

ВСТУП

Незважаючи на те, що пілотажно-навігаційне обладнання повітряних суден (ПС) безперервно розвивалося й удосконалювалося разом із розвитком авіації, поняття пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) з'явилося тільки після упровадження обчислювальної техніки на борту літальних апаратів (ЛА).

Відповідно до існуючої нормативно-технічної документації під ПНК розуміється сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмуючих систем, систем автоматичного управління, систем індикації і сигналізації, призначених для розв'язання задач літаководіння і забезпечення роботи інших бортових систем літальних апаратів.

З цього визначення випливає, що ПНК містить у своєму складі пілотажний і навігаційний комплекси. При цьому під *пілотажним комплексом* розуміється сукупність системи автоматичного управління, системи відображення пілотажної інформації, а також системи ручного управління, включаючи автомати завантаження, обмеження і зміни передаточних чисел. Під *навігаційним комплексом* розуміється сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для розв'язання задач навігації. Самий ПНК може входити складовою частиною в інші структури бортового обладнання.

ПНК є логічним наслідком еволюції систем навігації й управління і являє собою якісно новий ступінь в автоматизації літаководіння. Оснащення літаків цивільної авіації ПНК дозволило підвищити надійність і точність навігації і пілотування за рахунок підвищення кратності резервування і комплексної обробки пілотажно-навігаційної інформації з використанням ЦОМ, а це, у свою чергу, дозволяє істотно підвищити ефективність бортових авіаційних комплексів і безпеку польотів. При цьому треба мати на увазі, що комплексна обробка пілотажно-навігаційної інформації дозволяє істотно підвищити ефективність праці членів екіпажу при значному обсязі наочної інформації, за рахунок всебічної автоматизації вимірювальних, обчислювальних і логічних операцій.

Доцільно коротко розглянути історію і перспективи розвитку ПНК та їх складових частин.

На перших стадіях розвитку, навігаційне обладнання ПС являло собою *неавтоматизовані навігаційні комплекси*, які й до

теперішнього часу встановлені на літаках типу Ан-24, Як-40 місцевих (регіональних) авіаліній. Характерною рисою цих комплексів є відсутність у складі бортового обладнання навігаційного обчислювача, тому всі навігаційні та штурманські розрахунки здійснюються в ручну за допомогою найпростіших пристосувань.

Основними навігаційними засобами в таких комплексах є гіропівкомпас, гіроіндукційний компас або курсова система. Як радіонавігаційні засоби використовуються радіокомпас і бортовий локатор. Просторово-часова програма польоту задається у вигляді координат пунктів маршруту на польотній карті та розрахункового часу їхнього прольоту. Вибір навігаційного режиму, що забезпечує збіг поточних координат місцеположення літака з програмними здійснюється емпіричним шляхом. Визначення координат місцеположення літака виконується в ручну шляхом пеленгування наземних радіостанцій або за допомогою локатора вимірюється дальність і курсовий кут обраного наземного орієнтира.

Видержування заданого напрямку та висоти польоту здійснюється за допомогою автопілоту, а часова програма польоту виконується пілотами шляхом зміни швидкості польоту літака.

Розширення й ускладнення завдань, які повинні вирішуватися цивільною авіацією, призвели до збільшення номенклатури бортового обладнання, але точності ізольованих друг від друга вимірників виявилися недостатніми для розв'язання деяких задач пілотування і навігації.

Ці обставини і привели до необхідності об'єднання окремих пілотажних і навігаційних приладів і пристроїв у функціонально повні бортові комплексні пілотажні та навігаційні системи. Кожна з таких систем повинна була розв'язувати до кінця хоча б одну задачу пілотування або навігації.

Прообразами сучасних ПНК можна вважати *частково автоматизовані навігаційні комплекси* магістральних літаків типу Ту-154. Центральним ядром таких комплексів стають системи автоматичного числення шляху типу АНУ, НВУ, ЦНВУ, в яких використовується повітряно-доплеровський метод числення шляху. Для визначення координат місцезнаходження літака використовується інформація від точної курсової системи (ТКС), системи повітряних сигналів, доплеровського вимірника швидкості та кута знесення. Корекція обчислених координат в таких комплексах здійснюється

за допомогою радіонавігаційних систем ближньої навігації. Для розв'язання навігаційних задач застосовуються виключно аналогові обчислювачі. Індикатори пілотажних і навігаційних систем утворюють інформаційну модель польоту.

Управління заданою просторово-часовою траєкторією здійснюється через пілотажний комплекс (автоматичну бортову систему управління типу АБСУ-154) шляхом стабілізації бічного відхилення літака від заданої лінії шляху або заданого шляхового кута з врахуванням кута знесення, а також видержуванням заданої висоти польоту та заданої швидкості або числа Маха. Для стабілізації швидкості або числа Маха до складу пілотажного комплексу входять автомат керування тягою авіаційних двигунів (автомат тяги).

Бортові частково автоматизовані навігаційні та пілотажні комплекси хоча і були суттєвим кроком на шляху технічного прогресу бортового обладнання літальних апаратів, але не могли задовольнити безперервно зростаючим вимогам до точності, багатофункціональності, надійності і безпеки польотів особливо поза зоною дії наземних радіонавігаційних засобів, тобто без використання так званого метода зональної навігації. Для того, щоб задовольнити вимогам забезпечення автономного автоматичного польоту (особливо це стосується дальніх магістральних літаків), виникає необхідність створення структурного об'єднання пілотажно-навігаційного обладнання, центральним ядром якого повинна стати коректована інерціальна система навігації. Певні досягнення в електроніці та цифровій техніці 80-х років створили умови для впровадження на борт ПС спеціалізованих цифрових обчислювачів, що у свою чергу прискорило розвиток інерціальних систем навігації, номенклатури інших навігаційних систем, а також вдосконалення існуючих систем навігації (наприклад, перехід систем повітряних сигналів на цифрові обчислювачі) та систем автоматичного управління (САУ) польотом (у складі деяких САУ з'являються цифрові обчислювачі траєкторного управління).

Подальше збільшення обсягу та рівня автоматизації процесу обробки пілотажно-навігаційної інформації окремих приладів і систем стає неможливим без центральних бортових цифрових обчислювальних машин (БЦОМ). Інтеграція пілотажно-навігаційного обладнання за функціональним призначенням на базі БЦОМ сприяла появі *повністю автоматизованих* сучасних ПНК.

Сучасні ПНК увібрали в себе останні досягнення науково-технічного прогресу і стали значним кроком у розвитку авіації. Подальше вдосконалювання ПНК буде проходити шляхом удосконалювання алгоритмічного забезпечення на базі оптимального оцінювання, ідентифікації й управління з застосуванням високопродуктивних, високонадійних мультімікропроцесорних БЦОМ. У БЦОМ таких ПНК реалізується самоконтроль. Використовувані при цьому алгоритми оптимального оцінювання й ідентифікації дозволять виявляти відмови первинних вимірників і обмежити їх вплив на характеристики ПНК

Зростає складність алгоритмів управління пілотажних комплексів ПС, автоматизуються етапи польоту починаючи зі зльоту й закінчуючи безпосередньо посадкою. Система автоматичного управління звільняється від надмірних датчиків інформації, якщо її можна отримати від зовнішніх систем. У ПНК наступних поколінь автоматичне управління літаком буде формуватися на основі певних критеріїв оптимальності.

У перспективних ПНК передбачається застосування систем управління, які виконують функції електродистанційної системи керування рульовими поверхнями, комплексної корекції характеристик стійкості та керованості літака, обмеження граничних режимів польоту, поліпшення пілотажних характеристик літака з адаптацією при широких діапазонах зміни висоти, швидкості, конфігурації літального апарата й інших умов польоту.

Оптимальне алгоритмічне забезпечення ПНК дозволить використовувати нові принципи корекції систем числення шляху, наприклад, за допомогою глобальних радіонавігаційних супутникових систем або природних геофізичних полів Землі.

Сучасні і перспективні ПНК складають основу бортового обладнання і поряд із високими льотно-технічними характеристиками літальних апаратів визначають безпеку польотів і ефективність авіаційних комплексів.

Експлуатація та розробка таких комплексів потребує глибокого знання призначення, складу, принципів побудови і технічних характеристик, функціональних зв'язків, алгоритмів, засобів контролю та застосування ПНК. У даному навчальному посібнику викладаються саме ці питання.

Глава 1. ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ Й АЛГОРИТМІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПНК

1.1. Інтеграція та комплексна обробки інформації як засіб підвищення ефективності та безпеки польотів

Численні задачі, що вирішують сучасні літаки, у різних метеорологічних умовах, в будь яку пору доби і в різних районах Землі, забезпечуються польотом літака за заданою траєкторією при реалізації вказаного часового режиму проходження окремих ділянок траєкторії і виходу ЛА у задані точки маршруту.

Траєкторія польоту це просторова крива руху центра мас ЛА. Забезпечення польоту за заданою траєкторією – складний технологічний процес, що об'єднує навігацію й пілотування. Просторово-часове завдання траєкторії є навігаційна програма польоту. Навігаційна програма польоту залежить від функціонального призначення літака та від задачі, яку він вирішує. Як правило, екіпажу вказується часовий графік польоту, графік витрати палива, послідовність виконання окремих елементів польоту, в тому числі умови виходу в точки повітряного простору або на певні траєкторії, де буде виконуватися головна задача польоту, наприклад, скидання вантажу, точки початку фотографування, аеродром посадки та ін.

Зазвичай траєкторія польоту подається маршрутом (лінією заданого шляху (ЛЗШ)) і профілем польоту. Маршрут задається у вигляді проекції траєкторії на карту (на земну поверхню); профіль польоту визначає зміну висоти й може подаватися у вигляді траєкторії або схеми польоту у вертикальній площині. До маршрутної частини польоту відносять політ від вихідного пункту маршруту (ВПМ), що розташовується на межі аеродрому зльоту, до кінцевого пункту маршруту (КПМ), який знаходиться в районі аеродрому посадки. Між ВПМ і КПМ можуть розташовуватися цілі і проміжні пункти маршруту (ППМ), в яких відбуваються зміни напрямку ЛЗШ. Чергові пункти маршруту з'єднуються відрізками окремих ортодромій. Точки зміни режиму польоту визначаються як рубіжні точки маршруту (РТМ): точки початку та закінчення виконання певного польотного завдання, початку та закінчення набору висоти.

У теперішній час траєкторія польоту ПС реалізується шляхом двовимірної, тривимірної або чотирирівимірної навігації. При двовимірній навігації розв'язується задача управління горизонтальною

проекцією траєкторії польоту літального апарата. У тривимірній навігації додатково задається й контролюється профіль польоту. При чотирирівимірній навігації забезпечується не тільки витримання траєкторії в тривимірному реальному просторі, але і виведення літального апарата в певні навігаційні точки в заданий час.

Навігаційна програма польоту складається екіпажем ПС перед польотом. При реалізації навігаційної програми безпосередньо в польоті екіпаж на основі аналізу та переробки інформації, що надходить від чисельних датчиків і навігаційних систем, визначає фактичне місцеположення ПС у просторі, порівнює його з програмним й на цій основі формує керуючі впливи для забезпечення виконання маршруту на заданій висоті польоту (ешелоні), прибуття в ЛА в пункт призначення й посадка в заданий час. Розв'язання цієї задачі особливо у випадку чотирирівимірної навігації на маршрутах значної тривалості навіть при сприятливих умовах польоту вимагає від екіпажу великих нервово-психічних і фізичних зусиль. До того ж слід мати на увазі, що людина має потребу у відпочинку через кожні 30...40 хвилин після сприйняття й обробки інформації. Тому виникає наполеглива необхідність автоматизації основних процесів отримання обробки та використання інформації для цілей навігації й управління польотом.

Сучасні літаки дуже чутливі до неекономічних висот і швидкостей польоту, що призводить до збільшення щільності руху на економічно вигідних ешелонах. Це потребує скорочення норм вертикального та горизонтального ешелонування, але визначальні вимоги до літаководіння це забезпечення певного рівня безпеки незалежно від умов польоту. Ось чому різко зросли вимоги до точності навігаційних систем літаків цивільної авіації, які з урахуванням усіх похибок, включаючи помилки пілотування, повинні відповідати нормам ешелонування.

У зв'язку з підвищенням щільності повітряного руху, а також зниженням рівня метеорологічних умов виконання польотів і посадки (сучасні ПС у змозі виконувати захід на посадку та посадку навіть при нульовій видимості) зросли вимоги до інформаційного забезпечення так званих крайових областей польоту: обліт зустрічних літаків і грозових фронтів, політ у горах, посадка літака.

Повнота, вірогідність і висока точність інформації при управлінні на крайових режимах польоту й в умовах скорочення норм

вертикального та горизонтального ешелонування досягається шляхом інтеграції пілотажних й навігаційних датчиків в об'єднану інформаційну систему.

Розв'язання задачі інтеграції навігаційних систем й автоматизації основних процесів отримання, обробки та використання інформації дозволило на базі БЦОМ і спеціалізованих обчислювачів об'єднати різноманітне навігаційне обладнання в єдиний навігаційний комплекс, який сумісно з автоматичними системами управління польотом і створює ПНК. ПНК сучасних ПС за складністю та багатofункціональністю можна віднести до категорії великих інформаційно-керуючих систем.

До складу навіть найпростіших ПНК входить більш десяти функціональних зв'язаних систем. Кількість зв'язків і взаємозв'язків у ПНК досягає тисяч, а у сучасних ПНК – десятків тисяч. Сучасні ПНК це системи з високим ступенем автоматизації розв'язання всіх навігаційно-пілотажних задач і задач контролю функціонування підсистем і комплексу в цілому. Всі ПНК проектуються з урахуванням психофізіологічних здібностей людини в складних умовах польоту.

Якісними особливостями ПНК слід вважати:

- комплексування бортових навігаційних систем і засобів, яке здійснюється за допомогою БЦОМ;
- поширення кола задач, які вирішуються ПС;
- можливістю використання більш складних алгоритмів розв'язання навігаційних задач з метою забезпечення більш високої точності та надійності навігації;
- широке дублювання систем, засобів і методів визначення основних пілотажних-навігаційних параметрів польоту, датчиків-коректорів, обчислювачів;
- максимальне використання переваги присутності в контурах управління ПС людини, зниження фізичного та психологічного навантаження членів екіпажу за рахунок автоматизації вимірювальних, обчислювальних, простих логічних операцій та процесу управління ПС і бортовими системами;
- можливість організації автоматичного контролю правильності функціонування окремих систем і комплексу в цілому;
- уніфікація та стандартизація елементів і систем;
- підвищення надійності роботи ПНК і безпеки польоту.

1.2. Призначення та задачі, що вирішують ПНК

Призначення ПНК визначається в першу чергу призначенням літального апарата. При цьому внаслідок усе більш тісного зв'язку процесів функціонування літального апарата з автоматичним управлінням взаємозалежність призначення і вимог до літальних апаратів і ПНК стає все більш органічною. Узагальнене призначення ПНК пілотованих ЛА можна сформулювати таким чином:

- забезпечення літаководіння на всіх етапах польоту в простих і складних метеорологічних умовах, у будь-яку пору року і час, при польоті над сушею та морем;
- розв'язання задач навігації, пілотування та посадки;
- визначення та видачу пілотажно-навігаційної інформації на індикацію та споживачам для розв'язання спеціальних задач.

Характер і склад задач, що вирішують ПНК конкретного типу ЛА визначаються призначенням ЛА. Природно, що кожному конкретному ПНК притаманні свої специфічні задачі й режими функціонування, що обумовлюється призначенням ЛА.

Разом з цим є ціла низка задач, які однакові для ЛА різного призначення. ПНК разом з іншими бортовими комплексами (системами, засобами) повинні забезпечувати розв'язання таких задач:

1. *Задача побудови навігаційної програми польоту:*

- автоматичний ввід вихідних даних і програми польоту при підготовці до вильоту;
- розрахунок даних, що визначають заданий маршрут і профіль польоту (довжина навігаційних етапів, шляхові кути етапів ЛЗШ, параметри етапу набору висоти та зниження, лінійні упередження розворотів, ін.);

2. *Навігаційні задачі:*

- визначення параметрів польоту ЛА в системі координат, яка характерна для відповідного датчика первісної навігаційної інформації;
- здійснення координатних перетворень – перехід від системи координат датчиків первісної навігаційної інформації до системи координат, в якій розв'язується задачі в БЦОМ, і до навігаційних систем координат;
- комплексна оптимальна обробка навігаційної інформації;

- визначення координат місцеположення ЛА методом числення шляху;
- визначення поточного часу та контроль просторово-часового графіка польоту;
- корекція координат місцеположення;
- обчислення параметрів вектора вітру;
- оперативне перенацілювання в польоті (зміна маршруту польоту, цілі, аеродрому посадки);
- навігаційне забезпечення передпосадочного маневрування та заходу на посадку;
- індикація пілотажно-навігаційних параметрів й елементів навігаційного оточення, управління роботою навігаційних планшетів й індикаторів;

3. *Пілотажні задачі:*

- автоматизація управління при зльоті та наборі висоти;
- автоматична стабілізація кутів положень ЛА, швидкості та висоти польоту;
- автоматизація управління при польоті за маршрутом;
- автоматизація групового польоту ЛА;
- автоматизація режиму перепосадочного маневрування та заходу на посадку;
- автоматизація безпосередньо посадки ЛА;

4. *Задачі контролю роботи ПНК і режимів польоту:*

- безперервний контроль працездатності підсистем ПНК у польоті й автоматичне відключення підсистеми, що відмовила, із видачею інформації в систему індикації і на бортові реєстратори;
- забезпечення рекофігурації структури ПНК при відмовах окремих підсистем ПНК;
- запобігання неприпустимих режимів польоту і сигналізація, про наближення до них;
- попередження екіпажа про аварійні ситуації і при погрозі сутички з іншими літальними апаратами і землею;

Повний перелік задач, що розв'язується ПНК, визначається окремими тактико-технічними вимогами (ОТТВ) або тактико-технічним завданням (ТТЗ) на ПНК конкретного ЛА.

1.3. Тактико-технічні вимоги до ПНК

Технічні вимоги до ПНК конкретного ЛА розробляються на основі проведення широких наукових досліджень, наукових прогнозів і узагальнення наявного досвіду й залежать в основному від призначення ЛА. При цьому треба мати на увазі, що крім окремих вимог, викладених у ОТТВ або ТТЗ до ПНК, він повинний відповідати загальним технічним вимогам (ЗТВ), що у технічній літературі іноді називають глобальними вимогами.

ЗТВ – це нормативно-технічний документ, що визначає загальні технічні вимоги до зразків авіаційної техніки і який є обов'язковим як для замовника, так і для розробника. Він стає керівним документом при упорядкуванні ТТЗ на розробку, модернізацію або модифікацію конкретних зразків авіаційної техніки, а також при проектуванні та виготовленні цих зразків.

ЗТВ вимоги суворе ув'язані з державною системою стандартів і інших нормативно-технічних документів. ЗТВ є програмним нормативно-технічним документом, що віддзеркалює рівень стану авіаційної техніки і перспективу її розвитку на певний період. Розробка ЗТВ як правило, пов'язана зі створенням нового покоління літальних апаратів і їх бортового обладнання. ЗТВ формулюють вимоги не до одного, для декількох етапів або режимів польоту.

Найбільші труднощі викликає завдання ЗТВ ефективності ПНК у кількісній формі. Ці вимоги формуються як правило у вигляді заданої ймовірності виконання авіаційним комплексом певної задачі в конкретних умовах. Такими задачами можуть бути:

- забезпечення основної цільової задачі – перевезення певної кількості пасажирів і вантажу в заданий пункт маршруту за заданим часовим графіком (розкладом);
- забезпечення певного рівня безпеки польотів;
- забезпечення регулярності польотів;
- економічна ефективність, інше;

Ступінь пристосованості ПНК до виконання основної цільової задачі може бути оцінена ймовірністю P виконання цієї задачі. Повна ймовірність P виражається через ймовірність виконання окремих задач, які складають основну задачу. При цьому повинні враховуватися обмеження, що накладаються на ПНК. Так, задане число пасажирів і вантажу, що повинен перевезти літак, визначають його

корисне комерційне навантаження. Причому, цей показник збільшується при зменшенні об'єму та маси бортового обладнання, зокрема, ПНК. Вимоги до виведення ПС в заданий пункт маршруту при заданих умовах польоту (метеорологічні умови, умови навігаційного (радіотехнічного) забезпечення, ін.) визначають можливу область відхилення поточного вектора стану навігаційних координат, а це, у свою чергу, накладає певні вимоги на склад ПНК. Очевидно, що повна імовірність виконання основної задачі може бути подана добутком ймовірностей виконання всіх обмежень, від яких залежить основна задача польоту.

Якщо врахувати, що часовий графік польоту ПС на дальність L для кожної поточної точки маршруту обумовлює обмеження відношення пройденого шляху $L(t)$ до середньої швидкості польоту V_{cp} , то умови, що відповідають виконанню основної задачі, можна подати у вигляді:

$$\Delta x_i(t) < \Delta_{i_{гр}}(t) \quad (i = \overline{1, n});$$

$$t_{\phi} = \frac{L(t)}{V_{cp}} \leq t_3,$$

де $\Delta x_i(t) = x_{i_3}(t) - x_i(t)$ – відхилення координат вектора стану $x_i(t)$ від програмних $x_{i_3}(t)$; $\Delta_{i_{гр}}$ – гранично-припустимі відхилення за i -ою координатою; t_3 – заданий час досягнення дальності L ; t_{ϕ} – фактичний час досягнення дальності L .

З урахуванням введених позначень повну імовірність виконання основної цільової задачі можна записати у вигляді:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i.$$

Тут $P_1 = P(\Delta x_i < \Delta_{i_{гр}}) \quad (i = \overline{1, n}); \quad P_2 = P(t_{\phi} < t_3); \quad P_i = P(a_i < a_{i_{гр}})$,

де a_i – деякі параметри ПНК (маса, вартість, ін.); $a_{i_{гр}}$ – їх гранично-припустимі значення.

Інші ЗТВ, наприклад, пристосування ПНК до забезпеченню певного рівня безпеки польотів можна сформулювати за вище наведеним принципом, тільки склад вектора стану може бути іншим.

ОТТВ містять у собі вимоги до точнісних характеристик ПНК, вимоги до його надійності, ергономічні й експлуатаційні вимоги, а також вимоги до маси, габаритів, вартості, енергоспоживанню й інші вимоги, що стосуються якостей ПНК конкретного літального апарата.

Зупинимося на розгляді окремих вимог, що пред'являють до ПНК докладніше.

Точнісні вимоги до ПНК

Вектор пілотажно-навігаційних параметрів, що визначається за допомогою ПНК – $X_{ПНК}$, містить у собі величини, які характеризують положення і рух центра мас літального апарата, а також його положення і рух відносно центра мас.

Точність роботи ПНК характеризується відхиленням поточних значень пілотажно-навігаційних параметрів від їх заданих значень. Кількісною характеристикою цих відхилень є $\Delta X_{ПНК}$ – вектор похибок, що дорівнює

$$\Delta X_{ПНК} = X_{ПНК} - X_{ПНК}^{зад}$$

де $X_{ПНК}^{зад}$ – вектор заданих значень пілотажно-навігаційних параметрів польоту ЛА.

Припустимі значення складових вектора похибок задаються в ОТТВ у вигляді середньоквадратичних, подвоєних середньоквадратичних або гранично-припустимих похибок. За останні як правило приймають потроєні значення середньоквадратичних похибок.

Розмірність вектора похибок ПНК багато в чому визначається типом і призначенням літального апарата, на якому він установлюється. Нижче викладаються вимоги до основних складових цього вектора з урахуванням можливості успішного розв'язання авіаційним комплексом навігаційно-пілотажних задач.

Головною задачею навігації є визначення горизонтальних координат місцеположення літального апарата. При цьому основним методом їх визначення є числення шляху в інерціальному, інерціально-доплеровському, курсо-доплеровському або курсо-аерометричному режимах із корекцією на окремих ділянках маршруту. У режимі числення шляху похибки нарастають з часом. І хоча закони зростання середньоквадратичних похибок у зазначених чотирьох режимах різноманітні, для всіх режимів числення шляху

задають вимоги у вигляді $\sigma_{\Delta Z}(\sigma_{\Delta X})$ за певний інтервал часу.

Приклад вимог до точності навігації в різних режимах числення шляху приведені у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1

Режим числення шляху	Вимоги до точності
Інерціальний	$\sigma_{\Delta Z} \leq 5$ км за 1 годину
Інерціально-доплеровський	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 1 годину
Курсо-доплеровський	$\sigma_{\Delta Z} \leq 3$ км за 20 хвил
Курсо-аерометричний	$\sigma_{\Delta Z} \leq 10$ км за 20 хвил

Накопичені за час числення шляху похибки на інтервалі корекції списуються до рівня, обумовленого точністю корекції. Остання залежить від системи, алгоритму, та часу корекції, від режиму роботи засобу корекції й інших чинників. Приклади вимог до точності корекції приведені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2

Коригувальна система	Умови корекції	Час корекції	Точність корекції
РСБН	Пряма видимість	Практично миттєво	$\leq 0,2$ км
		100 с	$\leq 0,1$ км
РСДН	Зона дії наземних радіомаяків	Практично миттєво	$\leq 2 \dots 3$ км
		100 с	$\leq 1 \dots 2$ км
Оптичні, електронно-оптичні візир	Дальність до орієнтира 10 км	Практично миттєво	$\leq 0,2$ км
		10 с	$\leq 0,15$ км
РЛС	Дальність до орієнтира 50 км	Практично миттєво	≤ 1 км
		30 с	$\leq 0,5$ км
КЕНС (по полю рельєфу)	Середньопересічена (пагориста місцевість)	100 с	$\leq 0,15$ км
КЕНС (по аномальному полю Землі)	Висота польоту 15 км	300 с	$\leq 0,1$ км
Супутникові системи навігації	В перспективі без обмежень		$\leq 0,1$ км

Вимоги таблиці 1.2 супроводжуються вказівкою часу корекції. Це пов'язано з тим, що при оптимальних алгоритмах корекції

точність корекції істотно залежить від часу, тому що зі збільшенням часу корекції збільшується накопичення інформації й усереднення знакозмінних помилок. Характер зміни похибок навігації при численні шляху й епізодичної корекції пояснюється рис 1.1.

Похибки списуються на інтервалах корекції з точністю, обу-

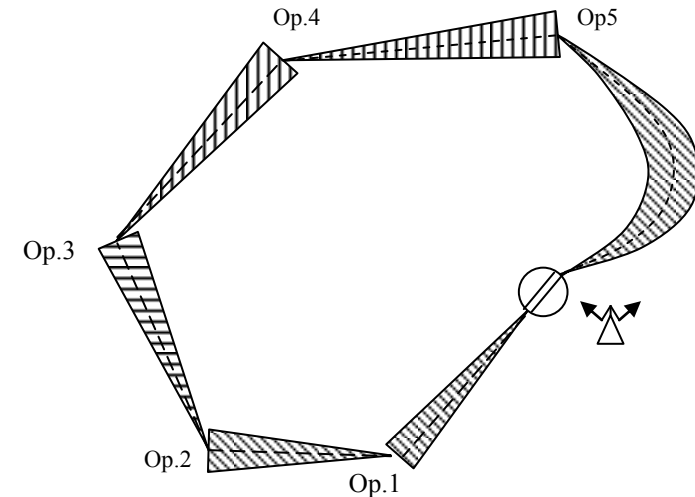


Рис. 1.1

мовленою засобом корекції й умовами його роботи і плавно зростають між цими інтервалами. На рис. 1.1 ці похибки зображені у вигляді заштрихованих секторів. Інтервали корекції обираються при штурманській підготовці до польоту з урахуванням багатьох чинників, таких, як наявність радіонавігаційних полів, можливість радіопротидії радіотехнічним і радіолокаційним засобам корекції, характер географічних навігаційних полів для кореляційно-екстремальних навігаційних систем, наявність орієнтирів для візирних і радіолокаційних засобів корекції. Інтервал корекції залежить від необхідної точності навігації на кожному черговому етапі польоту.

Очевидно, що чим вище точність числення шляху, тим рідше корекція, вище завадозахищеність і надійність навігації, тим простіше штурманська підготовка польоту. З подібних міркувань і з урахуванням технічних можливостей формуються тактико-технічні

вимоги до точності числення координат в автономному режимі, типу зазначених у таблиці 1.1.

Крім визначення координат місцеположення літального апарата задачею ПНК є забезпечення точного літаководіння і, зокрема, витримання ПС заданої траєкторії польоту. Нормованими показниками точності витримання заданої траєкторії для двовимірної і тривимірної навігації є горизонтальне ешелонування і витримання висоти заданого ешелону.

Розрізняють два види горизонтального ешелонування – поздовжнє та бічне. Поздовжнє ешелонування виконується так, щоб відстань між ЛА уздовж лінії шляху або часовий інтервал прольоту пунктів обов'язкового повідомлення на одному ешелоні ніколи не були менш затверджених величин. Поздовжнє ешелонування забезпечується витриманням швидкості польоту або виконанням екіпажами вимог диспетчера пролітати призначений пункт обов'язкового повідомлення в заданий час.

При наявності радіолокаційного контролю норми поздовжнього ешелонування складають величину 30 км на трасах, 20 км у районі аеродрому. При відсутності радіолокаційного контролю норма поздовжнього ешелонування, вимірювана в часі, установлена на трасах 10 хв при польотах по одному маршруті.

Бічне відхилення – найкоротша відстань точки, що відповідає положенню центра мас літального апарата, до заданої лінії шляху встановлюється для повітряних судів усіх відомств рівним 10 км (по 5 км у кожену сторону від осі повітряної траси). Це також враховується при визначенні точностних вимог до автономних засобів навігації і способів корекції.

Похибки з висоти в маршрутних польотах визначають (з урахуванням додаткових чинників, зокрема, помилок пілотування) ешелони висот. Вертикальні ешелони розподіляються залежно від географічного напрямку польоту (від магнітного курсу (МК)) – МК = 0...179° і МК = 180...359°. Схема ешелонування приведена на рис. 1.2. Інтервали з висот між зустрічними маршрутами на малих і середніх висотах (до 6000 м) складають 300 м, а між побіжними – 600 м. На висотах до 12000 м ці інтервали подвоюються. Інтервали на висотах понад 12000 м складають 1000 м між зустрічними маршрутами і 2000 м – між побіжними.

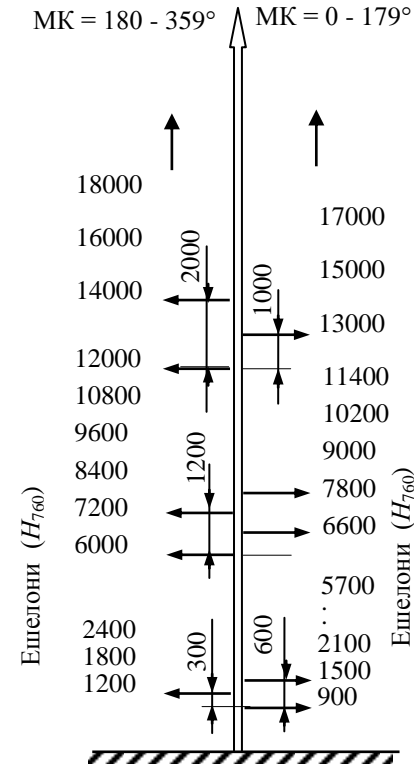


Рис.1.2

Ешелони відраховуються від умовного рівня, що відповідає середньостатистичному рівню Балтійського моря. Висота заданого ешелону вимірюється як барометрична висота. Нуль шкали вимірника барометричної висоти встановлюється на тиск 760 мм рт. ст.

При визначенні мінімальної висоти ешелону необхідно враховувати рельєф місцевості. Безпечна істинна висота, польоту встановлюється виходячи з досвіду виконання польотів у різних умовах і залежить від рельєфу місцевості.

Нижній безпечний ешелон визначається округленням безпечної істинної висоти польоту до найближчого верхнього ешелону. Смуга врахування перевищень рельєфу місцевості і штучних перешкод при розрахунку нижнього ешелону і безпечної висоти приймається у межах ширини повітряної траси. Вибір мінімальної істинної висоти польоту $H_{I \min}$ залежно від висоти рельєфу H_p пояснюється рис. 1.3.

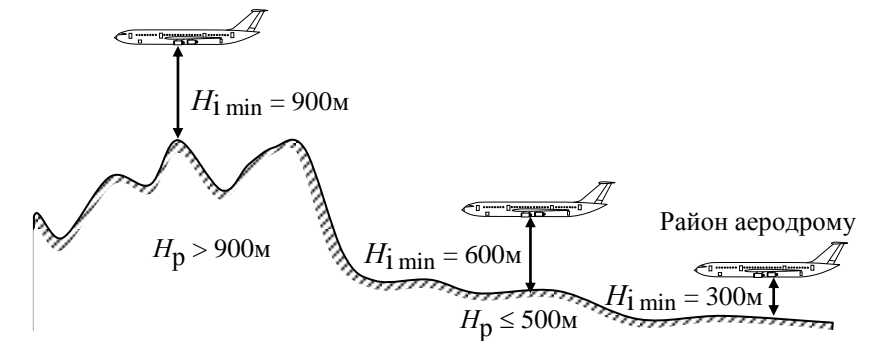


Рис. 1.3

Вимоги до надійності і безпеки.

Вихід за межі призначеного коридору або ешелону польоту є навігаційною подією, що пов'язано з різким збільшенням можливості аварії або катастрофи. Надійність навігації залежить не тільки від бортового, але й від наземного обладнання, а також від системи керування повітряним рухом. Проте вирішальну роль відіграє бортове обладнання.

Надійність навігації визначається точністю та надійністю роботи ПНК. При цьому, вимоги до точності встановлюються такими, щоб можливість навігаційних подій завдяки природних викидів випадкових процесів була б мінімальною. Проте, відмова навіть самого точного ПНК може призвести до навігаційної події. Тому до його надійності пред'являються підвищені вимоги.

Висока надійність одержання достовірної пілотажно-навігаційної інформації забезпечується за рахунок функціональної надмірності та розвиненого контролю ПНК. Так у сучасних пілотажно-навігаційних комплексах працездатність у режимі числення шляху, як правило, зберігається, принаймні, при двох відмовах. Багатократне резервування передбачається й при роботі ПНК у режимі «корекція координат».

Все це враховується в ТТЗ до надійності та безпеки навігації. Враховується також і наявність такої системи контролю, яка забезпечує надійне виявлення зпсованої підсистеми й автоматичне її вимикає або сигналізує про відмову.

Ергономічні вимоги.

Однією з основних ергономічних вимог до ПНК є простота керування всіма його режимами роботи в сполученні зі зручністю відображення пілотажно-навігаційної інформації. Докладно ці питання будуть розглянуті при викладанні принципів побудови систем відображення інформації.

Ергономічні вимоги передбачають оптимальне сполучення автоматичного, директорного і ручного управління літальним апаратом. При розробці таких вимог до ПНК доцільно виходити з максимального ступеня автоматизації, зберігання за людиною старшого рівня управління, використання ручного управління як резервного і, якщо це можливо, виключення ситуацій, коли льотчик відіграє роль пасивного спостерігача.

Вимоги до експлуатаційної технологічності ПНК.

Більшість систем і пристроїв, що входять до складу ПНК, для досягнення своїх максимально можливих точностей потребують проведення тарувальних робіт, юстування, виставки, метрологічного забезпечення, пов'язаних зі значними часовими витратами. Тим часом про ефективність ПНК можна говорити лише у випадку, забезпечення малої тривалості всіх видів підготовок, виконання умов зручного застосування ПНК у польоті, а також при достатньо високій експлуатаційній технологічності. Однією із важливих експлуатаційних вимог до ПНК є зручність і порівняно малий час виставки інерціальних систем. У перспективі виставка ІНС в азимуті може провадитися як за рахунок гирокомпасування, так і за рахунок дрібноструктурних геофізичних полів (КЕНС) і орієнтирів (у тому числі на етапах рулюванні і розбігу).

1.4. Загальна структура ПНК

ПНК являє собою раціональне цільове і конструктивне об'єднання окремих пристроїв, приладів і систем, керованих одним або декількома бортовими обчислювачами і призначений для розв'язання взаємозалежних задач автоматизованого водіння літальних апаратів. Він включає два взаємозалежних комплекси: навігаційний (НК) і пілотажний (ПК).

В даний час розроблено декілька вітчизняних і закордонних структур НК і ПК, що відрізняються складом, характером обчислювачів, навігаційними можливостями й іншими ознаками. В останні роки для скорочення багатотиповості розробляються базові ПНК трьох типів:

БПНК-1 для регіональних літаків цивільної авіації;

БПНК-2 для середньомігстральних літаків;

БПНК-3 для мігстральних літаків.

Їх побудова здійснюється за функціонально-блоковим принципом, перевага якого полягає в можливості комплексування окремих підсистем ПНК, використання уніфікованих базових блоків, забезпечення високої надійності.

До складу ПНК, узагальнена структура якого показана на рис.1.4, входять датчики навігаційно-пілотажної інформації, навігаційні обчислювачі, пристрою керування, індикації і сигналізації.

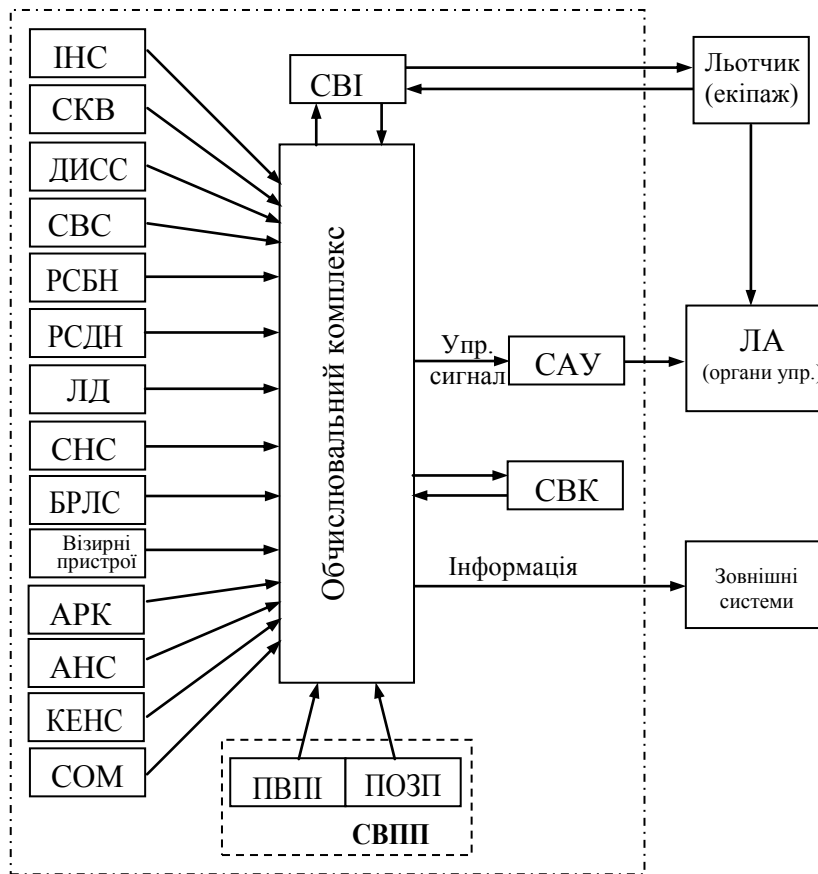


Рис. 1.4

Датчики *навігаційної інформації* служать для виміру параметрів різноманітних фізичних полів, на основі яких визначаються навігаційні елементи польоту. Докладно про характеристики географічних полів, а також земної атмосфери викладено в дод. 1. Датчики навігаційної інформації умовно можна поділити на дві групи. До першої групи відносять датчики *навігаційних параметрів положення*, які визначають координати місцезнаходження літака відносно опорних ліній і навігаційних точок або положення об'єктів відносно літака, до другої датчики *навігаційних параметрів руху*, які

вимірюють параметри вектора швидкості літака та його складові: шляхову швидкість, вертикальну швидкість, напрямок польоту.

Датчики *пілотажної інформації* вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух літака: кути крену, тангажа, ристання, а також їхні похідні – кутові швидкості обертання літака. До датчиків пілотажної інформації також необхідно віднести датчики, що характеризують положення та рух літака відносно набігаючого повітряного потоку: кути атаки та ковзання; повітряну швидкість і число Маха. Докладно інформація про пілотажно-навігаційні параметри польоту наведена в дод. 2.

Найбільш важливими з пілотажно-навігаційних датчиків є: інерціальна навігаційна система (ІНС), інерціальна курсовертикаль (ІКВ), система курсу та вертикалі (СКВ), доплеровський вимірник швидкості та куту знесення типу ДИСС, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ІК ВСП або система повітряних сигналів типу СВС.

Найбільше інформативної з даної групи датчиків є інерціальна навігаційна система. Вона дозволяє автономно визначати складові прискорення і швидкості польоту літального апарата (шляхової або абсолютної), гіроскопічний або ортодромічний курс, кути крену і тангажа. У деяких ІНС здійснюється автономне обчислення координат місцезнаходження літака.

Основними датчиками кутового положення літального апарата, не обладнаного інерціальною системою навігації, можуть бути:

- гіроскопічні датчики вертикалі типу АГД (авіагоризонт дистанційний), ЦГВ (центральна гіровертикаль), МГВ (малогабаритна гіровертикаль), інші;
- датчики курсу типу ГПК (гіропівкомпас), ГІК (гіроіндукційний компас), а також курсові системи, в яких формування сигналів курсу, здійснюється за даними гіропівкомпаса і магнітного коректора;
- інерціальні курсовертикалі, а також системи курсовертикалі.

Причому інерціальні курсовертикалі, крім інформації про кути крену, тангажа та курсу видають інформацію про складові абсолютної швидкості літального апарата.

Доплеровські вимірники швидкості та кута знесення вимірюють доплеровський зсув частот і на цієї основі визначають складові шляхової швидкості, які надходять в обчислювач ПНК для реалізації алгоритму числення координат місцеположення ЛА. Практично всі ПНК, до складу яких входять ДИСС, реалізується інерціально-доплеровський режим числення, який об'єднує у собі переваги інерціальних і доплеровських систем навігації. Таке комплексування, забезпечує більш високу точність і надійність одержання пілотажно-навігаційної інформації.

У сучасних ПНК за основні датчики істинної повітряної швидкості, барометричної висоти польоту, числа M , відхилення від заданої висоти польоту і числа M використовуються або інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ИК ВСП, або різноманітні модифікації системи повітряних сигналів типу СВС. Значення істинної повітряної швидкості використовується при численні координат місцеположення ЛА при відсутності інформації про швидкість польоту від ІНС і ДИСС, при розрахунках параметрів, що характеризують вектор швидкості вітру, а також при визначенні кута знесення. Висота польоту ЛА використовується в алгоритмах формування сигналів управління при вертикальному маневруванні ЛА, а також у режимах корекції координат місцеположення ЛА.

До навігаційних датчиків, що визначають положення літального апарата відносно навігаційних точок (ППМ, орієнтирів і т.д.) і базових ліній, а також положення об'єктів відносно літака, необхідно віднести радіотехнічні системи ближньої (РСБН) і дальньої (РСДН) навігації, літаковий далекомір (ЛД), супутникову навігаційну систему (СНС), бортову радіолокаційну станцію (БРЛС), різноманітні візирні пристрої, автоматичний радіокомпас (АРК), астрономічну навігаційну систему (АНС), кореляційно-екстремальну навігаційну систему (КЕНС), а також літакові відповідачі типу СО і СОМ.

Радіотехнічна система ближньої навігації в межах дальності дії дозволяє визначати на борту літального апарата його полярні координати: азимут (істинний пеленг літака) і дальність відносно наземного маяка, координати якого заздалегідь відомі. РСБН дозволяє також одержати на наземному індикаторі кругового огляду позначки всіх літаків й обчислити їхні координати.

Радіотехнічна система дальньої навігації дозволяє визначати на борту літака його гіперболічні координати (у вигляді часових затримок надходження сигналів або різниць фаз, відносно наземних станцій із відомими координатами). Ці данні в БЦОМ перетворюються в систему координат, в якій здійснюється автоматизоване літаководіння або задається програма польоту.

Як найсучасні слід розглядати супутникові навігаційні системи та кореляційні-екстремальні навігаційні системи. Вони забезпечують екіпаж інформацією про координати місцеположення літака, про напрямок і швидкість його руху в будь-якій точці земної кулі, на всіх висотах і швидкостях польоту. При цьому КЕНС потребує попереднього картографування фізичного поля Землі в районі польотів ЛА і «запам'ятовування» його в пам'яті ПНК.

Бортова радіолокаційна система в межах дальності дії дозволяє на борту літака визначити положення повітряних і наземних об'єктів відносно літака, вимірюючи курсові кути та дальності до них. Ця інформація може бути використана в навігаційних обчислювачах для визначення фактичних координат місцеположення ЛА і потім для корекції обчислених координат місцеположення літака.

Для виміру курсових кутів приводних і ширококомвних радіостанцій при польоті за маршруті і під час передпосадочного маневрування використовується автоматичний радіокомпас.

Візирні пристрої забезпечують виявлення, розпізнавання і визначення координат орієнтирів відносно системи координат, зв'язаної з ЛА. Оптичні, електронно-оптичні, інфрачервоні, телевізійні пристрої визначають кутові координати орієнтира, тобто вимірюють кут місця і курсовий кут орієнтира, який використовується для розв'язання задач корекції поточних координат місцеположення літака. При розв'язанні задачі корекції координат у «пам'ять» ПНК повинні бути введені координати орієнтирів на земній поверхні або відносно точки вильоту.

У ПНК як астрономічні навігаційні системи застосовуються автоматичні секстанти, які вимірюють висоти і курсові кути навігаційних зірок, Місяці та Сонця. Ця інформація використовується в ЦОМ для розрахунку поправок до обчислених координат місцеположення ЛА і поточного курсу.

Підвищенню ефективності керування повітряним рухом і безпеки польотів сприяє застосування літакових відповідачів СО

або СОМ (міжнародний), які в автоматичному режимі передають наземним радіолокаційним станціям служби керування повітряним рухом інформацію про номер літака, висоту польоту, запас палива й інші параметри.

З'єднуючою ланкою всіх засобів, що входять до складу ПНК, є навігаційний обчислювач. Навігаційний обчислювач може бути центральним і спеціалізованим. У сучасних ПНК як центральний обчислювач використовують БЦОМ. Спеціалізовані обчислювачі можуть бути цифровими й аналоговими. Вони входять до складу окремих систем комплексу.

Важливим елементом ПНК є система введення програми польоту (СВПП). Вона являє собою пристрій, за допомогою якого в пам'ять ПНК вводяться параметри, що характеризують задану траєкторію польоту, та інші параметри, необхідні для виконання даного польоту. Такі параметри можуть вводитися як при підготовки літака до польоту за допомогою спеціального пристрою вводу програми й індикації (ПВП), так і в польоті за допомогою пульта оперативної зміни програми польоту (ПОЗП), якщо виникає задача зміни програми польоту.

Для індикації екіпажу навігаційних параметрів служить система відображення індикації (СВІ), до складу якої входять: пілотажно-навігаційні прилади, індикатор навігаційного оточення, індикатори (показчики) навігаційних елементів руху, табло навігаційної сигналізації, картографічні планшети. Використовуючи цю інформацію льотчик виконує задачу управління літаком за заданою траєкторією польоту.

Цю саму задачу може виконувати система автоматичного управління (САУ), в яку надходить інформація про відхилення параметрів польоту від заданої траєкторії. САУ забезпечує управління польотом в автоматичному або півавтоматичному (директорному) режимі. В останньому випадку сформовані в САУ сигнали управління надходять на командно-пілотажні індикатори, за інформацією яких пілот може виконувати складні траєкторні маневри, наприклад при заході на посадку.

Для безпечного і надійного автоматизованого водіння ЛА застосовуються діагностичні комплекси – системи вбудованого контролю (СВК), що забезпечують оцінку працездатності й оптимальне використання функціональних вузлів і засобів ПНК.

Контрольні питання

1. Перелічіть, які задачі вирішують ПНК сучасних літаків.
2. Перелічіть основні етапи розвитку ПНК.
3. Який принцип побудови ПНК?
4. Які типи базових ПНК Ви знаєте?
5. Які основні точнісні вимоги пред'являються до ПНК?
6. Які основні вимоги пред'являються до ПНК з точки зору надійності та безпеки польотів?
7. Які основні ергономічні вимоги пред'являються до ПНК?
8. Перелічіть вимоги експлуатаційної технологічності ПНК.
9. Як виконується поздовжнє та бічне ешелонування, які вимоги ІКАО пред'являються до точності поздовжнього та бічного ешелонування?
10. Зобразить загальну структурну схему ПНК сучасного літака.
11. Перелічіть автономні датчики навігаційної та пілотажної інформації, що входять до складу ПНК.
12. Перелічіть радіотехнічні та радіолокаційні системи ПНК, які відносяться до складу коректорів.
13. Який з автономних датчиків пілотажно-навігаційної інформації є найбільш важливими, які параметри він вимірює?
14. Які типи навігаційних обчислювачів сучасних ПНК Ви знаєте?
15. Які функції виконує САУ, при розв'язанні пілотажно-навігаційних задач?
16. З якої ціллю застосовуються діагностичні комплекси у складі ПНК?
17. Що є центральним ядром частково автоматизованих навігаційних комплексів?
18. Що є центральним ядром повністю автоматизованих сучасних ПНК?