візирних пристроїв;
- вивірка датчика шляху;
- перевірка працездатності шляхової системи;
- перевірка роботи системи автопідстроювання;
- перевірка можливості введення виправлень з індикаторного планшета;
- перевірка точності передачі кута з гірокурсказівника на координатор;
- перевірка курсопрокладника за допомогою імітатора шляху і курсу ИПК-1М;
- перевірка часу відпрацьовування дирекційного кута об'єкта в координаторі і курсовказівнику;
- перевірка часу визначення дирекційного кута на пункт призначення;
- перевірка швидкості розкладання координат вбудованого контролю;
- настроювання курсової системи;
- балансування гірокурсказівника.

Приведення навігаційної апаратури у стан готовності

Ділянки місцевості для настроювання і перевірки навігаційної апаратури

Ділянка місцевості для настроювання і перевірки *курскових систем і приладів* вибирається на місцевості з таким розрахунком, щоб рельєф і дорожні умови цієї ділянки найбільш повно відповідали місцевості, на якій буде використовуватись НРО з установленою на ньому навігаційною апаратурою. Довжина маршруту вибирається з таким розрахунком, щоб об'єкт через 25 - 35 хв руху повернувся на вихідну точку. Маршрут має бути замкнутим.

Вихідна точка маршруту вибирається таким чином, щоб з неї був добре видний орієнтир, на відстані не менше, ніж на 1 км від вихідної точки. Вихідна точка вибирається на рівній, горизонтальній площадці (нахил не більше 3°) і обладнується створними віхами так, щоб забезпечувалася однакова установка НРО на даній точці.

Ділянка місцевості для настроювання і перевірки *шляхових систем і візирних пристроїв* НРО (рис. 3.32) служить для визначення коефіцієнта коректури шляху і перевірки вивірки візирних пристроїв об'єкта. Ділянка місцевості (мірна ділянка) готується в такій послідовності:

- вибрати на місцевості прямолінійну ділянку довжиною 1000 м, рельєф і дорожні умови якої найбільш повно відповідають місцевості, де має відбуватись рух. В окремих випадках допускається підготовка мірної ділянки довжиною 500 м, при цьому формули визначення коефіцієнта коректури шляху і вивірки візирних пристроїв необхідно перерахувати;
- установити початкову відмітку 4;
- над початковою відміткою установити бусоль ПАБ-2А таким чином, щоб лінія візування відгоризонтованої бусолі з відліком 0-00 по кутомірному кільцю була в створі з поздовжньою віссю мірної ділянки;
- проміряти ділянку вздовж лінії візування бусолі з точністю ± 1 м за допомогою мірної стрічки й установити відмітку 7. Установити створні віхи 3 і 8 на відстані 20-25 м від відміток 4 і 7 таким чином, щоб вони знаходилися на лінії візування;
- установити віхи 2, 6 і 1, 5 на відстані 10 м і 20 м відповідно від відміток 4 і 7 перпендикулярно мірній ділянці, використовуючи бусоль ПАБ-2А.

Висота віх 3 і 8 вибирається з таким розрахунком, щоб була забезпечена можливість їхнього спостереження через візирні пристрої НРО і сполучення вертикальних ліній цих візирних пристроїв з віхами. Висота віх 1, 2 і 5, 6 вибирається таким чином, щоб було забезпечене їхнє спостереження з робочого місця механіка-водія (водія) при перебуванні об'єкта на відмітках 4 або 7.

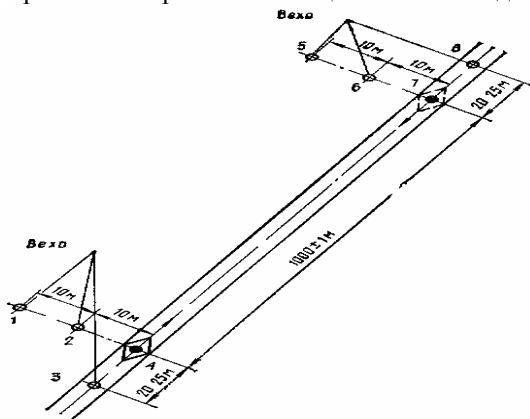


Рис. 3.32. Мірна ділянка траси.

Ділянка місцевості для перевірки *засобів орієнтування за кутом* служить для визначення виправлень і перевірки точності роботи засобів вихідного орієнтування за кутом (бусолі ПАБ-2А і гірокомпаса). Ділянка являє собою горизонтальну площадку на рівнинній і відкритій місцевості, що забезпечує спосте-

реження орієнтирів на відстанях 3-5 км. У центрі площадки закріплюється контрольна точка, і за допомогою високоточних геодезичних приладів визначається не менш як три еталонні напрямки на орієнтири, що знаходяться на відстані не менш ніж 3 км. Похибка визначення еталонного напрямку на орієнтир повинна бути не більше $\pm 20^\circ$.

Усі роботи з визначення еталонних напрямків проводяться висококваліфікованими фахівцями або підрозділами топографічної служби Сухопутних військ. Допускається використання як контрольної точки для визначення виправлення і перевірки точності роботи засобів вихідного орієнтування за кутом пунктів державної геодезичної мережі з відомими орієнтирними напрямками, що беруться з каталогів пунктів триангуляції.

Для скорочення часу на підготовку вихідних даних доцільно в пунктах постійної дислокації і у районах зосередження завчасно підготувати ділянку місцевості для вихідного орієнтування об'єкта. Така ділянка (рис.3.33) являє собою горизонтальну площадку (нахил не більше 3°) із закріпленою на ній контрольною точкою, що забезпечує зручний під'їзд і установку НРО над цією точкою. Координати цієї контрольної точки і дирекційні кути на добре видимі орієнтири визначаються методом виносу точок.

Вихідний пункт, що підготовлений у парку частини, у районі зосередження тощо, позначається стовпчиком, який заривається в землю. Для контролю правильності визначення дирекційного кута НРО при вихідному орієнтуванні на даному пункті доцільно мати два-три дирекційних напрями на орієнтири, які розташовані на віддаленні не менше як 1 км від вихідного пункту.

Загальні рекомендації з експлуатації ТНА

Перед введенням танкової навігаційної апаратури в експлуатацію необхідно провести для неї ТО-1. Апаратура допускає роботу з заданою точністю без переорієнтування протягом 7 год., час безперервної роботи апаратури не обмежується.

При кожній зміні широти місцезнаходження НРО необхідно встановлювати відповідне значення шкали ШИРОТА пульта управління апаратури (ТНА-3, ТНА-4).

Перевірку відходу гірокурсказівника і проведення балансувальних і настроювальних робіт проводять при надходженні навігаційної апаратури в частину, знятті об'єкта з короткочасного і тривалого зберігання, заміні гірокурсказівника, зміні широти місцезнаходження об'єкта більш ніж на 5° , після кожних 50 годин роботи апаратури або 2000 км пробігу об'єкта.

У процесі здійснення маршруту допускається зміна коректури шляху. При зупинках об'єкта на час більш ніж 5 хв. рекомендується фіксувати значення дирекційного кута об'єкта відразу ж після зупинки, а перед продовженням руху відновлювати це значення на шкалах КУРС координатора (курсопрокладника). При тривалій стоянці об'єкта рекомендується виключати навігаційну апаратуру, попередньо записавши на плівці значення дирекційного кута об'єкта і значення його поточних координат. Після вмикання апаратури перед початком руху відновити записані значення на відповідних шкалах координатора (курсопрокладника). Увімкнення навігаційної апаратури здійснюється при напрузі бортової мережі об'єкта 22-29 В (вимірювати напругу за вольтамперметром).

Вимикання навігаційної апаратури здійснюється тільки в нерухомому об'єкті.

При роботі з навігаційною апаратурою **забороняється**:

- вмикати апаратуру під час руху об'єкта;
- усувати несправності, відключати, приєднувати роз'єми, виймати прилади з корпусів при ввімкненій апаратурі;
- вмикати апаратуру при наявності грубих механічних ушкоджень приладів;
- змінювати положення шкал на пульті управління;
- порушувати заводське пломбування приладів у період гарантійного терміну служби;
- починати рух НРО з навігаційною апаратурою раніше, ніж закінчиться розгін ротора гіромотора ;

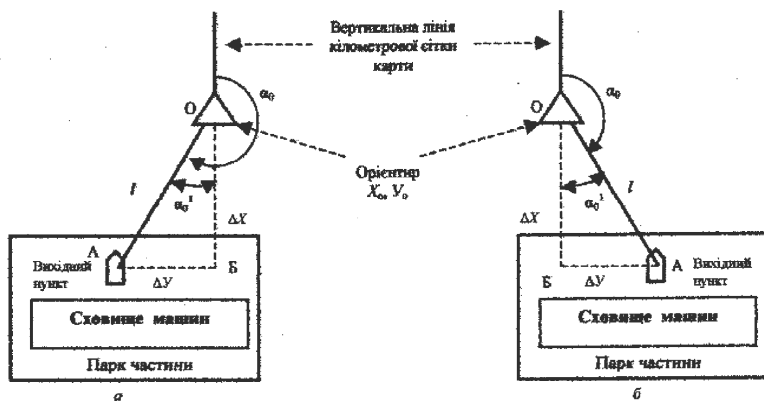


Рис. 3.33. Схема зачасної підготовки координат вихідного пункту в парку частини. а - при $\alpha_0 > 30-00$; б - при $\alpha_0 < 30-00$.

- рухатися зі швидкістю більше 30 км/год при встановленій рукоятці МАСШТАБ координатора в положенні 1М (ТНА-3 і ТНА-4);
- відключати живлення при роботі з апаратурою в об'єкті (для збереження точності навігаційної інформації).

Загальні рекомендації з експлуатації топоприв'язчика

З метою забезпечення безпеки особового складу в процесі експлуатації навігаційної апаратури необхідно строго дотримуватися основних правил:

- не замінювати запобіжники і лампи, що вийшли з ладу, при ввімкненому живленні;
- до підключення кабелів не подавати напругу до приладів і не від'єднувати кабелі при ввімкненому живленні;
- не залишати вимикачі після закінченні роботи в інших положеннях, крім ВЫКЛ.;
- не знаходитись в зоні опромінення високочастотного пристрою при ввімкненому електронному датчику.

З метою виключення пошкодження приладів навігаційної апаратури і досягнення необхідної точності визначення координат при використанні топоприв'язчика необхідно дотримуватись наступних правил:

- прилади навігаційної апаратури вмикати тільки на стоянці;
- рух починати не раніше, ніж через 3 хв після вмикання гіроскопа, а у виняткових випадках - через 1 хв;
- до виконання прив'язування приступати не раніше, ніж через 15 хв після ввімкнення гіроскопа;
- систематично контролювати правильність установок регулювальних потенціометрів і механізму коректури шляху;
- синхронну передачу (вимикач У2) вмикати тільки після того, як ввімкнені інші прилади навігаційної апаратури;
- дирекційний кут поздовжньої осі машини встановлювати після вмикання вимикача У2 маховичком КУРС - РАБОТА;
- за необхідності розв'язування прямої геодезичної задачі на курсопрокладнику при вимкненій апаратурі дирекційний кут вводити маховичком КУРС - КОНТРОЛЬ;
- при русі машини без креслення шляху на карті виключити масштаб або підняти олівець;
- у процесі роботи з навігаційною апаратурою стежити за показаннями вольтметра, що повинні бути в межах 27 ± 3 В, і за показаннями амперметра, стрілка якого не повинна відхилитися вліво від нульового значення;

- підзарядку акумуляторних батарей робити протягом усього періоду експлуатації навігаційної апаратури, включаючи і холості перегони машини;
- при холостих перегонах більше як 100 км привідний ремінь генератора зняти з метою запобігання перезаряду акумуляторної батареї, генератора - від зайвого зносу, а двигуна - від втрати потужності;
- при використанні електронного датчика шляху не рекомендується робити часті обгони транспорту, що рухається; якщо в цьому все-таки є необхідність, то варто перейти на режим МДП (механічного датчика шляху);
- при вимиканні гірокурсказивника під час руху перемикач аретира РАБОТА - СТОПОР у положення СТОПОР повинний бути поставлений через 15 хв після вимикання гіроскопа.

При використанні топоприв'язки **забороняється**:

- переключати рукоятку ПУТЬ у русі;
- обертати маховичок ручного введення шляху при ввімкненій рукоятці ПУТЬ;
- змінювати установку ручок регульовальних потенціометрів, якщо немає необхідності в регулюванні, і повертати ці ручки з затягнутими затискними гайками;
- включати вимикач ОБОГРЕВ акумуляторної батареї 12САМ-28 при непрацюючому двигуні.

Рух машини з ввімкненим топоприв'язником **забороняється**:

- з відкритою кришкою візиру орієнтування;
- при працюючому гірокурсказивнику, коли перемикач РАБОТА - СТОПОР знаходиться в положенні СТОПОР;
- при виключеному вимикачі ГИРОСКОП, коли перемикач РАБОТА - СТОПОР знаходиться в положенні РАБОТА;
- з ввімкненою апаратурою і вимкненою рукояткою ПУТЬ;
- заднім ходом при ввімкненій рукоятці ПУТЬ.

Використання навігаційної апаратури за призначенням

Увімкнення і вимикання навігаційної апаратури

При ввімкненні **навігаційної апаратури ТНА-3** необхідно:

- перевірити положення шкали 4 (рис. 3.20) ШИРОТА пульта управління і при необхідності встановити її відповідно до широти місця розташування об'єкта;
- перевірити положення шкали 2 ЕЛБ і при необхідності встановити її відповідно до останнього запису в паспорті;

- установити перемикач 16 (рис. 3. 23) РАБОТА-КОНТРОЛЬ на лицьовій панелі координатора в положення РАБОТА;
- установити шкалу 11 КОРРЕКТУРА ПУТИ за допомогою рукоятки 12 УСТАНОВКА КОРРЕКТУРИ в положення, що відповідає останньому значенню, записаному в паспорті на апаратуру;
- установити рукоятку 13 МАСШТАБ у положення 10М;
- установити вимикач 15 СИСТЕМА в положення ВКЛ. (при цьому загоряються лампи підсвічування і чути шум працюючого перетворювача струму ПТ-200Ц).

Для вимикання навігаційної апаратури ТНА-3 необхідно вимикач СИСТЕМА встановити в положення ОТКЛ.

При ввімкненні *навігаційної апаратури ТНА-4* необхідно:

- перевірити положення шкали ШИРОТА пульта управління і при необхідності встановити відповідно до широти місця розташування об'єкта;
- перевірити положення шкали ЕЛБ і при необхідності встановити відповідно до останнього запису в паспорті;
- перемикач установити в положення ВКЛ.;
- установити перемикач 25 (рис.3. 25) ВКЛЮЧЕНИЕ X, Y індикаторного планшета в положення ВКЛ.;
- установити рукоятку 24 МАСШТАБ у положення, що відповідає масштабові карти, встановленої в індикаторному планшеті;
- установити перемикач 16 (рис.3. 23) РАБОТА-КОНТРОЛЬ на лицьовій панелі координатора в положення РАБОТА;
- установити шкалу 11 КОРРЕКТУРА ПУТИ за допомогою рукоятки 12 УСТАНОВКА КОРРЕКТУРЫ в положення, що відповідає останньому значенню, яке записане в паспорті на апаратуру;
- установити рукоятку 13 МАСШТАБ у положення 10М (при цьому індикаторна лампа МАСШТАБ 1М червоного кольору гасне);
- установити вимикач 15 СИСТЕМА в положення ВКЛ. (при цьому загоряються лампи підсвічування і чути шум працюючого перетворювача струму ПТ-200Ц, а протягом 8 хв загоряється зелена або жовта лампа пульта управління).

Для вимикання навігаційної апаратури ТНА-4 необхідно вимикач СИСТЕМА встановити в положення ОТКЛ.

Перед увімкненням *топоприв'язчика* здійснюється зовнішній огляд приладів і перевіряється, чи знаходяться вимикачі і перемикачі у вихідному положенні. Для ввімкнення топоприв'язчика необхідно перевірити напругу акумуляторних батарей, запустити двигун машини, перевірити роботу генератора, увімкнути гірокурсказівник і курсопрокладник.

Для перевірки напруги акумуляторних батарей необхідно ввімкнути вимикач ТМ-АГ на центральному розподільному щиті (ЦРЩ) і за вольтметром на ЦРЩ перевірити напругу, що повинна бути не менше як 22 В.

Напруга генератора перевіряється за вольтметром на ЦРЩ після запуску двигуна, вона повинна бути 27 ± 3 В.

Увімкнення гірокурсозакізника здійснюється з пульта управління ГАК, для чого необхідно:

- при температурі навколишнього повітря нижче 0°C увімкнути вимикач ОБОГРЕВ, при цьому на пульті загоряється біла сигнальна лампочка;
- подати живлення на перетворювач, для чого ввімкнути вимикач ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ, при цьому загоряються три зелені сигнальні лампочки 1Ф, 2Ф, 3Ф, що сигналізують про справну роботу перетворювача і про наявність напруги на всіх трьох фазах;
- увімкнути вимикач КОНТРОЛЬ, при цьому до керуючої обмотки корекційного азимутального мотора підключаються потенціометри ПОПРАВКА НА ТРЕНИЕ (потенціометри УСТАНОВКА ШИРОТЫ і ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА підключені до цієї обмотки постійно);
- розаретувати гіроскоп, для чого перемикач РАБОТА - СТОПОР перевести в положення РАБОТА, при цьому чується клацання і загоряється зелена лампочка на пульті управління;
- подати живлення на гіромотори, для чого ввімкнути вимикач ГИРОСКОП, при цьому починається розгін гіроскопів.

Для ввімкнення курсопрокладника необхідно:

- увімкнути вимикач ОСВЕЩЕНИЕ;
- подати живлення на синхронну передачу, для чого ввімкнути вимикач У2 (УСИЛИТЕЛЬ);
- підключити курсопрокладник до датчика шляху, для чого ручку ПУТЬ поставити в положення ВКЛ. (на топоприв'язках з електронним датчиком шляху, крім того, перемикач ЭДП- ВЫКЛ.-МДП поставити в положення ЭДП).

Прилади навігаційної апаратури можна вимикати як на місці, так і під час руху. Для вимикання приладів на місці необхідно:

- на пульті управління ГАК вимкнути вимикач ГИРОСКОП, перемикач РАБОТА - СТОПОР перевести в положення СТОПОР, вимкнути вимикач ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ, перемикач КОНТРОЛЬ поставити в положення ОТКЛ., вимкнути вимикач ОБОГРЕВ (якщо він був увімкнений);
- на курсопрокладнику вимкнути вимикач У2, вимкнути освітлення, ручку ПУТЬ - поставити в положення ВЫКЛ. (у таке ж положення

перевести перемикач ЭДП - ВЫКЛ. - МДП у навігаційній апаратурі з електронним датчиком шляху).

Прилади навігаційної апаратури в русі вимикаються в тій же послідовності, що і на місці, але перемикач РАБОТА-СТОПОР у положення СТОПОР устанавлюється через 15-20 хв після вимикання гіроскопа.

Робота з навігаційною апаратурою

Використання навігаційної апаратури являє собою комплекс дій і операцій, що виконує командир (механік-водій) перед початком і в процесі руху НРО.

До цих дій відносяться:

- підготовка вихідних даних;
- початкове орієнтування об'єкта;
- уведення вихідних даних;
- робота з навігаційною апаратурою під час руху.

Підготовка вихідних даних полягає у визначенні координат вихідного пункту і дирекційного кута на який-небудь орієнтир, видимий з цього пункту. Як правило, ця робота виконується завчасно.

Вихідний пункт має задовольняти зручності наїзду на нього об'єктом або під'їзду впритул та можливості візування з цього пункту на який-небудь віддалений орієнтир.

Вихідним пунктом є контурна точка на місцевості:

- підготовлені вихідні пункти в парках, у районах зосередження;
- тригонометричні пункти, віхи, піраміди, пункти полігонометрії;
- головні хрести церков;
- пам'ятники;
- центри перехресть постійних доріг;
- залізничні переїзди, мости і т.д.

Координати тригонометричних пунктів визначаються по карті за допомогою поперечного масштабу або по каталогу пунктів триангуляції. У більшості тригонометричних пунктів винесені орієнтирні пункти, координати яких можна визначити, виходячи з даних, наведених у цьому ж каталозі (дирекційний кут виносу і відстань від тригонометричного пункту до орієнтирного пункту).

Координати інших вихідних пунктів, як правило, визначаються по карті за допомогою поперечного масштабу.

Для забезпечення відповідної точності доцільно координати вихідних пунктів визначати за картою масштабу 1:25 000 або 1:50 000.

Вихідні координати $X_{ВИХ}$ і $Y_{ВИХ}$ визначаються за картою (рис. 3.34, точка Б) з використанням циркуля-вимірника і лінійного масштабу карти

або поперечного масштабу хордокутоміра (рис. 3.35).

Для приклада, показаного на рис. 3.36,

$$X_{ВИХ} = 66\ 650, \quad Y_{ВИХ} = 08\ 400.$$

Доцільно зняти координати декількох контурних точок по маршруту майбутнього руху, для того щоб контролювати роботу апаратури в процесі руху і при необхідності вносити виправлення.

Дирекційні кути на орієнтири визначаються:

за картою за допомогою хордокутоміра;

за каталогами пунктів триангуляції;

за допомогою артилерійської бусолі ПАБ-2А;

шляхом розв'язання зворотної геодезичної задачі;

за допомогою гірокомпаса.

Визначення вихідного дирекційного кута за картою застосовується в тому випадку, якщо на місцевості є орієнтири, що позначені на карті і видимі з вихідного пункту, причому вихідний пункт і орієнтир повинні знаходитись на одному листі карти, а відстань між ними по карті повинна бути не менше ніж 6-8 см. Вихідний дирекційний кут об'єкта $\alpha_{ВИХ}$ (рис.3.36) визначається як різниця дирекційного кута на орієнтир $\alpha_{ОР}$ і кута візування $\alpha_{ВІЗ}$ (кут між поздовжньою віссю об'єкта і напрямком на орієнтир) на цей орієнтир з об'єкта

$$\alpha_{ВИХ} = \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ}. \quad (3.12)$$

Кут на карті можна вимірювати транспортиром, але в цьому випадку результати виходять з великими похибками (до 15 п.к.). З більш

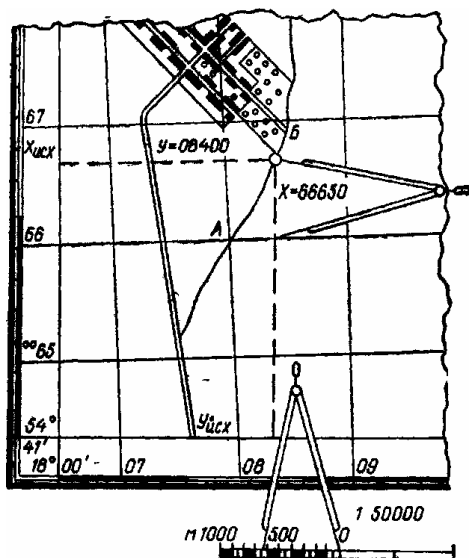


Рис.3.34. Визначення прямокутних координат точок за координатною сіткою.

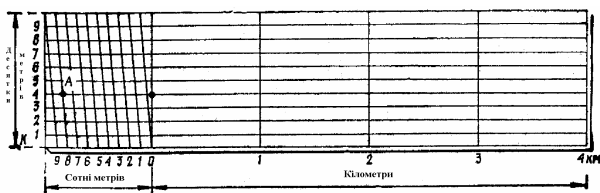


Рис. 3.35. Поперечний масштаб.

високою точністю (до 1 п.к.) кути вимірюються хордокутоміром (рис.3.37).

Таблиця 3.2

Перехід від β до α_{OP}

Номер квадранта	Кут орієнтира
I	$\alpha_{OP} = \beta$
II	$\alpha_{OP} = 30-00 - \beta$
III	$\alpha_{OP} = 30-00 + \beta$
IV	$\alpha_{OP} = 60-00 - \beta$

За допомогою хордокутоміра зручніше вимірювати за картою гострі кути (β). Дирекційний кут напрямку на орієнтир α_{OP} (рис. 3.36) відлічується від північного напрямку лінії сітки по ходу годинникової стрілки, а його величина залежить від квадранта (чверті кола), у якому розташований орієнтир. При визначенні квадрантів за центр приймається вихідна точка. Рахунок квадрантів ведеться по ходу годинникової стрілки від 0.

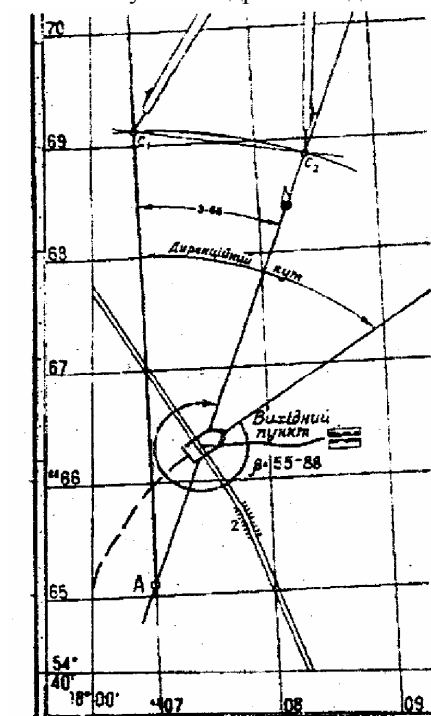


Рис. 3.36. Визначення вихідного дирекційного кута за картою.

Перший квадрант охоплює кут від 0 до 15-00, другий - від 15-00 до 30-00, третій - від 30-00 до 45-00 і четвертий - від 45-00 до 60-00. Відповідно до номера квадранта, у якому знаходиться орієнтирна лінія, визначається дирекційний кут орієнтира α_{OP} .

На рис.3.37 вимірюваний кут дорівнює 3-68.

Після визначення дирекційного кута на орієнтир за допомогою хордокутоміра визначається кут візування на орієнтир з об'єкта, після чого потрібно відмітитися оптичним візором об'єкта на орієнтир, зняти показання кута візування $\alpha_{ВІЗ}$ з кутомірною (відліковою) пристрою (кутомірний пристрій у башті або азимутальний показчик) і обчислити вихідний дирекційний кут об'єкта по формулі (3.12) при $\alpha_{OP} > \alpha_{ВІЗ}$ для випадку, показаного на рис. 3.36, або при $\alpha_{OP} < \alpha_{ВІЗ}$

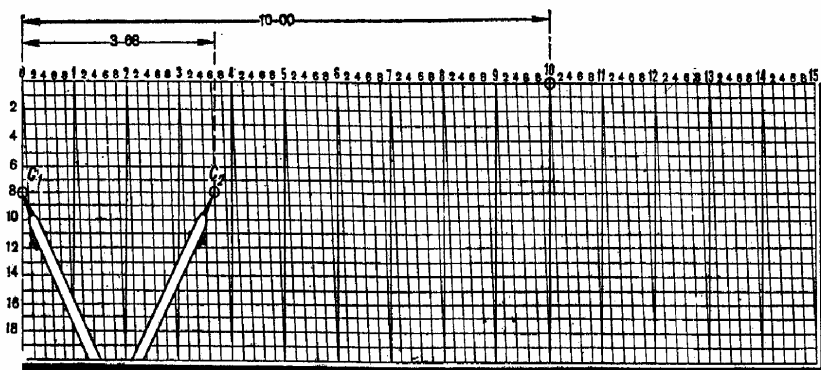


Рис. 3.37. Хордокутомір.

$$\alpha_{ВИХ} = 60-00 + \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ} . \quad (3.13)$$

В об'єктах, у яких положенню візирного пристрою уперед відповідає на показчику відлік 30-00, вихідний дирекційний кут визначається за формулою

$$\alpha_{ВИХ} = \alpha_{ОР} - (\alpha_{ВІЗ} - 30-00), \text{ при } \alpha_{ОР} > \alpha_{ВІЗ} , \quad (3.14)$$

або

$$\alpha_{ВИХ} = 60-00 + \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ}, \quad \text{при } \alpha_{ОР} < \alpha_{ВІЗ} . \quad (3.15)$$

У каталогах *триангуляційних пунктів* даються значення дирекційних кутів у градусах з одного геодезичного пункту на інші видимі пункти. Кути, які виражені в градусній мірі, варто перевести в поділки кутоміра (1 п.к. = 3,6').

Дирекційний кут напрямку поздовжньої осі машини на вихідному пункті визначають за допомогою *перископічної артилерійської бусолі ПАБ-2А* в такому порядку (рис. 3.38):

- на відстані 40—50 м від машини встановлюють бусоль і горизонтують її;
- поворотом бусолі навколо вертикальної осі сполучають кінці магнітної стрілки бусолі з установчими рисками; при цьому відлік на шкалах бусольного кільця і бусольного барабана повинні дорівнювати нулю;

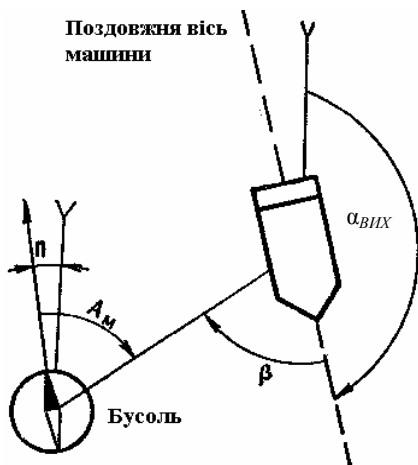


Рис. 3.38. Визначення дирекційного кута поздовжньої осі машини за допомогою бусолі.

- оптичний візир машини (прицільну марку або вертикальну лінію візирного пристрою) наводять на центр бусолі і зі шкал кутомірного пристрою зчитують та записують значення кута візування β (кут між поздовжньою віссю машини і напрямком на бусоль відраховується по ходу годинникової стрілки);
- вертикальну нитку перехрестя бусолі наводять на центр вихідного вікна оптичного візира (прицілу); зчитують зі шкал бусолі і записують значення магнітного азимута напрямку на оптичний візир машини.

Значення дирекційного кута напрямку поздовжньої осі машини обчислюють за формулою

$$\alpha_{ВИХ} = A_M + (\pm\Pi) + (\pm30 - 00) - \beta, \quad (3.16)$$

де Π - поправка напрямку (береться з карти з урахуванням річної зміни магнітного схилення).

Розв'язання зворотної геодезичної задачі полягає у визначенні дирекційного кута орієнтира ($\alpha_{ОР}$) за відомими координатах пунктів X_A , Y_A і X_B , Y_B (рис.3.39).

З трикутника ABC

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{X_B - X_A}{Y_B - Y_A}. \quad (3.17)$$

Для прикладу (рис.3.39) дирекційний кут орієнтира

$$\alpha_{ОР} = 15-00 - \beta. \quad (3.18)$$

При визначенні дирекційного кута орієнтира даним способом варто враховувати квадрант, у якому знаходиться орієнтир.

Визначення дирекційного кута об'єкта за допомогою гірокомпасу здійснюється відповідно до вимог інструкції з експлуатації даного приладу.

Для точного орієнтування топоприв'язчика дирекційний кут орієнтирного напрямку повинний бути отриманий гіроскопічним, астрономічним або геодезичним способом.

Початкове орієнтування ТНА-3 (ТНА-4) полягає в установці НРО на вихідний пункт і визначенні вихідного дирекційного кута $\alpha_{ВИХ}$ об'єкта.

На вихідний пункт об'єкт установлюється безпосередньо наїздом на нього або під'їздом упритул. В останньому випадку необхідно об'єкт установлювати в створі з орієнтиром, тобто на лінії *вихідний пункт - орієнтир*. Точність наїзду на вихідний пункт повинна бути якнайвищою.

Похибка у визначенні вихідного дирекційного кута в 1 п.к. спричиняє похибку обчислення координат у 0,1% від пройденого шляху.

Для визначення вихідного дирекційного кута об'єкта необхідно (рис.3.40):

- установити об'єкт на вихідний пункт;
- визначити кут візування $\alpha_{ВІЗ}$ на орієнтир, дирекційний кут $\alpha_{ОР}$ якого відомий;
- визначити вихідний дирекційний кут об'єкта $\alpha_{ВИХ}$ за формулою

$$\alpha_{ВИХ} = \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ}, \quad (3.19)$$

або

$$\alpha_{ВИХ} = \alpha_{ОР} - (\alpha_{ВІЗ} - 30-00). \quad (3.20)$$

У випадку, якщо значення кута $\alpha_{ВІЗ}$ більше за значення кута $\alpha_{ОР}$, вихідний дирекційний кут визначати за формулою

$$\alpha_{ВИХ} = 60-00 + \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ}, \quad (3.21)$$

або

$$\alpha_{ВИХ} = 90-00 + \alpha_{ОР} - \alpha_{ВІЗ}. \quad (3.22)$$

У тому випадку, коли умови обстановки не дозволяють зробити візування на обрані орієнтири (ніч, туман, дощ, снігопад, погана видимість, відомі тільки координати вихідного пункту, а невідомий $\alpha_{ОР}$ тощо), вихідний дирекційний кут об'єкта може бути визначений за допомогою артилерійської перископічної бусолі ПАБ-2А.

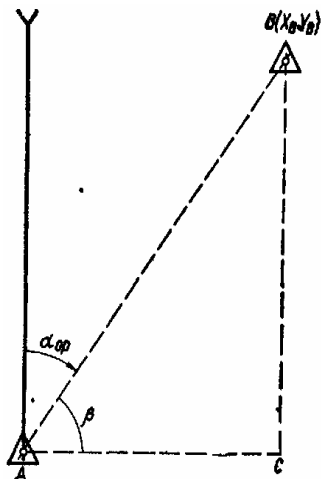


Рис. 3.39. Визначення $\alpha_{ОР}$ методом розв'язання зворотньої геодезичної задачі. А - вихідний пункт; В - орієнтир; С - вершина прямокутного трикутника.

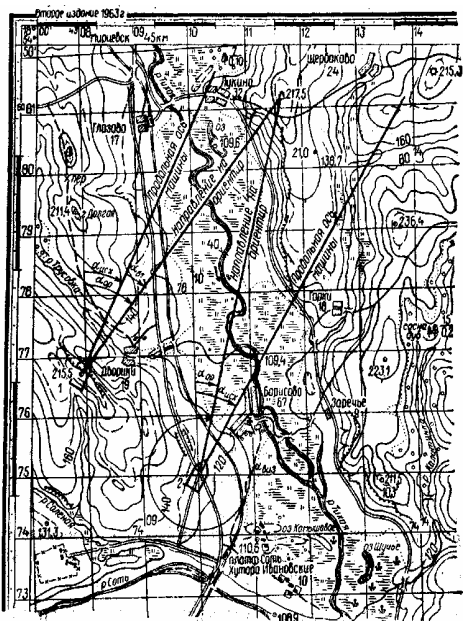


Рис. 3.40. Схема визначення вихідного дирекційного кута об'єкта.

відлік $\beta_{ВЗ}$.

Дирекційний кут поздовжньої вісі машини (рис.3.41) обчислюють за формулою

$$\alpha_{ОСІ} = \alpha_{ОР} - \beta_{ВЗ}. \quad (3.23)$$

Якщо топоприв'язчик не можна встановити на вихідну точку або в безпосередній близькості від неї (ближче 1/1000 дальності до орієнтира), то топоприв'язчик установлюють на деякій відстані від вихідної точки. У цьому випадку для визначення дирекційного кута осі машини необхідно:

- установити бусоль на вихідній точці і орієнтувати її за дирекційним кутому;
- навести монокуляр бусолі на візир топоприв'язчика, зняти відлік α_T по бусольному кільцю і, змінивши знятий відлік на 30-00, одержати дирекційний кут орієнтирного напрямку $\alpha_{ОР}$ (візир - орієнтирна точка);
- навести візир у бусоль і зняти відлік $\beta_{ВЗ}$;
- обчислити дирекційний кут поздовжньої осі машини за формулою (3.23).

У тому випадку, коли дирекційний кут орієнтирного напрямку неві-

Орієнтування топоприв'язчика полягає у визначенні дирекційного кута поздовжньої осі машини.

Для визначення дирекційного кута поздовжньої осі машини у вихідній точці використовують орієнтирний напрямок, дирекційний кут якого відомий ($\alpha_{ОР}$).

Якщо дирекційний кут орієнтирного напрямку відомий і можливий наїзд топоприв'язчика на вихідну точку, то для визначення вихідного дирекційного кута поздовжньої осі машини ($\alpha_{ОСІ}$) топоприв'язчик з візиром установлюють над точкою (помилка установки не повинна перевищувати 1/1000 відстані до орієнтира) і відзначаються по орієнтирній точці, знімаючи

домий і визначається за допомогою магнітної стрілки бусолі одночасно з підготовкою топоприв'язчика до роботи, бусоль установлюють перед топоприв'язчиком на відстані 40-50 м, визначають дирекційний кут напрямку на візир і, змінивши його на 30-00, одержують величину α_{OP} . Потім наводять візир на бусоль, знімають відлік $\beta_{ВІЗ}$ і обчислюють $\alpha_{ОСІ}$.

Підготовка навігаційної апаратури до роботи складається з попередньої перевірки і настроювання навігаційної апаратури, а потім - визначення і уведення вихідних даних в апаратуру.

Залежно від типу навігаційної апаратури підготовка до роботи має свої особливості.

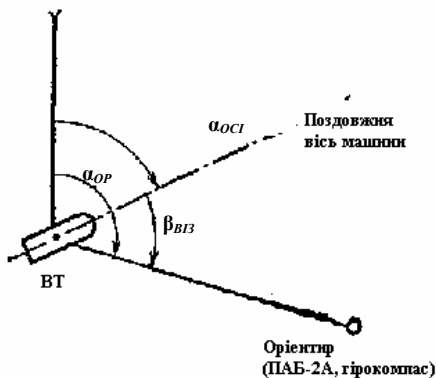


Рис. 3.41. Орієнтування топоприв'язчика на вихідній точці.

При підготовці **ТНА-3** до роботи після визначення $\alpha_{ВІХ}$ увести вихідні дані, для чого на координаторі:

- увімкнути вимикач СИСТЕМА;
- установити перемикач РАБОТА - КОНТРОЛЬ у положення РАБОТА;
- установити рукоятку МАСШТАБ у положення 10М;
- установити порозрядно вихідні координати $X_{ВІХ}$ ($Y_{ВІХ}$) на шкалах лічильників X (Y), починаючи з молодшого розряду, і ΔX (ΔY) на шкалах лічильників ΔX (ΔY) шляхом послідовного легкого натискання на важелі від себе (до себе) і одночасного обертання по ходу або проти ходу годинникової стрілки рукоятки УСТАНОВКА X, Y, ΔX і ΔY ;
- установити $\alpha_{ВІХ}$ на шкалах КУРС ГО, ТО за допомогою рукоятки УСТАНОВКА КУРСА.

Установку $\alpha_{ВІХ}$ доцільно робити безпосередньо перед початком руху об'єкта. При необхідності на курсовказівнику (рис. 3.24) поворотом кільця з індексом 2 установити його в положення, що відповідає заданому командиром куту на пункт призначення.

На цьому уведення вихідних даних закінчується, і можна починати рух.

При підготовці **ТНА-4** до роботи після визначення $\alpha_{ВИХ}$ увести вихідні дані, для чого:

а) на координаторі (рис.3.23) установити порозрядно вихідні координати $X_{ВИХ}$, $Y_{ВИХ}$ на шкалах лічильників X і Y, починаючи з молодшого розряду, і ΔX_{III} , ΔY_{III} на шкалах ΔX і ΔY шляхом послідовного натискання на важелі від себе (до себе) і одночасного обертання рукоятки УСТАНОВКА X, Y, ΔX і ΔY . Для переміщення покажчиків шкал ΔX , ΔY вправо рукоятку УСТАНОВКА X, Y, ΔX і ΔY необхідно обертати по ходу годинникової стрілки. Для переміщення покажчиків шкал ΔX і ΔY вліво рукоятку УСТАНОВКА X, Y, ΔX і ΔY необхідно обертати проти ходу годинникової стрілки. Установити $\alpha_{ВИХ}$ на шкалах КУРС ГО, ТО за допомогою рукоятки 17 УСТАНОВКА КУРСА. Установку $\alpha_{ВИХ}$ доцільно проводити безпосередньо перед початком руху об'єкта;

б) на індикаторному планшеті (рис.3.25) необхідно:

- відкинути задню кришку;
- помістити карту між кришкою і склом корпусу планшета і злегка прижати її кришкою;
- установити карту руками через вікна, що мають у кришці, таким чином, щоб лінії кілометрової сітки були рівнобіжні відповідним візирним ниткам X і Y і збіглися з великими поділами масштабних ліній;
- закрити кришку планшета;
- установити рукоятку 24 МАСШТАБ у положення, що відповідає масштабові застосовуваної карти;
- установити візирні нитки відповідно до вихідних координат $X_{ВИХ}$ і $Y_{ВИХ}$ обертанням рукояток 17, 28 УСТАНОВКА X і УСТАНОВКА Y, причому:
 - якщо місце розташування вихідного пункту відзначено на карті у вигляді точки, то перехрестя візирних ниток необхідно установити над цією точкою;
 - якщо місце розташування вихідного пункту на карті не відзначено, а його координати відомі в чисельному виді, треба сполучити візирні нитки з відповідними розподілами відлікових ліній з урахуванням масштабу (один розподіл відповідає 100 м).

За необхідності кільце (рис.3.24) з індексом покажчика курсу 2 установити в положення, що відповідає відпрацьованому координатором куту α_{III} .

На цьому уведення вихідних даних закінчується, і можна починати рух.

При різкій зміні погодних умов (дощ, сніг тощо) і при різкій зміні характеру дорожнього покриття перед початковим орієнтуванням рекомендується провести визначення коефіцієнта коректури шляху.

Підготовка **курсопрокладника топоприв'язчика** до роботи включає:

- підготовку і закріплення карти на барабані (планшеті);
- установку на лічильниках X і Y координат вихідної точки, узгодження з ними положення олівця пишучого пристрою і ввімкнення масштабу;
- уведення вихідного дирекційного кута поздовжньої осі машини;
- установку (якщо необхідно) коефіцієнта коректури шляху;
- ввімкнення датчика шляху.

Для підготовки карти і закріплення її на барабані необхідно:

- зняти з карти і записати в навігаційному журналі координати початкової і кінцевої точки маршруту прив'язки;
- підігнути праве і ліве поле карти за її рамкою;
- відкрити кришку курсопрокладника;
- відтягнути фіксатор пишучого пристрою і відвести цей пристрій до упору на себе; опустивши фіксатор, зафіксувати пишучий пристрій у цьому положенні;
- обертаючи ручку переміщення пишучого пристрою, відвести олівець вправо (вліво) до упору;
- обертаючи барабан на себе, повернути його до упору;
- від'єднати притискні планки від магнітних замків барабана;
- вставити північний кінець карти в нижній проріз барабана; вставити планку в проріз і установити карту так, щоб одна з горизонтальних ліній сітки карти збіглася з однією з ліній, нанесених на барабані; намагаючись карту, повернути барабан від себе до упору, після чого вставити нижній кінець карти в проріз і, підтягуючи карту, установити її так, щоб горизонтальні лінії сітки карти збіглися з лініями, нанесеними на барабан, після чого вставити другу планку в проріз; підтримуючи пальцями пишучий пристрій, відтягнути фіксатор і опустити пишучий пристрій на карту;
- закрити кришку курсопрокладника.

Для установки на лічильниках X і Y координат вихідної точки, узгодження положення олівця пишучого пристрою з ними і ввімкнення масштабу необхідно:

- ручкою переміщення пишучого пристрою і ручкою переміщення карти установити олівець пишучого пристрою в лівий нижній кут квадрата карти, у якому знаходиться вихідна точка;
- відкрити кришки лічильників X і Y та натисканням до упору відпо-

відних штовхальників установити координати початку квадрата, у якому знаходиться вихідна точка;

- закрити кришки лічильників;

- увімкнути масштаб, який відповідає масштабу карти, для чого повертати ручку ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ МАСШТАБА доти, поки покажчик не з'явиться проти цифри потрібного масштабу;

- ручками уточнення координат установити на лічильниках координати вихідної точки, олівець пишучого пристрою при цьому повинний бути на вихідній точці.

Вихідний дирекційний кут осі машини $\alpha_{ВЛХ}$ водиться не раніше, ніж через 3 хв після ввімкнення вимикача УСИЛИТЕЛЬ обертанням маховика КУРС - РАБОТА. Зчитується дирекційний кут осі машини по шкалах грубого і точного відліку.

Для установки коефіцієнта коректури шляху необхідно натиснути на ручку КОРРЕКТУРА ПУТИ і, повертаючи її в потрібному напрямку, установити на шкалі значення коефіцієнта.

Для ввімкнення датчика шляху необхідно повернути по ходу годинникової стрілки рукоятку ПУТЬ до упору. При цьому згасне сигнальна лампочка на курсопрокладнику ПУТЬ ВЫКЛ.

Робота з навігаційною апаратурою під час руху

Використання координатора під час руху

На початку руху необхідно переконатися в правильності роботи апаратури. Для цього в першій контрольній точці порівнюють координати, зняті зі шкал координатора, з координатами, що заздалегідь визначені і підписані на карті. Розбіжності в координатах не повинні перевищувати 1 мм у масштабі карти. Якщо ця умова виконується, продовжують рух по маршруту.

Для визначення своє місце розташування на маршруті в будь-який момент часу, досить по координатах на шкалах координатора нанести точку на карту, а за значенням дирекційного кута визначити напрямок руху.

При русі з великою швидкістю часто виконують лише загальне орієнтування, при цьому по координатах на шкалах координатора визначають тільки квадрат сітки карти, у якому знаходиться НРО.

У міру віддалення від вихідного пункту в показаннях лічильників координат накопичуються похибки в основному через відхилення головної осі гіроскопа від первісного положення. Значення такого відхилення за одну годину роботи приладу, як правило, не перевищує 0-30, що може

викликати похибку в координатах близько 0,5 км на 25-30 км шляху. На значення похибки впливають і неточності, які допущені при підготовці вихідних даних. Тому в дорозі періодично перевіряють правильність роботи навігаційної апаратури. На контрольних точках звіряють координати, зчитані зі шкал координатора і визначені по карті. Якщо розбіжності в координатах більше, як 1 мм у масштабі карти, до показань координатора вводять поправки, тобто уточнюють орієнтування. Значення відхилення по азимуту в основному залежить від точності визначення і введення дирекційного кута поздовжньої осі машини при початковому орієнтуванні та похибок, допущених при широтному балансуванні гіроскопа. На відхилення по дальності в основному впливають похибки у визначенні коректури шляху.

Після введення поправки до курсу і коректури шляху на шкалах координатора встановлюють координати контрольної точки, які визначені за картою, і продовжують рух. Під час тривалих зупинок записують відлік зі шкали КУРС, а при поновленні руху знову встановлюють його значення. Це виключає похибки в координатах за рахунок відходу осі гіроскопа.

Координатор дозволяє визначати координати і курс машини тільки в межах однієї координатної зони, тому на маршруті, що перетинає стик суміжних зон, використання координатора ускладнюється. У цьому випадку координати кінцевого пункту визначають по координатній сітці, побудованій по виходах ліній сітки суміжної зони.

У деяких випадках, особливо в розвідці, координатор може бути використаний і для цілеуказання.

За координатами, що зняті зі шкал координатора, визначають місце розташування НРО на карті, а потім за полярними координатами (дирекційним кутом напрямку на ціль і відстанню до неї) наносять ціль на карту. Маючи такі дані, при необхідності місце розташування виявленої цілі

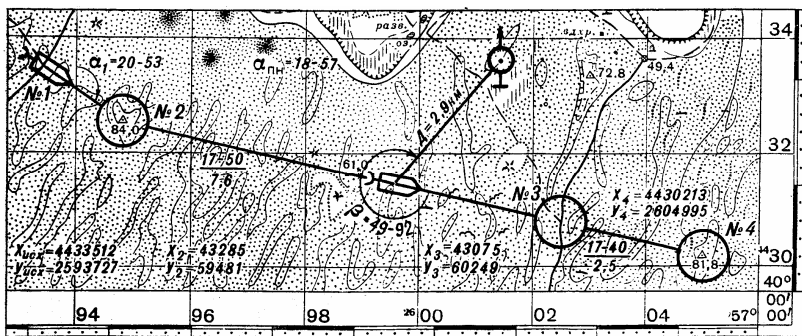


Рис. 3.42. Цілеуказання за допомогою координатора.

можна передати засобами зв'язку. У деяких випадках при цілеуказанні за допомогою координатора досить передати координати і курсовий кут машини, дирекційний кут напрямку на ціль і відстань до неї.

Щоб нанести на карту не позначені на ній об'єкти за допомогою координатора, наприклад колонний шлях, треба проїхати по ньому з увімкнутим координатором. Роблячи короткі зупинки на характерних точках поворотів маршруту, їх наносять на карту по координатах, зчитаних зі шкал координатора. Одержавши такі точки, їх з'єднують лінією, що вкаже напрямок колонного шляху.

Використання курсопрокладника під час руху

Почавши рух, необхідно переконатися в правильності роботи апаратури. Для цього на перших кілометрах шляху особливо уважно стежать за переміщенням олівця по карті і при необхідності коректують роботу апаратури.

Збіг сліду олівця з віссю дороги свідчить про правильне визначення і введення вихідного дирекційного кута поздовжньої осі машини та правильне визначення апаратурою курсу. Рух олівця паралельно дорозі також показує, що курс вірний, але олівець неточно був установлений на вихідній точці.

Кутове відхилення сліду олівця від дороги спостерігається найчастіше через похибку у визначенні або введенні вихідного дирекційного кута, а також через неправильну установку карти на планшеті.

Курс можна уточнити на прямолінійній ділянці шляху, дирекційний кут якої був визначений при підготовці карти. НРО ведуть якомога точніше по осі шляху або паралельно їй (показник цього - практично постійний відлік на шкалі КУРС). Потім зупиняють машину, маховичком вводять на шкалі КУРС новий дирекційний кут шляху і продовжують рух.

Перевірку координат, визначених апаратурою, і їх уточнення роблять, як правило, біля всіх орієнтирів, координати яких записані на карті при її підготовці.

При підході НРО до орієнтира звіряють координати апаратури та карти і при необхідності вносять відповідні корективи: маховичками установки координат Х і Y олівець установлюють точно на орієнтир, а поворотом барабанчиків вводять на шкалах його координати, записані на карті.

Одночасно з координатами уточнюють і значення коректури шляху. Якщо машина підійшла до орієнтира, а олівець перейшов через цей орієнтир на карті, значення коректури шляху необхідно трохи збільшити, повернувши ручку установки коректури шляху проти ходу годинникової

стрілки, а якщо олівець не дійшов до контрольного орієнтира - зменшити.

Крім перевірки і коректури роботи апаратури в дорозі, необхідно вчасно змінювати карту на планшеті курсопрокладника. При підході олівця до краю планшета загоряється сигнальна лампочка **ВЫКЛЮЧЕНИЕ ПРОКЛАДКИ**. Після цього можна продовжувати рух на відстань не більше, як 1 см у масштабі карти, а потім карту необхідно замінити.

Заміну карти роблять у такому порядку. Ручку переключення масштабів ставлять у положення **ВЫКЛЮЧЕНО** і продовжують рух по маршруту за межі змінюваного листа карти. Потім об'єкт зупиняють, записують координати і дирекційний кут, що зняті зі шкал, виймають планшет з курсопрокладника і на його місце ставлять запасний планшет із заздалегідь заправленою черговою картою. Після цього відповідно до записаних координат олівець установлюють над точкою зупинки машини, уводять вихідні координати, а на шкалі КУРС відновлюють записане значення дирекційного кута (якщо воно змінилося) і продовжують рух. Іноді за умовами обстановки зупинка машини неможлива і замінити карту не вдається. У цьому випадку вимикають спеціальний механізм ручкою переключення масштабів і продовжують рух, а орієнтування ведуть так само, як і при русі на машині, що обладнана навігаційною апаратурою з координатором, тобто маршрут витримують по карті, а координати, які виходять з апаратури, використовують для контролю руху.

Витримування маршруту і вихід у пункт призначення здійснюються спостереженням положення олівця щодо піднятого маршруту на карті.

Точність витримування маршруту за допомогою курсопрокладника складає приблизно 1,5% пройденого шляху.

Використання топоприв'язки під час руху

Після виконання підготовчих заходів і підготовки приладів топоприв'язки до роботи починається рух топоприв'язки на точку, що прив'язується. Перед початком руху необхідно перевірити відповідність установок регульовальних потенціометрів і механізму коректури шляху необхідним значенням, а в процесі руху вчасно змінювати коректуру шляху залежно від зміни дорожніх умов. Контроль правильності роботи навігаційної апаратури здійснюється звіренням маршруту, що викреслюється олівцем механізму побудови курсопрокладника на карті, з реальною місцевістю.

Рухатися по маршруту необхідно з максимально можливою в даних умовах швидкістю і не допускати різкого гальмування.

У випадку вимушених зупинок враховувати відхід осі гіроскопа за час стоянки на маршруті.

Якщо на маршруті руху топоприв'язчика зустрінеться важкопрохідна ділянка шляху, при подоланні якої необхідне ввімкнення переднього ведучого моста НРО і можливе пробуксовування коліс, то з метою виключення грубих помилок у результатах прив'язки довжину цієї ділянки вимірюють і вводять у курсопрокладник вручну. Для цього топоприв'язчик зупиняють перед початком важкопрохідної ділянки шляху, знімають і записують α_{OCI} зі шкали КУРС, вимикають датчик шляху і встановлюють на нуль коректуру шляху. Потім за допомогою далекоміра вимірюють відстань до орієнтира (місцевого предмета), який розташований на протилежному кінці цієї ділянки шляху і лежить на продовженні маршруту руху топоприв'язчика або в безпосередній близькості від нього. Візиром топоприв'язчика знімають відлік $\beta_{ВІЗ}$ по цьому орієнтиру і обчислюють дирекційний кут напрямку на нього α_{OP} за формулою

$$\alpha_{OP} = \alpha_{OCI} + \beta_{ВІЗ} . \quad (3.24)$$

Обчислене значення дирекційного кута напрямку на орієнтир встановлюють на шкалі КУРС і маховичком ПУТЬ вводять виміряну відстань до орієнтира. На лічильниках X і Y курсопрокладника після виконання зазначених операцій автоматично встановлюються координати орієнтира, що обраний на кінцевій точці важкопрохідної ділянки шляху. Перед початком руху по цій ділянці відновлюють показання шкали КУРС (записані на момент зупинки) і показання шкали КОРРЕКТУРА ПУТИ, а потім вмикають передній міст і відновлюють рух.

При під'їзді до орієнтира, координати якого встановлені на курсопрокладнику, топоприв'язчик зупиняють, вимикають передній міст, вмикають датчик шляху і продовжують рух у звичайному порядку.

У деяких випадках рух топоприв'язчика по обраному або заданому маршруту буде пов'язаний з переїздом на місцевість, що відповідає новому листу карти, у тому числі і листу суміжної координатної зони.

Лист карти під час руху топоприв'язчика в межах однієї і тієї ж зони замінюють у такому порядку. При підході олівця механізму побудови до краю карти зупиняють топоприв'язчик, вимикають масштаб і роблять заміну карти або планшета із заздалегідь закріпленою на ньому картою. Після заміни карти ручками переміщення олівця і карти встановлюють олівець на найближчу контурну точку на шляху подальшого руху топоприв'язчика. У момент, коли топоприв'язчик після поновлення руху буде проїжджати цю точку, вмикають масштаб.

При переміщенні топоприв'язчика в суміжну зону заміну листа карти роблять у такому порядку. При підході олівця до границі зони топоприв'язчик зупиняють, знімають і записують зняті зі шкал координати і

дирекційний кут поздовжньої осі машини.

Координати точки стояння топоприв'язчика переобчислюють у суміжну зону. Одночасно визначають і вводять у дирекційний кут поздовжньої осі топоприв'язчика виправлення $\Delta\alpha$ за перехід з однієї зони в іншу. Переобчислені координати і виправлений дирекційний кут поздовжньої осі машини встановлюють на лічильниках X та Y і шкалах КУРС курсопрокладника, після чого рух топоприв'язчика відновлюється.

Після прибуття топоприв'язчика на найближчу контурну точку суміжної зони контролюють правильність установки координат.

Після прибуття на точку, що прив'язується, топоприв'язчик установлюють над точкою або в безпосередній близькості від неї. Координати цієї точки зчитують з лічильників X і Y курсопрокладника і записують у журнал.

За неможливості установки топоприв'язчика над точкою, що прив'язується, або під'їзду до неї ближче ніж на 10 м її координати визначаються розв'язанням прямої геодезичної задачі на курсопрокладнику. Для цього з точки стояння топоприв'язчика вимірюють відстань d до точки, що прив'язується, і визначають дирекційний кут на неї шляхом підсумовування відліку, знятого зі шкал КУРС курсопрокладника, і відмітки візира по визначеній точці. Значення отриманого дирекційного кута встановлюють на шкалах КУРС курсопрокладника, виміряну відстань d вводять маховичком ПУТЬ і на лічильниках координат зчитують координати X і Y точки, що прив'язується.

Після визначення координат точки, що прив'язується, розв'язанням прямої геодезичної задачі на курсопрокладнику, перш ніж продовжувати рух по маршруту, необхідно відновити на лічильниках X і Y записані раніше координати точки стояння топоприв'язчика. Для цього досить обертанням маховичка ПУТЬ у зворотну сторону зняти (відняти) раніше уведену відстань d . Крім того, необхідно відновити показання шкали КУРС відповідно до значень дирекційного кута поздовжньої осі машини на момент зупинки, установити необхідне значення коефіцієнта коректури шляху, увімкнути датчик шляху і тільки після цього продовжувати рух на другу точку, що прив'язується, або на кінцеву точку.

На точці, що прив'язується, крім її координат, по карті визначають і абсолютну висоту цієї точки. Якщо орієнтування на точці, що прив'язується, буде виконуватися гіроскопічним або астрономічним способом, то за допомогою карти визначають геодезичні координати (широти B і довготи L) точки, що прив'язується.

Після прибуття топоприв'язчика на кінцеву точку, якщо вона доступна для безпосереднього наїзду, координати її, що обчислені навігаційною апаратурою, зчитуються з лічильників координат курсопрокладника.

Якщо кінцева точка недоступна для наїзду на неї топоприв'язчика або якщо під'їзд до неї пов'язаний зі значним збільшенням маршруту прив'язки (точка знаходиться за водною перешкодою, важкопрохідною ділянкою дороги або місцевості тощо), то координати кінцевої точки визначають розв'язанням прямої геодезичної задачі так само, як це робиться при визначенні координат точки, що прив'язується.

Після визначення координат кінцевої точки топоприв'язчиком їх порівнюють з координатами цієї ж точки, знятими з карти або узятими з каталогу координат, і визначають розбіжність між ними:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x &= x_T^K - x_K^K \\ \Delta y &= y_T^K - y_K^K \end{aligned} \right\}, \quad (3.25)$$

де x_T^K , y_T^K - координати кінцевої точки, які визначені топоприв'язчиком;

x_K^K , y_K^K - координати кінцевої точки, які зняті з карти або узяті з каталогу координат.

Розбіжність у координатах кінцевої точки розімкнутого маршруту, які отримані за допомогою топоприв'язчика і зняті з карти (узяті з каталогу), не повинні перевищувати припустимої величини.

Якщо різниця координат (Δx або Δy) не перевищує припустимого значення, то прив'язка вважається виконаною вірно. Якщо розбіжності в координатах перевищують припустиме значення, то прив'язку повторюють заново, використовуючи інші вихідні точки.

При припустимих розбіжностях точність визначення координат точки, що прив'язується, може бути підвищена, якщо кінцеву точку прийняти за початкову, а потім повернутися з цієї точки на точку, що прив'язується. У цьому випадку координати точки, що прив'язується, визначаються як середнє арифметичне з її координат, отриманих при русі топоприв'язчика від вихідної точки до кінцевої, і координат, отриманих після руху топоприв'язчика від кінцевої точки на точку, що прив'язується.

Якщо топоприв'язчик за умовами виконання бойової роботи не може проїхати на кінцеву точку, а маршрут руху закінчується на точці, що прив'язується, то контроль визначення координат точки, що прив'язується, здійснюється по карті прийомом окомірної зйомки або за допомогою кутовимірювальних і далекомірних приладів, що є в комплекті топоприв'язчика.

3.4. Прив'язка позицій ракетних військ і артилерії за допомогою інерційно-одометричної навігаційної системи

При стрільбі артилерії і пуску ракет вихідними даними для визначення обчислених установок служать геодезична (топографічна) дальність стрільби (пуску), дирекційний кут напрямку позиція-ціль, висот позиції і цілей.

Топогеодезична підготовка ракетних військ і артилерії Сухопутних військ є частиною топогеодезичного забезпечення військ. Вона містить:

- доведення до частин і підрозділів ракетних військ і артилерії вихідних топогеодезичних даних, необхідних для нанесення ударів, ведення вогню і розвідки противника;
- проведення заходів, що забезпечують своєчасне і якісне виконання топогеодезичної прив'язки;
- топогеодезичну прив'язку позицій, пунктів і постів;
- контроль топогеодезичної прив'язки.

Вихідними топогеодезичними даними для ракетних військ і артилерії є: координати і висоти пунктів державної і спеціальної геодезичних мереж (ДГМ і СГМ), координати точок артилерійської топогеодезичної мережі (АТГМ), контурних точок, різних об'єктів (орієнтирів) місцевості, дирекційні кути сторін ДГМ, СГМ і напрямків на орієнтирні пункти, азимути (дирекційні кути) еталонних напрямків.

Таблиця 3.3

Точність геодезичних мереж

Вид геодезичної мережі	Середні похибки		
	координат пунктів, м	дирекційних кутів сторін і напрямків на ОРП, с	висот, м
ДГМ	0,1	1-5	
СГМ-15	0,7	10	1,5
СГМ-30	1,5	20	1,5
СГМ-60	3,5	40	3,5

Топогеодезична прив'язка позицій, пунктів і постів містить:

- визначення прямокутних координат і абсолютних висот точок, що прив'язуються;
- визначення дирекційних кутів (азимутів) орієнтирних напрямків.

При необхідності координати прив'язаних точок перетворюють з однієї 6-градусної зони в іншу і визначають виправлення до дирекційного кута за перехід із зони в зону.

Залежно від вихідних топогеодезичних даних, що використовують

для визначення координат позицій, пунктів і постів, топогеодезична прив'язка може здійснюватися:

- на геодезичній основі;
- за картою (аерознімком).

При топогеодезичній прив'язці на геодезичній основі координати точок, що прив'язуються, визначають за допомогою приладів щодо пунктів геодезичних мереж або точок артилерійської топогеодезичної мережі.

При топогеодезичній прив'язці за картою (аерознімком) координати точок, що прив'язуються, визначають за допомогою топоприв'язчика або приладів відносно контурних точок карти (аерознімка).

Дирекційні кути орієнтирних напрямків визначають такими способами: гіроскопічним; астрономічним; геодезичним; за допомогою магнітної стрілки бусолі; передачею дирекційного кута.

При топогеодезичній прив'язці на геодезичній основі дирекційні кути орієнтирних напрямків визначають гіроскопічним, астрономічним або геодезичним способом.

Абсолютні висоти точок, що прив'язуються, визначають на рівнинній і горбкуватій місцевості за картою, у гірській місцевості - за допомогою приладів відносно пунктів геодезичних мереж, а також від контурних точок, висоти яких визначені надійно.

Контроль топогеодезичної прив'язки полягає в повторному визначенні координат позицій, пунктів, постів, їхніх висот і дирекційних кутів орієнтирних напрямків з використанням інших вихідних даних, приладів або способів робіт.

За наявності часу в районах, що мають геодезичну (артилерійську топогеодезичну) мережу, координати точок, що прив'язуються, визначаються на геодезичній основі.

При обмеженому часі спочатку застосовуються способи, що забезпечують найменший час визначення координат точок, що прив'язуються, а потім нарощують точність визначення координат, використовуючи більш точні вихідні дані, прилади і способи топогеодезичних робіт.

Дирекційні кути орієнтирних напрямків визначають одним із найбільш точних способів, застосування якого не затримує готовності артилерійських підрозділів до виконання бойових завдань.

Державна і спеціальні геодезичні мережі являють собою сукупність пунктів, що визначені на місцевості з заданою точністю координат і дирекційних кутів.

При створенні державної і спеціальної геодезичних мереж визначають прямокутні координати і абсолютні висоти пунктів, дирекційні кути сторін мережі і напрямків на орієнтирні пункти (ОРП).

Пункти ДГМ і СГМ на місцевості закріплені центрами і позначені

геодезичними знаками. Орієнтирні пункти закріплені центрами і позначені стовпчиками. Державна геодезична мережа залежно від точності визначення вихідних даних поділяється на чотири класи, спеціальні геодезичні мережі – на три види: СГМ-15, СГМ-30, СГМ-60.

Спеціальні геодезичні мережі створюють із щільністю не менше одного пункту на 20 км^2 .

Дані про пункти ДГМ поміщені в каталогах координат. У каталогах вказуються: назва пункту, тип геодезичного знака та його висота, клас пункту, повні прямокутні координати, абсолютна висота, дирекційні кути і відстані до орієнтирних пунктів. До каталогу додають схему масштабу 1:200 000 з нанесеними пунктами і орієнтирними напрямками.

Дані про пункти СГМ доводять до військ списками координат. В окремих випадках список координат пунктів СГМ може складатися на звороті листа карти масштабу 1:100 000 або 1:200 000. У цьому випадку на карту наносять пункти СГМ.

Артилерійська топогеодезична мережа створюється на місцевості з обмеженою кількістю пунктів геодезичних мереж, контурних точок або при відсутності великомасштабних карт із метою скорочення часу, підвищення точності і надійності топогеодезичної прив'язки. Щільність мережі - не менше однієї точки на $2\text{--}5 \text{ км}^2$ (на маршрутах переміщення - одна точка через 5-10 км).

АТГМ створюють у державній системі координат, якщо на місцевості є пункти ДГМ (СГМ), або в місцевій системі координат, якщо пункти ДГМ (СГМ) відсутні. Артилерійська топогеодезична мережа являє собою сукупність закріплених (позначених) на місцевості точок (орієнтирів), координати яких визначені із серединною похибкою $E_{x,y} \leq 5 \text{ м}$ щодо вихідних пунктів. На окремих точках АТГМ визначають дирекційні кути орієнтирних напрямків із серединною похибкою $E_{\alpha} \leq 0\text{--}00,5 \text{ п.к.}$ Дирекційні кути вихідних орієнтирних напрямків визначають гіроскопічним або астрономічним способом.

Точки АТГМ вибирають на височинах, поблизу доріг, перехресть, у місцях, що забезпечують зручність виконання топогеодезичних робіт і доступних по можливості для заїзду топоприв'язчика або НРО з автономною апаратурою топоприв'язки.

Точки АТГМ закріплюють колами і обкопують канавкою у формі квадрата зі стороною 1 м. При необхідності точка може позначатися віхою або туром.

Як точки АТГМ можуть вибиратися орієнтири і місцеві предме-

ти, що добре спостерігаються.

Як орієнтирні напрямки використовують напрямки на віддалені місцеві предмети, які добре спостерігаються з точок мережі. При відсутності віддалених предметів орієнтирні напрямки закріплюють віхами (колами), що встановлюються на відстані не ближче 200 м. Із точки АТГМ визначають дирекційні кути одного-двох орієнтирних напрямків.

Для визначення координат точок АТГМ застосовують розімкнуті і замкнуті ходи, прямі, зворотні, комбіновані засічки і їхні сполучення.

Для визначення координат за допомогою топоприв'язки застосовують, як правило, розімкнутий маршрут між двома вихідними точками.

У районах з рідкою мережею вихідних точок, а також у випадку, якщо топоприв'язка за умовами бойової обстановки або місцевості не може закінчити маршрут на другій вихідній точці, допускається застосування замкнутого маршруту з використанням однієї вихідної точки.

Довжина маршруту між вихідними (початковою і кінцевою) точками не повинна перевищувати 10 км. Довжина маршруту між початковою точкою і точкою, що прив'язується, не повинна перевищувати 5 км.

Робота з топоприв'язкою включає підготовчі заходи, підготовку апаратури і безпосереднє визначення координат точок послідовним їх об'їздом.

До підготовчих заходів відносяться: вибір початкової і кінцевої точок маршруту, способу визначення дирекційного кута поздовжньої осі машини, маршруту руху; визначення координат початкової і кінцевої точок маршруту.

Підготовку апаратури топоприв'язки здійснюють відповідно до інструкції по роботі на топоприв'язку.

Дирекційний кут поздовжньої осі топоприв'язки визначають за допомогою гірокомпаса, магнітної стрілки бусолі, геодезичним або астрономічним способами.

Для забезпечення необхідної точності і надійності визначення координат за допомогою топоприв'язки необхідно:

- постійно контролювати правильність роботи автономної апаратури топоприв'язки під час руху по маршруту;
- вибирати початкову і кінцеву точки так, щоб забезпечувалася

мінімальна довжина маршруту з максимальним використанням дорожньої мережі;

- координати контурних точок, що використовуються як вихідні, визначати за допомогою циркуля-вимірника і поперечного масштабу або зчитувати зі спеціальної карти з координатами контурних точок;

- під час руху вчасно змінювати коректуру шляху залежно від зміни дорожніх умов;

- рухатися маршрутом з максимально можливою в даних умовах швидкістю, не допускаючи різких поворотів і гальмувань;

- враховувати відхід осі гіроскопа за час стоянки на маршруті.

Якщо умови виконання бойового завдання не дозволяють проїхати на кінцеву точку, а маршрут руху закінчується на точці, що прив'язується, необхідно провести контроль визначення координат іншими засобами (способами).

Розбіжності в координатах кінцевої точки розімкнутого маршруту, отриманих за допомогою топоприв'язки і знятих з карти (узятих з каталогу), не повинні перевищувати на рівнинній місцевості із середніми умовами прохідності величин, зазначених у табл. 3.4.

Якщо розбіжності в координатах перевищують припустимі межі, то роботу виконують заново, використовуючи інші вихідні точки.

При роботі на горбкуватій і сильнопересіченій місцевості припустимі розбіжності, що зазначені в табл. 3.4, збільшують у 1,5 рази.

У випадку, коли топоприв'язчик не може під'їхати до кінцевої точки або точки, що прив'язується, її координати визначають розв'язанням прямої геодезичної задачі.

У випадку розгортання підрозділу з маршу на маршруті руху або в безпосередній близькості від нього вибирають контрольні точки, при цьому відстань між сусідніми контрольними точками повинна складати 3-8 км. Координати контрольних точок визначають по топографічних картах, аерознімках, каталогах (списах) координат СГМ (АТГМ).

На марші переміщаються з увімкненою апаратурою топоприв'язки. При проходженні через контрольні точки порівнюють показання лічильників X і Y курсопрокладника з координатами цих точок.

Якщо розбіжності в координатах не перевищують величин, наведених у табл. 3.4, на лічильниках установлюють координати контрольної точки. Приблизно через кожну годину роботи апаратури проводять повторне орієнтування осі топоприв'язки.

Якщо розбіжності в координатах перевищують припустимі величини, то координати коректують, а топоприв'язчик орієнтують повторно.

**Припустимі розбіжності в координатах кінцевої точки
розімкнутого маршруту топоприв'язки, м**

Початкова (кінцева) точка	Кінцева (початкова) точка	Довжина маршруту, км		
		3	5	10
Пункт ДМ (точка АТГМ)		30	40	80
Пункт ДМ (точка АТГМ)	Контурна точка карти масштабу: 1: 25 000 1: 50 000 1: 100 000			
		35	45	85
		50	60	90
		80	90	110
Контурні точки: карти з координатами контурних точок		40/60	50/70	90/100
карти масштабу: 1 : 50 000 1 : 100 000		60 110	70 120	100 140

Примітка: Чисельник і знаменник залежно від точності надрукованих координат.

За необхідності здійснюється заміна листа карти курсопрокладника.

Абсолютні висоти точок, що прив'язуються, визначають по карті з інтерполяцією щодо найближчих горизонталей. Висоти вогневих позицій, пунктів і постів артилерійської розвідки визначають за картою при крутості схилу не більше 6°. Якщо крутість схилу більше 6°, то висоти точки, що прив'язується, визначають за допомогою приладів (теодоліта або бусолі) від пункту геодезичної мережі або контурної точки, розташованої на схилі, крутість якого не перевищує 6°.

Висоту точки обчислюють за формулою:

$$h = h_{вих} \pm \Delta h, \quad (3.26)$$

де $h_{вих}$ - висота вихідної точки;

Δh - перевищення точки, що прив'язується, щодо вихідної.

Величину Δh визначають за формулою

$$\Delta h = D_d \sin \varepsilon \quad \text{або} \quad \Delta h = D_k \operatorname{tg} \varepsilon, \quad (3.27)$$

де D_d (D_k) - відстань між вихідною точкою і точкою, що прив'язується, яка визначається за допомогою далекоміра (за картою), м;

ε - кут нахилу при спостереженні з вихідної точки на точку, що прив'язується.

Знак перевищення Δh відповідає знакові кута ε .

Топогеодезична прив'язка виконується групами самоприв'язки вог-

ний напрямок стрільби.

Провішування основного напрямку стрільби до установки гармати на вогневій позиції виконують у наступному порядку:

- над точкою P (місце панорами гармати) установлюють прилад і орієнтують його за дирекційним кутом орієнтирного напрямку α_{PM} (рис. 3.44);
- повертають трубу приладу (монокуляр бусолі) за горизонтом доти, поки не установиться відлік, що дорівнює заданому дирекційному куту основного напрямку α_{OH} ;
- у створі з вертикальною лінією сітки приладу встановлюють дві віхи висотою 1 м (товщиною 2-3 см). Першу віху міцно закріплюють у ґрунті на віддалі 40-80 м від гармати, другу - точно на середині відстані між першою віхою і приладом;
- для контролю змінюють установку лімба приладу і вимірюють одним напівприйомом кут Q ; отриманий кут порівнюють з різницею дирекційних кутів α_{OH} і α_{PM} (від більшого дирекційного кута віднімають менший), розбіжність не повинна перевищувати 2' при роботі з теодолітом і 0-01 при роботі з бусоллю.

Для обчислення кутоміра по основній (запасній) точці наведення до установки гармати на вогневій позиції (рис. 3.44) визначають із точки P дирекційні кути на основну і запасну точку наведення (α_{PM} і α_{PN}).

Обчислюють кутоміри за формулами

$$Y_{\text{кут.осн}} = \alpha_{OH} - \alpha_{PM} \pm 30-00;$$

$$Y_{\text{кут.зап}} = \alpha_{OH} - \alpha_{PN} \pm 30-00.$$

(3.28)

Якщо дирекційний кут основного напрямку менший за дирекційний кут на точку наведення, то до α_{OH} додають 60-00. Точки наведення вибирають не ближче, як 200 м від вогневої позиції. Найбільш зручне розташування точки наведення для гармат - праворуч або ліворуч, для мінометів - попереду або позаду, для бойових машин реактивної артилерії - ліворуч попереду або ліворуч позаду.

Кутомір в основному напрямку для наведення гармати, що встановлена на вогневій позиції, визначають у наступному порядку:

- з точки стояння приладу (гіро-

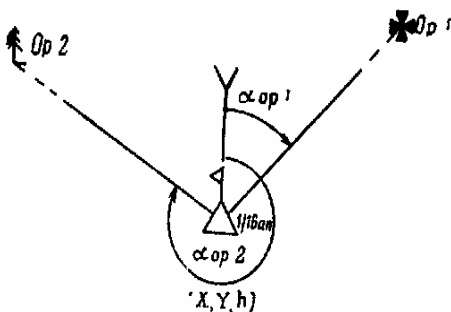


Рис. 3.45. Зміст топогеодезичної прив'язки командно-спостережного пункту.

компаса, теодоліта, КТД-1, КТД-2-2, бусолі, візира топоприв'язчика) визначають дирекційний кут $\alpha_{П}$ на панораму гармати;
- обчислюють кутомір по приладу за формулою

$$U_{осн} = \alpha_{ОН} - \alpha_{П}. \quad (3.29)$$

При роботі з теодолітом (КТД-1, КТД-2-2) величини кутів попередньо переводять у поділки ку-

Після наведення знаряддя у ОН навідник відзначається по точках наведення і записує кутоміри.

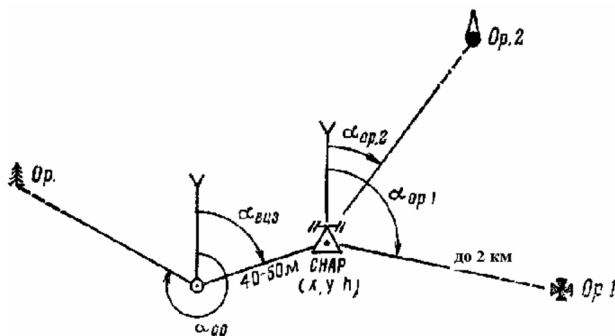


Рис.3.46. Зміст топогеодезичної прив'язки РЛС.

Топогеодезична прив'язка командно-спостережного пункту (рис. 3.45) включає:

- визначення прямокутних координат x, y і абсолютної висоти h пункту (точки установки приладу спостереження);
- визначення дирекційних кутів не менше ніж двох орієнтирних напрямків на визначені орієнтири.

Топогеодезична прив'язка позиції радіолокаційної станції (рис. 3.46) включає:

- визначення прямокутних координат x, y і абсолютної висоти h позиції станції;
- визначення дирекційних кутів з позиції станції на 1-2 орієнтири.

Як орієнтири вибирають окремі місцеві предмети, що знаходяться не ближче ніж за 2 км від позиції станції.

За неможливості вибрати визначений орієнтир вибирають і закріплюють точку в 40-50 м від позиції станції і з неї визначають дирекційний кут на будь-який видимий орієнтир. Для орієнтування станції встановлюють прилад на обраній точці і передають дирекційний кут напрямку на візир станції.

Топогеодезична прив'язка постів підрозділу радіотехнічної розвідки (рис.3.47) включає визначення прямокутних координат постів і дирекційних кутів на орієнтири. З кожного поста визначають дирек-

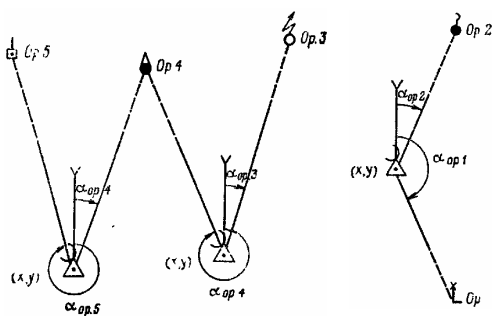


Рис. 3.47. Зміст топогеодезичної прив'язки постів радіотехнічної розвідки.

ційні кути на два визначених орієнтири.

Результати топогеодезичної прив'язки позицій, пунктів і постів оформляють у вигляді карток топогеодезичної прив'язки і списків координат (рис. 3.48, табл. 3.5).

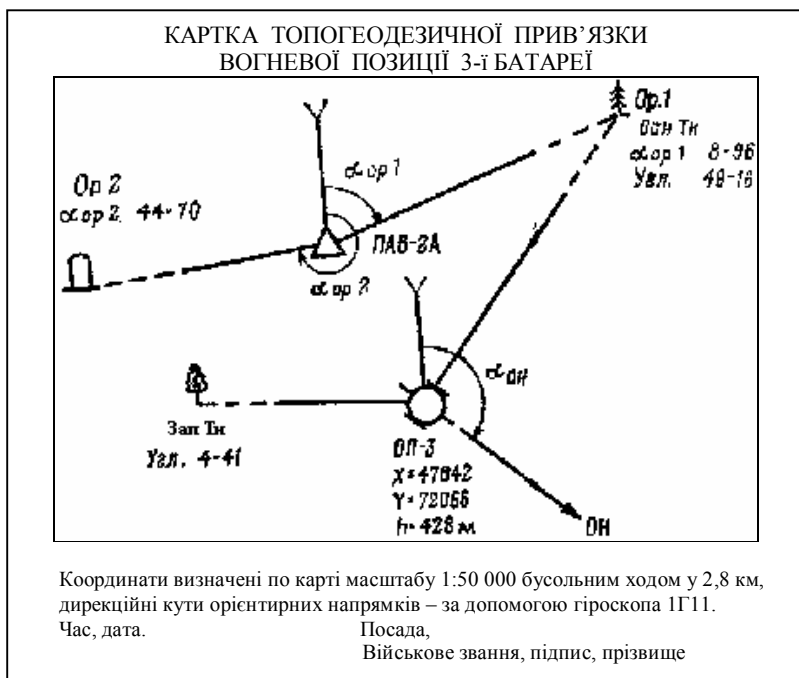


Рис. 3.48. Картка топогеодезичної прив'язки вогневої позиції

СПИСОК КООРДИНАТ ПОЗИЦІЙ

Рубіж розгортання: ур. Сновський ліс

Кому: командир у 2/7ап

ОН =24-00

Найменування точок (ВП, ПС, позицій, пунктів, постів)	Координати		h	Дирекційні кути (провішено ОН, кутоміри)	
	x	y		т.№ 1 (основна)	т.№2 (запасна)
ВП-1	48762	71245	126	$Y_{21} = 52-60$	$Y_{21} = 4-42$
ВП-2	47815	71078	124	$Y_{21} = 58-21$	$Y_{21} = 8-00$
ВП-3	47842	72066	128	$Y_{21} = 49-16$	$Y_{21} = 4-41$
КСП (лівий ПС)	46483	74450	140	Вітр. Млин (4375) $\alpha = 29-26$	Труба (4170) $\alpha = 33-24$
ПС (правий)	46100	73632	150	Вітр. млин (4375) $\alpha = 28$ (4376) -17	База = 903 м $\alpha_B = 10-82$

Командир взводу

Лейтенант А.Багмет

17.00 19.05.04 р.

Картку отримав:

Контроль топогеодезичної прив'язки

Контроль топогеодезичної прив'язки позицій, пунктів, постів проводиться з метою виключення грубих помилок, підвищення надійності визначення координат, висот, дирекційних кутів орієнтирних напрямків, а також з метою підвищення точності прив'язки.

При контролі топогеодезичної прив'язки застосовують більш точні або рівноточні прилади і незалежні способи робіт.

При визначенні дирекційних кутів орієнтирних напрямків використовують такі незалежні способи: гіроскопічний і астрономічний, гіроскопічний і геодезичний, астрономічний і геодезичний. В окремих випадках для контролю дозволяється застосовувати однотипні прилади. Контроль визначення дирекційного кута (азимута) орієнтирного напрямку повторним запуском гірокомпаса є залежним способом і допускається у виняткових випадках при відсутності можливості контролю іншим, незалежним способом. Перед повторним запуском гірокомпаса необхідно при зааретованому положенні чуттєвого елемента і вимкненому живленні гіромотора розвернути на малий кут гіровузел на голівці штатива й уточнити центрування і горизонтування приладу.

Для виключення грубих помилок у вимірюваних величинах при обмеженому часі допускається застосування менш точних приладів або способів робіт.

При контролі визначення координат, висот і дирекційних кутів орієнтирних напрямків припустимі розбіжності обчислюють за формулою

$$\Delta_{\text{доп}} = 3\sqrt{E_0^2 + E_k^2}, \quad (3.30)$$

де E_0 - серединна похибка способу, яким визначалась величина;

E_k - серединна похибка контрольного способу визначення тієї ж величини.

Якщо в процесі контролю отримані розбіжності в вимірюваних величинах не перевищують припустимих, то за остаточне значення приймають:

- при рівноточних вимірах - середнє арифметичне з отриманих результатів;
- при нерівноточних вимірах - результати виміру більш точним способом.

Якщо розбіжності перевищують припустимі, то спочатку перевіряють правильність записів польових вимірів і обчислення, а потім - польові виміри. Якщо похибка не виявлена, то роботу виконують заново, використовуючи інші вихідні дані або способи робіт (табл. 3.7).

Таблиця 3.6

Припустимі розбіжності при контролі визначення координат, м

Спосіб контролю		Спосіб визначення координат			
		від пунктів геодезичної мережі за допомогою		хід (маршрут) до 3 км від контурних точок карти масштабу	
		теодоліта (КТД-1)	бусолі	1:25 000	1:50 000
Від пунктів геодезичної мережі за допомогою	теодоліта (КТД-1)	25	35	50	75
	бусолі	35	40	55	80
Хід (маршрут) до 3 км від контурних точок карти масштабу	1:25000	50	55	65	35
	1:50000	75	80	85	100

Після виконання контролю топогеодезичної прив'язки визначають розбіжності в координатах позиції (пункту, посту), абсолютній висоті,

дирекційних кутах орієнтирних напрямків, основному і запасному кутмірах. Для цього з величин, що отримані при прив'язці, віднімають величини, які отримані при контролі.

За наявності на ВП гармат, орієнтування основної гармати контролюють у наступному порядку (рис. 3.49):

- за допомогою контрольного приладу (гірокомпаса, теодоліта, бусолі) визначають дирекційний кут α_{MP} із контрольного приладу на панораму гармати;

- навідник гармати відзначається панорамою на контрольному приладі і знімає відлік (OTM), а фахівці обчислюють дирекційний кут напрямку доданої гармати $\alpha_{гарм}$ за формулою

$$\alpha_{гарм} = \alpha_{MP} + OTM; \quad (3.31)$$

- обчислюють розбіжність $\Delta\alpha$ між отриманим при контролі дирекційним кутом і дирекційним кутом напрямку $\alpha_{ОН}$, що заданий при наведенні (орієнтуванні) гармати, за формулою

$$\Delta\alpha = \alpha_{гарм} + \alpha_{ОН}. \quad (3.32)$$

Контроль орієнтування приладів (станцій) проводять у наступному порядку:

- за допомогою контрольного приладу визначають дирекційний кут на контрольований прилад (візир станції) і змінюють його на 180° (30-00);

- наводять прилад, яким контролюють, на контрольний і визнача

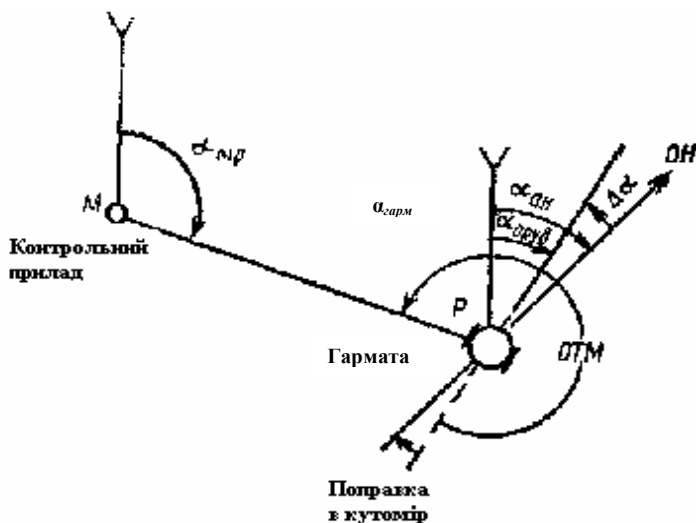


Рис.3.49. Схема контролю орієнтування.

**Припустимі розбіжності при контролі визначення
дирекційних кутів (азимутів) орієнтирних напрямків**

№ п.п.	Спосіб визначення дирекційного кута (азимута)	Спосіб контролю (номери пунктів даної таблиці)	Припустимі розбіжності
1	Гіроскопічний: гірокомпас типу 1М17	3, 5	3'
2	гірокомпас типу 1М11	3, 5	0-01
3	Астрономічний : за допомогою теодоліта	1, 2, 5	4'
4	за допомогою бусолі	1, 2, 5 6	0-03 0-06
	Передача кутовим ходом (геодезичний спосіб):		
5	за допомогою теодоліта	1- 3	4'
6	за допомогою бусолі	1- 4	0-06
7	за допомогою магнітної стрілки на бусолі	1- 6	0-12
8	Передача за допомогою гірокурсказівника автономної апаратури топоприв'язки (з моменту орієнтування не більше 20 хв при його точності $E_a \leq 0-01$)	1- 6 7	0-10 0-15

ють дирекційний кут напрямку на контрольний прилад;

- визначають розбіжність між дирекційним кутом на прилад (станції), який контролюється, і дирекційним кутом контрольного приладу.

Виходячи з точності способів топогеодезичних робіт, застосовуваних при виконанні топогеодезичної прив'язки і її контролі, оцінюють отримані розбіжності і визначають остаточні значення контрольованих величин.

Результати контролю оформляють у вигляді картки контролю топогеодезичної прив'язки і вручають командирів підрозділу, який перевірявся.

Після закінчення робіт з контролю корінці карток контролю топогеодезичної прив'язки представляють командирів, що поставив задачу на проведення контролю.

Особливості контролю прив'язки ракетних військ

Контроль точності топогеодезичної прив'язки ракетних військ містить визначення координат елементів бойових порядків ракетних військ і

КАРТКА КОНТРОЛЮ ТОПОГЕОДЕЗИЧНОЇ ПРИВ'ЯЗКИ ВП 1 адн						
Район розгортання: № 2				$\alpha_{OH} = 45-00$		
Найменування точок	Дані	Координати		Висота h	Дирекційний кут з точки стояння ПАБ на орієнтир	$Y_{кут.оси}$
		x	y			
ВП-1	контролю батареї	30285	19330	100	25-73	
		30272	19325	100	25-70	
	поправка	+ 13	+5	0	+0-03	
ВП-2	контролю батареї	29940	19771	105		6-47
		29925	19778	100		6-40
	поправка	+ 15	-7	+5		+0-07
ВП-3	контролю батареї	30965	20180	110		55-39
		30935	20200	115		55-37
	поправка	+30	-20	- 5		+0-02

Контроль координат проводився за допомогою топоприв'язчика, орієнтування - гірокомпасом

Час, дата. Посада,
військове звання, підпис, прізвище

Рис. 3.50. Картка контролю топогеодезичної прив'язки.

дирекційних кутів напрямків. Власне кажучи, це ті ж роботи, що виконувалися при топогеодезичній прив'язці, тільки більш точними приладами і іншими способами. Спосіб контролю повинний бути за точністю не нижчим способів прив'язки.

Для провадження робіт з контролю точності топогеодезичної прив'язки елементів бойових порядків ракетних військ може залучатися обслуга (фахівці) топогеодезичного та навігаційного забезпечення, яка оснащена штатними засобами. У період підготовки бойових дій обслуги надаються ракетній частині (підрозділу) і діють за вказівкою їх штабів.

Геодезичні роботи з контролю точності топогеодезичної прив'язки ракетних військ виконуються відповідно до діючих настанов і встановлених нормативів з топогеодезичного забезпечення військ.

Контроль точності прив'язки здійснюється або відразу ж після закінчення робіт з топогеодезичної прив'язки топогеодезичними підрозділами ракетних частин, або в процесі прив'язки. Повнота робіт залежить від умов обстановки і наявності часу, але у всіх випадках обов'язковому контролю підлягають значення дирекційних кутів орієнтирних напрямків.

Розмітка стартових позицій ракетних частин (підрозділів) залежить від типу систем озброєння (рис.3.51).

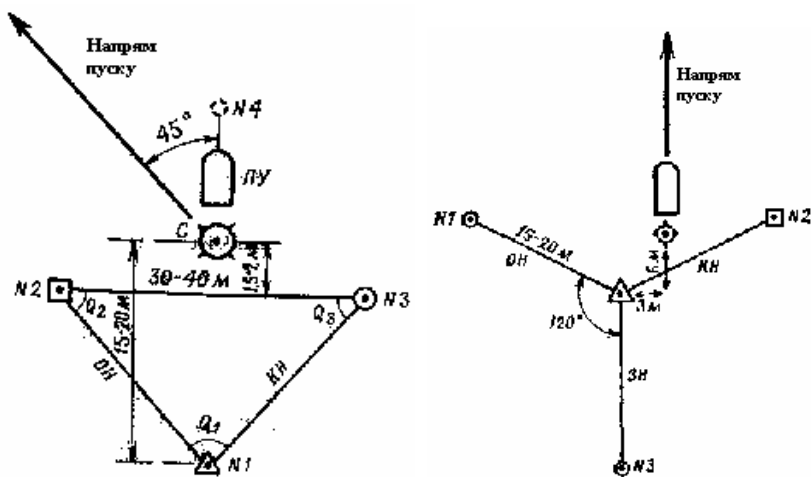


Рис.3.51. Розмітка стартової позиції для запусків ракет у секторі (варіант).

При контролі точності топогеодезичної прив'язки стартової позиції оперативно-тактичних ракет залежно від типу озброєння виконуються наступні роботи:

- визначаються прямокутні координати x, y точки пуску різними засічками (прямими, зворотними, комбінованими, гіроскопічними) або прокладенням теодолітних ходів від найближчих пунктів геодезичної мережі;
- визначається абсолютна висота H точки пуску за великомасштабною картою, а при її відсутності - інструментально;
- визначаються геодезичні координати B і L точки пуску за великомасштабною картою (з точністю $0,2'$);
- обчислюється зближення меридіанів γ (по таблицях і графіках);
- визначаються дирекційні кути (астрономічні азимути) сторін трикутника і вимірюються горизонтальні кути Q_1, Q_2, Q_3 (гіртеодолітом або астрономічними і геодезичними способами);
- при необхідності прямокутні координати x, y переобчислюються в прямокутні координати $x_{\text{ПЕР}}, y_{\text{ПЕР}}$ суміжної зони, у якій знаходиться ціль.

Припустимі розбіжності $\Delta_{\text{прп}}$ при контролі визначення координат, висот і дирекційних кутів обчислюються за формулою

$$\Delta_{\text{прп}} = 2\sqrt{m_0^2 + m_{\kappa}^0}, \quad (3.33)$$

де m_0 - середня квадратична похибка способу, яким визначалася величина;

m_k - середня квадратична похибка контрольного способу визначення тієї ж величини.

При припустимих розбіжностях за остаточне значення обумовленої величини приймається значення більш точного способу.

Якщо розбіжності перевищують припустимі, то спочатку перевіряють обчислювальні роботи, а потім польові виміри.

Отримані дані записуються в картку контролю топогеодезичної прив'язки.

3.5. Перспективні системи навігаційного забезпечення Сухопутних військ

Вимоги до сучасних систем навігації наземних рухомих об'єктів

На протязі десятиків років системи навігації (СН) встановлювалися лише на окремих та спеціальних машинах, що дозволяло вирішувати тільки задачі маршевої навігації.

Це одометричні СН «Сетка», «Квадрат», ТНА - 4. Вони вирішують першу та другу навігаційні задачі і тільки в модифікації ТНА-4-5 ще й третю.

Вони є електромеханічними прецизійними приладами і займають великий об'єм (декілька десятків літрів). Для їх застосування необхідно проводити початкову прив'язку машини, що само по собі є складним завданням.

Великою перевагою одометричних СН є те, що вони цілком автономні, не випромінюють назовні і не потребують ззовні ніякої інформації, мають велику миттєву точність і виробляють безперервну навігаційну інформацію. У той же час вони інтегрують систематичну складову похибки і через 12-15 хвилин роботи потребують контрольного орієнтування, що є їх основним недоліком. Зазначені системи навігації належать до першого покоління.

З розвитком електроніки та мікропроцесорної техніки виникла можливість створення СН другого покоління, а саме відмовитись від електромеханічних обчислювальних пристроїв, поклавши обчислювальні процедури на бортову електронно-обчислювальну машину (ЕОМ), а такі прилади як гірокурсказівник, датчик шляху і швидкості розробляти інтелектуальними.

Прилади визначення напряму руху розроблюються на базі механічних, лазерних гіроскопів або з використанням волоконно-оптичних датчиків. Відомі розробки, так званих, дворежимних курсових приладів. Во-

ни мають два режими:

- компасування (для початкового або контрольного орієнтування);
- утримання для визначення поточного значення дирекційного кута осі машини.

Це дозволило значно підвищити точність розрахунків та скоротити об'єм апаратури, але основний недолік залишився, що не дає можливості застосовувати їх як основні.

Не вирішує проблеми і застосування апаратури користувача супутникових радіонавігаційних систем (АК СРНС). Навігаційна інформація, яку вони постачають, по суті отримання - дискретна, а крім того можливі втрати навігаційних визначень внаслідок зриву спостережень, або селекції доступу, що також не дозволяє розглядати АК СРНС як основні СН.

Вихід з положення, що склалося, дає комплексування одометричних СН і АК СРНС з обробкою НІ за допомогою алгоритмів оптимальної фільтрації, що дозволяє трансформувати апаратну надлишковість в підвищену точність. В результаті ми отримуємо СН третього покоління, що постачає безперервну НІ необхідної точності.

Встановлення на борту НРО апаратури передачі даних (АПД) радіоканалом поряд з СН дало можливість організувати обмін НІ між машинами. Наявність ЕОМ, АПД дозволило створити систему управління кількома машинами. Управління будь-яким процесом, який триває у просторі та часі повинно бути гнучким та безперервним і потребує для цього точної та безперервної НІ.

Головною задачею, яку повинна вирішувати сучасна СН - є пропонування операторові оптимальних варіантів прийняття рішення (рис. 3. 52.)

На головну задачу повинні працювати допоміжні:

НД - визначення навігаційних даних (початкових та поточних);

МП, ТС - збір інформації про місцезположення та технічний стан підлеглих машин;

ПП - розрахунок параметрів пункту призначення;

ТЕЛЕТЕКСТ - прийом/передача текстових повідомлень;

ЧАС - служба календаря та часу;

ВІ - відображення інформації;

ГІБ - геоінформаційний блок;

ОБМІН - обмін інформацією з АПД тощо.

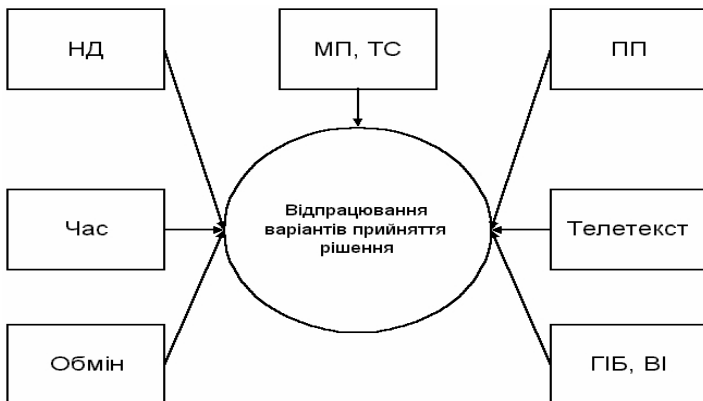


Рис. 3.52. Структура задач, що вирішують СН 4-го покоління.

Підготовка даних до маршу потребує великих часових витрат. Це прокладання маршруту, визначення його характерних точок, розрахунок параметрів ділянок маршруту, визначення профілю маршруту, зон невидимості, зон затоплення тощо і може зайняти декілька годин.

Застосування електронної карти (ЕК) в СН дозволяє вирішити всі ці задачі за лічені хвилини.

Наявність ЕК дає можливість наочного відображення штатної обстановки на фоні топографічної основи. Використання елементів оперативної топоприв'язки, віддалених баз даних забезпечує гнучкість процесу управління.

Структура сучасної СН буде мати вигляд (рис. 3.53).

Складові сучасної системи навігації:

АК СРНС - апаратура користувача супутникових радіонавігаційних систем;

АНС - автономна навігаційна система;

КВП - прилад для визначення віддалі до орієнтирів та кутів візування на них;

ПВВІ - прилад вводу/виводу інформації;

ПУ, СВ - органи управління, система відображення інформації;

ОБ - основний обчислювальний блок;

АПД - апаратура передачі даних.

Сучасна СН є складним програмно-апаратним виробом, здатним забезпечувати визначення безперервної, всепогодної, цілодобової, точної НІ, вирішення широкого кола задач управління з відображенням штатної

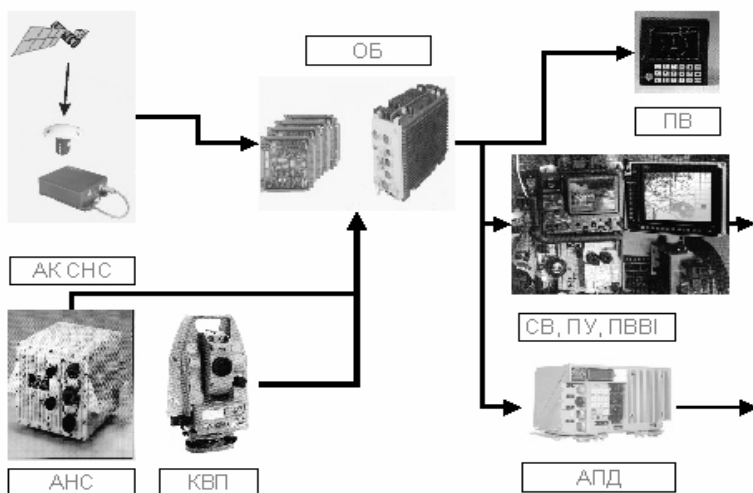


Рис. 3.53. Структура СН 4-го покоління.

обстановки на фоні топографічної основи (електронної карти) з застосуванням геоінформаційних технологій.

Системи навігації наземних рухомих об'єктів, які використовуються в арміях країн членів НАТО та провідних країн світу

Інерціальні навігаційні системи на гіростабілізованих платформах

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) на гіростабілізованих платформах здатні забезпечувати точні вимірювання навігаційних параметрів в будь-яких умовах, не випромінюючи при цьому, ніяких сигналів. Крім того, вони повністю захищені від шумів.

Однак ІНС мають ряд недоліків. Це висока вартість, складність настройки перед початком руху, необхідність частих зупинок на опорних пунктах з відомими координатами для проведення корекції шляху. Точність ІНС значною мірою залежить від плавності ходу рухомого об'єкта (агрегату) і від наявності опорних пунктів за маршрутом руху. Незважаючи на це, ІНС на гіростабілізованих платформах широко застосовуються на різних рухомих об'єктах.

Так в США з 1981 року прийнята на озброєння ІНС PADS AN/USQ-70 фірми «Litton». За принципом дії вказана система є інерціальною і являє собою лічильник пройденого шляху. До її складу входять гіростабілізована платформа з двома механічними двохступневими гіроскопами і трьома акселерометрами; БЦОМ з клавіатурою введення координат початкового пункту; цифровий індикатор поточних координат; джерело електроживлення. Загальна маса ІНС складає близько 40 кг, що дозволяє встановлювати її на легких машинах (носіях ІНС). ІНС PADS AN/USQ-70 дозволяє визначати прямокутні координати (X, Y), висоту (H) місцеположення і дирекційний кут (α) повздовжньої осі машини (носія ІНС). Дані про місцеположення машини (носія ІНС) відтворюються на цифровому табло. Для передачі дирекційного кута на інші об'єкти і визначення їх координат відносно машини з ІНС до комплексу системи включений теодоліт та імпульсний світловіддалемір. Початкове орієнтування ІНС проводиться на опорному (контрольному) пункті з відомими координатами за допомогою гіроскопічного пристрою (платформи), що працює в режимі гірокомпасу, теодоліта і світловіддалеміра. На орієнтування витрачається 8-10 хвилин. Корекція помилок ІНС здійснюється на короткотривалих (приблизно 20 с.) зупинках через кожні 8-10 хв. руху. Кругова вірогідна похибка (КВП) визначення координат об'єкта за маршрутом руху, з урахуванням корекції, не перевищує 10 м.

Англійська фірма «Ferranti» розробила і ввела в експлуатацію в 1985 році свій варіант системи PADS MK2. Це інерціальна система з безперервним визначенням і відображенням всіх трьох координат (X, Y, H) машини (носія ІНС). До складу системи входять інерціальний блок на механічних гіроскопах і акселерометрах, блоки електроживлення, індикації і управління. КВП визначення координат об'єкта за маршрутом руху, з урахуванням корекції, не перевищує 5 м. Передача азимута (дирекційного кута) і визначення координат об'єктів, що прив'язуються відносно носія ІНС, проводиться за допомогою теодоліта і світловіддалеміра. Початкове орієнтування і корекція системи проводяться аналогічно наведеній вище американській системі.

У 1986 році американські фахівці випробували модернізований варіант системи PADS, якій отримав назву IPS. Похибки визначення планових координат об'єкта цією системою за маршрутом руху становили 1,5-2,5 м, висоти 0,9-3,5 м з урахуванням корекції через 3-5 хв. руху носія ІНС.

В табл. 3.8 для порівняння наведені основні характеристики іноземних ІНС на гіростабілізованих платформах.

**Основні характеристики інерціальних навігаційних систем
іноземного виробництва**

Найменування ІНС, фірма, країна, рік розробки	Склад і характеристики ІНС на гіростабілізованих платформах	Точність визначення місцеположення
1.PADS AN/USQ-70 «LITTON» США 1981 р.	Гіроскопічний пристрій, акселерометри. ІНС визначає X, Y, H. Прив'язка проводиться за допомогою гірокомпаса, лазерного віддалеміра і теодоліта. Час орієнтування 8-10 хв. Маса ІНС – 40 кг	10 м (КВП) з обліком корекції через кожні 8-10 хвилин (час корекції - 20 с)
2.PADS MK2 «Ferranti» Англія 1985 р.	Гіроскопічний пристрій, акселерометри. ІНС визначає X, Y, H. Прив'язка проводиться за допомогою гірокомпаса, лазерного віддалеміра і теодоліта. Час орієнтування 8-10 хв. Маса ІНС - 50 кг	5 м (КВП) з обліком корекції через кожні 5-8 хвилин. (час корекції - 20 с)
3.PADS «TAMAM» Ізраїль 1988 р.	Гіроскопічний пристрій, акселерометри. ІНС визначає X, Y, H. Прив'язка проводиться за допомогою гірокомпаса, лазерного віддалеміра і теодоліта. Час орієнтування 8-10 хв. Маса ІНС –120 кг	2-3 м (КВП) з обліком корекції через кожні 2-3 хвилин (час корекції - 20 с)
4. IPS США 1986 р.	Гіроскопічний пристрій, акселерометри. ІНС визначає X, Y, H. Прив'язка проводиться за допомогою гірокомпаса, лазерного віддалеміра і теодоліта. Час орієнтування 8-10 хв. Маса ІНС –120 кг	1,5-2,5 м за X, Y; 0,9-3,5 м за висотою (H) з обліком корекції через кожні 3-5 хвилин (час корекції - 20 с)

Ізраїльська фірма «ТАМАМ» в 1988 році ввела в експлуатацію ІНС «PADS TAMAM». Вона забезпечує безперервне відображення всіх трьох координат носія ІНС (машини), в тому числі і на рухомій карті місцевості. До складу системи входять: інерціальний блок (на механічних гіроскопах і акселерометрах); БЦОМ; блок управління і індикації; світловіддалемір і теодоліт. Загальна маса ІНС складає біля 120 кг, що перевищує середні для систем цього класу значення в 2-3 рази. Відносно низька і точність системи, але можливе застосування спеціального режиму її роботи, в якому, за рахунок скорочення часу між зупинками для корекції до 2-3 хв. вдається зменшити КВП визначення місцеположення об'єкта за маршрутом руху до 2-3 м.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи

Останнім часом намітилася тенденція переходу від ІНС на гіростабілізованих платформах до безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС).

У наш час розроблені БІНС на лазерних, волоконно-оптичних, динамічно-вібраційних гіроскопах. Найбільше поширення отримали лазерні гіроскопи.

Лазерні гіроскопи мають переваги перед механічними:

- нечутливість до прискорень і перевантажень;
- високі характеристики точності;
- малий час доведення до готовності;
- мала споживана потужність;
- висока надійність і тривалий термін служби;
- низька вартість в порівнянні з механічними гіроскопами.

У кінці 70-х років дві фірми США «Spezzy» і «Honeywell» зуміли подолати ряд технологічних труднощів і створити безплатформні інерціальні системи навігації на лазерних гіроскопах.

Використання лазерних гіроскопів дозволяє повністю реалізувати переваги безплатформних систем і, крім цього, забезпечити значне зниження вартості таких систем, за умов серійного випуску. Успішні випробування у 1975 році БІНС для літаків фірми «Honeywell» привели до активізації робіт найбільших зарубіжних фірм у цій галузі.

У кінці 70-х років американською фірмою «Litton» була розроблена БІНС LLN-80, яка призначена для установки на різні наземні рухомі об'єкти. Система здійснює вимірювання прямокутних координат, курсу, тангажу і крену машини. Крім, власне інерціального пристрою, до складу системи входить пристрій вимірювання швидкості машини, дані з якого вводяться до бортової цифрової обчислювальної машини. Чутливими до прискорення елементами є два двоступеневих гіроскопи, що динамічно настроюються та три акселерометри. За повідомленнями періодичних видань, проведені в Родстоунському арсеналі (штат Алабама) випробування БІНС LLN-80 на дистанції 90 км показали, що середня квадратична похибка визначення місцеположення рухомого об'єкта становила 0,3% пройденого шляху, а визначення північного напрямку - 0,1%.

У 1987 році в США введена в експлуатацію модульна система навігації і геодезичної прив'язки MAPS фірми «Honeywell». До складу системи входять: три лазерних кільцевих гіроскопи; три акселерометри; одометр; пристрої управління і відображення інформації. Точність визначення поточних координат в горизонтальній площині – 7 м (СКП) на перших 4 км, а потім 0,15% пройденого шляху, у вертикальній площині 7 м

(СКП) на перших 10 км, а потім 0,07% пройденого шляху. Об'єм апаратури 20 дм³, споживана потужність – 115 Вт.

У 1988 році в США введена в експлуатацію інша модульна система навігації MAPS фірми «Zinger». За складом апаратури і задачами, що вирішуються, вказана система не відрізняється від системи фірми "Honeywell", але її характеристики дещо гірші. Точність визначення поточних координат в горизонтальній площині – 10 м (СКП) на перших 4 км, потім 0,25% пройденого шляху, у вертикальній площині – 10 м (СКП) на перших 10 км, потім 0,1% пройденого шляху. Об'єм апаратури 25 дм³, споживана потужність 125 Вт.

У таблиці 3.9 для порівняння приведені основні характеристики розглянутих БІНС.

Таблиця 3.9

Основні характеристики безплатформних інерціальних навігаційних систем

Найменування БІНС, фірма, країна, рік розробки	Склад і характеристики БІНС	Точність визначення місцеположення
1. LLN-80 «LITTON» США 1979 р.	Два гіроскопи, що динамічно на-строюються, три акселерометри, одометр. Система визначає X, Y, H, $\alpha_{\text{он}}$.	0,3 % (СКП) пройдено-го шляху; 0,1(п.к.) (СКП) α північного напрямку
2. MAP «Honeywell» США 1987 р.	Три лазерних кільцевих гіроком-паси, три акселерометри, одометр. Система визначає X, Y, H. Час приведення до готовності 5 хв. Загальний об'єм апаратури - 20,5 дм ³ . Споживана потужність – 115 Вт	В горизонтальній пло-щині – 7 м (СКП) на перших 4 км, а потім 0,15% пройденого шляху; у вертикальній площині 7 м (СКП) на перших 10 км, потім 0,07% пройденого шля-ху
3. MAPS «Zinger» США 1988 р.	Три лазерних кільцевих гіроком-паси, три акселерометри, одометр. Система визначає X, Y, H. Час приведення в готовність 15 хв. Загальний об'єм апаратури – 25 дм ³ . Споживана потужність – 125 Вт	В горизонтальній пло-щині – 10 м (СКП) на перших 4 км, а потім 0,25% пройденого шляху; у вертикальній площині 10м (СКП) на перших 10 км, потім 0,1 % пройденого шля-ху.

Одометричні навігаційні системи

Як і раніше, в наш час для визначення місцеположення наземних об'єктів широко застосовуються одометричні навігаційні системи (ОНС). До сучасних систем відносяться: німецька ОНС FNA-615, англійська ОНС LNS-202, російські ОНС 15Ш55 та інші.

Система FNA-615 за складом апаратури і способом визначення координат об'єкта являє собою типовий зразок одометричної навігаційної системи. Точність визначення місцеположення об'єкта за маршрутом руху носія ОНС - 0,3% (СКП) пройденого шляху.

Система навігації LNS-202, розроблена в 1985 році є СН подвійного призначення і встановлюється на різні наземні рухомі об'єкти. До складу системи входять гірокомпас, одометр, апаратура користувача космічної радіонавігаційної системи GPS. Похибка визначення координат 0,5% (СКП) пройденого шляху.

На початку 80 років в Радянському Союзі розроблена одометрична навігаційна система 15Ш55. Система містить гірокурсказівник, механічний датчик швидкості (одометр), доплеровський датчик швидкості, курсовказівник і БЦОМ. Середня квадратична похибка визначення шляху під час руху за маршрутом довжиною до 20-25 км не перевищує 20-25 м. Час готовності системи - 15 хв. Споживана потужність - 1 кВт. Маса апаратури - 150 кг.

У табл. 3.10 для порівняння наведені основні характеристики ОНС.

Комплексні системи навігації

В сучасні СН наземних рухомих об'єктів поряд з ІНС часто входить апаратура супутникових радіонавігаційних систем (СРНС) (будуть розглянуті пізніше). Як вже відзначалось, в склад англійської СН INS-202 входить апаратура СРНС «GPS», що дозволяє визначити координати об'єктів з СКП не більше за 15-20 м, незалежно від початкової геодезичної прив'язки і часу.

Американська фірма «Northrop» розробила комплексну систему навігації (КСН) для наземних рухомих об'єктів, в якій суміщені в одному блоці БІНС і одноканальний приймач СРНС «GPS». У процесі випробувань системи точність визначення координат при роботі за С/А-кодом не перевищувала 30 м.

Інша фірма «Texas Instruments» провела випробування на літаках і наземних об'єктах КСН на базі БІНС і двоканального приймача СРНС «GPS». У процесі випробувань точність визначення координат не перевищувала 30 м при роботі за С/А-кодом.

Основні характеристики одометричних навігаційних систем

Найменування ОНС, фірма, країна, рік розробки	Склад і характеристики ОНС	Точність визначення місцеположення
1. FNA –615 Німеччина 1986 р.	Гірокомпас, гірокурс- казівник, одометричний датчик, блок індикації і управління, БЦОМ. Час безперервної роботи без переорієнтування – 7 г. Час підготовки до роботи 10-15 хв.	Протягом 1 г: 0,8% пройденого шляху (ПШ); 0-20 п.к. за дире- кційним кутом. Протягом 3 г: 0,9% S; 0-41 п.к. за дирекцій- ним кутом. Протягом 5 г: 1,1% S; 0-58 п.к. за дирекційним ку- том Протягом 7 г: 1,25% S; 0-80 п.к. за дирекційним кутом.
2. LNS-202 Англія 1986 р.	Гірокомпас, гірокурс- казівник, одометр, апар- атура користувача СРНС GPS. Прив'язка прово- диться за допомогою гірокомпаса і теодоліта	0,5% пройденого шляху
3. FNA-615 Німеччина 1985 р.	Гірокомпас, гірокурс- казівник, одометр. Коре- кція похибок здійснюєть- ся через 15 -20 хв.	0,3% пройденого шляху з облі- ком корекції через 15-20 хв.
4. 15Щ55 Росія 1980 р.	Гірокурсказівник, ме- ханічний датчик швидко- сті (одометр), доплерів- ський датчик швидкості.	20-25 м при русі за маршрутом довжиною 20-25 км.

На сьогодні в країнах членах НАТО і РФ активно продовжуються роботи з створення КСН на базі ІНС, БІНС, доплерівських систем і СРНС типу «GPS» і «ГЛОНАСС». Ведуться роботи і досягнуті перші вагомі результати в цьому напрямку і в Україні.

Порівняльний аналіз експлуатаційно-технічних характеристик систем навігації

Результати проведеного огляду показують, що основними СН назем-
них рухомих об'єктів, що прийняті на озброєння, є автономні СН:

- ІНС на гіростабілізованих платформах;
- БІНС;
- ОНС;

- ІНС і БІНС при частих орієнтуваннях на опорних пунктах забезпечують високу точність визначення координат об'єктів, але перевагу віддають БІНС, яким властиві деякі переваги у порівнянні з ІНС:

- більш високі характеристики точності;
- нечутливість до прискорень і перевантажень;
- більш просте налагодження перед початком руху;
- менший час приведення у готовність;
- менша споживана потужність;
- висока надійність і тривалий термін служби;
- низька вартість при серійному виробництві тощо.

Література

До розділу 1

1. Концепція створення системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України – К. : ГШ ЗС України, 2003. – 8 с.
2. Смаль С.В. Пропозиції щодо побудови та функціонування системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України // Матер. наук.-практ. семінару. – ЦНДІ ЗС України, 2002. – С. 99-106.
3. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации – М., 2000. – 267 с.
4. Третьяков Г.О. Стан та напрями розвитку навігаційного забезпечення Сухопутних військ Збройних Сил України // Матер. наук.-практ. семінару. – ЦНДІ ЗС України, 2002. – С 85-88.
5. Ящук В.М. Концептуальні погляди на створення системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України // Там же, – С 21–43.
6. IV Международная научно-техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники : Сб. докл. –Ч.1. – К. : НТУ Украины «КПИ», 2003. – 378 с.

До розділу 2

1. Громов Г.Н. Дифференциально-геометрический метод навигации – М.: Радио и связь, 1986.
2. Концепція створення системи навігаційного забезпечення Збройних Сил України –К. : ВТУГШ, 2002.
3. Концепція створення та експлуатації системи космічного навігаційно-часового забезпечення України на період 2000...2005 рр. – К. : НКАУ, 1999.
4. Кравцов Н.К., Зинович В.У., Кузьмин И.И., Швеи А.И. Высшая геодезия. Ч.3. Сферическая геодезия и методы изучения фигуры Земли. – М. : Воениздат, 1985.
5. Кузьмичев В.Б. Законы и формулы физики – К. : Наук, думка, 1989.
6. Практикум по высшей геодезии. Вычислительные работы – М. : Недра, 1982.
7. Радіонавігаційний план України (проект) : посібник / Г.Л.Баранов, А.А.Кошовий, В.Г.Падалко та ін. – К. : КВЩ, 2002.
8. Серапинас Б.Б. Введение в ГЛОНАСС и GPS измерения – Ижевск, 1999.
9. Яковлев Н.В. Высшая геодезия.- М. : Недра, 1989.

До розділу 3

1. Багмет А.П., Охріменко О.М. Військова топографія. Орієнтування та рух на місцевості : навчальний посібник / За ред. А.П. Багмета – Житомир : ЖВІРЕ, 2003.
2. Шмаль С.Г. Військова топографія – К., 1998.
3. Навигационная аппаратура ТНА-3. Инструкция по эксплуатации, 1985.
4. Решетняк М.П. Инженерная геодезия – К. : Урожай, 1995.
5. Руководство по боевой работе топогеодезических подразделений ракетных войск и артиллерии сухопутных войск – М. : Воениздат, 1982.
6. Справочник офицера наземной артиллерии – М. : Воениздат, 1984.
7. Танковая навигационная аппаратура – М. : Воениздат, 1988.
8. Топогеодезическая подготовка ракетных войск и артиллерии сухопутных войск – М. : Воениздат, 1982.

**А.П. Багмет, О.В. Кравчук, О.Г.
Міхно, М.С. Пастушенко та ін.**

Навігаційне забезпечення військ

Довідник

Київ, «Видавничий дім "Авіцена"», Свідоцтво про реєстрацію № 22970288
від 24.01.1996 р., 03150, Київ-150, а/с 302, тел. 289-64-49

Редактор Н.П. Данкевич
Технічний редактор Г.А. Скатерна
Коректор М.Й. Белокриницький
Верстка С.Л. Шадрін

Підписано до друку 24.07.06
Формат 60*84/16. Гарнітура Шкільна.
Ум. друк. арк. 26 + 0,37 іл.
Обл.-вид. арк. 27,82 + 0,39 іл.
Зам. 6-840.

Друкарня Воєнного видавництва України «Варта»
04116, м. Київ-116, вул. Шолуденка, 27/6
тел.: (044) 502-55-30
(044) 502-55-32