

## Глава 10. Структури інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем

### Розділ 3.



## ІНТЕГРАЦІЯ ІНЕРЦІАЛЬНИХ І СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

Висока точність навігаційних вимірювань супутникових навігаційних систем, з одного боку, інформативність, автономність та надійність навігаційних визначень інерціальних систем навігації, з іншого, – природно визначили їхню інтеграцію у складі сучасних пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК).

ПНК як сукупність бортових інформаційних систем, систем автоматичного керування, систем індикації та сигналізації, взагалі забезпечують інтеграцію пілотажно-навігаційного обладнання за функціональним призначенням на базі БЦОМ. Сучасні ПНК, що використовують новітні досягнення науково-технічного прогресу на базі алгоритмічного забезпечення з використанням оптимального оцінювання, ідентифікації й керування, стали значним кроком у розвитку авіації. Інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи у теперішній час стають головним інформаційним ядром саме в таких ПНК.

### 10.1. Склад і структура пілотажно-навігаційних комплексів ЛА

При розробці раціонального складу та структури пілотажно-навігаційних комплексів використовують підхід, що базується на визначенні груп вимог, характерних для умов функціонування даного комплексу, і формуванні складу обладнання ПНК, яке задовольняє тій або іншій групі.

Поклавши в основу класифікації ПНК точність розв'язання навігаційної задачі, можна виділити три основних типи ПНК: високої, середньої та низької точності (табл. 10.1).

ПНК високої точності (ПНК магістральних і військово-транспортних літаків) повинні забезпечувати розв'язання таких задач:

- зліт і автоматичне літаководіння за маршрутом, захід на посадку та посадку літака за 1, 2 або 3 категоріями ІКАО, рулювання по території аеродрому;
- високу точність, надійність і безпеку літаководіння;

Таблиця 10.1

Типи ПНК	Види ЛА	Основні системи ПНК	Точність основних систем ПНК в авт./кор. режимах (2 СКО)	Навігаційні системи, що входять до складу ПНК для розв'язання польотних задач	Маса основних систем ПНК, кг	Споживана потужність, Вт
ПНК високої точності	Авіалайнери цивільної авіації	ІНС на КЛГ; СНС; СПС	1,85 – 0,7 км/год, 40 – 30 м	Радіотехнічні системи навігації та посадки	25 - 80	120 – 150
	Літаки військово-транспортної авіації					
ПНК середньої точності	Літаки бізнес-класу	ІНС на (КЛГ, ДНГ), СНС, СПС	5,5 – 1,85 км/год, 50 – 30 м	Радіотехнічні системи навігації та посадки (РСДН, РСБН – маршрутна навігація; ILS, MLS, – посадка); КЕНС на цифрових картах і РВ – слідування за рельєфом місцевості; ДИСС і магнітний компас – зчислення координат	5 - 12	40 - 60
	Винищувачі, штурмовики, крилаті ракети					
	Вертольоти					
ПНК низької точності	Легкі літаки бізнес-класу	ІНС на (ВОГ, ДНГ, ММС); СНС, СПС	37 – 5,5 км/год, 60 – 40 м	РВ, магнітометри, астродатчики, датчики Землі та Сонця	1 - 3	10 - 20
	Ракети малої та середньої дальності, БПЛА					

- швидке виявлення відмов і контроль навігаційного обладнання;
- зручність технічного обслуговування.

Для забезпечення цих функцій до складу ПНК включаються високоточні платформні, а також безплатформні інерціальні навігаційні системи, наприклад, на кільцевих лазерних гіроскопах (КЛГ); багатоканальний приймач супутникової системи навігації ГЛОНАСС/GPS, що має можливість працювати в режимі диференціальних навігаційних вимірювань; радіовисотомір (РВ), а також система повітряних сигналів (СПС). Крім того, для підтримки усіх функцій ПНК на борту встановлюються радіотехнічні навігаційні системи. На маршруті використовуються радіотехнічні системи дальньої та ближньої навігації (РСДН, *OMEGA*, *LORAN-C*, РСБН), а для забезпечення посадки – інструментальна система посадки ILS (*Instrument Landing System* або її російський аналог – СП), мікрохвильова система посадки *MLS (Microwave Landing System)*, посадкова система *APALS (APA Landing System)*.

ПНК середньої точності для літаків бізнес-класу, винищувачів, штурмовиків, крилатих ракет, вертольотів тощо повинні забезпечувати прийнятну точність літаководіння при досить жорстких обмеженнях на масово-габаритні характеристики бортового обладнання. Для літаків військової авіації та ракет суттєвим є також малий час готовності та забезпечення навігації при високій маневреності ЛА, можливо, у режимі маловисотного польоту. Одним з найважливіших факторів для літаків бізнес-класу є вартість обладнання. ПНК цього типу включають як основу інерціальну навігаційну систему середнього класу точності, побудовану на КЛГ або на динамічно настроюваних гіроскопах (ДНГ), багатоканальний ГЛОНАСС/GPS приймач, систему повітряних сигналів і радіовисотомір. Для специфічних об'єктів, таких як фронтові винищувачі, штурмовики або крилаті ракети, яким необхідно здійснювати політ у режимі відслідкування рельєфу місцевості, на борту встановлюється кореляційно-екстремальна навігаційна система (КЕНС), що використовує цифрові карти місцевості та радіовисотомір.

Третій тип ПНК – комплекс низької точності, низької вартості та малих габаритів і маси, призначений для легких літаків бізнес-класу, ракет малого і середнього радіуса дії, безпілотних літаль-

них апаратів (БПЛА). Основу ПНК складають грубі ІНС, побудовані на базі ДНГ, волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ) або навіть на базі мікромеханічних MEMS-датчиків, похибка яких в автономному режимі роботи може досягати 30...40 км за годину польоту, а також приймачі супутникових навігаційних систем.

В табл. 10.2 наведені приклади ПНК, що відповідають прийнятій класифікації, та серійно освоєні найвідомішими компаніями США, які виготовляють навігаційне обладнання для широкого спектра ЛА: системи фірми *Honeywell GPIRS*, фірми *Litton AHRS-LN-80* і фірми *Rockwell Int. Military IGITS*.

На сучасному етапі провідні фірми-виробники переходять на розробку уніфікованих ПНК, які відрізняються точністю, масою та габаритами. Так, компанія *Rockwell International Corp.* розробила сімейство *MIGITS* універсальних інтегрованих навігаційних систем для повітряних і наземних транспортних засобів. Один з варіантів цієї системи наведений у табл. 10.2.

Таблиця 10.2

№	Характеристики комплексів	Назва комплексу та компанія виробник		
		AHRS-LN-80 Litton	GPIRS Honeywell	MIGITS Rockwell Int.
1	Тип ПНК (за точністю)	високої точності	середньої точності	низької точності
2	Похибки визначення: - координат; - швидкості	5...8 м 0,02 м/с	25 м 0,2 м/с	20...50 м 0,25...0,5 м/с
3	Час готовності	4 хв	4 хв	2 хв
4	Маса	9 кг	21 кг	1 кг
5	Об'єм	10 дм <sup>3</sup>	20 дм <sup>3</sup>	0,6 дм <sup>3</sup>
6	Споживана потужність	500 Вт	110 Вт	230 Вт

До складу сучасного ПНК, як правило, включається багатоканальний супутниковий приймач. Супутникові навігаційні системи обґрунтовано довели свої високі експлуатаційні якості в багатьох навігаційних застосуваннях. Зокрема, вони визнані найбільш перспективними й економічно ефективними в більшості авіаційних застосуваннях. Разом з тим, з певних причин і, насамперед, через

можливість короткочасної втрати сигналів супутників, ці системи не можуть забезпечити необхідного рівня надійності навігаційних вимірювань за такими показниками як цілісність, доступність і безперервність (більш докладно див. гл. 4). Вирішити задачу підвищення цих показників можна шляхом комплексування супутникових навігаційних систем з іншими системами. Відомо багато можливих рішень такого комплексування (об'єднання супутникових систем з радіонавігаційними системами „Лоран”, „Омега”, „Чайка”, посадковими системами *ILS* або *MLS*, системами зчислення шляху і т.ін.). Однак, самим багатообіцяючим варіантом є шлях інтеграції супутникових й інерціальних навігаційних систем. Така інтеграція дозволяє ефективно використовувати достоїнства кожної із систем.

Як уже відзначалося, інерціальні навігаційні системи, як найбільш інформативні системи, дозволяють одержувати всю сукупність необхідних параметрів для керування об'єктом, включаючи кутову орієнтацію. При цьому такі системи цілком автономні, тобто для їх нормального функціонування не потрібно використання будь-якої інформації від інших систем. Ще одним достоїнством цих систем є висока швидкість надання інформації зовнішнім споживачам: швидкість відновлення кутів орієнтації складає до 100 Гц, навігаційної – від 10 до 100 Гц. Цей показник для супутникових систем складає для кращих приймачів 10 Гц, а для звичайних, як правило, 1 Гц. Разом з тим, інерціальним системам притаманні недоліки, що не дозволяють використовувати їх тривалий час в автономному режимі. Вимірювальним елементам ІНС, насамперед, гіроскопам і акселерометрам, притаманні власні методичні й інструментальні похибки, вихідні дані не можуть бути введені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так званому „збуреному” режимі, а отримана від ІНС інформація буде містити похибки, які викликані впливом цих збурень, і, головне, які з часом збільшуються. Для усунення впливу цих факторів переходять до створення комплексів, забезпечуючих корекцію ІНС. В залежно від використовуваних засобів можна виділити наступні види корекції: швидкісну ( від ДИСС, СНС, СПС і т.п.); позиційну (від СНС, РСБН, РСДН, РЛС, і т.ін.).

Таким чином, об'єднання ІНС, СНС та інших систем дозволяє створити комплекс нової якості, який має всіма переваги складових його підсистем.

Обов'язковою складовою сучасного пілотажно-навігаційного комплексу зазвичай є інерціальна навігаційна система, зокрема, безплатформна ІНС, як найбільш перспективний різновид ІНС. Численні дослідження та практика експлуатації супутникових систем показують, що найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які мають найбільш високу точність і глобальність застосування. При цьому можливо поліпшення характеристик автономних ІНС не тільки за координатами та швидкістю, але й за кутовою орієнтацією.

Комітет ІКАО з майбутніх навігаційних систем (*FANS- Future Air Navigation System*) прийняв рішення про обов'язкове використання систем супутникової навігації в поєднанні з ІНС. Тому в даний час у всіх галузях авіації основним інформаційним ядром сучасного навігаційного комплексу є інтегрована інерціально-супутникова система навігації (ІССН).

## **10.2. Класифікація та схеми побудови інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації**

Крім вимог до точності, до навігаційних систем в даний час ставляться вимоги з таких параметрів як цілісність, доступність і безперервність навігаційного забезпечення (більш детально див. гл. 4). Мірою цілісності є ймовірність виявлення виходу робочих характеристик системи (насамперед точності) за певні межі та повідомлення про це протягом заданого інтервалу часу. Доступність визначається ймовірністю одержання споживачем достовірної інформації в заданий момент часу з необхідною точністю. Безперервність характеризується ймовірністю забезпечення споживача достовірною інформацією на заданому інтервалі часу. Достовірність, у свою чергу, визначається як здатність навігаційної системи підтримувати з заданою ймовірністю свої характеристики в необхідних межах на визначеному інтервалі часу в якому-небудь районі. Забезпечення необхідного рівня цих показників найчастіше є більш складною задачею, ніж забезпечення необхідної точності навігаційних вимірювань.

Забезпечення заданих рівнів точності і зазначених якісних показників надійності висуває особливі вимоги до сучасних і перспективних систем навігації ЛА.

Як уже зазначалося, до числа основних сучасних бортових систем навігації, насамперед, слід віднести інерціальні та супутникові навігаційні системи. Інерціальні навігаційні системи вже давно є штатним обладнанням сучасних літаків. Авіаційним стандартом для високоточних ІНС літаків цивільної авіації вважається точність, що відповідає похибці визначення координат в 1 морську миллю за годину польоту (1,8 км за годину). Відомі приклади реалізації більш точних інерціальних систем, у яких похибка визначення координат не перевищує кількох сотень метрів за годину польоту. Супутникові навігаційні системи стали активно використовуватися як авіаційні системи навігації лише в останнє десятиліття і швидко завойовують місце в штатному складі бортового обладнання. Цьому сприяє, насамперед, їхня висока точність, що для відкритого каналу складає 10...15 м. Але досвід експлуатації СНС показав, що при багатьох позитивних якостях СНС не можуть задовольнити всім запропонованим на сьогоднішній день вимогам з якісних характеристик навігаційного забезпечення, перерахованих вище. В табл. 10.3 підсумовані основні достоїнства і недоліки СНС і ІНС.

Таблиця 10.3

Тип системи	Основні достоїнства	Недоліки
СНС	Висока точність. Похибки не мають тенденції до росту	Низька швидкість відновлення інформації (1...10 Гц). Відсутність інформації про кутову орієнтацію. Слабка завадозахищеність
ІНС	Висока швидкість видачі інформації (до 100 Гц). Висока інформативність. Повна автономність. Висока завадостійкість та надійність навігаційного забезпечення	Необмежене зростання похибок у часі. Необхідність знання моделі гравітаційного поля Землі

Недолік СНС, пов'язаний з відсутністю інформації про кутову орієнтацію, знімається в спеціалізованих супутникових приймачах із трьома і більше антенами.

Завдяки різній фізичній природі та різним принципам формування навігаційного алгоритмічного забезпечення, ІНС і СНС добре доповнюють одна одну. Їхнє спільне використання дозволяє, з одного боку, обмежити зростання похибок ІНС а, з іншого боку, знизити шумову складову похибок СНС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підняти рівень завадозахищеності. На сучасному етапі ядром інтегрованої системи є ІНС завдяки своїй автономності та можливості з високою швидкістю відновлення надавати споживачу як позиційну, так і кутову інформацію. У складі інтегрованих інерціально-супутникових систем найчастіше використовуються безплатформні інерціальні системи. Це обумовлюється їхньою підвищеною надійністю, меншою вагою і габаритами, меншим споживанням енергії. Відсутність платформи визначає, як правило, і менший час виставлення системи – обов'язкової процедури первинного визначення орієнтації осей чутливості акселерометрів й ініціалізації координат і швидкостей. Основною задачею БІНС є забезпечення навігаційними параметрами (координатами та складовими вектора швидкості), а також параметрами кутової орієнтації бортових споживачів у реальному масштабі часу в режимі корекції від супутникової навігаційної системи.

У табл. 10.4 наведені дані, що характеризують якості комплексних інерціально-супутникових систем у порівнянні з окремими традиційними бортовими системами. Ці дані переконливо свідчать про перспективність комплексування СНС і ІНС.

Таблиця 10.4

Фактори	Ступінь поліпшення
Точність	Для ІНС: багаторазово
Маса	Зменшення на 30-70%
Об'єм	Зменшення на 50-60%
Споживана потужність	Зменшення на 25-50%
Надійність	Збільшення $\approx$ у 2 рази
Ступінь резервування	Збільшення на 50 % і більш
Вартість	Зменшення на 30% і більш

Ступінь інтеграції інерціально-супутникових систем у складі ПНК до недавнього була така, що комплексна обробка інформації частіше застосовувалася тільки при її вторинній обробці, тобто на етапі розв'язання навігаційної задачі. Однак, неухильне зростання вимог до апаратури навігаційних споживачів СНС, а також значне розширення кола розв'язуваних задач викликають сьогодні усе більш гостру необхідність комплексування інерціально-супутникових систем і при первинній обробці інформації, тобто на етапі обробки радіонавігаційних параметрів. Це є принципово новим у підвищенні ступеня інтеграції, тобто веде до появи інерціально-супутникових систем інтегрального типу.

Розподіл на первинну і вторинну обробку сигналів в апаратурі навігаційних споживачів власне кажучи є умовним. Під первинною обробкою інформації розуміють пошук, виявлення, селекцію, перетворення й обробку (у режимі слідкування) вхідних сигналів навігаційних супутників з метою отримання відповідних радіонавігаційних параметрів. Наприклад, визначення радіонавігаційних параметрів, пропорційних псевдодальності та псевдошвидкості, в апаратурі споживача СНС відносять до первинної обробки інформації. Під вторинною обробкою інформації розуміють виконувани в навігаційному обчислювачі приймача СНС обробку радіонавігаційних параметрів (псевдодальностей та псевдошвидкостей), результати якої використовують для обчислення й уточнення навігаційних параметрів. Прикладом вторинної обробки є обчислення в апаратурі споживача СНС його координат і швидкості руху.

Комплексна вторинна обробка інформації дає значний позитивний ефект тоді, коли відповідні вимірники працездатні, тобто на виходах радіонавігаційних вимірників, зокрема на виході корелятора приймача СНС, є досить "хороші" (природно що, і в таких випадках існують похибки слідкування) сигнали, сформовані в результаті первинної обробки інформації. Реальні умови застосування апаратури навігаційних споживачів показують, що багато вимірників, і, насамперед, радіотехнічні супутникові системи навігації, далеко не завжди знаходяться в працездатному стані. У реальних умовах нерідко спостерігається зрив супроводу сигналів супутників, зокрема, через багатопроміневість і дію інших завод, захоплення похибок сигналів і т.п.

Комплексування систем на рівні первинної обробки інформації дозволяє: скоротити час пошуку сигналів вимірників; зменшити або цілком виключити ймовірність похибок захоплення сигналів системами слідкування; знизити ймовірність зриву слідкування за відповідними параметрами радіосигналів; підвищити характеристики точності та завадостійкості радіотехнічних вимірників у режимі слідкування; усунути або зменшити методичні похибки вимірників; для високодинамічних споживачів компенсувати вплив руху об'єкта на роботу вимірників.

Таким чином, комплексування обладнання на рівні первинної обробки інформації має за мету, насамперед, підвищити якість функціонування вимірників в аномальних режимах їхньої роботи (при можливих зривах слідкування, похибок захоплення і т.п.) і, крім того, поліпшити характеристики точності і завадостійкості вимірників у режимі слідкування. Прикладом комплексування обладнання на рівні первинної обробки інформації може бути інтеграція СНС із радіонавігаційними системами типу „Лоран” і „Омега”, посадковими системами *ILS* або *MLS*, створення інтегрованої СНС *ГЛОНАСС / GPS*.

Використання комбінованих приймачів, здатних одночасно приймати сигнали СНС *ГЛОНАСС* і *GPS*, знаменує собою новий, якісно більш високий рівень навігаційного обслуговування. Як відомо, об'єднане угруповання супутників *ГЛОНАСС* і *GPS* у зоні видимості будь-якого споживача в кожен момент часу дозволяє мати 10...21 супутник, тому комбіновані приймачі, наприклад, які пропонувані фірмами *Honeywell*, *Ashtech*, „Орізон-Навігація” та іншими, при інтеграції радіонавігаційних полів дають можливість помітно збільшити кількість прийнятих радіосигналів від різних видимих супутників, поліпшити точність, скоротити час одержання перших координат, підвищити цілісність і т.п. Для динамічних споживачів дуже важливою поряд із забезпеченням високої точності та завадостійкості є можливість поліпшення характеристики цілісності за рахунок спільного використання обох СНС. Окремо ні система *ГЛОНАСС*, ні система *GPS (NAVSTAR)* не забезпечують вимог цілісності, наприклад, при застосуванні їх як основного засобу навігації повітряних споживачів при заході на посадку та при посадці.

Щоб домогтися максимального позитивного ефекту від комплексування приймачів ГЛОНАСС і GPS, слід виконати глибоке структурне і функціональне їх об'єднання на рівні первинної обробки радіосигналів, сформувавши на основі розв'язання відповідної задачі синтезу інтегровану навігаційну апаратуру.

При побудові інтегрованої СНС ГЛОНАСС/GPS, особливо для повітряних маневрених об'єктів, передбачається її додаткове комплексування з ІНС на рівні вторинної обробки інформації з додатковим використанням вихідної інформації ІНС про прискорення в контурі слідкування за кодом і доплерівським зсувом несучої частоти, тобто і на рівні первинної обробки інформації.

В результаті такого комплексування інформації досягаються:

- підвищення точності визначення координат, висоти, швидкості і часу споживача;

- уточнення кутів орієнтації (курсу, крену і тангажа);

- оцінка й уточнення параметрів калібрування навігаційних датчиків, таких, як дрейфи гіроскопів, масштабні коефіцієнти, зсуви акселерометрів тощо;

- забезпечення на цій основі безперервності навігаційних визначень на всіх етапах руху, у тому числі і при тимчасовій непрацездатності приймача СНС у випадках впливу завад або енергійних маневрів ЛА;

- поліпшення характеристик цілісності навігаційного забезпечення, тобто здатності при спільній обробці інформації автономних засобів (особливо ІНС) і СНС забезпечувати розв'язання задачі бортового автономного контролю цілісності (*CAIM – Craft Autonomous Integrity Management*) на додаток до контролю цілісності, що здійснюється в приймачі СНС (*RAIM*).

В теперішній час розроблені схеми можливого комплексування СНС і ІНС у чотирьох основних варіантах:

- роздільна схема;

- слабо зв'язана схема;

- жорстко зв'язана схема;

- глибоко інтегрована схема.

Тут і в подальшому під СНС мається на увазі інтегрована СНС ГЛОНАСС/GPS.

Перший варіант – це роздільна або розімкнута схема (рис. 10.1). Це найбільш простий варіант спільного використання ІНС і СНС. Тут обидві системи працюють незалежно одна від одної, але, оскільки похибки ІНС з часом зростають, то необхідно періодично або безперервно проводити корекцію ІНС за даними СНС. Для демпфірування вертикального каналу ІНС може бути застосована інформація від системи повітряних сигналів (СПС).

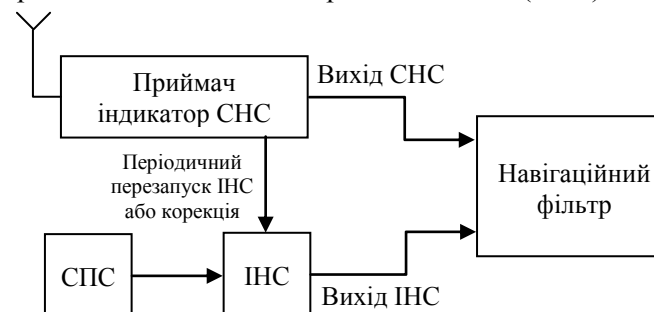


Рис. 10.1

Періодична корекція може зводитися до періодичного перезапуску алгоритму ІНС із новими початковими умовами за координатами та швидкістю, дані про які надходять від приймача СНС. Безперервна корекція процедурно може бути оформлена як одночасна позиційна та швидкісна корекції ІНС за сигналами СНС. Така архітектура комплексування на етапі розв'язання навігаційної задачі (на етапі вторинної обробки інформації) забезпечує незалежність систем (крім моментів перезапуску або корекції) й інформаційну надмірність сукупної структури.

Вихідна інформація двох систем може піддаватися комплексній обробці з використанням калманівської фільтрації.

В цілому комплексна система має більш високу точність як за координатами та швидкістю, так і за кутовою орієнтацією. При цьому зберігається можливість одержувати позиційну, швидкісну та кутову інформацію (у тому числі про перевантаження та кутову швидкість), необхідну для цілей пілотування та навігації з високою частотою, притаманною ІНС.

Крім того, для створення архітектури такої інтегрованої ІССН потрібні мінімальні зміни в апаратних засобах і програмному забезпеченні вже існуючого обладнання ЛА.

Наступною за глибиною зв'язку ІНС і СНС є слабо зв'язана система. Тут інерціальна система та приймач СНС як і раніше виробляють незалежні навігаційні вимірювання, однак з'являється з'єднувальний блок – обчислювач ІНС СНС, у якому формується оцінка координат і швидкості польоту, виробляється корекція даних, отриманих від ІНС (рис. 10.2).

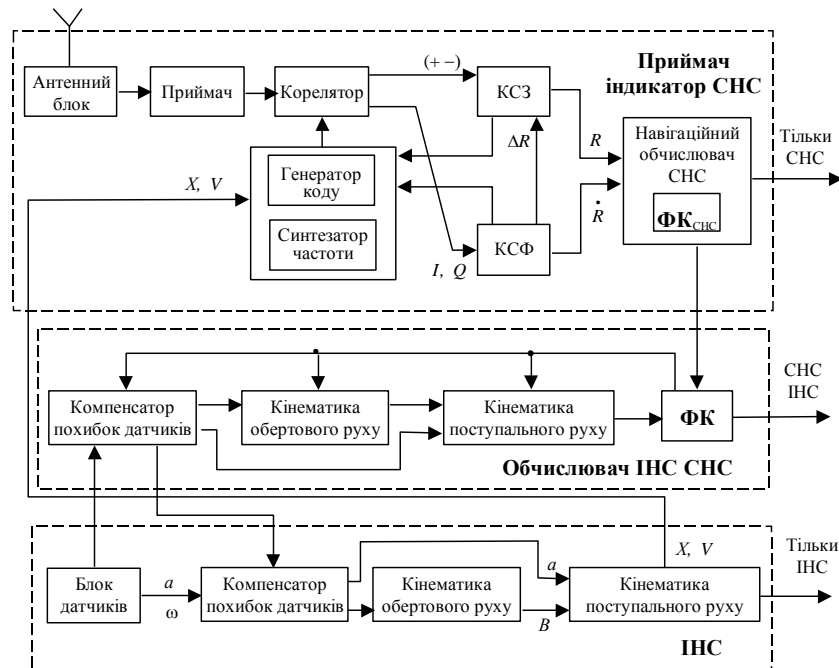


Рис. 10.2.

В цій схемі функціональний розподіл підсистем може супроводжуватися їхнім фізичним поділом: приймач СНС, ІНС і навігаційний обчислювач конструктивно оформляються у вигляді закінчених розділених блоків, між якими організовані відповідні інформаційні зв'язки, що не вимагають, як правило, високих швидкостей передачі даних. Зрозуміло, усі три перелічені компоненти системи можуть бути розміщені й у єдиному модулі, якщо це бажано за умовами функціонування комплексу.

У слабо зв'язаних системах ІНС повинна забезпечити достатньо тривале функціонування зі збереженням прийнятної точності.

Таким чином, передбачається можливість як роздільного функціонування ІНС і СНС протягом тривалого періоду, так і їх сумісного функціонування в інтегрованому режимі.

У СНС (див. рис. 10.2) сигнал, прийнятий антенним блоком, є сигналом несучої частоти, модульованим за амплітудою псевдовипадковим сигналом тривалістю  $\delta t \approx 1$  мксек (або 300 м еквівалентної довжини коду). Вхідні сигнали демодулюються і подаються на корелятори. Інформація з кореляторів передається в контури слідкування за фазою (КСФ) і затримкою (КСЗ). Контур слідкування за затримкою видає командні сигнали, які здійснюють затримку або випередження сигналів на виході корелятора (див. [+ , -] на рис. 10.2) доти, поки на виході корелятора не з'явиться сигнал максимальної величини, а різниця сигналів корелятора на попередньому і поточному кроках не буде дорівнювати нулю. Це означає „захоплення” сигналу супутника, а величина отриманої при цьому затримки вважається часом поширення сигналу від супутника до приймача і використовується для обчислення псевдодальності  $R_i$  до конкретного супутника. Синфазна та квадратурна складові сигналів несучої частоти ( $I, Q$  відповідно – на рис. 10.2) подаються в контур слідкування за фазою несучої частоти (КСФ). Арктангенс пропорційний амплітуді квадратурного ( $Q$ ) сигналу до синфазного ( $I$ ) є похибкою КСФ. Цей сигнал похибки подається у вигляді зворотного зв'язку в корелятор, здійснюючи фазове автопідстроювання його частоти. Різниця частот опорного і прийнятого сигналів пропорційна швидкості зміни псевдодальності  $\dot{R}_i$ . При цьому, як визначалося у п. 2.1.5, контур КСФ має астатизм 3-го порядку, що дозволяє відслідковувати сигнали з постійним прискоренням (другої похідної від псевдодальності). Якщо цей контур захоплює і стежить за фазою, він подає коригувальний сигнал  $\Delta R$  у контур КСЗ, підвищуючи тим самим точність визначення псевдодальності  $R$ .

Інформація про вимірювані псевдодальності  $R$  і псевдошвидкості  $\dot{R}_i$  використовується в алгоритмах розв'язання навігаційних задач для отримання координат і швидкості споживача, а також виправлень до еталона часу та частоти приймача СНС. При наявності надмірності з метою підвищення точності зчислення навігаційних параметрів здійснюється їхнє спільне оцінювання, зокрема з використанням оптимальної калманівської фільтрації.



Робота супутникової системи коригується від ІНС на етапі „холодного” і „гарячого” стартів. Тут приймач СНС використовує інформацію від ІНС тільки з метою більш надійного та швидкого відновлення захоплення сигналу у випадку його втрати. На схемі це показано зв'язком вихідного блоку ІНС і корелятора. Передана по цьому каналу інформація про обчислені координати та швидкість ЛА у випадку втрати слідування дозволяє розрахувати оцінки передбачуваної затримки сигналу  $\tau$  та доплерівського зсуву частоти несучої  $f_{\text{доп}}$ , що суттєво знижує час пошуку та захоплення сигналу (більш детально про режим пошуку див. п. 1.3.4). В результаті значно знижується час відновлення роботи приймача після втрати сигналу, тобто тут в деякому смислі реалізоване об'єднання ІНС і СНС не тільки на рівні вторинної обробки інформації, а й на рівні первинної обробки радіосигналів.

У блоці ІНС на рис. 10.2 показана структура безплатформної інерціальної системи. Блок датчиків видає вектори кутових швидкостей  $\omega$  та лінійних прискорень  $a$ . У блоці „кінематика обертового руху” виконується інтегрування кінематичних рівнянь кутового руху та формується матриця напрямних косинусів  $B$  за інформацією датчиків кутових швидкостей. Матриця напрямних косинусів  $B$  разом із даними акселерометрів використовується в блоці інтегрування кінематичних рівнянь поступального руху – блок „кінематика поступального руху”. На виході цього блоку формуються координати та швидкості ЛА у вибраній навігаційній системі (більш детально про алгоритми роботи БІНС див. п. 8.2).

У середній частині рис. 10.2 зображено з'єднувальний блок – обчислювач ІНС СНС, що копіює алгоритм безплатформної ІНС, здійснює в блоці „компенсатор похибок датчиків” компенсацію похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок та реалізує безпосередньо комплексування ІНС і СНС. Оцінка параметрів, що характеризують фазові координати руху ЛА, реалізується в польоті за результатами, наприклад, розширеної калманівської фільтрації сигналів ІНС і СНС у блоці ФК. За результатами оцінювання здійснюється позиційна та швидкісна корекція копії алгоритмів безплатформної ІНС. Корекція самої ІНС у слабо-зв'язаних системах не передбачається. Але в ІНС передбачається можливість компенсації

інструментальних похибок вимірювальних елементів за апріорними даними (наприклад, за паспортними даними системи) або за значеннями оцінок цих похибок, що отримані в обчислювачі ІНС СНС. В результаті в основний алгоритм ІНС передаються скориговані показання датчиків кутової швидкості і акселерометрів.

Як видно, у слабо зв'язаній системі навігаційні параметри, так само як і в роздільній схемі, виробляються незалежно як у ІНС так і в СНС, причому, як уже відзначалося, до складу приймача включена схема оцінювання (як правило, фільтр Калмана). Така схема зветься „каскадною” через два послідовно включених фільтри Калмана. Достоїнством такої схеми є висока надійність інтегрованої системи, а недоліком – взаємна кореляція похибок оцінок першого фільтра (фільтра супутникового приймача) і їх відмінність від білих шумів. Надходячи з виходу СНС на вхід другого фільтра Калмана, і стаючи для нього шумами вимірювань, вони порушують умови оптимальної роботи цього фільтра. Крім цього, у такій схемі необхідно здійснювати заходи синхронізації вимірювань ІНС і приймача СНС.

Підвищений рівень автономності ІНС (передбачається, що підсистема ІНС може працювати автономно протягом 1-ї години) вимагає значної точності інерціальних датчиків (датчиків кутових швидкостей і акселерометрів) і застосування досить складних алгоритмів інерціальної навігації. Тому такі системи досить дорогі та складні. Такі системи доцільно застосовувати в ПНК високої та середньої точності, але, наприклад для БПЛА, вони занадто дорогі.

У літературі можна знайти ділення слабо зв'язаних схем на три типи: стандартну, агресивну і так звану *MAGR*-схему (*Military Airborne GPS Receiver*). Відмінність „агресивної” схеми від стандартної полягає в тому, що в ній використовується інформація БІНС про прискорення для екстраполяції навігаційних вимірювань приймача СНС в період між супутниковими вимірюваннями. *MAGR*-схема фірми *Rockwell* використовує інерціальні вимірювання в контурі слідування за кодом СНС-приймача при провалі „захоплення” у контурі слідування за несучою частотою. У цьому випадку можна говорити про повноцінне комплексування як на рівні вторинної обробки інформації, так й на рівні первинної обробки інформації.

Третій варіант інтеграції систем – жорстко зв'язана схема (рис. 10.3). У жорстко зв'язаних системах ступінь автономності ІНС значно менший, ніж у слабо зв'язаних системах: допускається автономна робота протягом від декількох секунд до декількох десятків секунд. Практично в цих системах ІНС найчастіше є додатком для СНС. Основна навігаційна інформація виробляється в СНС, у той час як ІНС інтерполює значення навігаційних параметрів у період між двома сусідніми тактами надходження інформації від СНС, а також забезпечує навігаційною інформацією системи керу-

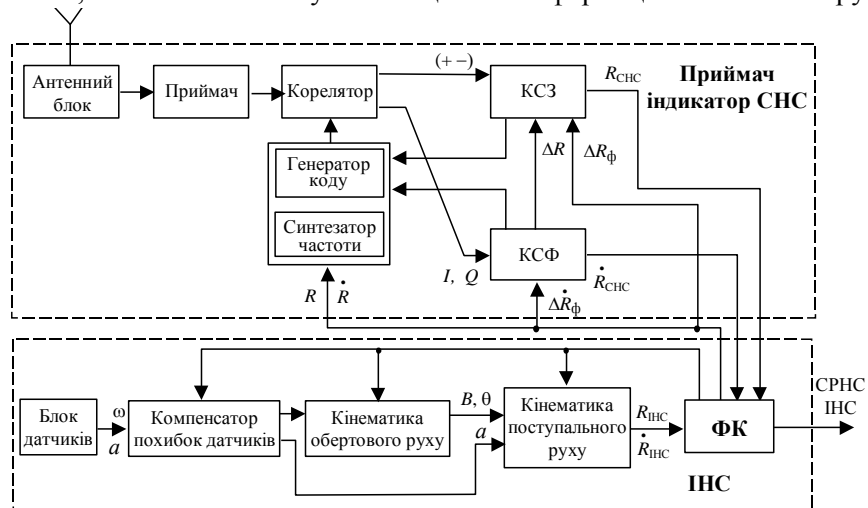


Рис. 10.3.

вання польотом при короткочасній втраті сигналів від супутників.

ІНС у жорстко зв'язаних системах забезпечує „сирі вимірювання”. Блок датчиків видає вектори кутових і лінійних координат.

Компенсація похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок виконується в блоці компенсатора похибок від розширеного фільтра Калмана. Інтегрування кінематичних рівнянь обертового руху та поступального руху виконується з урахуванням скоригованих координат. Тобто в у жорстко зв'язаних системах виконується одночасно процедури оцінювання (фільтрації) і коригування ІНС.

Приймач СНС функціонує аналогічно описаному вище варіанту слабо зв'язаної схеми. Відмінністю даної структури від попередніх є відсутність у складі приймача фільтра Калмана. У жорстко

зв'язаній схемі ІНС і приймач лише забезпечують склад вимірювань для загального обчислювального блоку, в якому реалізований єдиний фільтр Калмана. Вимірювання для фільтра в жорстко зв'язаних системах будуються за різницею псевдодальностей або/і швидкостей зміни псевдодальностей, визначених, з одного боку, в ІНС за обчисленими координатами ЛА й ефемеридами супутника, і вимірюваними приймачем-індикатором СНС, з іншого. При цьому за навігаційну систему координат ІНС доцільно вибирати ту систему координат, в якій працює СНС.

Фільтр Калмана, на відміну від попереднього випадку, повинен бути дуже швидкодіючим. Це пов'язано з тим, що зв'язок блока фільтра Калмана з контурами приймача СНС значно більш жорсткий, ніж у попередньому випадку, оскільки відмінною рисою жорстко зв'язаної схеми є використання контурами слідування за затримкою і фазою інформації про розрахункові псевдодальності і псевдошвидкості (або про їхні збільшення), які надходять саме від фільтра Калмана. Використання цієї інформації дозволяє істотно поліпшити стійкість слідування і знизити час відновлення роботи приймача у випадку втрати сигналів супутників. Необхідно, щоб ці дані надходили з високою швидкістю так, щоб період часу між вимірюваннями в підсистемі СНС був розбитий на велику кількість підінтервалів з метою корекції контурів слідування. Це потрібно для того, щоб постачати контуру слідування інформацію навіть тоді, коли вхідний сигнал приймача відсутній або подавлений завадами, тобто тут реалізоване повномасштабне комплексування ІНС/СНС і на рівні первинної обробки інформації.

Жорстко зв'язані системи мають більшу точність при тих самих інерціальних датчиках у порівнянні зі слабо зв'язаними системами. У цих системах за рахунок додаткових сигналів корекції від ІНС смуга пропускання контурів слідування СНС може бути значно зменшена. При цьому зростає завадостійкість цих систем і зменшується ймовірність втрати сигналів, що відслідковуються. До того ж застосування фільтра Калмана, що відновлює повний вектор стану, включаючи псевдодальність  $R$  і швидкість її зміни  $\dot{R}$ , навіть при неповних вимірюваннях, дозволяє СНС працювати навіть при кількості видимих супутників менше 4-х. Якщо кількість цих супутників більше 4-х, то фільтр Калмана здійснює комплексування

інформації, що надходить від видимих супутників. Однак, наявність лише одного фільтра Калмана призводить до втрати надмірності системи, тому що стає доступним лише одне спільне рішення.

Як і у слабо зв'язаних системах тут передбачено коригування СНС від коректованої ІНС на етапах „холодного” та „гарячого” стартів, а відновлені значення псевдодальності  $\Delta R_{\phi}$  і швидкості її зміни  $\dot{\Delta R}_{\phi}$ , надходячи в контури слідкування за затримкою КЗС та за фазою КСФ сигналу СНС, забезпечують процедуру інтерполяції.

Таким чином, основні відмінності жорстко зв'язаної схеми від слабо зв'язаної полягають у наступному:

- використання вихідної інформації ІНС про прискорення в контурі слідкування за кодом і доплерівським зсувом несучої частоти, що дозволяє звузити смугу пропускання контурів слідкування і підвищити швидкодію та точність налаштування;
- використання вимірювань псевдодальностей та псевдошвидкостей (а не координат і швидкостей) для оцінювання похибок ІНС.

Як вже було зазначено, жорстко зв'язані системи забезпечують більш високу точність розв'язання навігаційної задачі в порівнянні зі слабо зв'язаними системами. До інших переваг такої схеми можна віднести:

- відсутність проблем взаємної кореляції шумів вимірювань та їхніх відмінностей від білих шумів;
- відсутність проблеми синхронізації вимірювань ІНС і СНС, оскільки використовується один формувач тактових частот;
- можливість виявлення та відбраковування схиблених вимірювань псевдодальностей за їхніми передбачуваними значеннями, сформованими з використанням даних від ІНС.

До недоліків жорстко зв'язаних систем можна віднести:

- необхідність розробки спеціальної апаратури споживача (приймача-індикатора СНС);
- використання складних співвідношень для вимірювань;
- зниження надійності, оскільки відмова ІНС призводить до відмови системи в цілому;

– відсутність надмірності, що ускладнює рішення задач діагностики та контролю.

Два останні недоліки можна усунути, використовуючи фільтр Калмана в приймачі СНС і перераховуючи навігаційну інформацію скоригованої ІНС у навігаційну систему координат споживача. Таке рішення створює деякий проміжний варіант між слабо і жорстко зв'язаними схемами – варіант інерціально-супутникової системи середньої інтеграції (рис. 10.4).

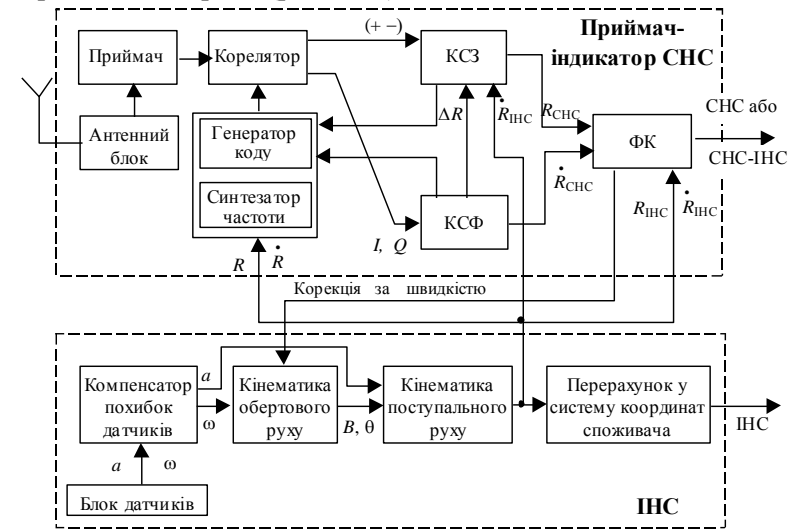


Рис.10.4

Система, що зображена на рис. 10.4, надає два навігаційних рішення: одне на виході блоку СНС, інше – на виході ІНС. Блоки, що зображені на схемі рис. 10.4, мають той же зміст, що і на попередніх схемах. ІНС може забезпечувати розв'язання навігаційної задачі навіть при відсутності сигналів від СНС. Крім того, передбачений режим підтримки роботи СНС від ІНС за рахунок поліпшення стійкості слідкування. Блок КЗФ – блок слідкування за фазою несучої частоти, зазвичай, більш уразливий для природних або штучних завад. Тому, якщо цей блок слідкування втратив „захоплення” фази і не виконує функцію підтримки слідкування КЗС, то працює тільки блок КЗС – блок слідкування за затримкою, то

ІНС заміняє відсутній сигнал  $\Delta R$  на сигнал  $\dot{R}_{ІНС}$ , підтримуючи, таким чином, роботу супутникової системи без збоїв.

ІНС у цьому випадку, так само як і у всіх інших, використовується також і для екстраполяції сигналів положення  $R$  і швидкості  $\dot{R}$  між двома вимірюваннями СНС.

Оскільки у фільтрі Калмана відновлюється цілком весь вектор стану ЛА, то змінні кутової орієнтації використовуються для корекції алгоритмів інтегрування кінематичних рівнянь кутового руху, тобто здійснюється корекція за швидкістю.

Крім розглянутих варіантів структур комплексної системи, існують ще й інші варіанти, що побудовані як за принципом слабкої, так і жорсткої інтеграції. Але при цьому слід мати на увазі, що ці варіанти вимагають значно більш складного і дорогого математичного забезпечення в порівнянні з уже розглянутими варіантами структур.

Так звані глибоко інтегровані системи є ще більш складними і менш гнучкими з огляду організації їхньої структури, мають жорстку організацію зв'язків і єдиний вихід (рис. 10.5).

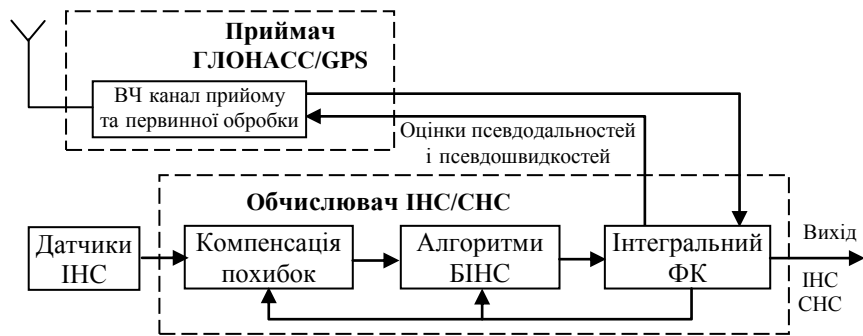


Рис.10.5

Обчислювач ІНС/СНС реалізує алгоритми безплатформної ІНС й алгоритми оптимальної оцінки параметрів. Всі оцінки виробляються в інтегральному фільтрі Калмана, а приймач СНС ГЛОНАСС/GPS ще більш спрощується. У цій схемі він складається тільки з високочастотного каналу прийому і первинної обробки інформації, що включає високочастотний прийомний тракт, генератор коду, корелятори і схему „захоплення”. Виходи кореляторів є

входами для інтегрального фільтра Калмана, де обчислюються не тільки похибки ІНС, але й оцінки псевдодальностей і псевдошвидкостей, які передаються в приймач для поліпшення характеристик „захоплення” сигналу. Таким чином, традиційні контури слідування за кодом і доплерівською частотою включаються в загальний інтегральний фільтр комплексної системи. У такій схемі фільтр повинен мати двадцятити-сороковий порядок, і для його реалізації потрібна БЦОМ із високою швидкодією.

Усі перераховані схеми комплексування СНС і ІНС (крім першої), одержують на виході фільтра Калмана оцінки інструментальних похибок ІНС (похибки зсуву нулів гіроскопів і акселерометрів, похибки масштабних коефіцієнтів і т. ін.), які використовуються для корекції інерціальних датчиків. Тому при перервах надходження даних із приймача отримані раніше оцінки похибок ІНС і її вимірювальних елементів дозволяють поліпшити точнісні характеристики ІНС в автономному режимі.

В табл. 10.5 підсумовані основні особливості перелічених схем комплексних систем.

Таблиця 10.5

Тип системи	Основні особливості
Роздільна	Надмірність, обмеженість похибок оцінок місця розташування і швидкості, наявність інформації про орієнтацію і кутову швидкість, висока швидкість видачі інформації, мінімальні зміни в бортовій апаратурі
Слабко зв'язана	Усі перераховані особливості роздільних систем, плюс більш швидке відновлення слідування за кодом і фазою сигналів СНС, виставлення та калібрування БІНС у польоті, як наслідок – підвищена точність під час відсутності сигналу СНС
Жорстко зв'язана	Подальше поліпшення точності і калібрування, підвищена стійкість слідування за сигналами СНС при маневрах ЛА, підвищена завадостійкість
Глибоко інтегрована	Достоїнства: єдиний фільтр усуває проблему „каскадного” включення фільтрів, компактність, знижені вимоги з енергозабезпечення. Недоліки: вектор стану містить до 40 компонентів, тому фільтр складно реалізувати; необхідність розробки спеціальних датчиків

Перші дві з приведених структур інтегрованих систем можуть бути реалізовані з використанням існуючих супутникових приймачів та інерціальних систем. Разом з тим жорстко зв'язана і особливо глибоко інтегрована схеми в обов'язковому порядку потребують розробки спеціальних приймачів і обчислювачів супутникової навігації для забезпечення корекції обох контурів спостереження від інерціальної системи навігації, а також створення спеціалізованих датчиків для інерціальних систем, виготовлених на одній технологічній та конструктивній базі. При цьому можуть бути використані самі передові технології, наприклад мікромеханічні датчики. Це дозволяє одержати інтегровані системи менших габаритів, маси, енергоспоживання. Але з точки зору розробника ці обставини є певним недоліком таких систем.

### **10.3. Приклади реалізація інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації**

Спираючись на класифікацію інтегрованих інерціально-супутникових систем і їх основні особливості, можна обґрунтувати вибір складу і схеми комплексування системи для конкретного типу ЛА. При цьому повинні бути прийняті до уваги особливості застосування ЛА та вимоги до ПНК даного ЛА.

Роздільна схема, яка не потребує особливих змін в апаратних засобах і програмному забезпеченні вже існуючого обладнання, може бути використана на будь-яких ЛА. Це навіть можливо для БПЛА, час роботи яких досить великий, а необхідна точність не перевищує сотень метрів. При цьому передбачається, що на останньому етапі польоту до керування буде підключена система самонаведення. При такій структурі комплексу періодична або безперервна корекція дозволяє утримувати похибку визначення координат у необхідних межах. Періодичність корекції визначається, з одного боку, необхідною точністю навігації, а з іншого, швидкістю накопичення похибок ІНС в автономному режимі. Останнє залежить, насамперед, від інструментальних похибок гіроскопів, а також від похибок початкових умов і похибок акселерометрів.

Якщо слабко зв'язана або роздільна системи передбачають високу точність автономної роботи ІНС (використання, наприклад, платформних ІНС), то вони можуть застосовуватися в ПНК високої та середньої точності але, наприклад для БПЛА, вони занадто дорогі.

Використання жорстко зв'язаної схеми дозволяє поліпшити якість слідування за супутниковими сигналами та знизити час відновлення після зриву слідування. Це особливо актуально для об'єктів з великими кутовими швидкостями руху та великими амплітудами зміни кутів крену, тангажа, курсу. Для реалізації комплексів зазначеної структури найчастіше використовують БІНС на лазерних гіроскопах або на механічних гіроскопах типу ДНГ. Такі схеми доцільно застосовувати в ПНК середньої точності та на легких літаках бізнес-класу.

Організація системи за глибоко інтегрованою схемою дозволяє реалізувати описані вище переваги жорстко зв'язаної схеми при менших масогабаритних характеристиках і меншому енергоспоживанні, що надзвичайно важливо для малогабаритних об'єктів з дефіцитом енергетичних ресурсів. Існує можливість побудови таких малогабаритних систем на основі мікромеханічних датчиків. Достоїнство цих систем, насамперед, у їх надзвичайно малих розмірах, масі, енергоспоживанні. Але слід зазначити, що глибоко інтегрована схема виявляється менш функціонально надійною. Слід також зазначити, що на елітних літаках можуть застосовуватися декілька варіантів інерціально-супутникових систем, наприклад, зв'язана або роздільна система на базі високоточної платформної ІНС і одночасно жорстко зв'язана або глибоко інтегрована система на базі БІНС.

При комплексуванні БІНС і приймача ГЛОНАСС/GPS за слабко, жорстко або глибоко інтегрованими схемами можливе поліпшення характеристик автономних БІНС не тільки за координатами, але й за кутами орієнтації. Таким чином, можна буде відмовитися від дорогих багатоантенних приймачів, які визначають кутову орієнтацію об'єкта, але потребують антенний блок значних габаритів.

Реалізація роздільної системи, коли приймач СНС і ІНС працюють незалежно один від одного можлива в такий спосіб.

Вихідні дані приймача ГЛОНАСС/GPS, а також ІНС по мультиплексній шині стандарту 1553В в симплексному режимі надходять у центральний процесор, де і здійснюється їхня інтегрована обробка. Вихідне навігаційне рішення при цьому може бути як найпростішим (вибір навігаційних даних від однієї з двох функціонуючих систем), так і результатом роботи фільтра Калмана. Дана схема дозволяє здійснювати безперервну навігацію у випадку, на-

приклад, недостатньої кількості НС. Недолік такої схеми полягає в „провалі” системи при відсутності даних від приймача, тобто в істотному погіршенні точності під час відсутності корекції від ГЛОНАСС/GPS.

Слабко зв'язана схема інтеграції вперше була реалізована в 1987 році фірмою Boeing у системі керування польотом крилатої ракети GALCM AGM-86 3: штатна інерціальна система була сполучена з одноканальним GPS-приймачем, працюючим за відкритими та закритими кодами. При цьому використовувався буферний пристрій з'єднання інтерфейсу приймача, інтерфейсу послідовної передачі цифрових даних ІНС, висотоміра, виконавчих механізмів системи керування польотом. З процесора приймача (у ньому реалізований фільтр Калмана для 8-мірного вектора стану) з частотою 1 Гц знімаються поточні координати ракети в геодезичній системі координат WGS-84 і мітки шкали часу, які синхронізують схему і кількість НС, за якими здійснюється слідкування.

Вихідні дані ІНС, яка працює в географічній системі координат, з частотою 20 Гц надходять у центральний процесор, де реалізовано розширений фільтр Калмана для 15-мірного вектора стану, компоненти якого включають складові похибок дрейфу ІНС. При цьому ІНС із частотою 10 Гц коригує канали слідкування за НС, що дозволяє одноканальному приймачу захопити сигнали супутників і слідкувати за ними при будь-якій кутовій орієнтації ракети.

Схема передбачає 12-секундний цикл навігаційного рішення. Цього часу вистачає для виключення нестабільності рішення, імовірність виникнення якої обумовлена каскадуванням двох калманівських фільтрів при їхньому об'єднанні. Усунення похибок дрейфу ІНС здійснюється з частотою 1/12 Гц за умови прийнятної коефіцієнта якості радіонавігаційних вимірювань і спостереження не менш, ніж за трьома супутниками (у цьому випадку здійснюється визначення координат тільки в горизонтальній площині).

Видача даних для корекції ІНС здійснюється на початку дванадцятої секунди циклу виконання калманівської фільтрації. При цьому в момент перетворення координат поправка висоти відносно центра Землі трансформується у поправку відносно рівня моря. У випадку слідкування приймача за трьома НС корекція по висоті виключається.

Достоїнством такої схеми є висока надійність інтегрованої

системи, а недоліком – можлива корельованість похибок оцінок, що надходять від приймача ГЛОНАСС/GPS на вхід другого фільтра Калмана, і необхідність синхронізації вимірювань ІНС і приймача ГЛОНАСС/GPS.

Прикладом жорстко зв'язаних систем є низка систем MIGITS (Miniature Integrated GPS/INS Tactical Systems) фірми Rockwell International. На сьогоднішній день це найменш габаритніші інтегровані системи. Характеристики цієї низки інтегрованих навігаційних систем наведені нижче в табл. 10.6.

Таблиця 10.6

Характеристики	C-MIGITS	P-MIGITS	M-MIGITS
Точність: за координатами за швидкістю	76 м 0,7 м/с	19 м —	16 м —
Габарити, мм	146×130×109	146×130×158	—
Кількість каналів приймача	5L1, C/A	5L1, C/A	10L1, L2, P/X
Інерціальний блок	GIC-100	IMU-202	DQI
Маса, кг	2	3,2	2,8
Потужність, Вт	18	20	20
Напруга живлення, В ( постійний струм )	28	28	28

У таких системах можлива комплексна обробка оцінок орієнтації ЛА і їхніх похибок для керування різницею фаз сигналів, прийнятих на інтерферометричний антенний модуль від навігаційного супутника. Вихід від інерціального вимірювального блока і різниці фаз несучої частоти обробляються для отримання періодично обновлюваних параметрів орієнтації та даних про похибку системи. Для безпілотних маневрених апаратів вихід інерціального вимірювального блока продовжує забезпечувати інформацією про кутове положення об'єкта, гарантуючи безперервність кутових вимірювань в умовах високої динаміки кутових еволюцій ЛА.

Велике значення для точнісних характеристик інтегрованих систем з різними схемами комплексування має вибір складності реалізованих у їхніх процесорах фільтрів Калмана, тобто розмірність оцінюваного вектора стану, який характеризує кількість врахованих складових похибок ІНС і приймача ГЛОНАСС/GPS.

Існуючі обчислювальні можливості процесорів дозволяють реалізувати фільтр Калмана для оцінки 20-мірного вектора стану з

періодичністю відновлення інформації до декількох разів у секунду, тоді як у сильно зв'язаній схемі нараховується не менше 100 джерел похибок.

Через недостатні обчислювальні потужності вибирають мінімально достатню розмірність оцінюваного вектора стану і швидкості відновлення вихідних даних, виходячи з прийнятної точності навігаційного рішення. У надточних системах розмірність оцінюваного вектора стану системи може досягати 80, однак оптимальним вважається фільтр для 25-мірного вектора стану, а припустимим — для 14...17-мірного.

Сильно зв'язана схема вважається найбільш перспективною, особливо для БПЛА, і знаходить застосування в більшості новітніх бортових малогабаритних навігаційних системах, як правило, в єдиному (інтегрованому) конструктивному виконанні у вигляді одного компактного блока.

При прямому використанні псевдодальностей така схема дає більш точне навігаційне рішення завдяки відсутності накопичення похибок при „каскадній” фільтрації. При цьому компенсація похибок ІНС не переривається при втраті супроводу НС (навіть до одного супутника, за яким залишається слідкування), оскільки дані по кожному з НС обробляються в калманівському фільтрі як незалежні спостереження.

Лідуючі позиції в області розробки і виробництва інерціально-супутникових систем навігації (ІССН) займають американські компанії (Litton, Rockwell Collins, Applanix, KVH, Smith Aerospace інші), відомі також європейські фірми-виробники такого навігаційного обладнання, наприклад, Litef та ін. Активно розвивається виробництво ІССН в Росії, де можна виділити розробки КБ Раменське – „Раменське приладобудівне конструкторське бюро” (РПКБ), ЦНДІ „Електроприлад”. В Україні провідним розробником інерціально-супутникових систем навігації є КБ „Орізон-Навігація”.

Першими інтегрованими системами, що були запропоновані користувачу, були роздільні ІССН, які вимагали мінімальної зміни існуючої апаратури. Слід також зазначити, що рівень точності й інші характеристики (у тому числі масово-габаритні) подібних систем задовольняють вимогам багатьох користувачів. У той же час ціна на роздільні системи часто буває нижче ціни на інтегровані системи більш високого ступеня інтеграції. Викликано це тим, що

технологія і виробництво ІССН багато в чому до кінця не сформовані, і витрати при виробництві інтегрованих систем більш високого ступеня інтеграції вносять істотний вклад у кінцеву ціну.

Проте, роздільні системи (не будучи практично інтегрованими, а, відповідно, і не володіючи їх головними перевагами) не можуть задовольнити користувачів, насамперед авіаційних і схожих з ними за вимогами точності та надійності систем. ІССН все частіше входять до складу стандартного навігаційного обладнання, налагоджується їх промислове виробництво, і, як наслідок, знижуються витрати при виробництві.

Основну масу вироблених сьогодні реально інтегрованих систем складають слабо зв'язані системи, будучи свого роду компромісним (перехідним до інтегрованих систем більш високого ступеня інтеграції) варіантом ІССН. Виконані, як правило, у вигляді єдиного навігаційного блока, слабо зв'язані ІССН забезпечують користувача не тільки ІНС/СНС інформацією, але і незалежними ІНС і СНС даними. Часто буває важко однозначно класифікувати систему як сильно або слабо зв'язану і, незважаючи на рекламні заяви виробників, після ретельного аналізу заявленої структури, багато ІССН слід відносити скоріше до слабо зв'язаних систем.

Серед подібних систем можна виділити розробки ЦНДІ „Електроприлад” і РПКБ. Російська фірма „Електроприлад” представляє свою розробку – мініатюрну інтегровану інерціально-супутникову систему навігації „МІНІНАВІГАЦІЯ-1”. Ця система призначена для малих суден, літальних апаратів і наземних транспортних засобів. Вона побудована в єдиному конструктивному блоці на базі інерціального вимірювального модуля на волоконно-оптичних гіроскопах і мініатюрних акселерометрах, а також приймача GPS/ГЛОНАСС і обчислювального пристрою. Основні характеристики системи наведені в табл. 10.7.

Таблиця 10.7

Граничні похибки навігаційних визначень	
– координати	75 м;
– швидкості	0,25 м/с;
– кутові положення об'єкта	0,2 °;
– складові кутової швидкості	0,1 град /сек;
Енергоспоживання	50 Вт;
Маса	4 кг

Інша російська фірма – „Раменське приладобудівне конструкторське бюро” – провідний російський розробник інтегрованих комплексів, систем і приладів бортового радіоелектронного обладнання представляє декілька інтегрованих навігаційних систем: інерціально-супутникову систему ИСС-1, лазерну інерціально-супутникову систему ЛИНС-2000, інерціальну систему ИНС-2000, яка працює з приймачем СНС, і безплатформну курсовертикаль БКВ-95.

Інерціальна навігаційна система ИСС-1 розроблена на основі використання інерціальної гіроскопічної платформи і сервісної електроніки. Система забезпечує визначення і видачу пілотажно-навігаційних параметрів і призначена для комплексів наведення різних типів літальних апаратів. Інтегрується із супутниковими навігаційними системами GPS і ГЛОНАСС (табл. 10.8).

Таблиця 10.8

Похибки	Режим ИНС	Режим СНС
– координат	5,4 км за годину	100 м
– відносної швидкості	2,4 м/с	0,8 м/с
– крену та тангажа	0,1°	
– справжнього курсу	12 кут. хв за годину	
Час готовності	15 хв (з гірокомпасуванням) 10 хв. (за заданим курсом)	
Середній час напрацювання на відмову	1000 год	
Напруга живлення	27 В (основний); 115 В 400 Гц (обігрів)	
Споживана потужність	200 Вт 900 ВА	
Габаритні розміри	400 × 240 × 230 мм	
Маса	18 кг	

Лазерна інерціально-супутникова система ЛИНС-2000 – сумісне виробництво РПКБ (Росія) і фірми Thales (Франція). Система розроблена для нових і модернізованих російських літаків і відповідає російським і зарубіжним стандартам. Малогабаритна безплатформна інерціальна навігаційна система розроблена на основі кільцевого лазерного тривісного гіроскопа фірми Thales і електроніки РПКБ. Система забезпечує визначення і видачу пілотажно-навігаційних параметрів, інтегрується із супутниковими навігацій-

ними системами GPS і ГЛОНАСС. Основні технічні характеристики наведені в табл. 10.9.

Таблиця 10.9

Похибки	Режим ИНС	Режим СНС
– координат	1,8 км за годину	30 м
– шляхової швидкості	1,8 м/с	0.2 м/с
– крену та тангажа	0,1°	
– справжнього курсу	7,2 кут. хв за годину	
Час готовності	4 хв (з гірокомпасуванням) 30 с (за заданим курсом)	
Середній час напрацювання на відмову	5000 год.	
Напруга живлення	115 В 400 Гц (основний); 27 В (резервний)	
Споживана потужність	90 ВА, 90 Вт	
Габаритні розміри	280 × 178 × 178 мм	
Маса	9 кг	

Інерціальна навігаційна система ИНС-2000 виконана у вигляді моноблока, який складається з гіростабілізованої платформи на базі гіроскопів ДНГ, сервісної електроніки, обчислювача, блока інтерфейсу та супутникової навігаційної системи. До складу системи входить антенний пристрій супутникової навігаційної системи. Система забезпечує визначення та видачу пілотажно-навігаційних параметрів і призначена для нових і модернізованих вертольотів і літаків. Основні технічні характеристики наведені в табл. 10.10.

Таблиця 10.10

Похибки	Режим ИНС	Режим СНС
– координат	3,7 км за годину	40 м
– шляхової швидкості	2,0 м/с	0,2 м/с
– крену та тангажа	0,1°	
– справжнього курсу	18 кут. хв за годину	
Час готовності	15 хв (з гірокомпасуванням) 10 хв – за заданим курсом	
Середній час напрацювання на відмову	1000 год	
Напруга живлення	115 В 400 Гц (обігрів); 27 В (основний)	
Споживана потужність	до 1000 ВА, 150 Вт	
Габаритні розміри	385 × 264 × 195 мм	
Маса	21 кг	



Навігаційна система БКВ-95 являє собою малогабаритну навігаційну систему, розроблену на базі гіроскопів типу ДНГ, силіконових акселерометрів і обслуговуючої електроніки. Навігаційна система БКВ-95 коригується за допомогою супутникових навігаційних систем GPS і ГЛОНАСС. Основні технічні характеристики наведені в табл. 10.11.

Таблиця 10.11

Похибки	Режим ИНС	Режим СНС
– координат	5 км за годину	200 м
– відносної швидкості	6 м/с	0,6 м/с
– крену та тангажа	0,5°	
– справжнього курсу	1,5° за годину	
– гіроскопічного курсу	0,5° за годину	
– гіромагнітного курсу	1°	
Напруга живлення	115 В 400 Гц; 27 В	
Споживана потужність	170 ВА, 80 Вт	
Габаритні розміри	420 × 133 × 194 мм	
Маса	9,5 кг	

Фірма „Litton Systems” представляє систему LN-100G, засновану на лазерних гіроскопах „Zero-Lock™” і акселерометрах „A-4 Triad”. За допомогою додаткового модуля система доповнюється супутниковим приймачем. Система LN-100G може надавати споживачу інформацію у трьох видах: гібридну СНС-ІНС, чисту ІНС, чисту СНС. Як процесорний модуль у системі LN-100G використовується 32-бітний процесор „PowerPC” від фірми „Motorola”, програмне забезпечення від фірми „Ada”.

Інша розробка цієї фірми — інтегрована навігаційна підсистема LINS-2510. Це інтегрована сильно зв'язана система, що забезпечує підвищений рівень продуктивності як при розв'язанні задач керування повітряними об'єктами, так і при розв'язанні інших спеціальних навігаційних задач. Точність роботи забезпечується інтеграцією інерціальної навігаційної системи і системи глобального позиціонування (INS/GPS) з високо захищеною антенною системою. LINS-2510 складається з трьох вбудованих INS/GPS блоків LN-251, GPS-антени і захищеного електронного блока прийому сигналу. Блок LN-251 – це готова інтегрована інерціально-

супутникова (INS/GPS) навігаційна система із вбудованим 12-ти канальним GPS-приймачем, який підтримує режими All-in-View, SAASM, що дозволяє приймати P(Y)-код. Повна інтеграція або міцний зв'язок супутникового й інерціального блоків забезпечує набагато більш високий ступінь точності та продуктивності у порівнянні з попередніми поколіннями таких систем. Відкрита модульна архітектура дозволяє системі легко адаптуватися для різних застосувань і відповідати змінним вимогам. Основні технічні характеристики системи наведені в табл. 10.12.

Таблиця 10.12

Похибки	Режим ИНС	Режим СНС
– координат	1,44 км за годину	< 10 м
– швидкості	від 0,6 м/с до 1,5 м/с	0,03 м/с
– крену, тангажа та курсу	від 0,05° до 0,2°	0,05°
Живлення	MIL-STD-704A; < 30 Вт	
Розміри	2786 куб. см	
Температура	Від – 54 °С до + 71 °С	
Охолодження	Пасивне (MIL E 5400 class 1,2)	
Вібрація	8,9 g	
Ударні навантаження	86 g при 8 мс; 21g при 40 мс	
Максимальні швидкості	12000 м/с (1000 град/с)	
Максимальні прискорення	100 g	

Остання розробка компанії Rockwell Collins на кінець 2001 року – навігаційний модуль GNP-12S. Система являє собою 12-ти канальний високопродуктивний GPS-приймач, працюючий у режимі SAASM (прийом P(Y)-коду), й інтегрований навігаційний процесор, що повною мірою використовує переваги вбудованого інерціального вимірювального блока (IMU). Навігаційний модуль GNP-12S є відгуком компанії Rockwell Collins на зростаючу потребу у недорогих, високопродуктивних інтегрованих GPS-системах навігації, керування та контролю. GNP-12S відноситься до класу жорстко зв'язаних систем, причому 12-ти канальний GPS приймач забезпечує прийом сигналів від усіх супутників, що знаходяться в зоні видимості (режим All-in-View), і високу захищеність, включаючи можливість використання прямого Y-коду. GNP-12S забезпечує надзвичайно високу точність і підходить для рішення більшості можливих навігаційних задач, у тому числі наведення баліс-

тичних ракет, визначення орієнтації в складних динамічних умовах. Основні технічні характеристики системи наведені в табл. 10.13.

Таблиця 10.13

Визначення координат без завад	Горизонтальні: 1,22 м
	Вертикальні: 2,04 м
	Сферичні: 2,38 м
Визначення швидкості	PPS – 0,05 м/с
	Без ключа – 0,5 м/с
	DGPS – 0,1 м/с
Точність синхронізації часу	100 нс
Час інсталяції	53с
	9 с (гарячий старт)
	3,5 хв (холодний старт)
Визначення кутової орієнтації	тангаж – 0,15°
	крен – 0,15°
	курс – 0,20°
Діапазон робочих температур	Від –54 °С до +71 °С
Максимальна швидкість	Випробувано при 1200 м/с (спроєктовано для 12000 м/с)
Максимальне прискорення	Випробувано при 10g (спроєктовано для 15g)
Максимальні ударні навантаження	Випробувано при 10 g/c (спроєктовано для 15 g/c)

Загальна тенденція розвитку ринку така, що під впливом усе більш жорстких вимог розробники ІССН рухаються за шляхом поглиблення інтеграції між СНС і ІНС. Провідні західні виробники вже сьогодні пропонують свої системи, виконані за схемою жорстко зв'язаних ІССН. Наприклад, це системи фірм Litton – LINS 2510, Rockwell Collins — GNP 12S і Arplanix, які пропонують найбільш широкий перелік ІССН. Слід підкреслити, що через загальне посилення заходів інформаційної безпеки з боку компаній-виробників ІССН, ще недавно доступна інформація сьогодні є закритою. Тому скласти повну картину досягнутого рівня виробництва і розробки ІССН досить складно. Але існують не підтвержені відомості про те, що однією з таких компаній розпочате виробництво ІССН за глибоко інтегрованою схемою.

## Контрольні питання

1. Яка навігаційна система відповідно до рішення комітету ІКАО з майбутніх навігаційних систем повинна стати основним інформаційним ядром сучасного навігаційного комплексу?
2. Які основні типи ПНК можна виділити, поклавши в основу класифікації ПНК точність розв'язання навігаційної задачі?
3. Які види корекції і від яких систем застосовують в ІНС для усунення впливу факторів, що знижують її точність?
4. Перелічіть основні достоїнства окремо ІНС і окремо СНС.
5. Перелічіть основні недоліки окремо ІНС і окремо СНС.
6. Які якості комплексних інерціально-супутникових систем поліпшуються у порівнянні з окремими традиційними бортовими системами?
7. Які існують рівні інтеграції (комплексування) обладнання у складі ПНК?
8. Наведіть приклади комплексування обладнання на рівні первинної обробки інформації.
9. На яких рівнях доцільно комплексувати інтегровану СНС ГЛОНАСС/GPS з ІНС?
10. Які у теперішній час розроблені схеми можливого комплексування ІНС і СНС?
11. Яку систему доцільно додатково застосовувати, крім СНС, для демпфірування нестійкого вертикального каналу ІНС?
12. Перелічіть основні якості й особливості схем можливого комплексування інерціально-супутникових систем
13. На яких ЛА і які схеми комплексування інерціально-супутникових систем доцільно застосовувати?
14. Чому при комплексуванні ІНС і СНС за слабо, жорстко або глибоко інтегрованими схемами можна відмовитися від дорогих багатоантенних приймачів?
15. Як в одній з перших реалізацій слабо зв'язаної схеми інтеграції позбавилися нестабільності рішення, обумовленої каскадуванням двох калманівських фільтрів?
16. Які на теперішній час існують загальні тенденції у розробці та виробництві інерціально-супутникових систем?