

## Розділ 1.



## СУПУТНИКОВІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

## ГЛАВА 1. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ СУПУТНИКОВИХ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

Супутникові навігаційні системи призначені для визначення координат місця розташування транспортних засобів, а також нерухомих об'єктів. СНС відносяться до класу радіонавігаційних систем – супутникових радіонавігаційних систем і реалізують позиційний спосіб визначення місця розташування за інформаційними параметрами радіосигналу, які відповідають навігаційним параметрам про дальність до передавачів – штучних супутників Землі з відомими координатами. Місце розташування об'єкта визначається координатами перетинання трьох поверхонь положення, що є геометричним місцем точок з однаковим значенням навігаційного параметра.

В даний час повномасштабно функціонують тільки дві глобальні супутникові навігаційні системи: російська ГЛОНАСС (Глобальна навігаційна супутникова система) і американська NAVSTAR (Navigation system with timing and ranging). Практично готова до розгортання новітня загальноєвропейська супутникова навігаційна система GALILEO. Загальноприйнята скорочена назва таких систем GPS (Global Positioning System). Проте укорінена у світовій практиці абревіатура GPS найчастіше відноситься до американської системи NAVSTAR, а російську систему прийнято називати GLONASS GPS або просто ГЛОНАСС.

У складі супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS функціонують три основних сегменти:

- космічний сегмент;
- сегмент керування;
- сегмент споживачів.

Основою концепції супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS є *незалежність* і *беззапитальність* розв'язання навігаційних задач сегментом споживачів. **Незалежність** розв'язання навігаційних задач передбачає обчислення шуканих навігаційних параметрів тільки в апаратурі споживача. Концепція **беззапитальності** має на увазі відсутність передачі від споживача до навігаційного супутника (НС) запиту на своє обслуговування. Розв'язання

навігаційних задач визначення місцезнаходження споживачів реалізується на основі беззапитальних (пасивних) далекомірних вимірювань. Поєднання незалежності і беззапитальності забезпечує необмежену пропускну здатність СНС (будь-яка кількість споживачів може одночасно використовувати сигнали супутника).

Головна відмінність СНС від інших радіонавігаційних систем – це необхідність постійного визначення поточних координат радіомаяків – координат НС, на відміну від радіотехнічних систем типу РСБН і РСДН, де координати маяків заздалегідь відомі.

Координати супутника визначають, використовуючи наземний сегмент керування. На першому етапі розв'язання цієї задачі у сегменті керування вимірюють координати супутників, що знаходяться в зоні видимості й обчислюють параметри їхніх орбіт. Ці дані прогнозуються на фіксовані (опорні) моменти часу.

Прогнозовані координати та їхні похідні формуються у так званні таблиці *ефемерид* і передаються на супутник, а потім у вигляді навігаційного повідомлення, що відповідає певним моментам часу, ретранслюються всім наземним споживачам. Ці таблиці аналогічні астрономічним таблицям, у яких містяться дані про прогнозоване положення планет і зірок на небесній сфері.

На другому етапі в апаратурі споживача за даними ефемерид здійснюється наступне прогнозування координат супутника, тобто обчислюються точні координати НС в інтервалі між опорними точками траєкторії орбіти. Процедури первинного і вторинного прогнозування координат проводять за певними закономірностями руху супутника по орбіті.

Далі в апаратурі споживача розв'язується навігаційна задача – за інформаційними параметрами радіосигналу (затримкою та частотою) вимірюються первісні навігаційні параметри (дальність та її похідні) відносно відповідних НС та розраховуються координати споживача за інформацією про дальність до трьох – чотирьох супутників-передавачів з відомими координатами як точки перетинання поверхонь положення – геометричного місця точок з однаковим значенням навігаційного параметра, наприклад, дальностей, як це схематично показано на рис. 1.1.

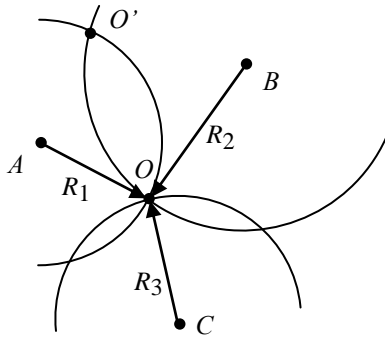


Рис. 1.1

Координати об'єкта (точка  $O$ ) визначають координатами точки перетинання уявних окружностей з радіусами  $R_1$ ,  $R_2$ , і  $R_3$ , які дорівнюють дальностям до трьох передавачів  $A$ ,  $B$ ,  $C$ . Третя дальність необхідна, щоб усунути можливу неоднозначність, яка виникає при перетинанні двох окружностей (точки  $O$  і  $O'$ ). Вимірювання дальності до передавача здійснюється далекомірним методом шляхом вимірювання часу поширення радіосигналу. У запитальних радіотехнічних системах для цього вимірюють час затримки між посиленнями радіосигналів, які випромінює споживач, і відбитими (ретрансльованими) сигналами. За затримкою часу, знаючи швидкість поширення сигналу, легко розраховується точна відстань до передавача. При реалізації беззапитальних вимірювань усі передавачі НС одночасно та синхронно випромінюють радіосигнали з еталонною тривалістю елементарного посилення, а час поширення сигналу розраховується як затримка між високоточним еталоном радіосигналу (еталоном часу та частоти) споживача й сприйманим сигналом від передавача супутника. Ось чому реалізація беззапитальних вимірювань потребує точної часової та частотної синхронізації в усій системі з точністю до мільярдних долів секунди (наносекунд, нс).

Висока точність визначення місцезнаходження споживачів обумовлена багатьма факторами, зокрема взаємним розташуванням супутників. Синхронізована структура космічного сегмента – підсистема космічних апаратів забезпечує для споживача постійну видимість необхідної кількості супутників.

### 1.1. Космічний сегмент – підсистема космічних апаратів

Підсистема космічних апаратів складається із сузір'я навігаційних супутників. Повне (проектне) сузір'я навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS складається з 24 супутників. У складі підсистеми можуть бути і додаткові, резервні НС, наприклад, у системі GPS їх не менше трьох.

Будь-які штучні супутники Землі (ШСЗ) можуть обертаватися навколо Землі за круговими і еліптичними орбітами.

Форму орбіти, швидкість руху ШСЗ за орбітою та період його обертання знаходять за законами Кеплера, що сформульовані для руху планет навколо Сонця. При еліптичній орбіті (рис. 1.2) Земля знаходиться в одному з фокусів еліпса ( $F_1$ ). Другий фокус ( $F_2$ ) віддалений від апогею орбіти ШСЗ на таку ж відстань, на яку центр Землі віддалений від перигею.

Апогеєм називається максимальна відстань орбіти супутника від поверхні Землі, перигеєм – мінімальна відстань орбіти супутника від поверхні Землі.

Параметрами еліптичної орбіти є велика  $a$  і мала  $b$  півосі еліпса або велика піввісь і ексцентриситет

$$e = a^{-1} (a^2 - b^2)^{\frac{1}{2}}.$$

Відповідно до другого закону Кеплера радіус-вектор  $\bar{R}_{\text{ШСЗ}}$ , проведений з центра Землі, за рівні проміжки часу ометає рівні площі (заштриховані площі на рис. 1.2), тобто відповідно до цього закону ШСЗ рухається нерівномірно за еліптичною орбітою. В апогеї супутник рухається повільніше, ніж у перигеї.

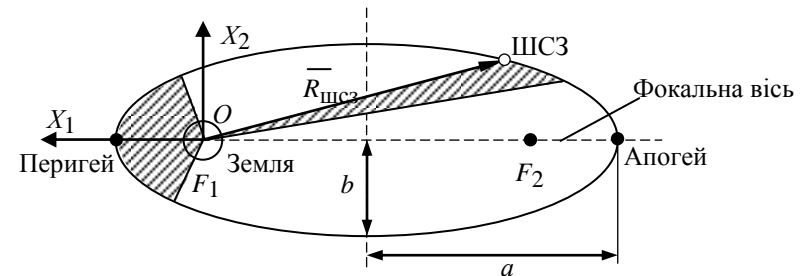


Рис. 1.2

Для визначення просторового положення супутника і його орбіт використовується класична геоцентрична інерціальна система координат  $OX_0Y_0Z_0$  (рис. 1.3) на відміну від орбітальної системи координат  $OX_1X_2$  (див. рис. 1.2). Площина земного екватора є базовою площиною в геоцентричній системі координат, початок координат лежить у центрі Землі. Вісь  $OX_0$  збігається з прямою, що з'єднує центр мас Землі з точкою весняного рівнодення, вісь  $OZ_0$  спрямована уздовж осі обертання Землі у бік Північного полюса, а вісь  $OY_0$  доповнює систему координат до правої.

Геоцентрична інерціальна система координат дозволяє одержати досить прості рівняння руху ШСЗ, завдяки чому полегшується можливість уточнення і прогнозування параметрів його руху на тривалий час. Еліптична орбіта в такій системі може бути представлена Кеплерівською системою параметрів.

Положення площини орбіти відносно Землі (площини екватора) визначається довготою  $\lambda$  висхідного вузла орбіти (точки перетинання орбіти з екваторіальною площиною, що утворюється при русі НС із південної небесної півсфери в північну) і нахиленим орбіти  $i$  (див. рис. 1.3).

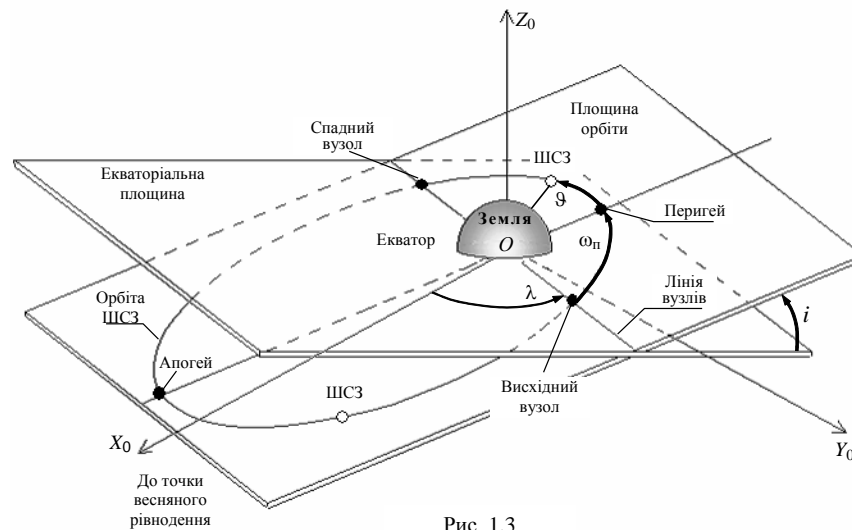


Рис. 1.3

Довгота висхідного вузла  $\lambda$  відлічується в екваторіальній площині від напрямку  $OX_0$  на точку весняного рівнодення (точка на екваторі, у якій знаходиться Сонце в момент весняного рівнодення тобто 21 березня), до лінії вузлів – лінії перетинання екваторіальної площини з площиною орбіти.

Залежно від кута нахилу  $i$  орбіти бувають такі:

$i = 90^\circ$  – полярні;

$i \approx 90^\circ$  – приполярні;

$i = 0^\circ$  – екваторіальні;

$0^\circ < i < 90^\circ$  – похилі.

Положення супутника на орбіті визначають такі параметри:

– справжня аномалія  $\vartheta$  – кут, що лежить між лінією, яка з'єднує центр Землі з перигеєм, і радіусом-вектором, спрямованим з центра Землі в точку, де знаходиться ШСЗ на орбіті в даний момент часу. Справжня аномалія відлічується від великої півосі еліпса і вказує положення супутника на орбіті;

– кут (аргумент) перигею  $\omega_p$  – кут між напрямком на перигей і лінією вузлів, що характеризує орієнтацію орбіти в орбітальній площині;

– аргумент широти  $U = \vartheta + \omega_p$  – кут між лінією вузлів і радіусом-вектором з центра Землі до ШСЗ. Аргумент широти, як й справжня аномалія, характеризує положення супутника на орбіті в заданий момент часу.

Час, при якому супутник з'являється в заданій точці орбіти, називають епохою, а час проходження супутником точки перигею  $t_p$  – часом перигею. Час перигею є умовною точкою відліку при русі супутника за замкнутою еліптичною орбітою.

Час повного оберту супутника навколо Землі (період обертання  $T$ ) називають сидеричним або зоряним періодом, а період часу прольоту супутника над одним і тим самим меридіаном – синодичним періодом. Внаслідок обертання Землі сидеричний та синодичний періоди не збігаються. Зміни періоду обертання супутника внаслідок впливу збурюючих факторів (притягання Місяця і Сонця, нерівномірність гравітаційного поля і т.д.) характеризується драконічним періодом, що враховується при розрахунках параметрів орбіт ШСЗ.

Використання витягнутих еліптичних орбіт з апогеєм, що розташований над заданим районом, дозволяє супутнику знаходитися максимальний час саме над цим районом. Крім того, виведення супутника на еліптичну орбіту вимагає менших енергетичних витрат. Але еліптичні орбіти, по-перше, менш стабільні, внаслідок чого відносно розташування супутників між собою з часом змінюється. По-друге, розрахунок і прогнозування таких орбіт складніші, ніж кругових. Тому в навігаційних системах ГЛОНАСС і GPS застосовуються кругові орбіти.

Групування з 24 навігаційних супутників системи ГЛОНАСС розподілені в трьох орбітальних площинах (рис. 1.4), які рознесені

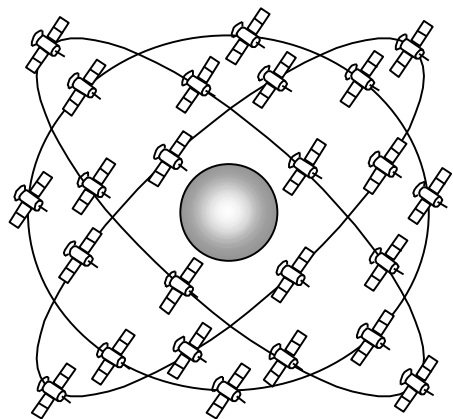


Рис. 1.4

відносно одна одної на  $120^\circ$  за довготою висхідного вузла орбіти. У кожній орбітальній площині розташовано по 8 супутників зі зрушенням за широтою орбіти на кут  $45^\circ$ , нахилення орбіт –  $64,8^\circ$ , номінальна висота орбіт навігаційних супутників 19 100 км.

Діючі супутники системи GPS рухаються за шістьма круговими орбітами на висоті приблизно 20 180 км. Орбіти нахилені до площини

екватора під кутом  $55^\circ$  і рознесені за довготою висхідного вузла орбіт на  $60^\circ$ . Якщо кутова швидкість супутника дорівнює кутовій швидкості обертання Землі і він має період обертання  $T$  (сидеричний – зоряний період), що дорівнює зоряній добі (23 год 56 хв 04 с), то такі супутники називають добовими (стаціонарними). При періоді обертання, кратному зоряній добі, супутники називають синхронними. Якщо добовий супутник рухається за круговою орбітою, площина якої збігається з площиною екватора Землі (кут нахилу орбіти  $i = 0$ ) у напрямку її обертання, то супутник зависає над певною точкою екватора. Такі супутники називають геостаціонарними.

відносно одна одної на  $120^\circ$  за довготою висхідного вузла орбіти. У кожній орбітальній площині розташовано по 8 супутників зі зрушенням за широтою орбіти на кут  $45^\circ$ , нахилення орбіт –  $64,8^\circ$ , номінальна висота орбіт навігаційних супутників 19 100 км.

Період обертання НС у системі ГЛОНАСС 11,2 год, а в системі GPS 11 год 58 хв. Супутники ГЛОНАСС не є синхронними і початок кожного витка орбіти відносно поверхні Землі зміщується приблизно на  $12^\circ$  за довготою, тобто орбіта кожного НС має багатовитковий слід. Внаслідок цього збурюючий вплив нецентральної гравітаційного поля Землі на орбіти НС істотно знижується і діє однаково на всі супутники сузір'я. Тому орбітальне сузір'я системи ГЛОНАСС більш стабільне в порівнянні із системою GPS, яка має синхронні орбіти. Орбітальне групування ГЛОНАСС не потребує додаткових коригувань протягом усього терміну існування супутників.

Основні функції НС – формування і випромінювання радіосигналів, необхідних для навігаційних визначень споживачів СНС і контролю бортових систем супутника з боку сегмента керування СНС. З цією метою до складу апаратури супутника включають: бортовий навігаційний передавач, бортовий еталон часу і частоти (хронізатор), керуючий комплекс з бортовою цифровою обчислювальною машиною (ЦОМ), систему орієнтації та стабілізації орбіти, систему електроживлення (акумулятори та сонячні батареї), систему терморегулювання.

Бортовий навігаційний передавач призначений для випромінювання високостабільних навігаційних радіосигналів у дециметровому діапазоні хвиль. Він складається з апаратури формування навігаційних сигналів і антенно-фідерних пристроїв.

Бортові хронізатори часу і частоти, які періодично коригуються за системним еталоном наземного сегмента керування, забезпечують практично синхронне випромінювання навігаційних сигналів усіма супутниками, що необхідно для реалізації режиму пасивних далекомірних вимірювань у навігаційній апаратурі споживачів. Хронізатор формує та зберігає бортову шкалу часу, яка у вигляді сітки частот і коду часу надходить до споживачів. До складу бортового хронізатора входять: атомний стандарт частоти на базі кварцового генератора й атомно-променевої трубки або цезієвий еталон часу і частоти та пристрій формування синхрочастот і шкал часу.

Бортовий керуючий комплекс виконує основні задачі НС: приймає, запам'ятовує та формує навігаційну інформацію і передає її до передавача; забезпечує контроль орбіти супутника; керує сис-

темами супутника за разовими командами Землі; аналізує стан бортової апаратури; формує та передає телеметричну інформацію.

Система орієнтації та стабілізації призначена для розв'язання таких задач: початкову орієнтацію на Сонце та Землю; орієнтацію поздовжньої осі супутника на центр Землі, а сонячних панелей на Сонце; орієнтацію вектора тяги двигунів корекції орбіти за вектором швидкості. До складу системи входять чутливі та виконавчі елементи.

Навігаційні сигнали НС містять далекомірні компоненти і службові повідомлення. Далекі компоненти використовуються споживачами для визначення навігаційних параметрів (дальності і вектора швидкості споживача). У службових повідомленнях передається споживачам інформація про координати і вектор швидкості супутника у певні моменти часу, яка використовується при розрахунках точних координат НС в інтервалі між опорними точками траєкторії орбіти, про шкалу часу, а також сигнали справності НС і т. ін. Службові повідомлення формуються сегментом керування – наземним командно-вимірювальним комплексом. Сформовані дані передаються по радіолінії в бортову ЦОМ супутника. Частина службового повідомлення формується безпосередньо бортовою апаратурою супутника.

Далекі компоненти, що передані супутником, поділяють на компоненти стандартної та високої точності. Стандартна точність може використовуватися всіма споживачами, а висока кодується і доступна тільки визначеному колу споживачів.

Можливість використання споживачем інформації конкретного НС залежить від його навігаційних характеристик. До основних навігаційних характеристик НС відносяться:

- зона огляду;
- зона видимості;
- тривалість спостереження.

**Зона огляду** (рис.1.5) НС – це ділянка земної поверхні, на якій можна приймати сигнали НС і здійсню-

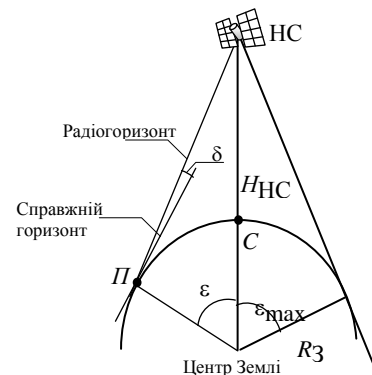


Рис.1.5

вати за ними спостереження. Зона огляду характеризується центральним кутом  $\epsilon$  і залежить від висоти польоту супутника  $H_{НС}$ . Величина  $\epsilon_{\max}$  може бути знайдена з виразу

$$\epsilon_{\max} = \arccos \left( \frac{R_3}{H_{НС} + R_3} \right).$$

Радіозв'язок між супутником і споживачем  $\Pi$  на земній поверхні гарантується при спостереженні супутників не нижче лінії радіогоризонту – лінії, піднятої над рівнем справжнього горизонту на кут місця  $\delta = 5...10^\circ$ . У цьому випадку зона огляду визначається кутом  $\epsilon < \epsilon_{\max}$

$$\epsilon = \arccos \left( \frac{R_3 \cos \delta}{H_{НС} + R_3} \right) - \delta.$$

Вважається, що з висоти польоту ЛА супутник помітний при кутах місця, починаючи з нуля ( $\delta = 0$ ), тобто зона видимості НС із літака буде більшою, ніж із земної поверхні.

Центром зони огляду є географічне місце супутника – точка  $C$ , що знаходиться в місці перетинання поверхні Землі з лінією, яка з'єднує центри мас Землі і супутника. Траєкторія супутника – це слід географічних місць на поверхні Землі, що утворюються при польоті супутника по орбіті. Траєкторія супутника не піднімається вище географічної широти, що дорівнює нахилу орбіти  $i$ .

Зона огляду НС також характеризується площею огляду  $S_{ог} = 2\pi R_3^2 (1 - \cos \epsilon_{\max})$ , а також відносною площею огляду  $S_{ог} / S_3 = \sin^2(0,5 \epsilon_{\max}^2)$ , де  $S_3 = 4\pi R_3^2$  – площа поверхні всієї Землі.

Системи ГЛОНАСС і GPS мають такі характеристики зони огляду:  $\epsilon_{\max} = 75, 52^\circ$ ,  $S_{ог} / S_3 \approx 30\%$ ,  $H_{НС} = 19\ 100...20180$  км,  $\delta = 10^\circ$ .

За висотою орбіт  $H_{НС}$  системи ГЛОНАСС і GPS відносяться до середньо-орбітальних супутникових систем. Подальше збільшення висоти орбіти НС практично не збільшує зону огляду.

**Зона видимості** супутника – це область небозводу, в якій він спостерігається з моменту сходу над горизонтом  $t_{сх}$  до моменту заходу за горизонт  $t_{зах}$ . Геометрично (рис. 1.6) – це область, що ро-

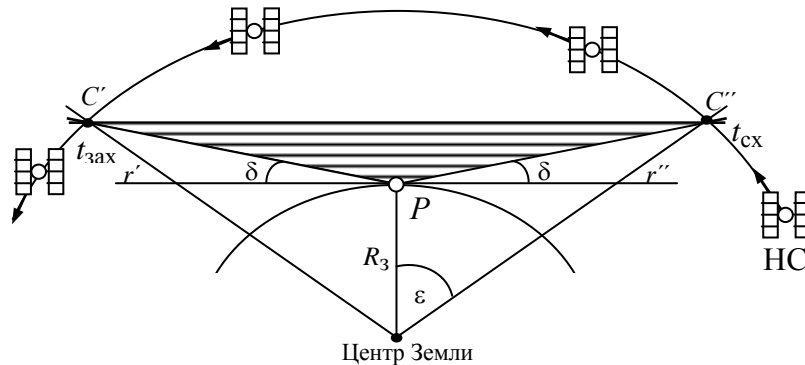


Рис. 1.6

зташована над горизонтом точки спостерігача  $P$  (над площиною  $r'$   $r''$ ). Але, як уже відзначалося, радіогоризонт знаходиться вище справжнього горизонту. Тому фактична зона видимості – це область простору в межах конуса з утворюючою  $PC'$  і  $PC''$  та з вершиною в точці  $P$  (заштрихована частина), тобто фактична зона видимості залежить від кута місця, у даному випадку кут  $\delta$  прийнято називати мінімально припустимою висотою радіогоризонту або кутом маски ( $\delta = 10^\circ$ ).

**Тривалість спостереження** НС визначається різницею

$$t_{\text{сп}} = t_{\text{сх}} - t_{\text{зах}}$$

$$\text{У випадку кругової орбіти} \quad t_{\text{сп}} = \frac{2\varepsilon}{\omega} = \frac{T\varepsilon}{\pi},$$

де  $\omega = 2\pi/T$  – кутова швидкість обертання супутника;  $T$  – сидеричний (зоряний) період обертання супутника, що залежить від параметрів орбіти (для кругової орбіти від її радіуса).

Тривалість спостереження максимальна, коли споживач знаходиться на трасі супутника. Для систем ГЛОНАСС і GPS тривалість спостереження  $t_{\text{сп}} \approx 300$  хв. Природно, що тривалість спостереження зменшується, якщо споживач знаходиться збоку від траси.

Супутникові системи ГЛОНАСС і GPS відносять до класу "мережних СНС", оскільки в них значна увага приділяється взаємній часовій синхронізації НС за орбітальними координатами і параметрами випромінюваних сигналів, для чого групи НС об'єднують в одну мережу.

## 1.2. Сегмент керування – наземний командно-вимірювальний комплекс

Сегмент керування являє собою комплекс наземних засобів – командно-вимірювальний комплекс (КВК).

Керування польотом НС із використанням КВК передбачає розв'язання таких основних задач:

- контроль і підтримку стійкості параметрів супутникових радіосигналів (склад, обсяг і дискретність переданої від супутників навігаційної інформації);
- контроль стабільності бортової шкали часу;
- вимірювання параметрів руху НС для обчислення його фактичної траєкторії;
- діагностику стану НС, його агрегатів і систем;
- вимірювання параметрів процесів, які відбуваються на борту НС і в навколишньому його просторі;
- прийняття та реалізація рішень з керування польотом НС і корекції його орбіт.

Процес керування НС характеризується такими основними операціями:

- періодичними вимірюваннями параметрів руху, визначенням параметрів орбіти і характеру її еволюції, розрахунком і видачею даних усім наземним засобам, призначеним для спостереження, вимірювань і керування НС;
- постійним телеметричним контролем стану НС, діагностикою (аналізом і оцінкою стану) усіх його систем;
- контролем витрати енергоресурсів та інших ресурсів бортових систем і агрегатів, своєчасним виявленням відхилень і несправностей, що виникають під час роботи;
- контролем функціонування бортової апаратури навігаційних супутників і керуванням режимами її роботи, переключенням на резервні прилади та системи;
- прийомом і обробкою навігаційної інформації.

Сегмент керування складається з центру керування польотом (ЦКП) з координаційно-обчислювальним центром (КОЦ) і групи станцій спостереження – контрольно-вимірювальних пунктів (КВП), пов'язаних з ЦКП і рівномірно розміщених на поверхні Землі.

Крім того, до складу наземних засобів входять деякі додаткові компоненти. Так, сегмент керування системи ГЛОНАСС містить у собі:

- центр керування польотом;
- центральний синхронізатор;
- контрольно-вимірювальні пункти;
- системний еталон часу і частоти;
- лазерно-далекомірні станції;
- апаратуру контролю навігаційного поля.

У складі системи ГЛОНАСС, крім центру керування, що знаходиться в Краснознаменську Московської області, діє сім контрольно-вимірювальних пунктів (Санкт-Петербург, Воркута, Єнісейськ, Якутськ, Улан-Уде, Уссурійськ, Петропавловськ-Камчатський). Велика довжина російської території зі сходу на захід дозволила всю мережу станцій спостереження ГЛОНАСС розташувати на материк і тільки на території Росії (рис. 1.7), що з геополітичної точки зору та з точки зору надійності і безпеки функціонування відрізняє її у вигідному ракурсі від аналогічної мережі системи GPS.



Рис.1.7

Станції спостереження мережі GPS з центром керування в Колорадо Спрингс на базі ВПС Шривер, яка розміщена на мисі Канаверал штат Флорида, розміщені на Гаваях і атолі Кваджалейн у Тихому океані, на острові Піднесення в Атлантичному океані, на атолі Дієго-Гарсія в Індійському океані. Існуюча в даний момент кількість

наземних станцій спостереження системи GPS призводить до розривів у спостереженні за станом НС, тому для забезпечення безперервного і навіть надлишкового спостереження задіяні шість станцій Національного керування картографування США.

Наземні станції спостереження знаходяться в точках, координати яких визначені з максимальною точністю в трьох вимірах і призначені для проведення траєкторних і часових вимірювань, збору телеметричної інформації. З їхньою допомогою також здійснюється завантаження службової інформації до бортового запам'ятовуючого пристрою НС.

Для забезпечення тривалого і навіть безперервного спостереження за польотом НС протягом витка орбіти необхідно розмішувати КВП з зонами перекриття, тобто, щоб по закінченні зони дії (зони видимості) одного пункту супутник виявлявся в зоні дії іншого КВП (рис. 1.8).

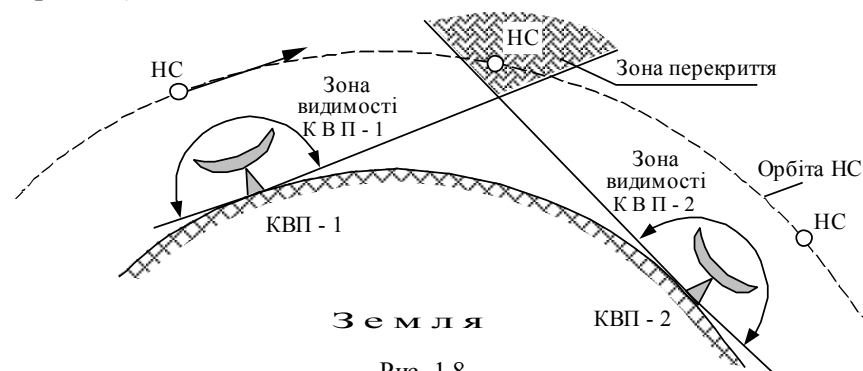


Рис. 1.8

З урахуванням нахилення орбіт НС до площини екватора стає зрозумілим необхідність розміщення наземних КВП у районах, певним чином віддалених один від одного як за широтою, так і за довготою.

Без розв'язання задачі підтримки стійкого двобічного зв'язку з НС на всіх ділянках траєкторії польоту неможливе здійснення усіх видів спостережень і вимірювань, передача зв'язувальної, командно-програмної, вимірювальної й іншої інформації на борт НС і з його борту.

Ця задача вирішується з використанням таких технічних засобів:



- гостроспрямованих великогабаритних (діаметром 18...180 м) наземних антен, що мають великі площі ефективної поверхні ( $500...5000 \text{ м}^2$ );

- високочутливих наземних приймально-підсилювальних систем на мазерах і охолоджуваних параметричних підсилювачах, а також бортових приймачів з параметричними підсилювачами;

- високоефективних пристроїв і методів кодування й обробки інформації (кодово-імпульсна та фазова модуляції, широкосмугові шумоподібні сигнали і т. ін.);

- пристроїв стиснення й адаптації інформації;

- високостабільних бортових і наземних стандартів частоти.

Центральний синхронізатор забезпечує формування системної шкали часу за допомогою водневих стандартів частоти та синхронізує усі процеси в системі, зокрема, бортові шкали часу кожного НС, систему контролю фаз. Стаціонарний атомний годинник центру керування має більш високу точність, ніж супутникові еталони часу, тому останні періодично (двічі на добу) коригуються за наземним еталоном. З цією метою розраховуються та прогноуються частотно-часові поправки на кожному витку для кожного НС, які передаються на борт супутника. У свою чергу, системна шкала часу СНС раз на рік коригується одночасно з корекцією Державного еталона всесвітнього часу UTC на ціле число секунд. Корекція проводиться Службою всесвітнього часу для узгодження шкал UTC з астрономічною шкалою UT1 всесвітнього часу.

Система контролю фаз забезпечує контроль сигналу, випромінюваного супутником з метою вимірювання фазового і частотного зміщення бортових еталонів часу і частоти відносно наземного еталона. Ця інформація необхідна для синхронізації фаз навігаційних сигналів, випромінюваних усіма НС. Така процедура здійснюється за допомогою контрольного навігаційного приймача системи контролю фаз. У процесі звірення отримані сигнали супутника порівнюються з опорними сигналами, отриманими від високостабільного еталона частоти центру керування. Результати вимірювань використовують при розрахунках поправок до фази та частоти бортового еталона НС.

При польоті НС у зоні видимості КВП відбувається спостереження за супутником і вимірюються параметри його руху. Вимірювання траєкторних параметрів здійснюється запитальним способом.

За запитом зі станції спостереження супутник формує відповідь. Оскільки заздалегідь відомі точні координати приймальних станцій і еталонний час, то за затримкою відповіді і доплерівським зсувом частоти визначаються похила дальність до супутника  $R$  з похибкою не більш 2...3 м, його радіальна швидкість  $\dot{R}$ , азимут  $\beta$ , кут місця  $\gamma$ , кутова швидкість з азимуту  $\dot{\beta}$ , кутова швидкість з кута місця  $\dot{\gamma}$ .

Лазерно-далекомірні станції, що входять до складу наземного комплексу ГЛОНАСС, проводять періодичні високоточні вимірювання дальності до НС із використанням наземного лазерного далекоміра й кутових відбивачів, що встановлені на супутниках. Лазерно-далекомірні станції дозволяють вимірювати дальність до об'єктів на висотах до 40 000 км. Далекомірна похибка станції не перевищує 1,5...1,8 см, а кутомірна від 0,5" до 2", тому вони застосовуються не при систематичному спостереженні за НС, а для юстирування радіодалекомірних каналів.

Отримані на КВП дані траєкторних вимірювань попередньо обробляються, а потім за лініями зв'язку передаються в центр керування.

Апаратура контролю навігаційного поля являє собою високоточну апаратуру споживачів, яка розташовується на КВП і має високоточну геодезичну прив'язку. Контроль навігаційного поля здійснюється шляхом безперервного розв'язання навігаційної задачі за оптимальним сузір'ям над станцією спостереження. Результат визначення координат порівнюється з еталонним. При наявності розбіжностей повідомлення про похибку і всю прийняту інформацію передаються в координатно-обчислювальний центр.

Стан іоносфери Землі істотно впливає на швидкість поширення радіосигналу, а сонячна активність („сонячний вітер“) іонізує верхні шари атмосфери і впливає на орбіти НС. Тому, наприклад, у системі GPS, крім основних даних зі станцій спостереження, на головну станцію надходять дані від астрофізичних і метеорологічних супутників, які враховуються в розрахунках параметрів орбіт НС.

В КОЦ центру керування за результатами доступних спостережень (КВП розташовані на обмежених територіях і не завжди мають зони перекриття) розраховуються параметри дійсних орбіт НС: нахил орбіти  $i$ ; ексцентриситет орбіти  $e$ ; кут перигею орбіти  $\omega_{\text{п}}$ ; велика піввісь орбіти  $a$ ; довгота висхідного вузла  $\lambda$ ; час перигею  $t_{\text{п}}$  тощо.

Параметри орбіти є вихідними даними для розрахунку спеціальних таблиць ефемерид, які містять прогнозовану координатну інформацію. Точна ефемеридна інформація системи ГЛОНАСС визначає положення фазового центра антени супутника (координати і їхні похідні) в стандартній геоцентричній рухомій системі координат ПЗ-90 у визначені (опорні) моменти часу. Застосування в таблицях ефемерид системи ГЛОНАСС геоцентричної рухомої системи координат, зв'язаної з Землею, пов'язується з тим, що координати споживачів визначаються саме в земній системі координат. Ефемеридна інформація системи GPS формується у вигляді модифікованих кеплерівських елементів орбіти, а перерахунок у геоцентричну систему координат здійснюється в апаратурі споживача.

Для системи GPS стандартом геоцентричної системи координат є система координат WGS-84. Відмінності систем координат WGS-84 і ПЗ-90 зводяться до зміщення центра початку координат (WGS-84 вище ПЗ-90 на 4 м) і до повороту однієї системи відносно іншої на  $0,6'$  (рис. 1.9).

Середньоквадратична похибка визначення координат споживача при використанні різних систем координат не перевищує 5 м.

Точність визначення розрахункового місця споживача при використанні НС як джерела навігаційної інформації істотно залежить від точності визначення ефемерид.

Таблиці ефемерид розраховуються з урахуванням впливу гравітаційного поля й атмосфери Землі, притягання Місяця і Сонця та інших факторів. Основним фактором, що визначає характер руху супутника, є геопотенціал, якій задає загальну еволюцію орбіти. Дія інших факторів приблизно в тисячу разів менша впливу геопотенціалу. Причому, вплив притягання Місяця вдвічі більший впливу Сонця і обидва впливи перевищують збурення, що виникають через нерівномірність притягання Землі, тому, наприклад, в ефемеридях системи ГЛОНАСС присутня інформація про складові прискорення даного НС у певний момент часу, які обумовлені притяганням Місяця і Сонця.

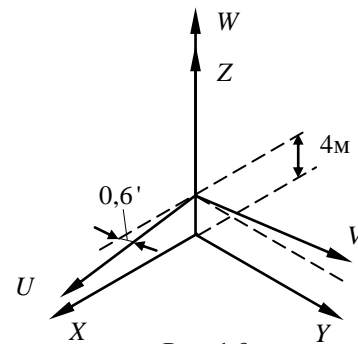


Рис. 1.9

Ефемериди прогноуються на фіксовані (опорні) моменти часу, наприклад, на середину кожного півгодинного інтервалу наступної доби, до розрахунку наступного прогнозу.

Якими б не були точні дані, отримувані від КВП, вони мають свої похибки, але завдяки деякій надмірності даних і наступній статистичній обробці значну частину похибок вдається компенсувати. Необхідність статистичного підходу до розв'язання задачі визначення параметрів НС впливає з випадкового характеру похибок вимірювань.

В результаті обробки вимірювань, проведених при наявності завад і похибок, отримують оцінки їхніх математичних сподівань, за якими розв'язується задача ідентифікації або більш вузька задача – задача технічної діагностики.

Оператори систем математичної обробки параметрів векторів вимірювань повинні бути адаптивними або близькими до адаптивних, тоді кореляція векторів оцінок параметрів орбіт буде дорівнювати нулю або бути дуже незначною. У теперішній час задача обробки параметрів векторів вимірювань, отриманих на восьмому добовому інтервалі спостережень, здійснюється методом найменших квадратів.

Параметри орбіт і сформовані ефемериди передаються з центру керування на всі КВП, де використовуються для розрахунку даних цілевказівок наземним засобам на наступні сеанси зв'язку із супутником.

В штатному режимі з однієї із станцій спостереження оновлені високоточні ефемериди, мітки часу, оцінки зсуву бортової шкали часу відносно системної шкали, відмінності частоти випромінювання радіосигналу від номінального значення (оперативна інформація) один-два рази на добу передаються по радіолініях на борт конкретного НС, де завантажуються в блок пам'яті бортового обчислювача.

Крім того, на всі супутники системи регулярно передається неоперативна (довгострокова) інформація для відновлення альманаху системи – дані про стан усіх НС (альманах стану), грубі оцінки зсуву бортових шкал часу кожного НС відносно системної шкали (альманах фаз), грубі параметри орбіт усіх супутників системи – грубі ефемериди (альманах орбіт), номери та літери частоти супут-

ників, зсув системної шкали часу відносно UTC. Грубі ефемериди супутників сформовані в орбітальній кеплерівській системі координат і містять у собі: довготу і час проходження висхідного вузла орбіти, поправку до середнього значення нахилення орбіти, ексцентриситет орбіти, кут перигею, поправку до середнього драконічного періоду обертання супутника та швидкість зміни драконічного періоду.

Крім навігаційних даних, на НС при необхідності передаються команди коригування орбіти.

Альманах стану усіх супутників системи формується на основі узагальненої ознаки працездатності бортових систем кожного НС. Для формування узагальненої ознаки справності на станціях спостереження періодично виконується контроль працездатності НС. Діагностика бортових систем супутника здійснюється за результатами його самоконтролю. При виявленні несправності супутника інформація про це передається в центр керування, де приймається рішення про заходи для усунення несправності.

З несправним супутником проводять позапланові сеанси контрольних вимірювань з використанням інших станцій спостереження, а також перезавантажується оновлений масив навігаційних даних. Після аналізу ситуації на борт НС може бути передана команда включення в навігаційне повідомлення цього НС ознаки несправності.

На підставі ознаки несправності приймач користувача приймає рішення про те, чи варто використовувати дані конкретного НС. Зазвичай, НС вважається несправним і на час проведення профілактичних робіт, наприклад, при коригуванні орбіти за допомогою бортових двигунів. Деякі сучасні приймачі допускають можливість за вимогою користувача ігнорувати інформацію про несправність НС і використовувати одержувані від нього навігаційні дані під свою відповідальність.

Оновлені дані у вигляді навігаційного повідомлення, що містять ефемериди і відповідні мітки часу, передають споживачам у вигляді кадрів визначеного формату. Крім точних ефемерид, у навігаційному повідомленні споживачу передається альманах системи, який використовується апаратурою споживача для пошуку видимих НС і вибору оптимального сузір'я.

### 1.3. Сегмент споживачів – навігаційна апаратура споживачів СНС

Основними споживачами супутникових навігаційних систем є:

- аерокосмічні споживачі;
- морський та річковий транспорт;
- наземний (автомобільний та залізничний) транспорт;
- топогеодезичні служби, будівництво та картографія.

Крім того, інформацію СНС використовують служби пошуку та порятунку, геологорозвідувальні підрозділи, служби точного єдиного часу і т. ін. Останнім часом супутникову навігацію використовують у повсякденному побуті: туризм, полювання, риболовля.

Усі користувачі СНС, у свою чергу, умовно підрозділяються на споживачів навігаційної інформації стандартної точності (цивільні споживачі) і високої точності (військові споживачі). Для цивільних споживачів закодована навігаційна інформація високої точності недоступна. У системі ГЛОНАСС не використовується режим навмисного погіршення навігаційних характеристик коду стандартної точності, на відміну від системи GPS, але цивільним користувачам ГЛОНАСС недоступна двочастотна корекція іоносферної затримки поширення радіосигналу.

Залежно від області застосування конструкції і можливості приймачів GPS можуть значно відрізнитися. Так, наприклад, приймачі для побутового застосування, зазвичай, не вимірюють висоту і не обчислюють складові вектора швидкості в режимі реального часу, тоді як системи автоматизованої посадки літаків виконують ці вимірювання обов'язково. З іншого боку, існують приймальні пристрої GPS, задачею яких є одержання тільки сигналів точного часу і зразкової частоти. Найбільш часто подібні пристрої використовуються в системах мобільних комунікацій, а також для проведення технічних вимірювань і наукових експериментів. Найбільш повно переваги СНС можуть бути використані в цивільній авіації при організації повітряного руху, забезпечення польотів за маршрутом і у районі аеродромів (функції аеронавігації) та на етапах заходу на посадку.

ІКАО визначила і на своїй 10-й Аеронавігаційній конференції схвалила концепцію побудови глобальної системи зв'язку, навігації й організації повітряного руху. При цьому в якості основної навіга-

ційної системи планується використовувати глобальну навігаційну супутникову систему *GNSS* (*Global Navigation Satellite System* – узагальнене поняття в термінології ІКАО систем *GPS*), яка повинна замінити або відсунути на другий план існуючі радіонавігаційні системи ближньої та дальньої навігації (*VOR*, *NDB*, *Omega* і т.ін.). На цій конференції країни-створювачі супутникових систем ГЛОНАСС і NAVSTAR (СРСР і США) запропонували їх для використання як основні елементи *GNSS* на безоплатній основі на тривалий термін. В 2000 р. США відмінили режим відбірного доступу до закодованої навігаційної інформації високої точності.

В даний час багато авіаційних споживачів СНС ГЛОНАСС і *GPS* відпрацьовують правила застосування цих систем з метою найбільш повного використання їхніх переваг. Найбільш часто бортова апаратура СНС використовується як додатковий засіб забезпечення польотів за маршрутом, у районі аеродромів і некатегорованих заходів на посадку (до висоти 60...75 м). Мінімальні вимоги, яким повинне відповідати навігаційне обладнання СНС, викладені в *TSO* (*Technical Standard Order* – стандартні технічні вимоги). Обладнання СНС відповідно до *TSO – C 129* розбивається на класи *A*, *B*, *C*.

Обладнання класу *A* складається з датчика СНС і навігаційного обчислювача в одному блоці з пультом індикації і керування. Обладнання класу *B* складається з датчика СНС, який формує дані для комплексної навігаційної системи. Обладнання класу *C* аналогічно обладнанню класу *B*. Проте таке обладнання найбільш придатне для встановлення на літаки, де комплексна навігаційна система забезпечує розширені зв'язки з системою автоматичного керування для зменшення технічних помилок пілотування.

Будь-яка бортова апаратура СНС повинна забезпечувати контроль цілісності радіонавігаційного поля, тобто контроль якості навігаційних радіосигналів і якості переданої ними службової інформації, так звану функцію *RAIM* (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring* – автономний контроль цілісності в приймачі) з метою підтримки високої вірогідності навігаційних вимірювань і попередження екіпажу про стан системи. Відомо багато способів реалізації концепції *RAIM*. Наприклад, приймаючи сигнали від п'яти супутників, можна організувати процедуру навігаційних визначень тіль-

ки за чотирма з них. Вибираючи різні комбінації чотирьох працюючих з п'яти видимих супутників, можна одержати п'ять наборів координат споживача, які дозволять з високою вірогідністю робити висновок про якість навігаційного поля.

В окремих випадках апаратура СНС може використовуватися як основний засіб забезпечення польотів за маршрутом. Це відноситься, наприклад, до польотів за океанічним або за прокладеним в окремих районах маршрутами. Очікується перехід на застосування СНС як основного засобу радіонавігації в європейському регіоні.

Проте літаки, що використовують СНС, повинні бути обладнані альтернативними засобами навігації. При цьому немає необхідності використовувати альтернативні засоби навігації для активного моніторингу обладнання СНС, якщо функція *RAIM* в СНС виконується. З іншого боку, додаткові навігаційні засоби (структурна надмірність) дозволяють організувати комплексну обробку інформації з метою забезпечення високої надійності функціонування бортових систем та комплексів літака і взагалі безпеки польоту за рахунок резервування джерел інформації, наприклад, при відмові СНС.

Політ з використанням СНС у районі аеродрому і стандартні схеми вильоту і прибуття повинні виконуватися так саме, як вказують існуючі процедури зональної навігації.

Захід на посадку може виконуватися за існуючими схемами зі спільним використанням СНС і традиційного обладнання, а також тільки при самостійному використанні СНС. В іншому варіанті не застосовуються традиційні засоби заходу на посадку за інформацією курсоглісдних радіомаяків. Проте для кожного аеродрому повинно функціонувати традиційне наземне і бортове навігаційне обладнання, яке визначає процедуру заходу на посадку і маршрут польоту до цього аеродрому.

Існує велика кількість бортових авіаційних СНС, які розрізняються за різними ознаками:

- типом СНС (ГЛОНАСС, *GPS*, ГЛОНАСС/*GPS*);
- кількістю каналів обробки сигналів (одноканальні з послідовною обробкою сигналів, одноканальні з мультиплексною обробкою, багатоканальні і т. ін.);
- видом оброблюваних сигналів (одночастотні, двочастотні, обробка відкритих або закритих сигналів і т. ін.);

- висотою застосування;
- видом індикаторів і т. ін.

Бортова апаратура СНС, яка використовується в авіації, дозволяє визначити найбільш важливі навігаційні параметри, необхідні для літаководіння. До них відносяться:

- географічні координати літака;
- висота польоту та шляхова швидкість літака;
- поточний час (UTC або місцевий час);
- шляховий кут;
- дальність до чергового або заданого проміжного пункту маршруту (ППМ);
- бічне відхилення літака від лінії заданого шляху;
- азимут (пеленг) чергового або заданого ППМ;
- заданий курс;
- курс виходу на ППМ.

Крім цих параметрів, в обчислювачі СНС може здійснюватися розрахунок деяких додаткових штурманських даних (перерахування координат з однієї системи відліку в іншу, перерахування висот за тиском і густиною повітря, розрахунок приладної та справжньої повітряної швидкостей, розрахунок напрямку та швидкості вітру, визначення кутів зниження і набору висоти для вертикального маневру тощо).

Для бортової апаратури СНС характерні такі типові режими роботи:

- навігації;
- програмування ППМ;
- програмування маршрутів польоту;
- аварійний;
- „Спрямувати”;
- установки;
- перегляду текстових повідомлень;
- вбудованого контролю;
- імітації польоту.

Основним режимом роботи СНС в польоті є навігаційний режим, під час якого на літакових індикаторах відображаються розраховані в обчислювачі СНС навігаційні параметри. Різні набори навігаційних параметрів дозволяють здійснювати політ до чергово-

го ППМ різними способами (шляховим, курсовим або маршрутним). Черговий ППМ вибирається автоматично або вручну. Автоматично черговий ППМ вибирається з попередньо обраного екіпажем маршруту польоту (в режимі програмування маршруту). В режимі „Спрямувати на” необхідний пункт маршруту вибирається серед будь-якого попередньо запрограмованого ППМ.

У режимі програмування ППМ можна переглянути та вибрати необхідний ППМ із наявних в електронній базі даних або запрограмувати дані для „свого” ППМ. В електронній базі даних зберігаються декілька типів ППМ: аеродроми, радіомаяки РСБН (*VOR*), привідні радіомаяки (*NDB*), персональні (запрограмовані раніше) і т. ін. Зазвичай, в базі даних зберігається інформація про всі основні аеродроми і радіомаяки, а також від 250 до 1000 персональних ППМ.

У режимі програмування маршрутів польоту екіпаж здійснює формування необхідних маршрутів, використовуючи ППМ з бази даних, коригує раніше введені маршрути, здійснює їхнє стирання, активізує будь-який маршрут у прямому або зворотному напрямках, починаючи при цьому політ з будь-якого ППМ маршруту. Зазвичай, кількість програмованих маршрутів доходить до 20...30 по 20...30 ППМ у кожному.

Для виконання наземних тренувань з відпрацювання навичок керування апаратурою СНС використовується режим імітації польоту. У цьому режимі необхідно вибрати маршрут польоту та встановити швидкість. Далі індикація навігаційних даних здійснюється як у реальному польоті. У режимі наземних тренувань можна контролювати роботу каналів спостереження за сигналами супутників, оцінювати точність місцезнаходження, спостерігати за складом і якістю орбітального сузір'я супутників (визначити так званий коефіцієнт геометрії), оцінювати рівень сигналів супутників, здійснювати прогноз орбітального угруповання і функції *RAIM* тощо.

Для оповіщення та попередження екіпажу використовують відповідні індикатори. У режимі перегляду текстових повідомлень можна вивести на індикатор наявні повідомлення консультативного, попереджувального або рекомендаційного характеру. Екіпаж оповіщається про відмови апаратури або супутника про погані яко-

сті навігаційних визначень, про неможливість виконувати політ за даним маршрутом і т. ін. Великий обсяг розв'язуваних в авіаційній апаратурі СНС задач, їх висока якість свідчать про можливість їх використання як основного навігаційного датчика, так і резерву існуючих навігаційних комплексів. В даний час перспективи використання апаратури СНС зв'язують з її застосуванням у складі ПНК з метою корекції навігаційних даних.

Бортова навігаційна апаратура СНС, так звані приймачі-індикатори (ПІ), незалежно від призначення складається (рис. 1.10) з антенного блока, приймача, корелятора та навігаційного обчислювача, а також деяких додаткових пристроїв, таких як інтерфейс з виконавчими пристроями, та допоміжне програмне забезпечення.

Основа типового варіанту ПІ – два конструктивно роздільних блоки: антенний блок і приймач-обчислювач.

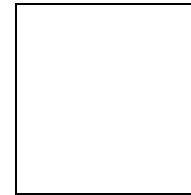
Конструктивно приймач-обчислювач зроблений у вигляді блока, в якому розташовані модулі джерел живлення та плати приймача, корелятора, навігаційного обчислювача, інтерфейсного пристрою.

Вхід приймача-обчислювача через фідерну лінію з'єднаний з виходом антенного блока. В аналоговому багатоканальному приймачі з сигналів антенного блока виділяються радіосигнали окремих НС, вони підсилюються, фільтруються, переносяться з несучої частоти на проміжну та перетворюються в цифрову форму.

В кореляторі реалізують пошук в радіосигналі  $i$ -го НС інформаційних параметрів (затримки та доплерівського зсуву частоти), захоплення сприйманих сигналів і перехід до режиму спостереження.

Навігаційний обчислювач є цифровим процесором, в якому реалізується обчислювальний процес і керування роботою ПІ. Навігаційний обчислювач, зазвичай, складається з сигнального (СП) та навігаційного (НП) процесорів. СП реалізує в режимі пошуку та спостереження (контур стеження за затримкою КСЗ і контур стеження за фазою КСФ) алгоритми первинної оцінки та фільтрації інформаційних параметрів з метою їх безперервного та точного вимірювання. НП реалізує вторинні алгоритми низькочастотної обробки інформаційних параметрів та алгоритми розв'язання навігаційних задач.

Навігаційна задача розв'язується в НП в два етапи: спочатку



визначаються поточні координати супутників і первинні навігаційні параметри (дальність, її похідні і т. ін.) відносно відповідних НС, а потім розраховуються вторинні навігаційні параметри: географічна широта, довгота, висота польоту і т. ін.

Вектор швидкості обчислюють шляхом обробки результатів вимірювань доплерівських зсувів частоти сигналів НС з урахуванням відомого вектора швидкості супутника.

В навігаційному обчислювачі також передбачена оптимальна обробка інформації як на рівні первинної оцінки та фільтрації інформаційних параметрів, так і для оцінки координат і швидкості літака, а також зсуву годинника приймача відносно годинника супутника й швидкості зсуву цих годинників.

Крім того, за сигналами навігаційного обчислювача коригується робота приймача та корелятора.

Інтерфейсний пристрій призначений для забезпечення взаємодії ПІ з зовнішніми пристроями, наприклад, з пультом керування й індикації.

### 1.3.1. Антенний блок

В антенному блоці (рис. 1.11) сукупність сигналів супутників, прийнятих антеною, попередньо підсилюється і фільтрується за всією смугою несучих частот у попередньому підсилювачі зі смуговим фільтром (ПП/СФ).

Як антену звичайно використовують мікросмугову антену, що обумовлено її малими масою і габаритними розмірами та прос-

тотою виготовлення. Мікросмугова антена складається з двох паралельних провідних шарів, розділених діелектриком: нижній провідний шар є заземленою площиною, верхній – власне випромінювачем антени. За формою випромінювач може бути прямокутником, еліпсом, п'ятикутником і т.п. Антена розраховується для роботи на нижчій резонансній моді, що випромінюється в основному у верхню півсферу (у напрямку вертикальної осі). Мікросмугова антена має діаграму спрямованості, яка забезпечує всеспрямований прийом сигналів правобічної кругової поляризації у верхній півсфері.

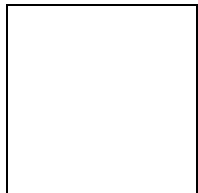
Мікросмугова антена має такі типові характеристики:

- забезпечення роботи в тракті з хвильовим опором .....50 Ом;
- коефіцієнт стоячої хвилі .....не більше 2;
- коефіцієнт еліптичності антени в zenіті .....не менше -3,5 дБ;
- мінімальний коефіцієнт підсилення відносно ізотропного випромінювача з круговою поляризацією в меридіональних перетинах змінюється залежно від кута захоплення від  $-7,5$  до  $-2$  дБ.

Попередній підсилювач ПП, працюючи в тракті з хвильовим опором 50 Ом, повинен мати по входу і виходу коефіцієнт стоячої хвилі не більше 2, забезпечуючи в робочому діапазоні частот коефіцієнт підсилення  $K_{\text{пс}} \approx 30$  дБ і коефіцієнт шуму  $K_{\text{ш}} \leq 4$  дБ.

Смуговий фільтр (СФ) здійснює фільтрацію сигналів у смузі частот  $\Delta f = 60$  МГц.

Така схема ПП/СФ (див. рис. 1.11) з включенням двох фільтрів  $\Phi_1$ ,  $\Phi_2$  після першого і другого підсилювальних каскадів дозволяє реалізувати мінімально можливий коефіцієнт шуму  $K_{\text{ш}}$  і забезпечує необхідну вибірковість і лінійність у робочій смузі частот при впливі позасмугових перешкод.



При втратах підсилення у кабелі до 13 дБ, коефіцієнті шуму  $K_{\text{ш}} \leq 4$  дБ і коефіцієнті підсилення  $K_{\text{пс}} \approx 30$  дБ, додаток шумів на вході ПП/СФ не перевищує 5%. Втрати підсилення на пристрої

захисту входу  $F_{\text{Гр}}$  і двох фільтрах  $\Phi_1$  і  $\Phi_2$  не перевершує 5 дБ. Підсилювачі  $\text{П}_1$ ,  $\text{П}_2$ ,  $\text{П}_3$  повинні забезпечувати сумарний коефіцієнт підсилення не менш 35 дБ.

### 1.3.2. Приймач

Навігаційні супутники системи ГЛОНАСС використовують для передачі інформації шумоподібні фазоманіпульовані радіосигнали, що випромінюються в двох діапазонах несучих частот  $L_1$  (1598,0625...1605,375)  $\pm$  0,511 МГц і  $L_2$  (1242,9375...1248,625)  $\pm$  0,511 МГц. На частоті  $L_1$  випромінюються сигнали стандартної та високої точності, а на частоті  $L_2$  – тільки сигнали високої точності. Сигнал стандартної точності з тактовою частотою 0,511 МГц можуть використовувати будь-які споживачі. Сигнал високої точності з тактовою частотою 5,11 МГц, модульований закритим кодом, не може використовуватися без узгодження з військовим керівництвом Російської Федерації.

Для визначення навігаційних параметрів у споживача повинна бути можливість одночасного доступу до сигналів від різних супутників. Проблема багатостанційного доступу вирішується шляхом частотного або кодового поділу сигналів, наприклад, у GPS використовується кодовий поділ. Зокрема, сигнал  $i$ -го НС має індивідуальний далекомірний код, який дозволяє однозначно визначити часовий інтервал між моментом випромінювання сигналу по супутниковому годиннику і моментом прийому сигналу по годиннику споживача. У ГЛОНАСС використовується частотний поділ сигналів. План частот системи ГЛОНАСС визначається її інтерфейсним контрольним документом.

Оскільки наземний споживач не в змозі приймати одночасно сигнали від двох протилежних супутників однієї орбіти, то для таких супутників можна застосувати однакові несучі частоти. Ось чому при 24 діючих НС мінімальна кількість несучих частот в кожному діапазоні  $L_1$ ,  $L_2$  дорівнює 12. Номінальні значення несучих частот для діапазонів  $L_1$ ,  $L_2$  визначаються із співвідношень

$$f_{k1} = f_1 + k\Delta f_1; \quad f_{k2} = f_2 + k\Delta f_2,$$

де  $k$  – номер частотного каналу ( $k = -07...06$ );  $f_1 = 1602$  МГц – несуча частота діапазону  $L_1$ ;  $\Delta f_1 = 562,5$  КГц;  $f_2 = 1246$  МГц – несуча частота діапазону  $L_2$ ;  $\Delta f_2 = 437,5$  КГц.

Приймач є багатоканальним (за кількістю несучих частот) пристроєм, в якому здійснюється аналогове підсилення сигналів, фільтрація і перенесення сигналів з несучої частоти на проміжну, а також перетворення аналогового сигналу в цифрову форму. Кожен канал приймача повинен бути настроєний на частотний канал одного з НС і вибравувати частоти сигналів інших НС. Схема такого багатоканального приймача наведена на рис. 1.12.

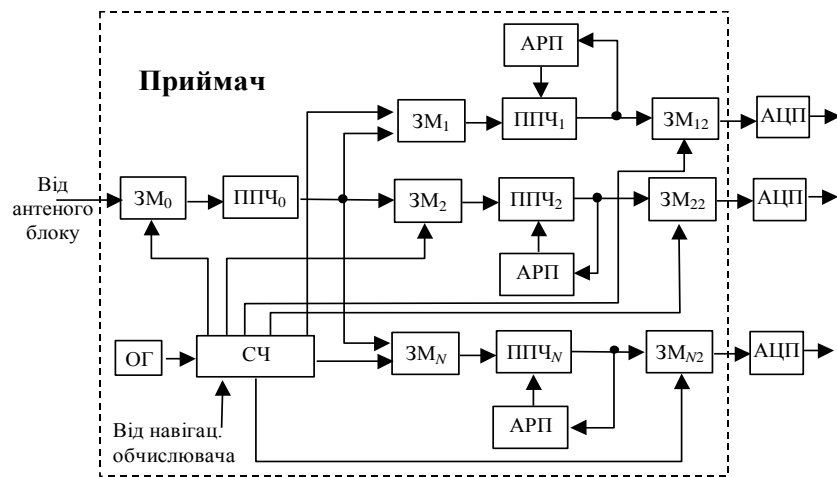


Рис. 1.12

Вхід приймача через фідерну лінію з'єднаний з виходом антенного блоку. У схемі використане триразове зниження частот сигналів НС (у деяких приймачів використовується дворазове зниження частоти). Перше зниження частоти до рівня  $f_{\text{пр}1} \approx 200$  МГц проводиться в загальному для всіх прийнятих сигналів змішувачі  $ЗМ_0$ . Після загального підсилення і фільтрації сигналів у підсилювачі проміжної частоти  $ППЧ_0$  зі смугою пропускання  $\Delta f_{\text{П}0} \approx 60$  МГц сигнал надходить до  $N$  каналів (за кількістю несучих частот з урахуванням зарезервованих), у кожному з яких проводиться друге перетворення частоти (до значення  $f_{\text{пр}2} \approx 40$  МГц), яке орієнтоване

на прийом сигналу від конкретного НС. Смугою пропускання каналного  $ППЧ_i$  ( $\Delta f_{\text{П}i} \approx 500$ кГц) з автоматичним регулюванням підсилення (АРП) вибирають таким чином, щоб виділився сигнал одного з НС і селектувалися сигнали інших НС. Третє зниження частоти проводять до рівня  $f_{\text{пр}3} \approx 4$  МГц.

Опорні сигнали, що надходять на змішувачі, формуються синтезатором частот СЧ з опорної частоти  $f_{\text{оп}}$  опорного генератора ОГ – кварцового генератора опорної напруги. Від характеристик опорного генератора залежить якість роботи приймача. Керування роботою синтезатора здійснюється за сигналами, що надходять від навігаційного обчислювача, де після розкодування оперативної інформації НС визначаються поправки до частоти випромінювання радіосигналу конкретного НС від номінального значення.

Перетворені за допомогою аналогово-цифрових перетворювачів (АЦП) в цифрову форму сигнали надходять в корелятор.

### 1.3.3. Корелятор

В СНС, як і в інших радіотехнічних системах, здійснюється реалізація двох режимів роботи: пошуку сигналу та вимірювання (фільтрація) параметрів радіосигналу.

У прийнятому радіосигналі вимірюються затримка  $\tau$  і доплерівський зсув частоти  $f_{\text{доп}}$ , які є інформаційними параметрами і за якими обчислюються відповідні їм навігаційні параметри: дальність до об'єкта  $D = c \tau$  та радіальна швидкість зближення  $V_p = f_{\text{доп}} \lambda$  ( $c$  – швидкість світла;  $\lambda$  – довжина хвилі радіосигналу).

Крім інформаційних параметрів, в радіосигналі НС присутні неінформаційні та додаткові параметри. Неінформаційними параметрами є, наприклад, амплітуда та фаза сигналу. Прикладом додаткового параметру може бути дискретний параметр  $\vartheta$ , який несе додаткові навігаційні повідомлення.

Успішне розв'язання задачі фільтрації параметрів радіосигналу можливо тоді, якщо початкова похибка між справжнім значенням фільтрованого параметра і його оцінкою досить мала. Це обумовлено нелінійністю радіотехнічної системи фільтрації і зв'я-



заної з цим необхідністю "захоплення" сигналу на стійке стеження за фільтрованим параметром. У режимі пошуку сигналу здійснюється груба оцінка параметрів сигналу (затримки і частоти).

В кореляторі формуються алгоритми пошуку в радіосигналі  $i$ -го НС інформаційних параметрів (затримки та доплерівського зсуву частоти), захоплення сприйнятих сигналів і перехід до режиму стеження.

Пошук сигналу і фільтрація його параметрів проводять по кожному НС окремо, тому надалі розглядаються алгоритми обробки тільки одного сигналу.

З точки зору статистичного оцінювання задача пошуку сигналу є задачею оцінки його інформаційних параметрів  $\lambda = |\tau f_{\text{доп}}|^T$ , які приймаються постійними на час спостереження  $[0, T]$  і вибираються з кінцевої області  $[\lambda_{\text{min}}, \lambda_{\text{max}}]$ . Як правило, можливі значення  $\lambda$  вважають рівноймовірними. Тоді за оптимальні оцінки  $\hat{\lambda}$  можна обрати оцінки максимальної правдоподібності, тобто

$$\hat{\lambda} = \max_{\lambda}^{-1} W(Y_0^T | \lambda), \quad (1.1)$$

де  $W(Y_0^T | \lambda)$  – умовна густина ймовірності, що спостерігається на інтервалі  $[0, T]$  реалізації  $Y_0^T = \{y(t), t \in [0, T]\}$  при заданих значеннях  $\lambda$ .

При розв'язанні задачі оцінки параметрів  $\lambda = |\tau f_{\text{доп}}|^T$  амплітуду  $A$  і фазу  $\varphi$  сигналу можна вважати випадковими неінформаційними параметрами. Тому, як впливає з загальної теорії оцінок параметрів сигналу, для умовної густини ймовірності можна записати

$$W(Y_0^T | \lambda) = \int_0^{2\pi} \int_0^{\infty} W(Y_0^T | \lambda, \varphi, A) W_{\text{ар}}(\varphi) W_{\text{ар}}(A) dA d\varphi, \quad (1.2)$$

де  $W(Y_0^T | \lambda, \varphi, A)$  – умовна густина ймовірності реалізації, що спостерігається, при фіксованих значеннях параметрів  $\lambda, \varphi, A$ ;

$W_{\text{ар}}(\varphi), W_{\text{ар}}(A)$  – апіорний розподіл фази й амплітуди сигналу, для яких будемо вважати

$$W_{\text{ар}}(\varphi) = \frac{1}{2\pi} \quad \varphi \in [0, 2\pi], \quad W_{\text{ар}}(A) = \frac{A}{\sigma_A^2} \exp\left(-\frac{A^2}{2\sigma_A^2}\right), \quad A \in [0, \infty].$$

Підставляючи ці вирази в (1.1) і виконуючи інтегрування, упевняємося, що умовна густина імовірності  $W(Y_0^T | \lambda)$  є монотонною функцією достатньої статистики  $X^2(T, \lambda)$ , яка визначається співвідношенням:

$$X^2(T, \lambda) = I^2(T, \lambda) + Q^2(T, \lambda), \quad (1.3)$$

$$\text{де } I(T, \lambda) = \int_0^T y(t) h(t - \tau) \cos((\omega_0 + 2\pi f_{\text{доп}})t) dt;$$

$$Q(T, \lambda) = \int_0^T y(t) h(t - \tau) \sin((\omega_0 + 2\pi f_{\text{доп}})t) dt.$$

Тут  $I(T, \lambda), Q(T, \lambda)$  – відповідно синфазна і квадратурна складові;  $y(t)$  – амплітуда сигналу;  $h(t - \tau)$  – моделююча послідовність (далекомірний код);  $(\omega_0 + 2\pi f_{\text{доп}}) = 2\pi(f_0 + f_{\text{доп}})$  – частота сигналу, прийнятого від конкретного НС;  $f_0$  – номінальне значення несучої частоти даного НС;  $f_{\text{доп}}$  – значення доплерівського зсуву частоти, що характеризує швидкість зміни дальності.

З урахуванням монотонності залежності умовної щільності ймовірності  $W(Y_0^T | \lambda)$  від функції достатньої статистики  $X^2(T, \lambda)$  оптимальну оцінку (1.1) можна записати у вигляді

$$\hat{\lambda} = \max_{\lambda}^{-1} X^2(T, \lambda). \quad (1.4)$$

Пошук рішення для (1.4) передбачає перебір усіх можливих значень з області визначення  $[\lambda_{\text{min}}, \lambda_{\text{max}}]$ , де  $\lambda = |\tau f_{\text{доп}}|^T$ .

На практиці здійснюють дискретизацію оцінки можливих (опорних) параметрів  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$ , присвоюючи їм деякі дискретні значення, й умовно вважають, що очікувані (сприймані) значення параметрів  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$  також приймають дискретні значення. Пари зна-

чень  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$  (опорних і сприйнятих), серед яких виконується пошук, умовно називають комірками. Шаг дискретизації оптимізують таким чином, щоб розрив між дискретним значенням оптимальної оцінки параметра та його дійсним значенням дозволяв увійти в режим стеження. За оптимальну оцінку приймають ті значення  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$ , яким відповідає максимальне значення  $X^2(T, \tau_i, f_{\text{доп } j})$ . Таким чином, корелятор – це пристрій, що обчислює значення, умовно кажучи, кореляційної функції між опорним і сприйнятим сигналом.

При одночасному аналізі всіх можливих поєднань  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$  необхідно  $N_f N_\tau$  паралельних каналів, де  $N$  – кількість дискретних значень відповідних параметрів. Для СНС ГЛОНАСС діапазон доплерівських частот  $\Delta f_{\text{доп}} = -5 \dots +5 \text{кГц}$ , а значення  $\delta f_{\text{доп}}$  елементарної комірки пошуку визначається смугою захоплення  $\Delta f_e$  і складає приблизно  $\delta f_{\text{доп}} = \Delta f_e = 500 \text{ Гц}$ . Кількість аналізованих комірок за частотою  $N_f = \Delta f_{\text{доп}} / \delta f_{\text{доп}} = 20$ . Значення елементарної комірки пошуку за затримкою дорівнює тривалості  $\tau_e = 1/511 \text{ мс}$  елементарного посилення, а кількість аналізованих комірок дорівнює кількості елементів кодової послідовності далекомірного коду, тобто  $N_\tau = 511$ . Отже, загальна кількість аналізованих комірок  $N_a = N_f N_\tau = 10\,220$ .

Реалізація пристрою пошуку з такою обробкою дуже проблематична. Тому використовують інші алгоритми пошуку, засновані на паралельно-послідовному перегляді області можливих значень  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$ . Крім того, з метою спрощення апаратури споживача замість запам'ятовування всіх можливих значень  $X(T, \tau_i, f_{\text{доп } j})$  з наступним вибором максимального з них застосовують алгоритм виявлення сигналу в певній комірці за граничним принципом.

Оскільки в приймачі П є кілька частотних каналів, то пошук сигналів для декількох супутників здійснюється паралельно. Процедура пошуку сигналу для кожного супутника полягає в послідовному перегляді можливих значень  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$ .

У режимі пошуку використовуються синфазна  $I$  та квадратурна  $Q$  складові, а задача виявлення сигналу в елементарній комірці пошуку зводиться до алгоритму  $X^2 = I^2 + Q^2 \geq h$ , де  $h$  – поріг, який обирається за умови забезпечення заданої ймовірності прави-

льного виявлення. Знайдене при обробці сигналу в елементарній комірці значення  $X(T, \tau_i, f_{\text{доп } j})$  порівнюється з граничним і приймається рішення про наявність сигналу. При відсутності сигналу аналізується наступна комірка, а при позитивному рішенні виробляється команда на перехід до режиму супроводження за  $\tau$  і  $f_{\text{доп}}$ .

Спрощена схема одного каналу пошуку корелятора наведена на рис. 1.13. Сигнал  $j$ -го супутника з частотою  $f_s$  з виходу АЦП одного з каналів приймача у дискретні моменти часу після посилення підсилювачем проміжної частоти (ППЧ) надходить на пристрої множення каналів формування синфазної  $I$  і квадратурної  $Q$  складових.

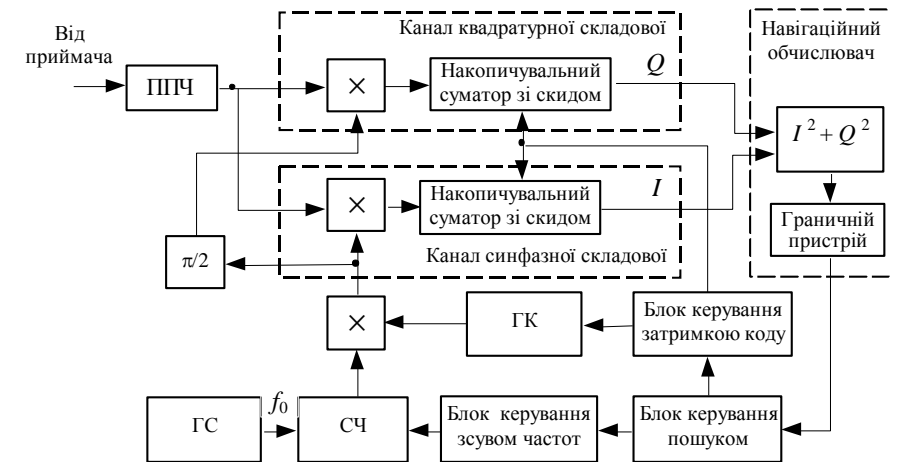


Рис. 1.13

За командою блоку керування пошуком у синтезаторі частот (СЧ) генеруються опорні коливання  $\cos(\omega_{\text{сч}} j t) = \cos(2\pi f_{\text{сч } j} t)$ , причому встановлюється така частота  $f_{\text{сч } j}$ , що

$$f_s - f_{\text{сч } j} = f_{\text{пр}},$$

де  $f_s = f_0 + f_{\text{доп } j}$  – частота сигналу, прийнятого від НС;  $f_0$  – номінальне значення несучої частоти даного НС, що надходить від генератора сигналів (ГС);  $f_{\text{доп } j}$  – очікуване значення доплерівського зсуву частоти;  $f_{\text{пр}}$  – проміжна частота підсилювача проміжної частоти (ППЧ).

Блок керування пошуком видає також команди на блок керування затримкою коду для формування затримки  $\tau_i$  опорного сигналу, що відповідає аналізованій комірці.

На виході генератора коду (ГК) виробляється далекомірний код – моделююча функція  $h(t - \tau_i)$ , що відповідає заданій кодовій послідовності з тривалістю елементарного символу  $\tau_e$ . (для системи ГЛОНАСС  $\tau_e = 1/511$  мс) початок формування якого зрушено на  $\tau_i$

Сигнали з виходів синтезатора частот і генератора коду надходять на пристрій множення. На виході пристрою множення формується опорний сигнал  $h(t - \tau_i)\cos(\omega_{сч} j t)$ , який надходить на пристрій множення каналу формування синфазної складової  $I$ , а зсунені на  $\pi/2$  коливання –  $h(t - \tau_i)\cos(\omega_{сч} j t)$  надходять на пристрій множення каналу формування квадратурної складової  $Q$ . Напруги з виходів пристроїв множення надходять на накопичувальний суматор зі скидом, який виконує функції інтегратора. Початок і кінець інтегрування визначається командами блоку керування затримкою коду. В момент скидання (наприкінці інтервалу інтегрування) сигнали з виходів накопичувальних суматорів надходять на блок формування функції достатньої статистики  $X^2(T, \tau_i, f_{доп} j) = I^2 + Q^2$ , а потім на граничний пристрій, у якому приймається рішення про виявлення (невиявлення) сигналу. Дані про виявлення сигналу передаються в блок керування пошуком, де приймається рішення про наступний пошук або про “захоплення” і перехід до режиму стеження.

Якщо діапазон можливих значень  $\tau$  і  $f_{доп}$  в апіорі відомий, то кількість аналізованих комірок може бути суттєво зменшена. Наприклад, якщо у пам'яті навігаційного обчислювача збережені точний час останнього навігаційного визначення, відповідні дані  $\tau$ ,  $f_{доп}$  і альманах системи, то можна прогнозувати, в яких комірках шукати навігаційний сигнал у першу чергу, так званий “гарячий старт”. І навпаки, якщо відбувається перше включення апаратури (“холодний старт”), то може знадобитися перебір значної кількості комірок.

Тривалість інтервалу накопичення сигналу при аналізі в одній елементарній комірці (кількість відліків, що накопичуються) складає приблизно 1...2 мс. У сучасних ПП “холодний старт” триває до 2хв., а час повторного захоплення (“гарячий старт”) – 3...15с.

Корелятор працює в двох основних режимах: пошук і виявлення сигналів по частоті і затримці і безперервного стеження (фільтрації). Відліки синфазних і квадратурних складових формуються в кореляторі, а їхня подальша обробка здійснюється в сигнальному процесорі навігаційного обчислювача.

#### 1.3.4. Навігаційний обчислювач

Навігаційний обчислювач (НО) є цифровим процесором, у якому реалізується обчислювальний процес і керування роботою апаратурою споживача.

Навігаційний обчислювач вирішує такі задачі:

- цифрову обробку інформаційних параметрів радіосигналу для розв'язання задач пошуку сигналів за затримкою та частотою у режимі “захоплення”;
- оптимальну оцінку та фільтрацію інформаційних параметрів радіосигналів у режимі стеження за фазою і затримкою;
- демодуляцію та виділення навігаційного повідомлення, форматування і дешифрування ефемеридної інформації, накопичення та збереження альманаху;
- перетворення інформаційних параметрів радіосигналів у навігаційні, розв'язання навігаційних задач, оптимальну оцінку навігаційних параметрів (координат і швидкості літака), розрахунок прогнозованих значень похибок.

Крім того, за сигналами навігаційного обчислювача коригується робота приймача та корелятора. Навігаційному обчислювачу передані також диспетчерські функції керування первинною обробкою, що необхідно через наявність багатьох супутників у зоні видимості і можливості роботи з усіма або частиною НС. У сучасних і перспективних ПП, що працюють за сигналами НС двох систем ГЛОНАСС і GPS, виникає додаткова необхідність керування роботою за двома системами.

Типова схема навігаційного обчислювача наведена на рис 1.14. Для спрощення навігаційного обчислювача вирішувані задачі розбивають на високочастотні, які реалізуються сигнальним процесором (СП) і низькочастотні, які реалізують на-

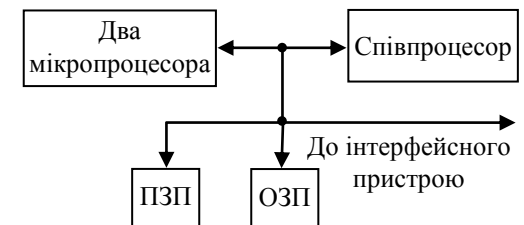


Рис. 1.14

вігаційний процесор (НП).

СП, працюючи разом з корелятором, реалізує в режимі захоплення та стеження алгоритми оцінки та фільтрації інформаційних параметрів радіосигналу з метою їх безперервного та точного вимірювання, а також алгоритми виділення навігаційного повідомлення. НП реалізує алгоритми розв'язання навігаційних задач та алгоритми низькочастотної оцінки навігаційних параметрів.

Як обчислювальне ядро у навігаційному процесорі, наприклад, можуть використовуватися два мікропроцесори (МП) KU80386EX і арифметичний співпроцесор N80387SX, які працюють на частоті 25 МГц (мінімальні вимоги).

Співпроцесор виконує операції з плаваючою точкою, які потребують значних машинних витрат від навігаційного процесора. Програмне забезпечення навігаційного процесора повинне враховувати наявність співпроцесора.

Співпроцесор N80387SX виконує такі складні операції, як точне ділення, обчислення тригонометричних функцій, добування квадратного кореня і знаходження логарифмів у 10...100 разів швидше основного процесора. Точність результатів обчислень при цьому значно вища за ту, яка забезпечується основним процесором. Основний процесор, при наявності співпроцесора в основному працює з дійсними числами, тобто виконує операції додавання, віднімання та множення. Ці операції не передаються для рішення в співпроцесор. Час виконання програм, які використовують співпроцесор, істотно зменшується.

Незважаючи на те, що мікросхема 80387 працює асинхронно, обчислювач із процесором 80386 спроектовано так, що співпроцесор працює на частоті мікропроцесора. Можливе використання і більш потужних процесорів інших серій. Сигнальний процесор значно продуктивніший, ніж навігаційний.

Оперативний запам'ятовуючий пристрій ОЗП обсягом більше 128 Кб може бути виконаний, наприклад, на двох мікросхемах SRM20100-70. Постійний запам'ятовуючий пристрій ПЗП обсягом 256 Кб може бути виконаний на мікросхемах RA28F400BX (типу "флеш").

Застосування даного типу пам'яті дозволяє під час роботи апаратури СНС організувати режим запису інформації в ПЗП, де забезпечується її збереження.

Алгоритми роботи навігаційного обчислювача будуть розглянуті окремо.

### Контрольні питання.

1. Перелічіть основні сегменти у складі супутникових навігаційних систем.
2. У чому основна концепція та головна відмінність супутникових навігаційних систем від інших радіонавігаційних систем?
3. Яким чином в апаратурі споживача здійснюється прогнозування координат навігаційного супутника?
4. Чому супутникові навігаційні системи потребують точної часової та частотної синхронізації?
5. Скільки супутників складає повне (проектне) сузір'я навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS?
6. Перелічіть основні функції та склад апаратури навігаційних супутників.
7. Перелічіть основні навігаційні характеристики супутників систем СНС.
8. Перелічіть основні задачі та назвіть склад наземного командно-вимірювального комплексу системи ГЛОНАСС.
9. У чому головне призначення контрольно-вимірювальних пунктів (наземних станцій спостереження)?
10. Які дані містить оперативна інформація, що передається по радіолініях на борт конкретного НС?
11. Які дані містить неоперативна (довгострокова) інформація, яка передається на всі супутники системи?
12. Які дані у навігаційному повідомленні передають споживачам СНС?
13. Назвіть склад навігаційної апаратури споживача СНС.
14. Яку мінімальну кількість каналів повинен мати приймач споживача СНС ГЛОНАСС?
15. Які режими роботи реалізовані в кореляторі приймача СНС?
16. Які дві складові функції достатньої статистики  $X^2(T, \lambda)$  використовуються в кореляторі у режимі пошуку?
17. Опишіть принцип роботи корелятора у режимі пошуку.
18. Які функції виконує накопичувальний суматор зі скидом у кореляторі приймача СНС?

19. Які задачі вирішує навігаційний обчислювач приймача СНС?