

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЛЬОТНА АКАДЕМІЯ
НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ

Осадчий С.І.

АВІОНІКА.
Архітектура, відображення інформації та еволюція

Підручник

Кропивницький

2023

УДК 629.735.05(075.8)

О

Рецензенти:

Смірнов О.А. – зав. кафедрою ЦНТУ, професор;

Мацуй А.М. – професор кафедри ЦНТУ, професор;

Тузов В.О. – доцент кафедри ЛАНАУ, доцент

Осадчий С.І.

Авіоніка. Архітектура, відображення інформації та еволюція:
Підручник - Кропивницький: ЛА НАУ, 2023.-106 с.

Підручник складено у відповідності до робочої програми навчальної дисципліни «Авіоніка», яка розроблена відповідно до освітньої програми підготовки бакалавра, робочого навчального плану зі спеціальності 272 «Авіаційний транспорт». Матеріал викладений у ньому поєднує загальні та спеціальні методологічні відомості про історію та тенденції розвитку авіоніки в умовах четвертої промислової революції. Наведено призначення, функціональні зв'язки та склад систем відображення інформації та систем доповненої реальності.

Рекомендовано для здобувачів освіти на рівні бакалавра спеціальності 272 «Авіаційний транспорт». Може бути корисним магістрантам, аспірантам, науково-педагогічним та інженерно-технічним працівникам, які займаються вивченням та використанням систем авіоніки.

Розглянуто та рекомендовано до використання в освітньому процесі на засіданні кафедри конструкції повітряних суде, авіаційних двигунів та підтримання льотної придатності протокол №8 від 01.02.23, НМРА протокол №1 від 14.03.23, Вченої ради академії протокол №2 від 15.03.23 р.

©Осадчий С.І., 2023

© ЛА НАУ

ЗМІСТ

| | |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| ПЕРЕДМОВА | 3 |
| 1 ПРЕДМЕТ ТА МЕТОД НАВЧАЛЬНОЇ ДИСЦИПЛІНИ «АВІОНІКА» | 5 |
| 1.1 Визначення терміну авіоніки та предмету дисципліни | 5 |
| 1.2 Загальний принцип роботи авіоніки | 6 |
| 1.3 Структура функцій авіоніки | 10 |
| 1.4 Принцип вивчення дисципліни | 13 |
| 2 ЕВОЛЮЦІЯ АРХИТЕКТУРИ АВІОНІКИ | 14 |
| 2.1 Розподілена аналогова архітектура | 14 |
| 2.2 Розподілена цифрова архітектура | 16 |
| 2.3 Федеральна архітектура авіоніки | 19 |
| 2.4 Інтегрована модульна архітектура авіоніки | 20 |
| 3 ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ | 25 |
| 3.1 Призначення, види та принцип розташування на панелі приладів | 25 |
| 3.2 Призначення та будова електронної системи індикації польоту (Electronic Flight Instrument System EFIS) | 28 |
| 3.3 Електронна системи індикації польоту зі спрощеним дисплеєм | 29 |
| 3.4 Прилади дублювання та інтегрована система приладів дублювання (ISIS) | 34 |
| 4 ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ З РОЗУМНИМИ ДИСПЛЕЯМИ | 37 |
| 4.1 Електронна системи індикації польоту з напівінтелектуальним дисплеєм | 37 |
| 4.2 Електронна системи індикації польоту з інтелектуальним дисплеєм | 39 |
| 4.3 Електронна довідникова система | 44 |
| 5 СИСТЕМА ВІЗУАЛЬНОГО СУПРОВОДУ HEAD-UP DISPLAY (HVGS) | 49 |
| 5.1 Призначення та функції системи візуального супроводу | 50 |
| 5.2 Комплект та розміщення на борту | 50 |
| 5.3 Принцип роботи | 52 |

| | | |
|-----|----------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 5.4 | Індикація пілотажно-навігаційних параметрів | 53 |
| 5.5 | Демонстрація штучних візуальних орієнтирів у складних метеорологічних умовах | 56 |
| 5.6 | Відображення синтезованого з допомогою комп'ютера зображення оточуючого повітряне судно середовища | 58 |
| 6 | БОРТОВІ КОМП'ЮТЕРИ АВІОНІКИ | 60 |
| 6.1 | Принцип побудови бортового комп'ютера | 60 |
| 6.2 | Принцип роботи аналогово-цифрового перетворювача | 64 |
| 6.3 | Принцип роботи цифро-аналогового перетворювача | 66 |
| 6.4 | Принци синхронізації роботи БКА | 68 |
| 7 | АВІОНІКА МАЙБУТНЬОГО | 69 |
| 7.1 | Виклики сьогодення та концепція розвитку авіоніки | 69 |
| 7.2 | Напрями розвитку систем зв'язку | 71 |
| 7.3 | Напрями вдосконалення навігаційного обладнання | 74 |
| 7.4 | Комплексування навігаційних систем | 75 |
| 7.5 | Можливі додаткові напрями розвитку комплексних навігаційних систем | 84 |
| 7.6 | Підвищення рівня безпеки польотів на етапі посадки за рахунок упровадження мікрохвильових систем посадки | 86 |
| 7.7 | Підвищення безпеки польотів за рахунок використання супутникових системи посадки | 90 |
| 8 | НАПРЯМИ ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ, КЕРУВАННЯ ТА НАВІГАЦІЇ | 97 |
| 8.1 | Напрями розвитку систем аеронавігаційного забезпечення польотів | 97 |
| 8.2 | Розширення можливостей інформування пілотів про аеронавігаційний стан | 99 |
| 8.3 | Вдосконалення обладнання кабіни пілотів | 101 |
| 8.4 | Адаптивні людино-машинні системи керування ПС | 103 |
| | КОНТРОЛЬНІ ПИТАННЯ | 106 |
| | СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ | 110 |

ПЕРЕДМОВА

Навчальний посібник складено у відповідності з робочою програмою навчальної дисципліни «Авіоніка», яка розроблена відповідно до освітньої програми підготовки бакалавра, робочого навчального плану зі спеціальності 272 «Авіаційний транспорт», затвердженого від «_01 » _липня_ 2022 р., за освітньо-професійною програмою «Льотна експлуатація повітряних суден».

В результаті засвоєння матеріалів, які представлені у ньому здобувач освіти отримує можливість вивчити особливості використання та загальні закономірності розвитку авіоніки цивільних повітряних суден.

Успішне засвоєння матеріалу посібника можливе в разі попереднього вивчення здобувачем освіти дисциплін «Вступ до фаху», «Фізика», «Основи електротехніки та електроніки», «Літальні апарати та основи теорії польоту», блоку дисциплін «Загальні відомості про повітряне судно».

У цьому виданні представлено місце, історію розвитку та тенденції зміни елементів авіоніки, включно з її архітектурою, засобам відображення інформації та методами підвищення якості бортового обладнання.

У результаті вивчення навчальної дисципліни здобувач вищої освіти повинен знати:

- історію розвитку та архітектури авіоніки;
- принципи організації виконання функцій авіоніки ;
- склад та індикацію параметрів польоту з допомогою систем відображення інформації та окремих приладів;

вміти:

- здійснювати класифікацію авіоніки повітряного судна;
- здійснювати моделювання відображення параметрів польоту на екранах дисплеїв;

- здійснювати пошук необхідної інформації засобами Інтернет;
 - систематизувати, аналізувати та оформлювати інформацію у вигляді тез та рефератів;
 - складати доповідь за результатами пошуку;
 - проводити презентацію та публічний виступ;
- бути ознайомленим:
- з тенденціями вдосконалення сучасної авіоніки.

Посібник складається з розділі, назви яких співпадають з темами, представленими у програмі, окремі питання тем представлені у вигляді підрозділів, пунктів та підпунктів, як це рекомендовано у [1]. Загальний обсяг складає 111 сторінок та містить 78 рисунків.

1. ПРЕДМЕТ ТА МЕТОД НАВЧАЛЬНОЇ ДИСЦИПЛІНИ «АВІОНІКА»

1.1 Визначення терміну авіоніка та предмету дисципліни

Єдиного однозначного трактування терміну «авіоніка» не існує. В той же час, дане поняття існує досить давно. Наприклад, у посібнику [2] зазначено, що цей термін з'явився у 1950 році у США та стосувався бортового електронного авіаційного обладнання.

Він отриманий як поєднання (рис. 1.1) слів авіація та електроніка. Найбільш поширеним є погляд [2,3] про те, що авіоніка одночасно є наукою та обладнанням.

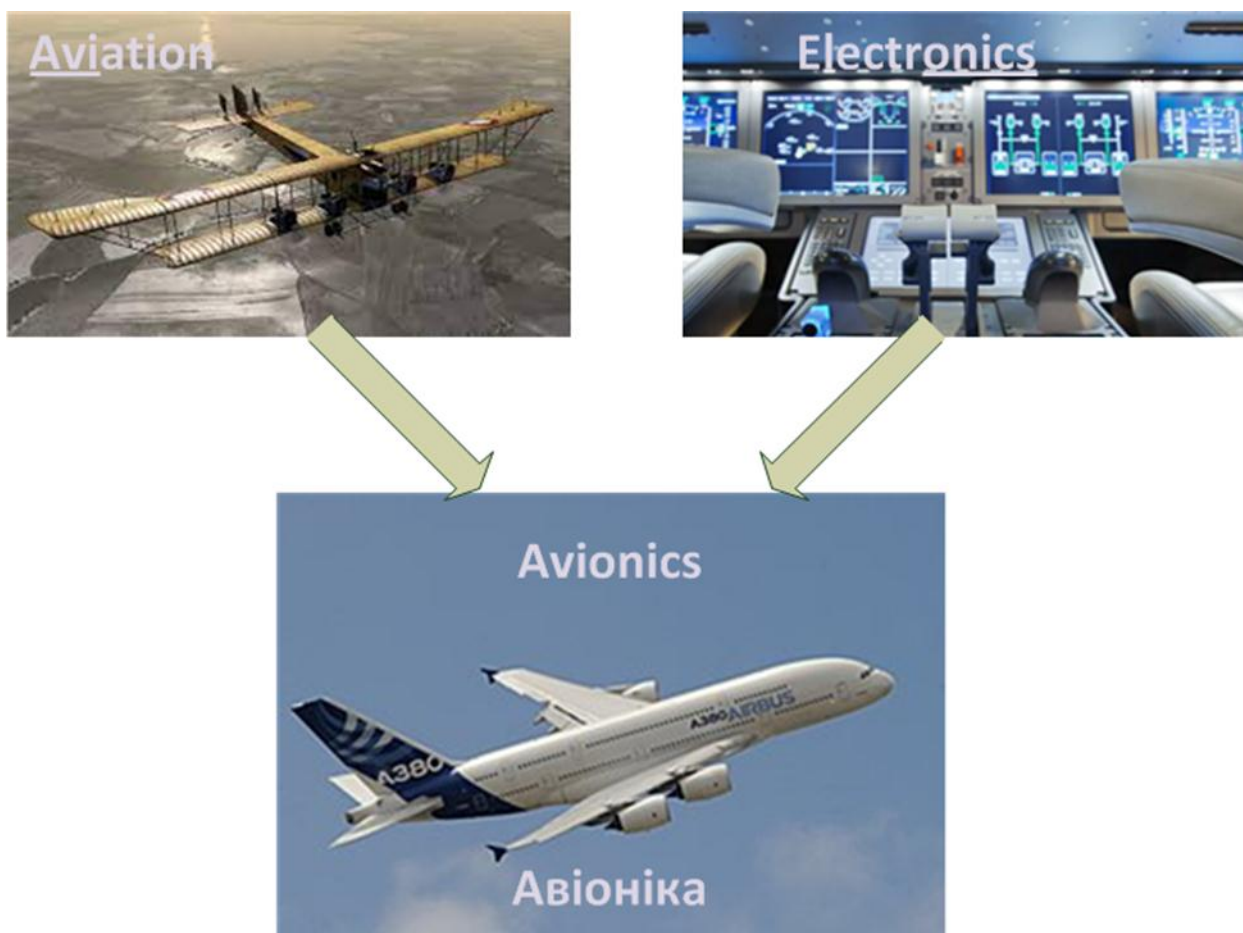


Рисунок 1.1 – Походження терміну «авіоніка»

Як наука [2] авіоніка займається розробкою та використанням електронних, мікроелектронних та електричних пристроїв для літальних апаратів. Як обладнання вона поєднує усі бортові електронні, мікроелектронні, електричні та електромеханічні пристрої, прилади та системи.

Ми ж з Вами починаємо вивчення навчальної дисципліни з такою ж назвою. Враховуючи те, що в процесі навчання вже розглянуто усі складові авіоніки, як бортового обладнання, у навчальну дисципліну з назвою «Авіоніка» увійшло вивчення архітектури авіоніки, особливостей авіаційних комп'ютерів та вивчення тенденцій розвитку систем відображення інформації.

1.2 Загальний принцип роботи авіоніки

Робота сучасної авіоніки заснована на здійсненні трьох перетворень (рис. 1.2).

1.2.1 Перше перетворення призначено для переведу впливів реального середовища, яке оточує повітряне судно, на його стан у віртуальну цифрову модель. Оскільки впливи реального середовища являють собою неперервні функції часу, а основою віртуальної цифрової моделі є дискретні цифрові сигнали, то для такого переходу використовують сенсор та аналогово-цифровий перетворювач (АЦП). Наприклад, зміна висоти польоту у реальному середовищі викликає зміну тиску та температури атмосферного повітря. Усі ці фізичні змінні є неперервними функціями часу. Зміна тиску або температури діє на вході відповідного сенсору та викликає появу сигналу напруги постійного струму. Зазначена напруга подається на вхід АЦП. Він трансформує напругу постійного струму, що змінюється, у послідовність імпульсів типу «0 - 1». Отже, АЦП періодично вимірює значення напруги у фіксовані моменти часу та перетворює виміряне значення у двійкове число. Після визначення цифрового представлення фізичної

величини до нього додається також у двійковому вигляді адреса пристрою або блоку, куди необхідно направити це значення. Двійкове число разом з адресою утворюють «цифрове слово» (Рис. 1.3).

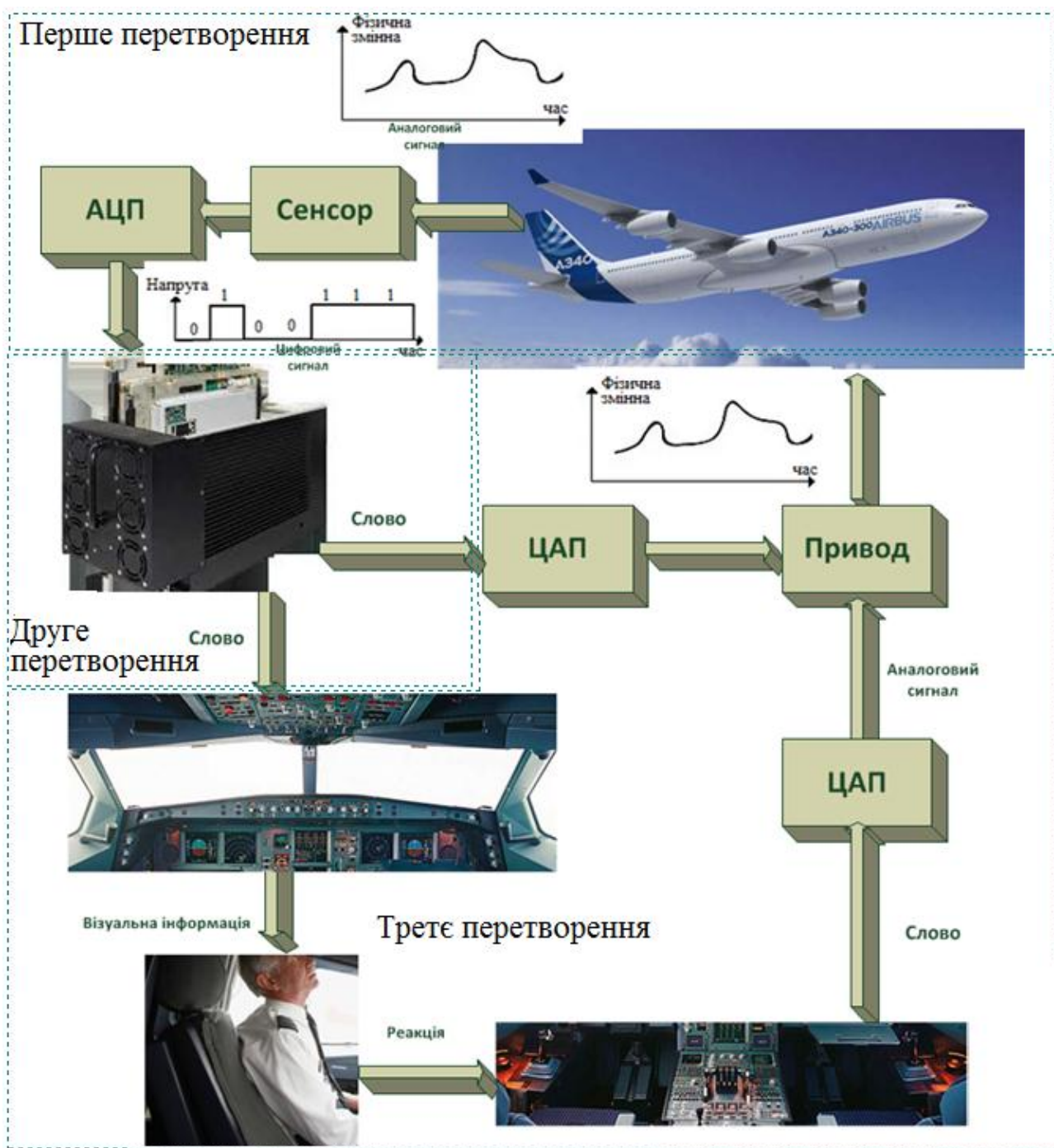


Рисунок 1.2 – Функціональна схема системи авіоніка - повітряне судно

Структура цифрового слова залежить від будови системи передачі даних у авіоніці та типу передавальної інформації. Зазначена структура формалізована у вигляді протоколу передавання даних. Протоколи

стандартизовані та мають певну назву. Визначені у результаті першого перетворення слова передаються до контролерів систем авіоніки (рис. 1.2).

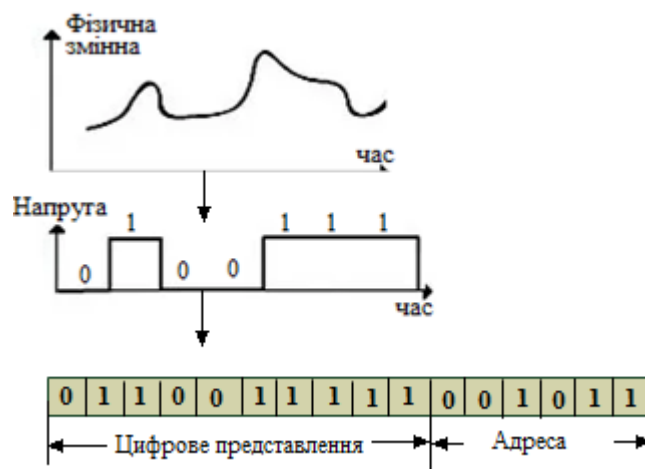


Рисунок 1.3 – Приклад «цифрового слова»

1.2.2 Друге перетворення необхідне для визначення цифрового образу процесу керування, який необхідно здійснити для наближення поточної цифрової віртуальної моделі польоту до бажаної (планової).

Поточна цифрова віртуальна модель польоту утворюється завдяки роботі усіх підсистем авіоніки та має різну повноту в залежності від типу повітряного судна та архітектури авіоніки. Прикладами зазначених підсистем є система повітряних сигналів (Air Data Computer ADC), навігаційні системи (Navigation Aids NA), система керування польотом (Flight Management System FMS) та інші. Поточна модель являє собою впорядковану множину не тільки параметрів польоту судна, але й параметрів, які характеризують роботу силової установки та інших бортових систем.

Планова модель являє собою також впорядковану множину заданих значень параметрів польоту повітряного судна, а також інших параметрів, які характеризують роботу силової установки, енергетичного устаткування та інших бортових систем. Усі зазначені поточні та планові параметри зберігаються у пам'яті бортового процесора у цифровому вигляді.

В результаті порівняння поточної моделі з плановою відповідні контролери формують сигнали керування у вигляді «цифрових слів». Набір цих слів утворює цифровий образ процесу керування.

1.2.3 Третє перетворення необхідне для переводу цифрового образу з віртуальної моделі у впливи на повітряне судно. Для його здійснення, як правило задіяне два контури (рис. 1.2).

Перший контур автоматичний. До його складу входять цифро-аналоговий перетворювач (ЦАП) та привод відповідних органів керування. На вхід відповідного ЦАП подається «цифрове слово». Далі зі слова виділяється цифрове представлення (рис. 1.3) та здійснюється перехід до напруги постійного струму. Отриманий таким чином сигнал напруги керує роботою електрогідравлічного приводу (electrohydrostatic actuator (ЕНА)) або електромеханічного приводу (electromechanical actuator (ЕМА)).

Другий контур здійснює перехід від віртуального образу до реальності з допомогою пілота (оператора) та електронної системи індикації (Electronic Flight Instrument System EFIS) (рис. 1.2). Інформація отримана з EFIS викликає реакцію оператора у вигляді переміщення відповідних органів керування. Переміщення зазначеного органу керування викликає появу «цифрового слова», яке діє на вході ЦАП.

В результаті здійснення трьох перетворень поточний стан повітряного судна наближається до запланованого образу.

Таким чином, система «авіоніка-пілот-повітряне судно» є замкненою системою автоматизованого керування. Зазначена система реалізована у вигляді розподіленої за функціями мережі комп'ютерно - інтегрованих підсистем. Авіоніка у цій системі виконує функцію засобу автоматизації роботи пілота та забезпечення безпеки польотів.

1.3 Структура функцій авіоніки

Аналіз функцій авіоніки, які представлені на рис. 1.4, дозволив визначити її значення як засобу автоматизації виконання операцій пілотом під час польоту.

1.3.1 В результаті виконання функції *Навігація* навігаційні системи авіоніки дозволяють автоматизувати визначення місця літака, його швидкість та напрям руху, а також орієнтацію відносно поверхні Землі, об'єктів, які цікавлять та орієнтирів, наприклад злітно-посадкової смуги (ЗПС). До наві-

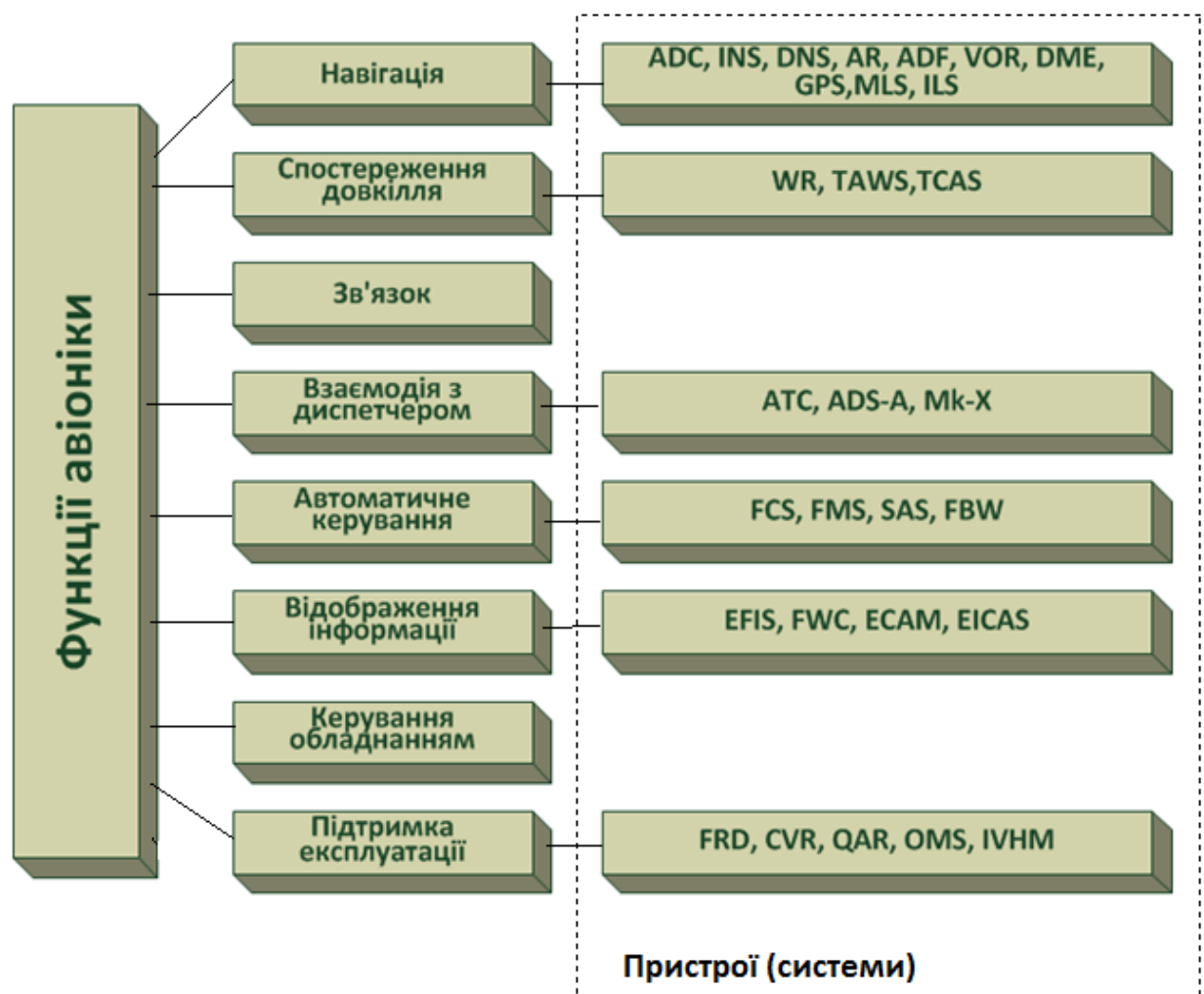


Рисунок 1.4 – Структура функцій авіоніки

гаційних систем належать:

- система повітряних сигналів (Air Data Computer ADC);

- інерціальна навігаційна система (Intertional Navigation System INS);
- доплеровський вимірювач швидкості та кута знесення (Dopler Navigation System DNS);
- радіовисотомір (Altitude Radar AR);
- автоматичний радіокомпас (Automatic Direction Finder ADF);
- радіотехнічна система ближньої навігації (Very High Frequency Omnidirectional Range VOR);
- радіотехнічна система дальньої навігації (Distance Measuring Equipment DME);
- супутникова система навігації (Global Position System GPS);
- мікрохвильова система посадки (Microwave Landing System MLS);
- директорна система приземлення (Instrumet Landing System ILS).

1.3.2 Виконання функції *Спостереження довкілля* розширює фізіологічні можливості оператора у складних метеорологічних умовах або вночі, виявляє та попереджає членів екіпажу про наявність грози, лінії електропередач, літаки, які знаходяться на небезпечній відстані, швидке наближення земної поверхні. До систем спостереження належать:

- метеолокатор (Weather Radar WR);
- система попередження зіткнення із поверхнею Землі (Terrain Avoidance Warning System TAWS);
- система попередження зіткнень з літаками (Traffic Collision Avoidance System TCAS).

1.3.3 Функція *Взаємодія з диспетчером* дозволяє автоматизувати процеси ідентифікації повітряного судна та параметрів його польоту диспетчерами ОБД. До систем, що призначені для виконання цієї функції належать:

- радіолокаційний відповідач (Air Traffic Control Transponder ATC)
- апаратура підпорядкованого спостереження (automatic dependent surveillance – address ADS-A).

- відповідач системи держрозпізнавання (Mk X).

1.3.4 Функція *Автоматичне керування* дозволяє автоматизувати процеси керування польотом ПС, процеси керування двигунами та загальнолітаковим обладнанням. До систем, що призначені для виконання цієї функції належать:

- система автоматичної стабілізації параметрів польоту (автопілот) (Flight Control System FCS);
- система траєкторного керування (Flight Management System FMS);
- система покращення керованості та стійкості (Stability Augmentation System SAS);
- системи дистанційного електро керування (Flight-by-Wire Control System FBW).

1.3.5 Функція *Відображення інформації* не розповідаю тимчасово.

(Electronic Flight Instrument System EFIS, Flight Warning Computer System FWC, Electronic Centralized Aircraft Monitor ECAM, Engine Indication and Crew Alerting System EICAS)

1.3.6 Функція *Керування обладнанням* призначена для переміщення або дистанційної передачі команд різноманітному бортовому обладнанню в залежності від положення органів керування у кабіні літака. Вивчення складу та роботи цього обладнання виходить за межі курсу.

1.3.7 Функція *Підтримка експлуатації ПС* спрямована на автоматизацію процесу діагностування стану бортового обладнання та удосконалення процесу пілотування.

До систем, що призначені для виконання цієї функції належать:

- бортові реєстратори: параметрів польоту, диктофон, експлуатаційний (Flight Data Recorder FDR, Cockpit Voice Recorder CVR, Quick Access Recorder QAR);
- бортова система технічного обслуговування (Onboard Maintains System OMS) ;

- система моніторингу технічного стану (Integrated Vehicle Health Management System IVHM).

Як бачимо, кожна з функцій забезпечена відповідним бортовим обладнанням, яке входить до авіоніки.

1.4 Принцип вивчення дисципліни

Професіонали в галузі літератури та мови часто кажуть, що щоб навчити когось (тобто студентів) чомусь (тобто основам авіоніки), потрібно використовувати метод опитування. Насправді цей логічний метод базується на шести питаннях, також відомих як 5W+H:

- Яке призначення цієї системи? Який корисний результат я отримую після використання цієї системи?
- Кому дозволено використовувати цю систему? Цивільним? Військовим? Або усім?
- Де розташована ця система? На землі? У літаку? У космосі?
- Як працює ця система? Які логічні кроки [блок-схеми] роботи цієї системи?
- Чому ця система добра [переваги]? Або Чому вона погана [недоліки]?
- Коли ця система була сертифікована як відповідальний бортовий інструмент? Яке майбутнє цієї системи? Чи буде він припинений? Або виживе? І якщо так, то як довго?

2 ЕВОЛЮЦІЯ АРХИТЕКТУРИ АВІОНІКИ

На своєму шляху розвитку авіоніка пройшла чотири стадії (рис. 2.1) зміни архітектури. Кожна стадія відповідає певному етапу розвитку

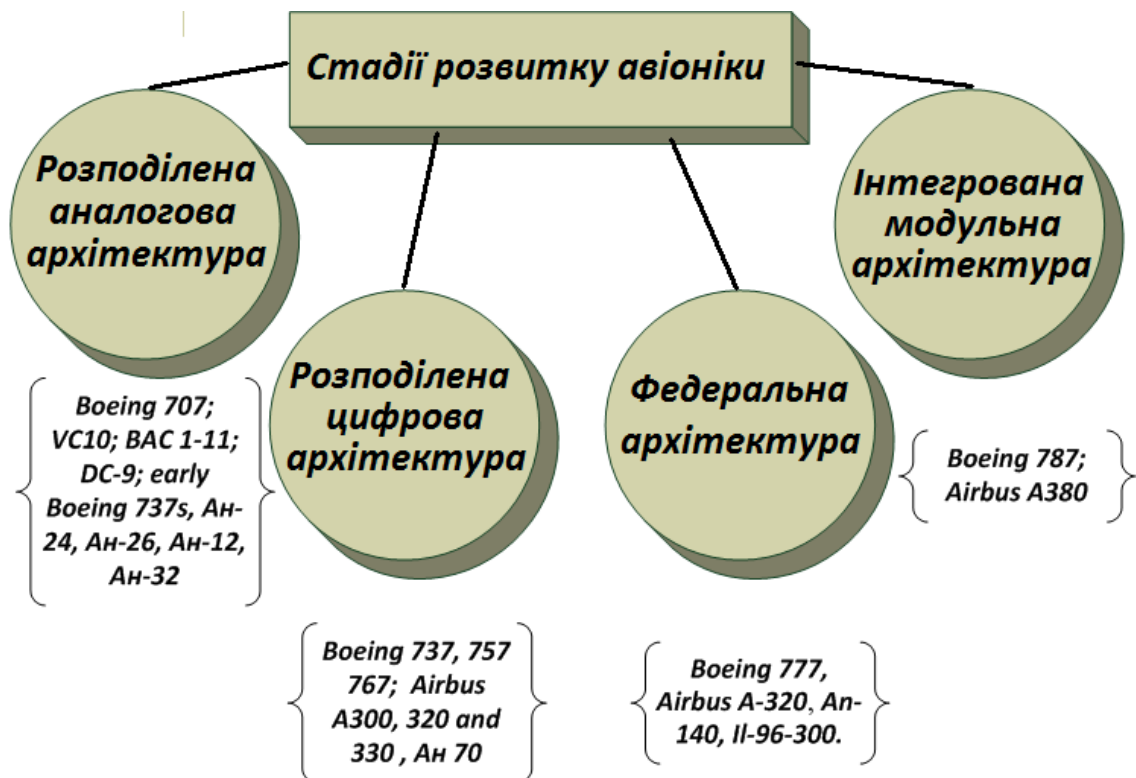


Рисунок 2.1 – Етапи розвитку авіоніки

авіаційної техніки та технології. На першій стадії з'явилася розподілена аналогова структура. Її особливості будуть розглянуті у першу чергу.

2.1 Розподілена аналогова архітектура

Розподілена аналогова архітектура представлена на рис. 2.2. Бортове авіаційне та радіоелектронне обладнання літаків, які розроблені у 1950-х та 1960-х роках, уособлює цей тип архітектури.

Розподілена аналогова архітектура авіоніки характеризується як набір окремих підсистем, кожна з яких спроектована та реалізована відносно ізольовано одна від одної.

Комплекти обладнання підсистем та підсистеми з'єднані жорсткою проводкою, що призводить до величезної кількості проводників на борту літака. Системна функція реалізована в зашитих схемах та взаємозв'язках, тому систему вкрай складно модифікувати.

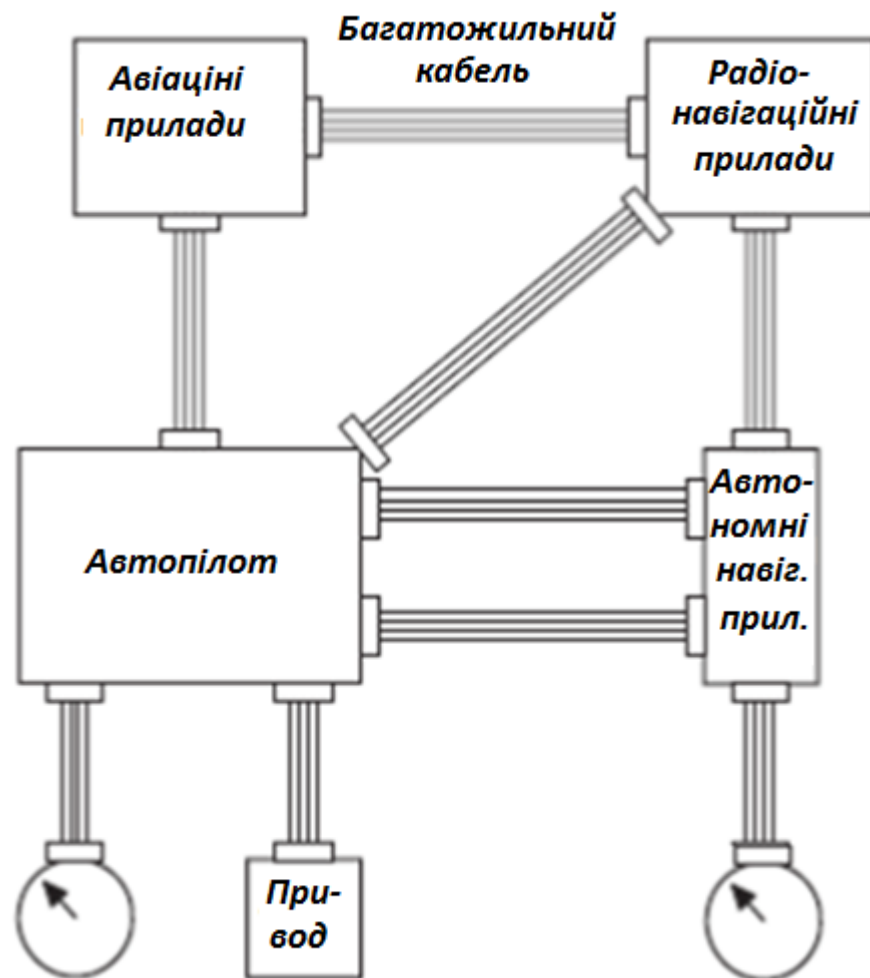


Рисунок 2.2 - Розподілена аналогова архітектура

Ця проводка з'єднує джерела живлення, датчики, панелі керування та індикаторні прилади. Найбільш поширеним засобом дистанційної передачі кутового положення є сельсин, що використовує 3-фазну систему передачі. Авіоніка літальних апаратів, з розглядаємою архітектурою містить велику кількість сельсинів та подібних до них пристроїв для передачі курсу,

положення та інших кутових параметрів. Кожна підсистема має виділені органи управління та індикації. Пілотажні прилади є електромеханічними, отже є вкрай складними в експлуатації. Їх обслуговування вимагає навичок приладобудівника для збирання та ремонту.

Аналогові обчислювальні методи не забезпечують точність і стабільність, які притаманні більш пізнім цифровими системами..

Типові літаки, з авіонікою зазначеного класу, включають: Boeing 707; VC10; ВАС 1-11; DC-9; ранні Boeing 737, Ан-24, Ан-26, Ан-12, Ан-32. Багато з цих типів все ще літають.

2.2 Розподілена цифрова архітектура

Розробка цифрових обчислювальних пристроїв, придатних для використання в повітрі, незабаром привела до того, що цифрові комп'ютери замінили свої попередні аналогові еквіваленти (рис. 2.3).

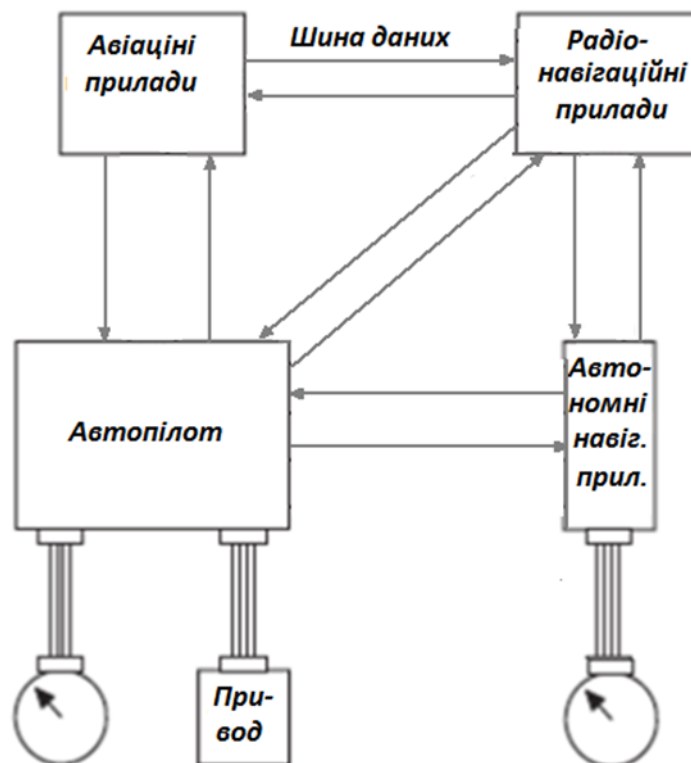


Рисунок 2.3 – Розподілена цифрова архітектура

Цифрові комп'ютери, встановлені на цих ранніх системах, були далекими від сучасних, вони були важкими, повільними з точки зору обчислень і мали дуже обмежений обсяг пам'яті.

Спочатку архітектура систем авіоніки залишалася відносно незмінною, за винятком того, що технологія передачі з допомогою шин даних замінила аналоговий зв'язок між комп'ютерами. Проте більша швидкість обчислень і більша точність незабаром призвели до того, що цифрові комп'ютери почали застосовувати все ширше в системах керування літаками.

Спрощена версія розподіленої цифрової архітектури показана на рис 2.2. Літаки, сконструйовані таким чином, включають Boeing 737, 757 і 767; а також серії Airbus A300, 320 і 330 і деякі бізнес-джети. Основні характеристики цього типу архітектури описані нижче.

Більшість її функціональних блоків містила власні цифрові комп'ютери і прикладне програмне забезпечення, яке було зашите у внутрішній пам'яті. Це були вбудовані спеціалізовані комп'ютери, орієнтовані на виконання окремих функцій. Оскільки функціональність цифрового комп'ютера визначається його прикладним програмним забезпеченням, а не його схемою, то зміни та модифікації можуть бути здійснені шляхом зміни прикладного програмного забезпечення. Здійснення такого перепрограмування без зняття обладнання з літака та передачі виробнику стало можливим лише після появи постійної перепрограмованої пам'яті (EEPROM).

Значною подією, яка супроводжувала появу цифрової обробки, стало впровадження послідовних односпрямованих шин цифрових даних – ARINC 429. Ці шини стали найпопулярнішими для цивільних транспортних літаків, оскільки вони дозволили передавати важливі системні дані в цифровій формі між основними центрами обробки даних. Незважаючи на те, що за сьогоденнішими стандартами швидкість передачі даних мала (100 Кбіт/с для ARINC 429), запровадження цих шин стало великим кроком

впередю. Запровадження цієї технології передачі даних забезпечило значне підвищення продуктивності систем навігації та електронних приладів польоту.

На цьому етапі системи все ще були спеціалізованими за функціями, хоча очевидно, що здатність передачі даних між пристроями значно покращилася. Прийняття шин даних, зокрема ARINC 429, породило ряд стандартів ARINC, які стандартизували цифрові інтерфейси для різних типів обладнання. Впровадження цієї стандартизації спонукало виробників, що виробляють інерціальні навігаційні системи (INS), підготувати стандартні інтерфейси для них. Зрештою це призвело до стандартизації міжсистемних зв'язків, що потенційно полегшило перспективу модифікації або оновлення системи. Шина даних ARINC 429 все ще важлива і використовується сьогодні для підключення простого обладнання з низькою швидкістю передачі даних до основного ядра авіоніки, а також як резервний засіб для копіювання важливих даних про критичні режими польоту.

Спочатку прилади в кабіні екіпажу залишалися електромеханічними пристроями, призначеними для виконання своїх функцій, як у вже описаній аналоговій архітектурі. Однак, у середині 1980-х років технологія кольорової електронно-променевої трубки (CRT), а в середині 1990-х технологія рідкокристалічного дисплея з активною матрицею (AMLCD) достатньо розвинулася, щоб бути придатною для використання в повітряних середовищах, і електромеханічні інструменти були замінені наступними системами багатокольорового відображення в кабіні екіпажу:

- Electronic Flight Instrument System (EFIS);
- Engine Indicating & Crew Alerting System (EICAS) – Boeing and others;
- Electronic Centralised Aircraft Monitor (ECAM) – Airbus.

Шини даних забезпечили велику гнучкість у способі передачі сигналів від пристрою до пристрою. Вони також дозволили створювати архітектури зі значним скороченням проводки між блоками та багатоконтактних роз'ємів.

Це призвело до зменшення ваги та вартості, а також полегшило завдання встроювання великих і негнучких жгутів проводів у планер.

Загалом впровадження навіть ранніх цифрових технологій принесло великі переваги в точності та продуктивності авіоніки, хоча розробка та обслуговування цих ранніх цифрових систем були непростими.

2.3 Федеральна архітектура авіоніки

Наступна покоління архітектури авіоніки, федеральна (об'єднана) цифрова архітектура, показана на рис. 2.4.

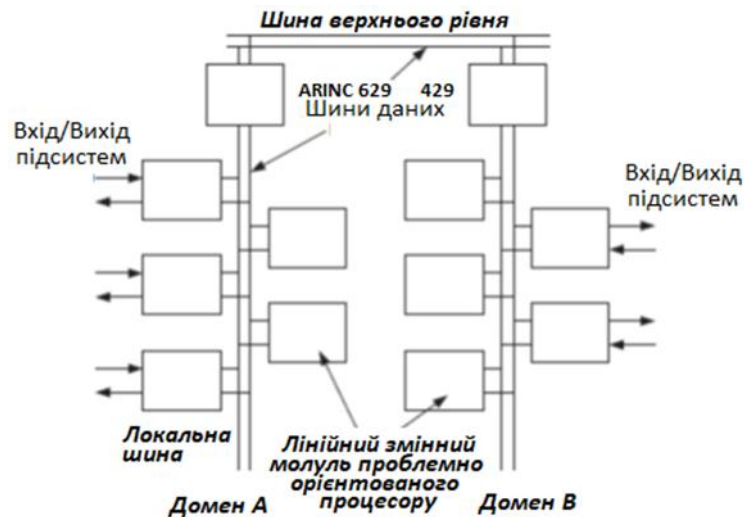


Рисунок 2.4 – Федеральна архітектура авіоніки

Федеральна архітектура авіоніки отримана в результаті поєднання взаємозалежних бортових систем, які забезпечують виконання певної функції, у домени. Обмін інформацією в межах домену відбувається з допомогою локальних шин даних (ARINC 629 або ARINC 429). Домени взаємопов'язані на вищому рівні для передачі глобальної інформації від домену до домену.

Федеральна архітектура використовує спеціалізовані на розв'язанні вузьких задач взаємозамінні комп'ютери. Кожен з них має вбудований процесор та пам'ять застосунків.

Військові були першими, хто прийняв федеративну архітектуру, засновану на використанні двонаправленої шини даних MIL-STD-1553B з пропускною здатністю 1 Мбіт/с. Головним недоліком шини MIL-STD є необхідність застосування єдиного контролера шини, адже це зменшує завадозахищеність. Для подолання цього недоліку було розроблено новий стандарт передачі даних та відповідну шину ARINC 629. Ця шина має пропускну здатність 2 Мбіт/с.

Однак багато в чому ARINC 629 випередив свій час. Єдиним типом літака, який використовував його, був Boeing 777, який з точки зору архітектури авіоніки знаходиться між федеральною та інтегрованою модульною архітектурою. Він використовує шини даних ARINC 629 із множинним резервуванням як основну шину даних авіоніки для доменів управління польотом і обслуговування. Він поєнує монітор польоту та навігаційний індикатор у єдиний домен ІМА, який називається системою управління інформацією про літак (AIMS). До цієї системи підключені навігаційні засоби, датчики даних про повітря та інерціальні системи. Підключення здійснене з допомогою шини ARINC 429.

Під час впровадження та використання федеральної архітектури відбулося впровадження енергонезалежної пам'яті та забезпечена можливість перепрограмування різних підсистем з використанням шин даних літака.

Найширше федеративна авіоніка представлена на пасажирських літаках 1980-х років А320, В777, Ан-140, Іл-96-300.

2.4 Інтегрована модульна архітектура авіоніки

Розвиток комп'ютерних технологій і локальних мереж, а також поява Інтернету спричинили технологічну революцію наприкінці 1990-х років.

Потужна мікропроцесорна технологія, постійно зростаючі можливості інтегральних схем та зниження їх вартості призвели до принципової зміни архітектури авіоніки, відомої як інтегрована модульна авіоніка (ІМА).

Типова архітектура ІМА показана на Рис. 2.5.

Як нам вже відомо федеральна архітектура забезпечує:

- роздільна обробку;
- окрему (і часто власна) інфраструктуру;
- внутрішню системну шину;
- окрему маршрутизацію вводу-виводу між

датчиками/приводами та обчислювальними ресурсами.

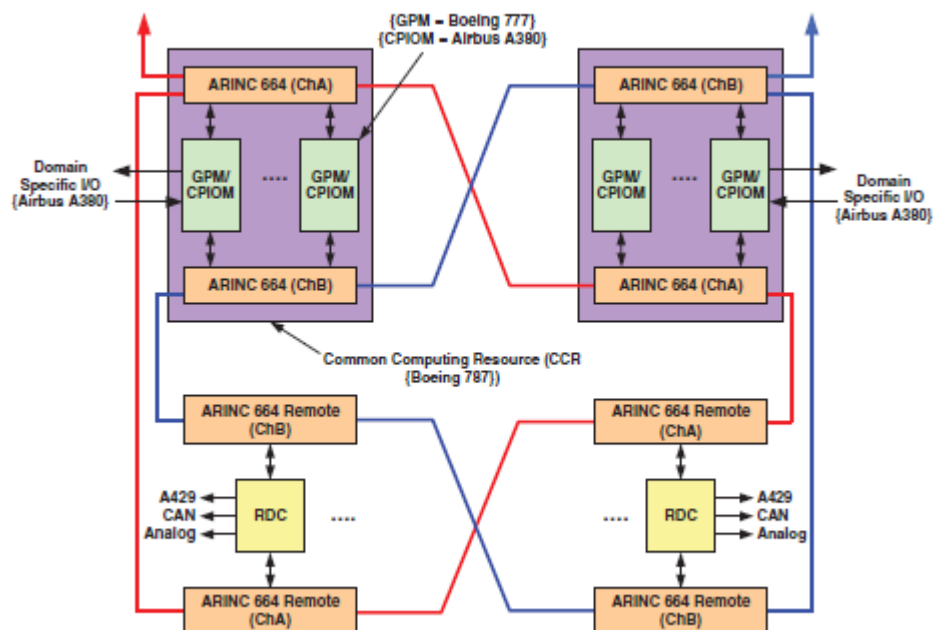


Рисунок 2.5 – Інтегрована модульна архітектура авіоніки [3]

Навпаки, інтегровані модульні системи призначені для забезпечення:

- загальної обробки інформації з надійно розділеним прикладним програмним забезпеченням;
- спільної інфраструктури;
- шини розподілених систем;

- спеціальних процедур вводу-виводу через мережу між спільними віддаленими концентраторами даних (RDC)/дистанційними інтерфейсними блоками (RIU) і загальними обчислювальними ресурсами.

Замість виділених, розподілених (об'єднаних) обчислень, орієнтованих на завдання, принципи ІМА сприяють централізованому обчислювальному ресурсу загального призначення, що складається з набору загальних апаратних обчислювальних модулів. Прикладне програмне забезпечення авіоніки, яке раніше було вбудовано у власні комп'ютери, орієнтовані на завдання, у федеративній архітектурі, тепер розміщено на процесорах загального призначення загальної обчислювальної платформи (див. рис. 2.6).

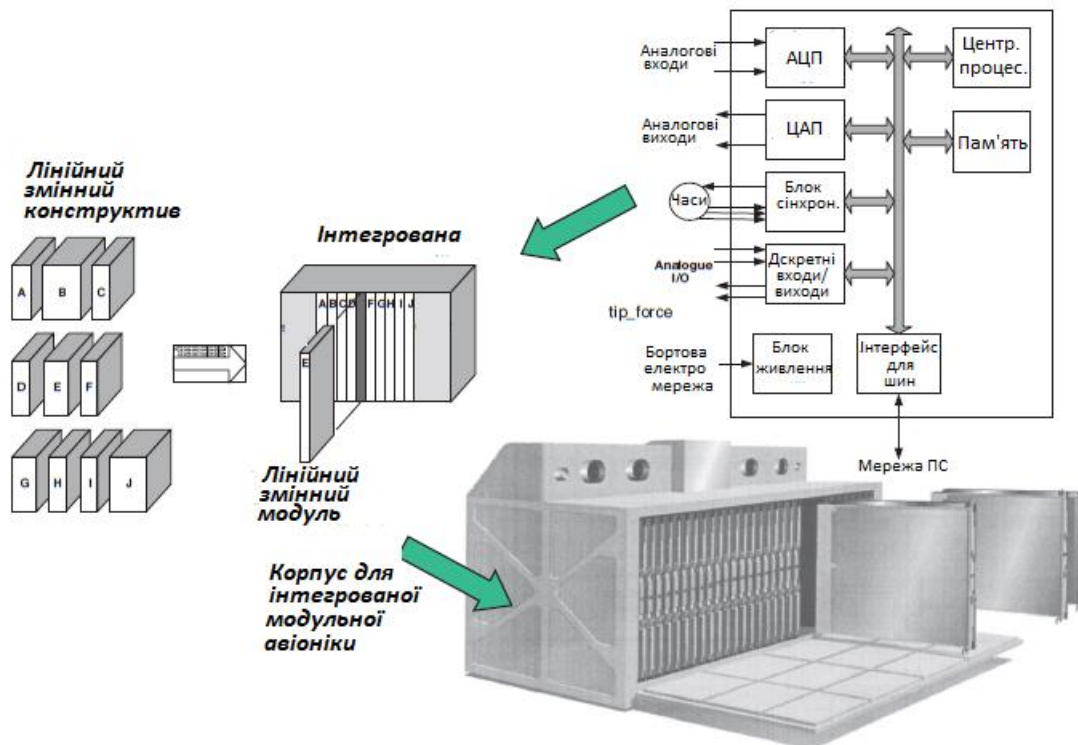


Рисунок 2.6 – Загальна обчислювальна платформа

Прикладне програмне забезпечення надається та сертифікується розробником підсистеми незалежно від апаратної платформи ІМА. Обмін

даними між додатками здійснюється через подвійну резервну мережу на основі технології COTS Ethernet у режимі реального часу, який необхідний для виконання функцій авіоники спрямованих на забезпечення безпеки польоту. Ця мережа відповідає стандарту ARINC 664 Part 7 та забезпечує повний дуплексний двонаправлений зв'язок між мережевими ресурсами зі швидкістю 100 Мбіт/с.

Airbus була першою компанією, яка використала архітектуру ІМА на великому цивільному транспортному літаку Airbus A380. До складу авіоники літака A380 входять декілька елементів (Рис. 2.5).

Це модуль введення-виведення центрального процесора (СРІОМ) як загальний обчислювальний елемент ядра. Фізично цей модуль є процесорною платою загального призначення з інтерфейсом вводу-виводу для домену. Модулі СРІОМ згруповані за доменами. Кожен домен підключений до мережі ARINC 664 Part 7 парою мережових комутаторів. Для розширення можливостей підєднання підсистем до складу авіоники літака A380 увішли віддалені концентратори даних (remote data concentrator RDC), які надаються як правило виробниками відповідних підсистем. Ці пристрої дозволяють підєднувати аналогові та дискретні пристрої необхідні для функціонування певного домену.

Boeing застосував дещо інший підхід при формуванні авіоники літака B787. Загальним основним обчислювальним елементом є загальний модуль обробки (GPM), подібний до модуля Airbus СРІОМ, але він не має доменного вводу/виводу. Інтерфейс введення/виведення здійснюється реалізують концентратори (RDC), розташовані у зручних точках планера, щоб мінімізувати провідку. RDC передають оцифровані дані до/з централізованого обчислювального ядра через мережу ARINC 664 Part 7. Модулі загальної обробки (GPM) розташовані в загальній стійці обчислювальних ресурсів (CCR).

Забезпечення резервування, відмовостійкості, цілісності та сегрегації систем авіоники при використанні ІМА архітектури відбувається на

програмно-технічному рівні. Центральний процесор забезпечує можливість одночасного незалежного виконання обчислювальних операцій в реальному часі з контролем результатів обчислень.

3 ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ

3.1 Призначення, види та принцип розташування на панелі приладів

Відображення інформації це процес її представлення у доступній для органів чутливості людини формі. Технічні пристрої призначені для досягнення цієї мети називають *засобами відображення інформації* (ЗВІ). Відображення інформації у візуальній формі називається *індикація*. Вона може здійснюватися трьома видами пристроїв: індикаторами, приладами та сигналізаторами (Рис. 3.1). Різниця між ними очевидна.

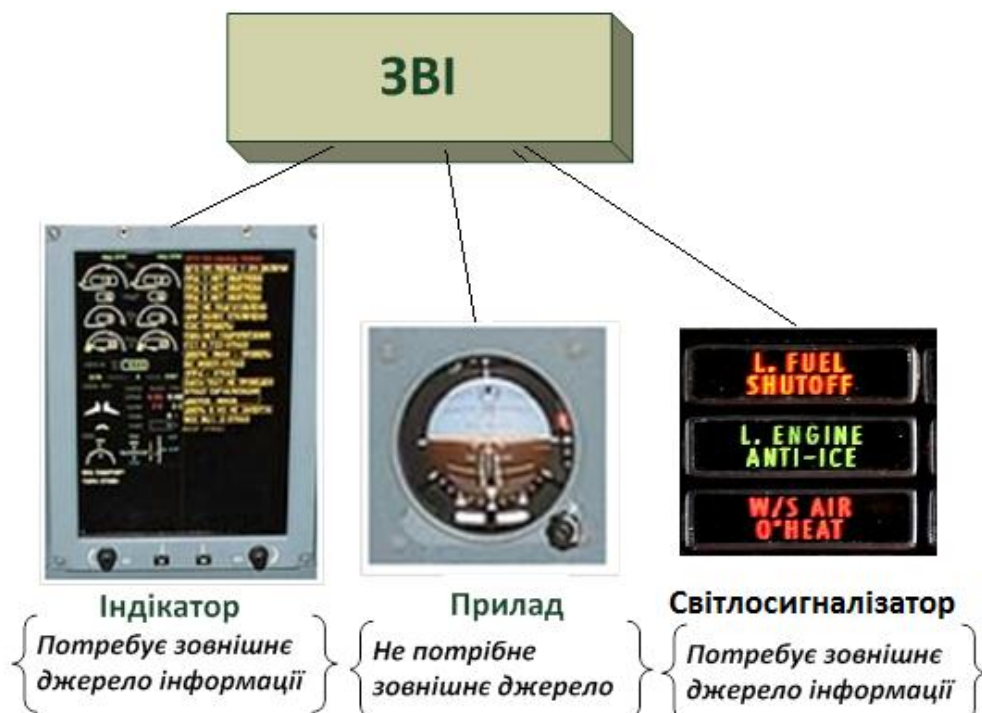


Рисунок 3.1 – Індикатор та прилад як засоби відображення інформації

Прилад здійснює вимір параметру, розрахунок вимірюваної величини та компенсацію похибок вимірювання, а також здійснює індикацію інформації. Отже він містить сенсор, контролер та індикатор. Сенсор - вимірює,

контролер - рахує, індикатор - відображає інформацію. Індикатор не містить сенсору. Сигналізатор змінює лише свій колір або стан.

У кабіні сучасного літака, наприклад Ан-148 (рис. 3.2), є усі класи засобів відображення інформації [4]. Індикатори, прилади та сигналізатори розміщені таким чином, щоб кут зору з місця пілота становив для пілотажно-навігаційних приладів -25 град, для інших приладів -35 градусів, для аварійних сигналізаторів -30 градусів, для інших сигналізаторів - 40. Будова та розміщення ЗВІ на різних типах ВС відрізняється. Проте, класичним вважається Т-подібне розташування пілотажно-навігаційних приладів (рис. 3.3).



Рисунок 3.2 – Панель приладів літака Ан-148 [2]

Уздовж горизонтальної лінії розміщують прилади, які характеризують рух у повздовжній та вертикальній площинах. Уздовж вертикальної лінії розташовують прилади, які характеризують рух у горизонтальній площині.

На сучасних повітряних суднах використовують систему електронної індикації інформації (Electronic Instrument System EIS).

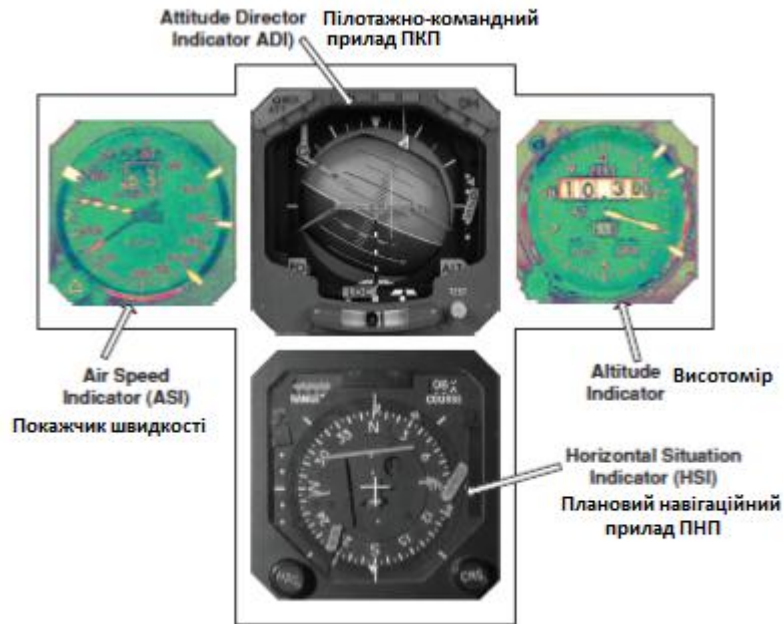


Рисунок 3.3 – Традиційне розташування пілотажно-навігаційних приладів [3]

Засоби відображення пройшли довгий історичний шлях від приладів на борту літака «Ілля Муромець» (1913) та «першого польотного дисплею» Смітта і синів (рис.3.4) (1918) до систем електронної індикації на борту літака Боїнг 787.

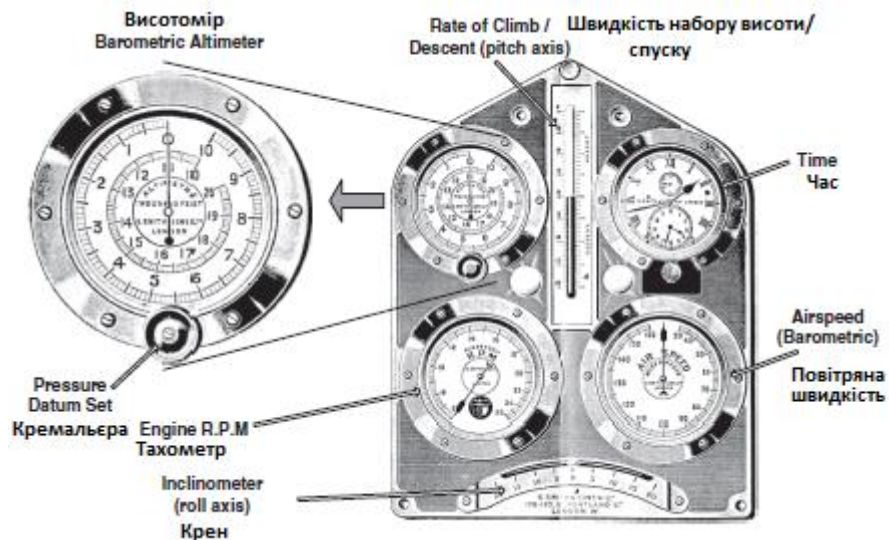


Рисунок 3.4 - Дошка приладів Сміт та сини [3]

У 1970-х роках відбулися революційні зміни в кабіні екіпажу: скоротили кількість членів екіпажу з трьох до двох, усунули бортінженера та передали його роль електронному централізованому монітору літака (ЕСАМ)

– Airbus, або системі індикації роботи двигуна та сигналізації екіпажу (EICAS) – Boeing, або комплексу авіаційного обладнання Як-42.

3.2 Призначення та будова електронної системи індикації польоту (Electronic Flight Instrument System EFIS)

Електронна система індикації польоту (EFIS) призначена для відображення параметрів польоту у зручній для пілота формі. Принцип її роботи засновано на передаванні інформації, яка характеризує параметр польоту, від сенсорів на дисплеї цієї системи (рис. 3.5).

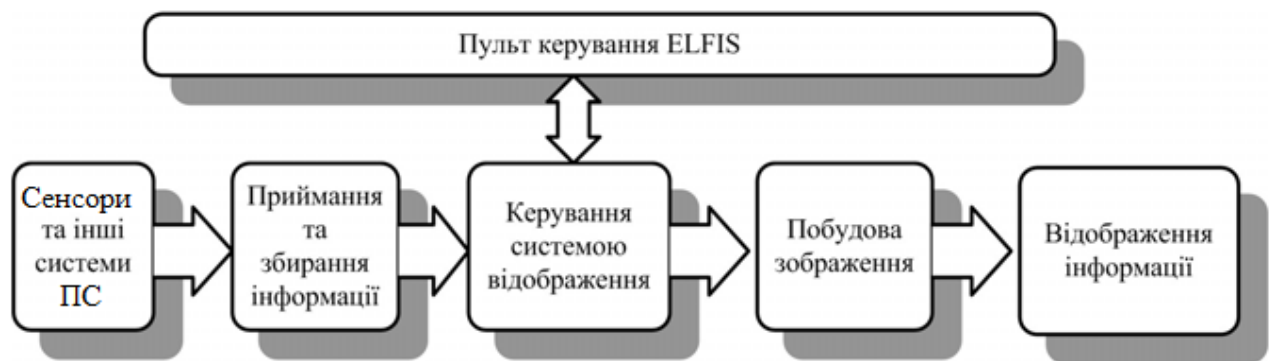


Рисунок 3.5 – Принцип дії електронної системи індикації [2]

Дані від різних сенсорів та інших систем ПК у цифровому вигляді подаються на пристрій збирання інформації, що виконує функції приймання даних та їх накопичення. Модуль керування системою визначає інформацію, яка повинна бути відображена, та готує її для відображення. Модуль побудови зображення за отриманими даними генерує цифрову картинку у відповідності з режимом роботи. Отримана цифрова «картинка» зображення передається на дисплей. Дисплей здійснює відображення інформації.

Як зазначено у підручнику [3], розрізняють три типи (архітектури) електронних систем індикації польоту:

- З попередньою побудовою зображення та спрощеним дисплеєм (Dumb Display Architecture – DDA);

- З попередньою обробкою інформації та напівінтелектуальним дисплеєм (Semi-Smart Display Architecture – SDA);
- З інтелектуальним дисплеєм (Fully-Smart or Integrated Display Architecture – IDA).

Їх поява відбувалася в процесі вдосконалення авіоніки за рахунок прогресу у галузі розробки нових засобів електроніки.

3.3 Електронна системи індикації польоту зі спрощеним дисплеєм

3.3.1 Функціонування системи

Функціонування системи з попередньою побудовою зображення та спрощеним дисплеєм ілюструє схема на рис. 3.6.

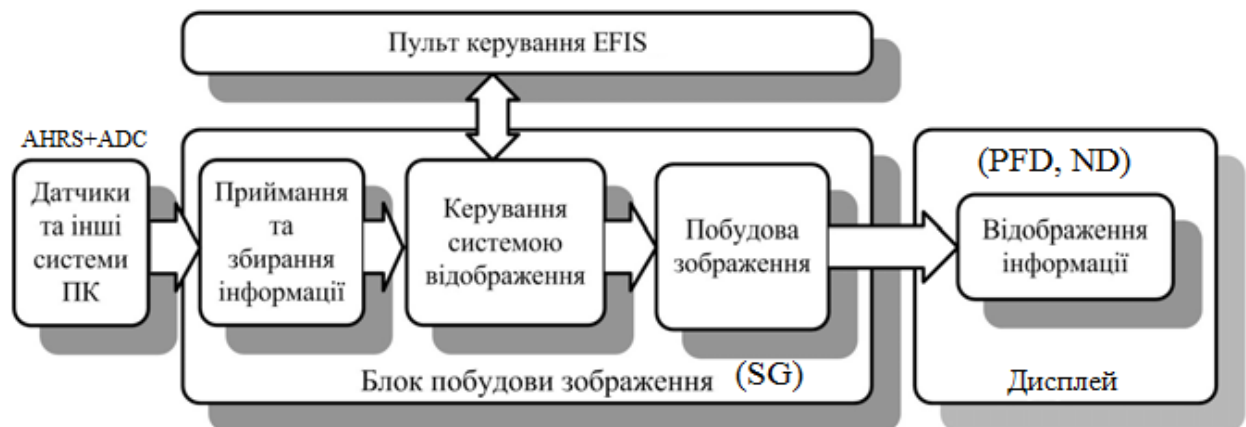


Рисунок 3.6 – Функціональна схема каналу системи з попередньою обробкою зображення [2]

Як видно з функціональної схеми на рис. 3.6 системи цього типу складаються з двох основних типів блоків: блока побудови зображення та дисплея. У блоці побудови зображення виконуються основні функції оброблення інформації та генерується зображення. Отримане у цифровому вигляді зображення передається за допомогою спеціальних цифрових каналів

передавання графічної інформації (наприклад, ARINC 629) у дисплей, який лише відображає уже побудоване зображення.

Перші системи EFIS цього типу [2] були встановлені на літаках Boeing 757, B-767, A-320 та Ан-148 [3]. До їх складу (рис. 3.7) входили по два спрощених дисплеї: первинний пілотажний дисплей (Primary Flight Display – PFD) та навігаційний дисплей (Navigation Display), три блоки побудови зображення (Signal Generator – SG) та прилади дублювання (Standby instruments - ISIS).

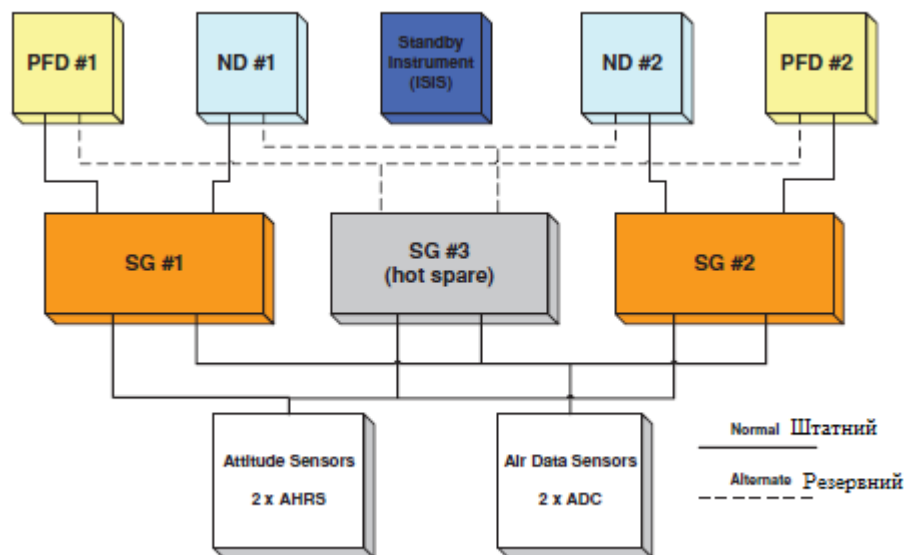


Рисунок 3.7 – Функціональна схема EFIS зі спрощеними дисплеями [3]

Система використовує сигнали від двох незалежно працюючих груп датчиків орієнтації (Attitude Sensors – AHRS) та висотно-швидкісних параметрів (Air Data Sensore – ADC). Блоки побудови зображення дозволяють незалежно будувати зображення для роботи обох дисплеїв. Блок SG #1 у штатному режимі керує роботою дисплеїв капітана за сигналами від групи сенсорів №1 (лівого борту). Відповідно блок SG #2 обслуговує дисплеї пілота за сигналами від сенсорів правого борту. Блок SG #3 знаходиться у гарячому резерві. У разі виходу з ладу одного генератора символів відповідні дисплеї вибирають свої входи з гарячого резерву. Дані, представлені на

дисплеях PFD1 і ND1, залишаються незалежними від даних на іншій стороні панелі приладів. Якщо один з дисплеїв виходить з ладу, тоді керуючий SG змінює свій вихід таким чином, щоб зображення на сусідньому дисплеї було складено з двох PFD/ND з усіма необхідними первинними даними польоту.

Прилади дублювання авіагоризонт, висотомір та показчик швидкості (ISIS) встановлені на панелі приладів (рис. 3.8, рис. 3.9). Вони дозволяють контролювати дані на дисплеях та дозволяють виконувати польот за приладами в умовах повної відмови системи EFIS.



Рисунок 3.8 – Розташування дисплеїв EFIS на панелі приладів Boeing 757 [5]

Таким чином, розглянуте функціонування та розміщення на панелі приладів спрощених дисплеїв системи відображення польотної інформації EFIS.

3.3.2 Індикація польотної та навігаційної інформації на первинному пілотажному (PFD) та навігаційному(ND) дисплеях достатньо прозоро висвітлена на двох рисунках рис. 3.10 та рис. 3.11. Зазначені дисплеї на панелях приладів можуть бути розташовані або один над одним (рис.3.8), або один біля одного (рис.3.2, рис. 3.9). Первинний пілотажний дисплей (PFD) (рис. 3.9) призначений для індикації положення літака у вертикальній площині [1, 2]. Як видно (рис. 3.10) цей індикатор виводить інформацію про повітряну швидкість та число Маха, відносно

висоту польоту, кути крену, курсу, тангажу, команди на дотримання глісади, а також інформацію про режими роботи автопілота.

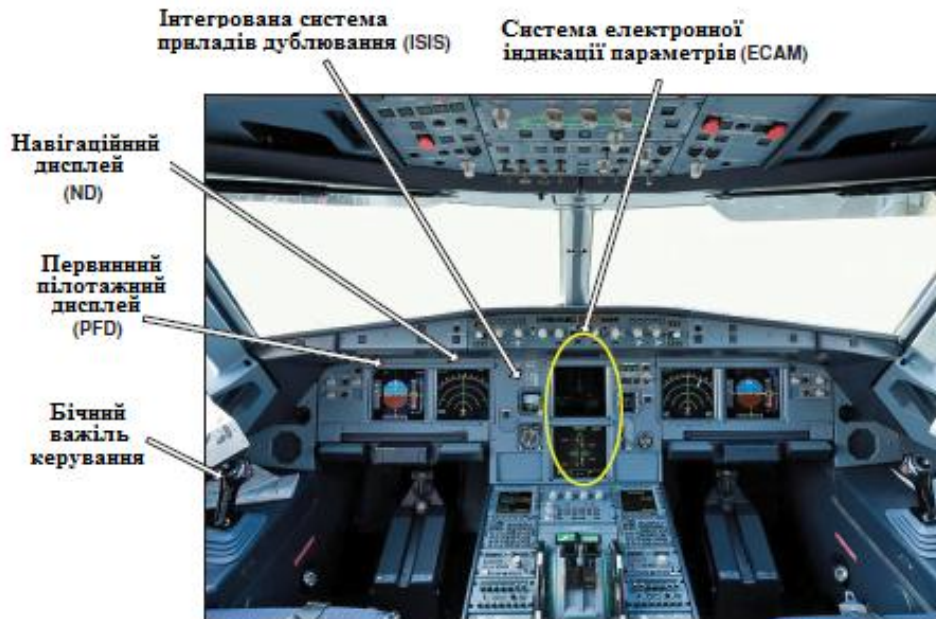


Рисунок 3.9 – Розташування дисплеїв EFIS на панелі приладів А-320 [3]

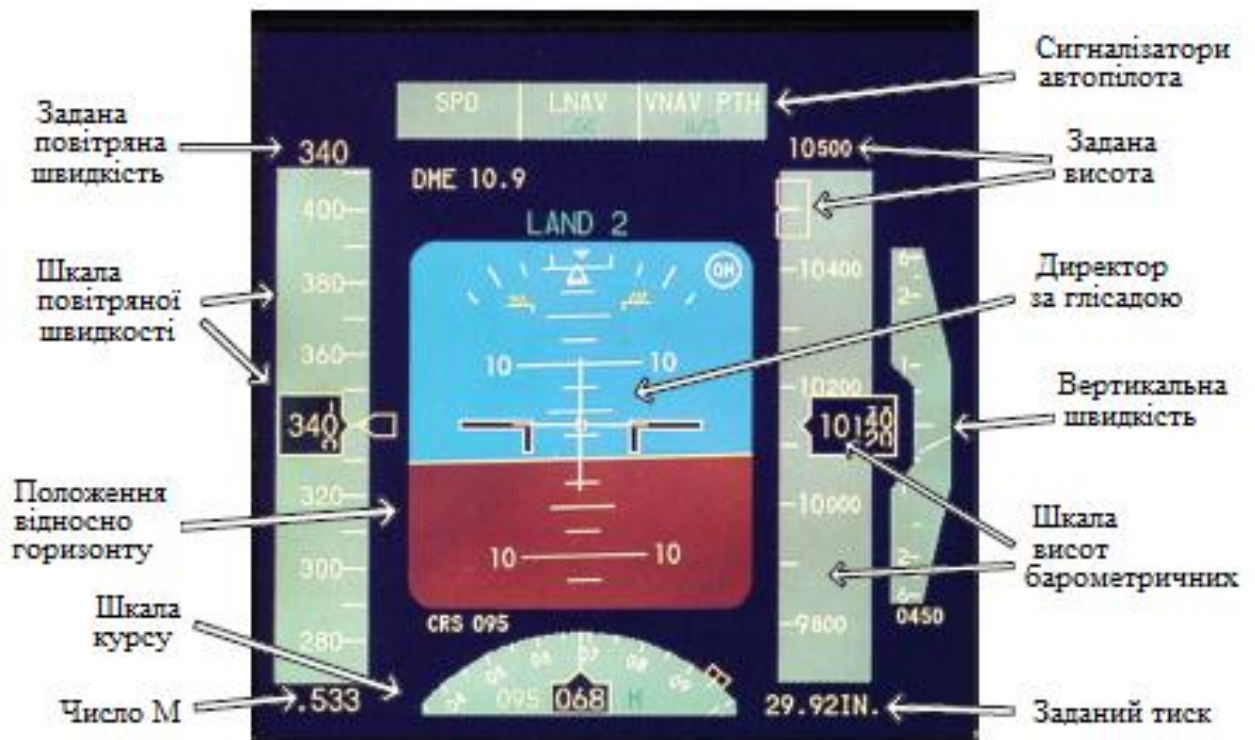


Рисунок 3.10 – Зовнішній вигляд первинного пілотажного дисплею [3]

Навігаційний дисплей (ND) (рис. 3.9) призначений для індикації положення літака у горизонтальній площині [1, 2].

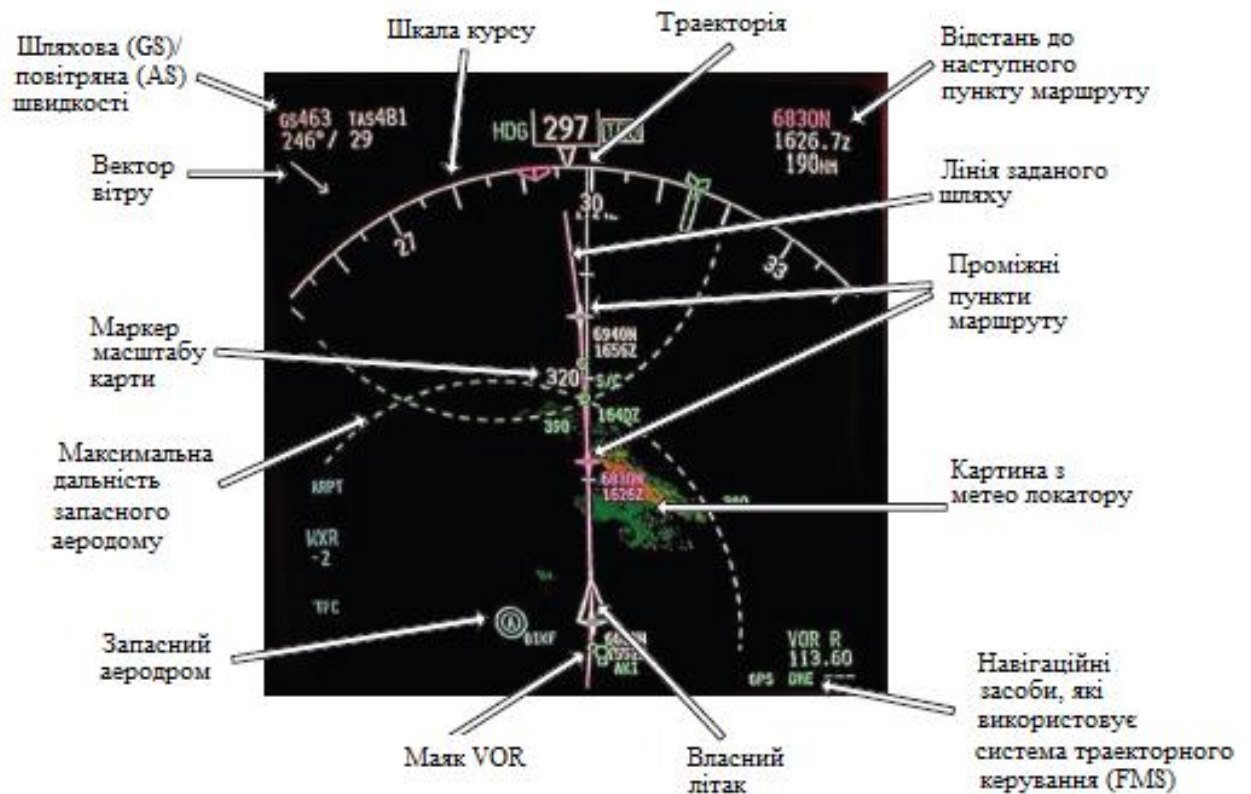


Рисунок 3.11 - Зовнішній вигляд навігаційного дисплею [3]

Як видно (рис. 3.11) цей індикатор виводить інформацію про траєкторні параметри польоту. До таких параметрів віднесені:

- шляхова швидкість;
- напрям та швидкість вітру;
- положення повітряного судна відносно лінії заданого шляху;
- частково-ортодромічні координати місця літака;
- положення радіомаяків системи ближньої навігації;
- картинка з метеорологічного локатора.

Іноді на одному з навігаційних індикаторів будують третю проекцію: траєкторію польоту при спостереженні з боку.

3.4 Прилади дублювання та інтегрована система приладів дублювання (ISIS)

Вимога забезпечення високої надійності отримання пілотажно - навігаційної інформації забезпечується встановлення на борт літака приладів дублювання або резервних приладів.

На перших варіантах повітряних суден з електронними системами індикації польоту прилади дублювання склалися з набору із трьох електро-механічних приладів. До їх складу входили: авіагоризонт, вказівник швидкості та барометричний висотомір (рис. 3.12).



Рисунок 3.12 – Прилади та система приладів дублювання

Останнім часом їх замінили електронні прилади на основі вбудованих твердотільних датчиків та повно кольорових рідинно-кристалічних дисплеїв (AMLCD). На зміну анероїдним коробкам прийшли п'єзо-резистивні датчики тиску (Рис. 3.13).

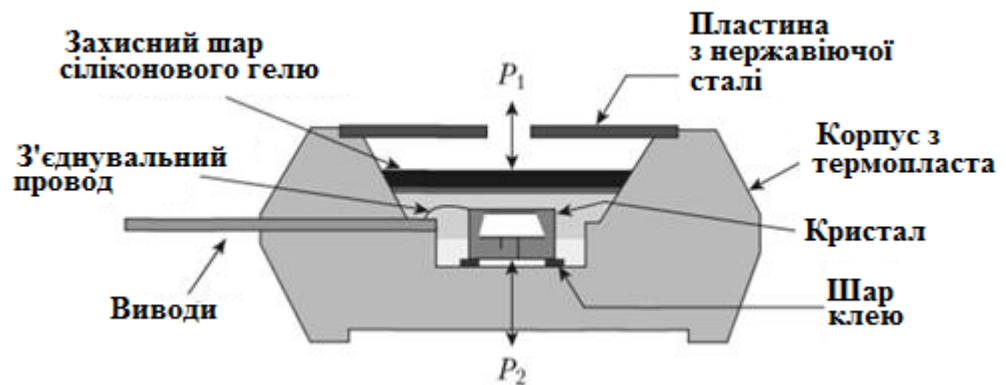


Рисунок 3.13 – Пієзо – резистивний датчик тиску

На зміну електромеханічним гіроскопам прийшли мікроелектромеханічні датчики швидкості та акселерометри (рис. 3.14).

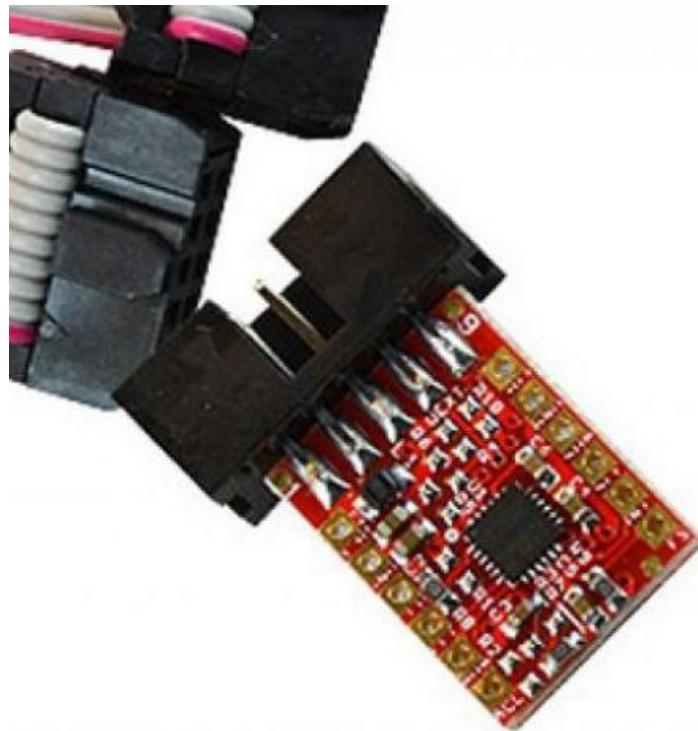


Рисунок 3.14 – Мікроелектромеханічний гіроскоп та акселерометр

Ці прилади поєднані у інтегровану систему, яка отримала назву інтегрована система приладів дублювання (ІСПД, ISIS). Корисна площа екрану цієї системи 2.4×2.4 дюйма². Живлення – 28 В постійного струму при потужності 15 Вт. Вона забезпечує відображення наступних параметрів [2]:

- кути тангажу, крену та курсу;

- індикаторної швидкості та числа M ;
- відносної висоти та заданого тиску;
- кута ковзання.

Формати відображення даних розроблено таким чином, щоб бути сумісними з основними форматами EFIS для зменшення часу адаптації пілота та навантаження на нього.

4 ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ З РОЗУМНИМИ ДИСПЛЕЯМИ

4.1 Електронна системи індикації польоту з напівінтелектуальним дисплеєм

4.1.1 Принцип роботи каналу системи

Функціонування каналу системи з попередньою обробкою інформації та напівінтелектуальним дисплеєм (SDA) ілюструє схема на рис. 4.1.

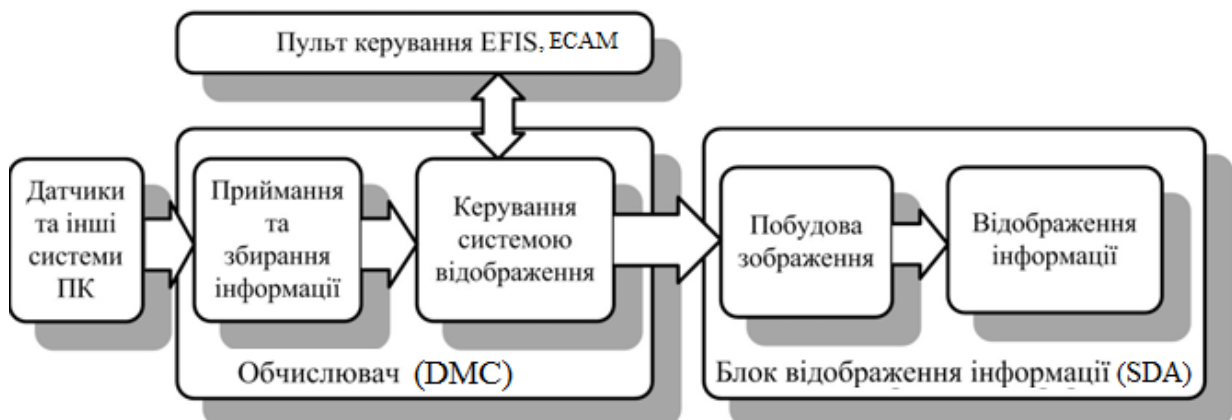


Рисунок 4.1 - Функціональна схема каналу системи з попередньою обробкою інформації та напіврозумним дисплеєм [2]

Як видно з функціональної схеми на рис. 4.1 канали системи цього типу складаються з двох основних типів блоків [2,3]: обчислювача (DMC) та дисплея (SDA). Обчислювач готує інформацію до відображення і в цифровому вигляді за допомогою надшвидкісного цифрового каналу передавання інформації (наприклад, ARINC 429) передає інформацію у певному режимі індикації. Дисплей виконує декілька операцій. По-перше він приймає дані, що мають бути відображені. По-друге будує графічне

зображення. По-третє відображає отримане графічне зображення на екрані. Отже, головна відмінна риса систем з попередньою обробкою інформації від системи індикації польоту зі спрощеним дисплеєм полягає у перенесенні функції побудови зображення з блоку побудови зображення до блоку відображення інформації або напівінтелектуального дисплею.

Зазначена особливість усуває потребу в спеціальному виділеному аналогово-цифровому інтерфейсі з високою пропускну здатністю від обчислювача до дисплея. Графічний процесор розміщений у дисплеї. Він збирає та компілює зображення в «список відображення» інструкцій на універсальній графічній мові, такій як OpenGL [3].

4.1.2 Склад, функціонування та розміщення дисплеїв

Перші електронні системи індикації польоту (EFIS) та електронної індикації параметрів загально літакових систем (ECAM), побудовані на основі напівінтелектуальних дисплеїв (DU), були встановлені [3] на борту аеробусів A330/340. Склад авіоніки з такими дисплеями представлено на рис. 4.2, а розташування дисплеїв на панелі приладів A340 представлено на рис. 4.3

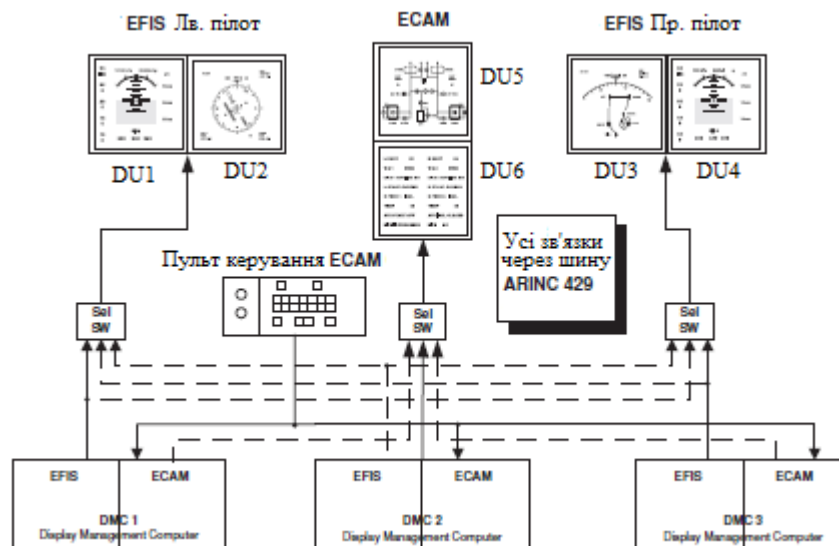


Рисунок 4.2 - Функціональна схема EFIS/ECAM зі напівінтелектуальними дисплеями

Як показано у посібнику [3] архітектура авіоніки передбачає для кожної основної ідентифікованої функції (наприклад, повітряно-швидкісні параметри) передбачені окремі замінні блоки (LRU). У Airbus A330/340 ці системи взаємодіють із системою дисплеїв через спеціальну багатоточкову послідовну шину даних ARINC 429.



Рисунок 4.3 - Розташування дисплеїв EFIS на панелі приладів А-340

Три обчислювачі DMC керують шістьма дисплеями DU. Кожен обчислювач може виводити чотири формати зображення: первинного польотного дисплею (PFD), навігаційного дисплею (ND) і двох дисплеїв ECAM. Передавання даних від обчислювача до дисплею здійснюється через спеціалізовану виділену шину даних ARINC 429 зі швидкістю 100 Кбіт/с. Для керування приєднанням обчислювача до дисплея призначені три трипозиційні перемикачі. Вони функціонують незалежно.

4.2 Електронна системи індикації польоту з інтелектуальним дисплеєм

На відміну від двох попередніх електронних систем індикації польоту функціональна схема каналу системи містить лише один елемент – розумний дисплей (рис. 4.4).

Як бачимо, усі функції приймання інформації, її обробки, побудови зображення та відображення інформації виконує інтелектуальний дисплей. Це дозволило значно знизити вимоги до смуги пропускання даних від джерел до дисплею. Електронні системи з інтелектуальним дисплеєм встановлені на борт таких літаків як Boeing 777, A-380, Boeing 787.

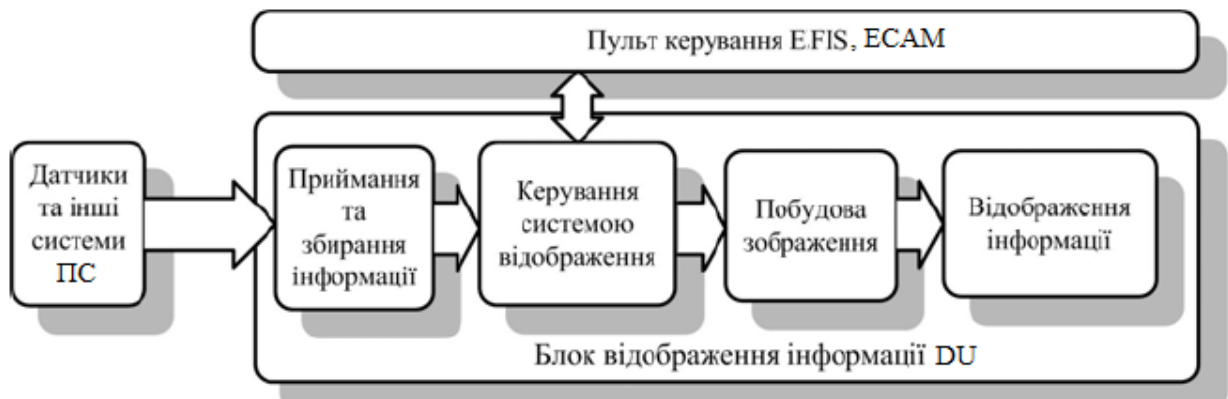


Рисунок 4.4 - Функціональна схема каналу системи з інтелектуальним дисплеєм [2]

Структура системи управління інформацією літака Boeing 777 (AIMS), яка показана на рисунку 4.5, ілюструє архітектуру інтегрованої модульної авіоніки (ІМА) з інтелектуальними дисплеями.

Шість інтелектуальних інтегрованих блоків відображення (дисплеїв) отримують дані, які передані до них із шафи AIMS через мережу шин даних ARINC 629 зі швидкістю 2 Мбіт/с. Мережа складається з двох шин, необхідних для резервування. Шафа AIMS забезпечує централізований і резервований обчислювальний ресурс. Цей ресурс містить функції бортового електроніки класичної об'єднаної архітектури, які представлені у вигляді програмних додатків.

Повноцінне програмне забезпечення операційної системи забезпечує безпечне та надійне розділене операційне середовище. Шафа AIMS керує подоланням збоїв внутрішніх функцій, переконфігуруючи додатки для роботи на решті функціональних обчислювальних ресурсів. Збій дисплея DU

компенсується представленням комбінованих форматів на інших засобах відображення DU.

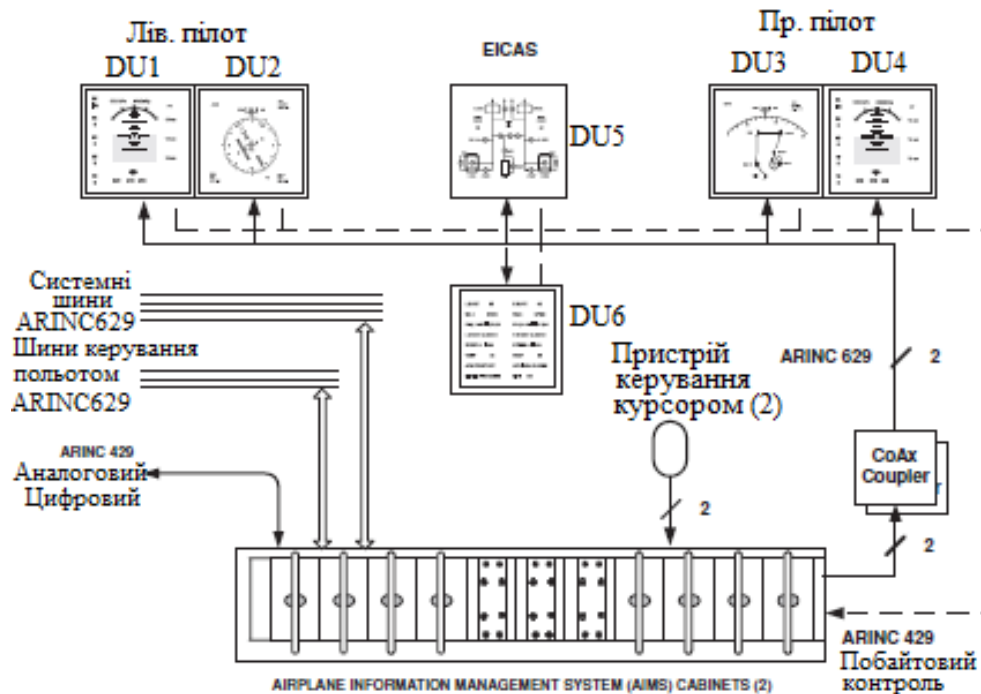


Рисунок 4.5 – Система управління інформацією літака Boeing 777

Панель приладів літака Boeing-777 представлена на рис. 4.6.



Рисунок 4.6 - Розташування дисплеїв EFIS на панелі приладів B-777

Порівняння панелей приладів на рисунках Рис. 4.3 та Рис. 4.6 показує їх дуже високу схожість. Отже за зовнішнім виглядом електронних систем

відображення інформації складно визначити тип дисплея який використано у ній. Необхідне ознайомлення з технічною документацією.

4.2.1 Панель приладів аеробуса А-380 (рис. 4.7) зберігає загальний вигляд панелей сімейства Airbus. Головний намір розробників Airbus полягає у спрощенні перенавчання пілотів.



Рисунок 4.7 – Компонівка кабіни екіпажу Airbus А-380

Як видно з рис. 4.7 електронна система індикації EFIS/ECAM має шість дисплеїв, як у літаків Airbus попереднього покоління; два розташованих поруч PFD та ND для кожного члена екіпажу та два вертикально розташовані дисплеї ECAM на центральній консолі. Однак формат дисплея змінився з квадратного 6,25 дюйма на прямокутний 6 × 8 дюйма.

На центральній консолі розташовані дисплеї системи керування польотом (FMS), розміри яких співпадають з розмірами дисплеїв EFIS/ECAM. Відмінною особливістю кабіни екіпажу є наявність електронної довідникової системи (Electronic Flight Bag EFB), до якої екіпаж має доступ через два великі дисплеї прямокутної форми.

4.2.2 Панель приладів аеробуса Boeing – 787, представлена на рис. 4.8. Її компоновка суттєво відрізняється від розміщення системи відображення інформації на борту літака Boeing 777 (рис. 4.6).

По-перше, система на рис. 4.8 складається з п'яти 15 дюймових широкоформатних дисплеїв:

- двох пілотажно-навігаційних дисплеїв для кожного з пілотів;
- двох багатофункціональних дисплеїв;
- дисплея керування на середній панелі.



Рисунок 4.8 – Компоновка кабіни екіпажу літака Boeing 787

Пілотажно-навігаційний дисплей поєднує можливості PFD та ND.

Багатофункціональні дисплеї дозволяють будувати наступні зображення:

- карту;
- план польоту;
- аеронавігаційну карту;
- навколишні повітряні судна;
- параметри роботи двигунів та іншого обладнання.

Дисплей керування пов'язаний з системою керування польотом (FMS). Він дозволяє здійснювати керування цією системою та отримання інформації від неї.

По-друге, вона має два підвісних скляних екрана (HUD) з проекційним обладнанням виробництва фірми Rockwell Collins. Зазначені екрани забезпечують підвищення якості пілотування в умовах поганої видимості при зльоті та посадці. Наявність цих екранів сертифікована як стандарт.

По-третє, система включає два дисплеї електронної довідникової системи (Electronic Flight Bag EFB) (рис. 4.8). Це забезпечує безпаперовий інтерфейс для відеоспостереження, обчислення даних про характеристики літака, навігаційних карт, електронних документів і бортових журналів.

Як видно з розглянутих компоновок, електронна система індикації польоту з інтелектуальним дисплеєм містить нові пристрої відображення інформації. Одним з таких пристроїв є електронна довідникова система.

4.3 Електронна довідникова система

4.3.1 Електронна довідникова система (EFB) призначена для зберігання довідникової інформації, яка може знадобитися екіпажу під час польоту, індикації її на екрані за запитом та полегшення виконання розрахунків.

До складу цієї інформації, як правило, належать: польотні карти; дані про повітряні траси; стандартні схеми вильоту SID та прильоту STAR; схеми заходу на посадку; бюлетені NOTAM; інструкцію з льотної експлуатації повітряного судна; скорочений довідник пілота QHR; інструкції авіакомпанії; схеми аеродромів; характеристики повітряного судна; список мінімально необхідного для виконання польоту обладнання; список відхилень літака від стандартної конфігурації; контрольні переліки операцій, які виконуються у нормальних, ненормальних та аварійних ситуаціях. Приклади форматів зображень представлені на рис. 4.9. за даними з посібника [1].

При роботі спільно з навігаційними системами електронна довідникова система має можливість вказувати положення повітряного судна на карті або схемі, індикація якої здійснюється.

Підключення EFB до модему мережі авіаційного зв'язку дозволяє організувати доступ до документів, що знаходяться у наземних серверах, організувати отримання та індикацію карти погоди.

У зв'язку з впровадженням концепції Communication, Navigation, Surveillance for Air Traffic Management довідникова система виконує ряд додаткових функцій:



Рисунок 4.9 – Приклади довідникових форматів зображень (Boeng, Universal Avionics, Honeywell)

- індикація даних про повітряний рух та рух на аеродромі, отриманих по каналу автоматичного залежного спостереження (функція CDTI);
- індикація вертикального (рис. 4.9в), бокового та повздовжнього ешелонування повітряних суден;
- здійснювати зв'язок з диспетчером за лінією передачі даних (функція CPDLC).

Також довідникова система може виконувати функцію електронного бортового журналу. Проблеми, що виникли у польоті та занесені до журналу, можуть бути одразу передані наземним службам з допомогою системи адресного зв'язку.

4.3.2 За принципом роботи EFB являє собою персональний комп'ютер пілота. Конфігурація цього комп'ютера співпадає з конфігурацією планшета або ноутбука.

Індикація здійснюється з допомогою терміналу, який складається з дисплея та клавіатури (рис. 4.10). Клавіатура може бути замінена на сенсорний екран (рис. 4.11).



Рисунок 4.10 – Термінал та обчислювач C-130T CMC Electronics [6]

Клавіатура може бути замінена на сенсорний екран (рис. 4.11). Розрізняють три класи електронних довідникових систем. До класу 1

відносять звичайні мобільні комп'ютери (ноутбуки) із завантаженим спеціальним програмним забезпеченням, яке функціонує в межах звичайної операційної системи. До класу 2 належать звичайні комерційні ноутбуки, які доопрацьовані з метою підвищення міцності та забезпечення можливості живлення від мережі літака. До класу 3 належать бортові спеціалізовані комп'ютери, які встановлені стаціонарно та дозволяють вирішувати усі завдання цієї системи. Їх програмне забезпечення, як правило функціонує під керування відкритих операційних систем, наприклад Linux.

Апаратура систем третього класу повинна складатися з наступних елементів:

- термінал з екраном;
- генератор символів, який формує вигляд зображення;



Рисунок 4.11 – Термінал з сенсорним екраном

- сервер або вбудований, або сітьовий, який зберігає бази даних;
- органи керування або сенсорний екран;

- центральний процесор з пристроями введення виведення;
- завантажувач для оновлення документів, наприклад порт USB або Wi-Fi модем.

5 СИСТЕМА ВІЗУАЛЬНОГО СУПРОВОДУ HEAD-UP DISPLAY (HVGS)

Два підвісних скляних екрани (HUD) з проекційним обладнанням та зв'язками з відповідними елементами авіоніки (рис. 5.1) утворюють систему візуального супроводу на лобовому склі.



Рисунок 5.1 – Компоновка системи візуального супроводу у кабіні екіпажу літака Boeng 787

Сталої назви цієї системи поки не існує [3]. Фірма Honeywell називає цю систему Visual Guidance System (VGS), фірма Rockwell Collins Flight Dynamics називає ці системи Head-up Guidance Systems (HGS), фірма Thales Avionics іменує їх як Head-up Flight Display Systems (HFDS). Однак, поза залежністю від назви призначення цих систем та їх функції однакові.

5.1 Призначення та функції системи візуального супроводу

Система візуального супроводу (HUD) встановлена на борт як засіб автоматизації виконання пілотом керування положенням повітряного судна без переведення уваги на дисплеї, які розташовані на панелі приладів. У зв'язку з цим HUD може виконувати наступні функції:

- індикація пілотажно-навігаційних параметрів;
- демонстрація штучних візуальних орієнтирів у складних метеорологічних умовах;
- відображення синтезованого з допомогою комп'ютера зображення оточуючого повітряне судно середовища.

Забезпечення роботи пілота з піднятою головою без переведення уваги на інші дисплеї досягнуто за рахунок винесення індикаторів на рівень очей пілота та здійснення колімації зображення.

Колімація здійснюється оптичною системою HUD шляхом перетворення пучка променів від точкового джерела в паралельний набір променів. Завдяки цьому зображення проектується не на площину екрана, а в нескінченність. В результаті пілот бачить це зображення як би на відстані, тому акомодация зору на екрані не потрібна. Крім того, колімація має ще дві позитивні риси. Перший полягає в тому, що рух голови пілота з розрахункової позиції не впливає на сприйняття зображення. Другий - колімація частково компенсує вібрацію екрана разом з корпусом літака.

5.2 Комплект та розміщення на борту

Типова система HUD, показана на рисунку 5.2, складається з наступних лінійно-замінних блоків (LRU):

- *комп'ютер керування дисплеєм*, який отримує дані від сенсорів літака та генерує символіку дисплея;

- **надголовний-проектор**, який включає електронно-променеву трубку (ЕПТ) або рідинно-кристалічний дисплей плюс колімаційну оптику, яка проектує зображення на комбайнер;

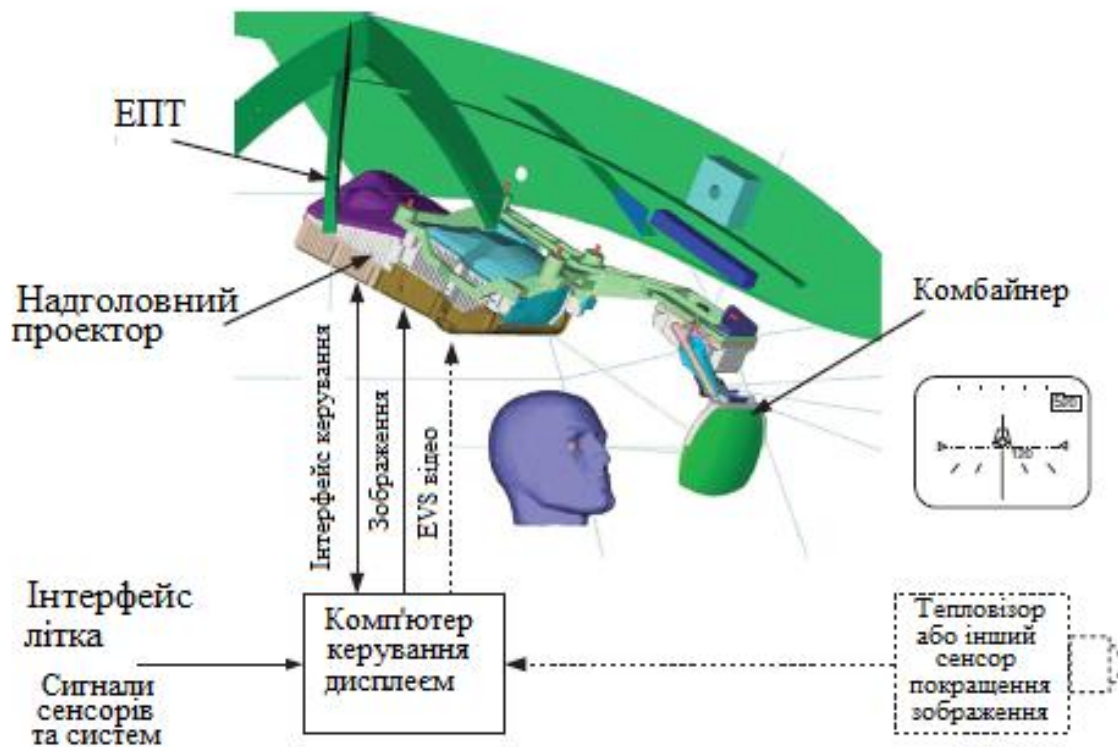


Рисунок 5.2 – Функціональна схема системи візуального супроводу [3]

- **комбайнер**, голографічний оптичний елемент (скляна або пластикова пластина), встановлений за лобовим склом, який відображає проєктоване зображення в очі пілота, пропускаючи при цьому навколишнє світло;

- **панель керування**, яка використовується екіпажем для вибору режимів і функцій HUD, а також для введення даних, які комп'ютер не отримує від датчиків літака;

- **панель оповіщення**, яка надає інформацію про стан HUD та інформацію попередження.

Проектор та комбайнер закріплені у верхній частині кабіни екіпажу. Комбайнер можна прибрати (скласти), коли він не потрібен.

5.3 Принцип роботи

Комп'ютер керування дисплеєм отримує дані від бортових систем і формує необхідний формат відеосигналу. Індикація польотно-навігаційних параметрів передбачає зв'язок цього комп'ютера з відповідними датчиками авіоніки навігаційної системи. Вихід штучних візуальних орієнтирів базується на сигналах від системи покращеного бачення (EVS). Середовище, що оточує літак, відображається на основі інформації від системи синтетичного зору (SVS). Побудований відеосигнал передається від контролера на проектор.

Надголовний-проектор перетворює відеосигнал на зображення на своєму екрані. Як проектор використовується або електронно-променева трубка (ЕПТ), або рідкокристалічний дисплей з активною матрицею. Оптична система колімує зображення і передає його до комбайнеру. Комбайнер розширює зображення і передає його проекцію до площини зіниць пілота.

Традиційно HUD, застосовувані до цивільних транспортних літаків, використовували оптичну схему формування зіниці (рис. 5.3).

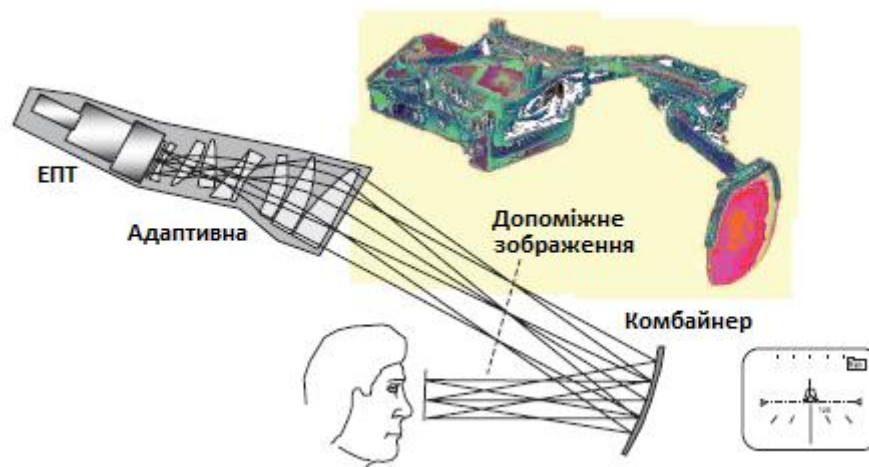


Рисунок 5.3 – Принцип роботи оптики HUD [3]

Оптика цього типу HUD класифікується як «складена» система. Оптику можна вважати подібною до телескопа, в якому світло від джерела зображення фокусується на площині в просторі між лінзою об'єктива та окуляром. Реальне зображення, сформоване в цій площині, згодом збільшується окуляром перед тим, як передати в око. У випадку HUD заломлюючі елементи лінзи поблизу джерела зображення подібні до об'єктива телескопа; оскільки ці елементи діють як реле між ЕПТ і реальним зображенням, вони спільно відомі як «збірка релейних лінз». Комбайнер займає місце окуляра телескопа, збільшуючи та колімуючи реальне зображення. Зазвичай оптичну силу комбайнера підтримують голографічним способом.

Голограма налаштована на вузько смугове спектральне випромінювання джерела зображення, яке вона відображає та збільшує з високою ефективністю, передаючи при цьому широкий спектр реального оточуючого літак середовища з низькими втратами. Завдяки цьому пілот одночасно бачить і зображення від системи візуального супроводу, і реальну картину оточуючого літак середовища.

5.4 Індикація пілотажно-навігаційних параметрів

Для пілота найважливішою особливістю HUD є відображення напрямку вектору переміщення центру мас літака (напряму вектору шляхової швидкості) у комбінації з орієнтирами зовнішнього середовища. Індикація цього напрямку вектору забезпечує миттєву та своєчасну індикацію напрямку польоту літального апарату. Під час заходу на посадку та посадки пілот може просто витримувати глісаду шляхом пілотування таким чином, щоб напрямок вектору швидкості знаходився у розрахунковій зоні приземлення (TDZ). Контроль за напрямком вектору швидкості дозволяє пілоту «помітити» виникнення дрейфу або бокового ковзання при посадці літального апарату. Під час заходу на посадку з обмеженою видимістю пілот

може не переводити погляд до пілотажного дисплею, використовуючи візуальні підказки напрямку інструментальної системи посадки на екрані HUD. Його увага спрямована точно на потрібну точку в просторі, щоб візуально побачити злітно-посадкову смугу на мінімумах заходження на посадку. Якщо критерії мінімуму не задовольняються, він може швидко та впевнено виконати відповідний маневр.

Використання зазначеної інформації в поєднанні з іншими сигналами на HUD дозволяє пілотувати вручну та підтримувати бажану повітряну швидкість з точністю до 2 вузлів, курс з точністю до 2° , висоту з точністю до 50 футів і тангаж з точністю до $0,5^\circ$.

Стандартний формат індикації пілотажно-навігаційних параметрів з допомогою HUD, показаний на рисунку 5.4.

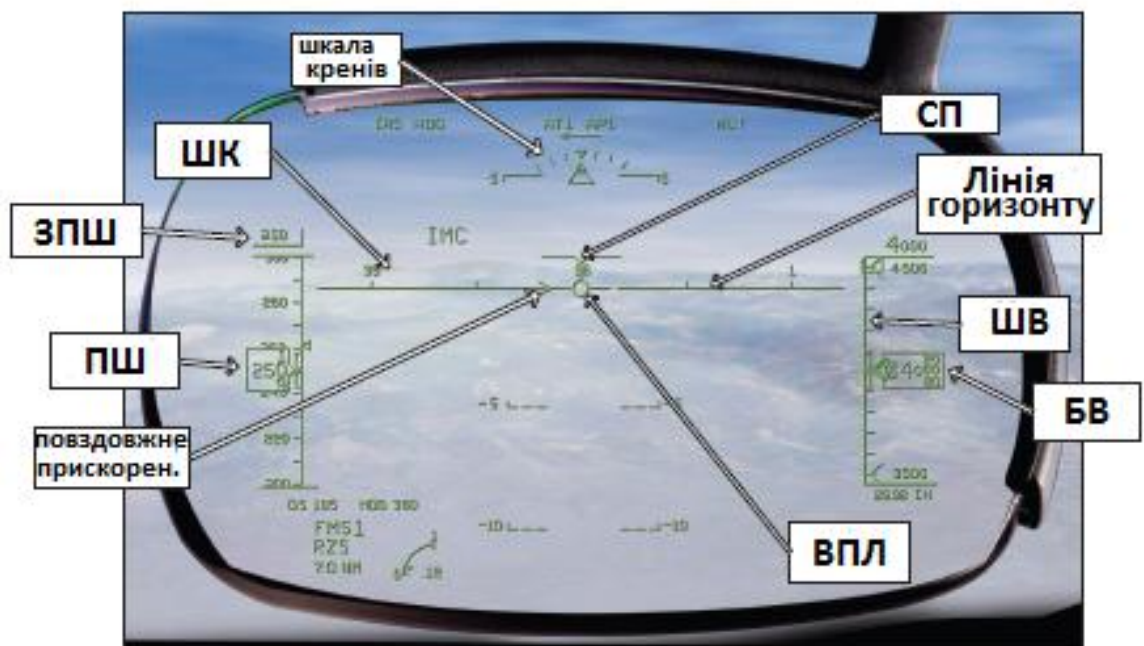


Рисунок 5.4 - Типовий пілотажно-навігаційний формат HUD

Призначення символів:

- Вектор переміщення центру мас літака (ВПЛ) у вигляді символу маленького літака. Він забезпечує конформне відображення миттєвого значення поздовжньої та поперечної складової даного вектору. Напряом цього

вектору вказує, куди летить літак, а не напрям заданої траєкторії. У горизонтальному польоті цей символ буде накладатися на лінію горизонту. Під час заходу на посадку даний символ можна використовувати для контролю фактичної точки приземлення літака. При правильному заходженні на посадку опорна лінія глісади та символ траєкторії польоту накладаються на зону приземлення.

- Символ проекції (СП), який має вигляд чайки у верхній частині дисплея показує орієнтацію повздовжньої вісі літака відносно лінії горизонту (ЛГ).
- Курс позначається конформно через кожні 10° на лінії горизонту на шкалі курсу (ШК).
- Задана швидкість (ЗПШ) заходу на посадку вводиться екіпажем у систему та відображається у верхній частині шкали повітряної швидкості.
- Фактична повітряна швидкість (ПШ) відображається у вікні посередині шкали повітряної швидкості.
- Шкала барометричної висоти (ШБВ) та поточне значення цієї висоти (БВ).
- У верхній частині дисплея з'являються рамки сповіщувачів і вказують на режими автопілота, як поточний, так і активований (заданий).
- Шкали системи посадки за приладами (ILS) з'являються внизу шкала відхилень за курсом, а праворуч – відхилень від глісади.
- Директорний сигнал генерується системою з променів ILS і датчиків літака через аеродинамічну модель літака. Якщо пілот маневрує літальним апаратом так, щоб маркер траєкторії польоту перекривав директорний сигнал, система точно опустить літак до точки приземлення літака.
- Кут опорної лінії глісади вибирає пілот. Якщо встановлено ILS, опорна лінія глісади буде встановлена на те саме значення. Якщо опорна лінія глісади встановлена на 3° , і ця лінія накладається на візуальну точку приземлення літака, тоді літак має бути на глісаді 3° .

- Різниця між бажаною швидкістю заходження на посадку та фактичною швидкістю літака відображається як «лінія помилки швидкості» на символі траєкторії польоту у вигляді стрічки, що виходить із «лівого крила» символу траєкторії польоту. Якщо швидкість нижча від встановленої швидкості, стрічка простягається нижче лівого крила символу траєкторії польоту, а якщо швидкість надто висока, — вище.

5.5 Демонстрація штучних візуальних орієнтирів у складних метеорологічних умовах

Комп'ютер керування дисплеєм використовує інформацію від систем покращеного бачення (EVS) для відображення штучних візуальних орієнтирів. Ця система є електронним засобом для забезпечення льотного екіпажу отриманим із датчиків або покращеним зображенням зовнішнього середовища за допомогою використання пасивних датчиків зображення, таких як передні інфрачервоні та/або пристрої підсилення зображення з низьким рівнем освітленості, або активні датчики зображення, такі як радіолокатори міліметрового діапазону хвиль.

На відміну від реального вигляду зовнішнього середовища, зображення покращеного бачення буде монохромним. Якість зображення покращеного бачення та чутливість датчика покращеного бачення залежить від атмосферних умов і умов зовнішнього видимого та невидимого джерела енергії. Параметри підсилення сенсора та параметри яскравості чи контрастності HUD можуть значно вплинути на якість зображення. Крім зазначених джерел інформації, EVS має можливість використовувати інформацію з топографічної бази даних.

Зони використання системи покращеного бачення при посадці за другою категорією ICAO наведені на рис. 5.5. З цього рисунку видно, що сегмент, який використовує інформацію від EVS, починається на висоті 200 футів над зоною посадки і закінчується на висоті 100 футів [2].

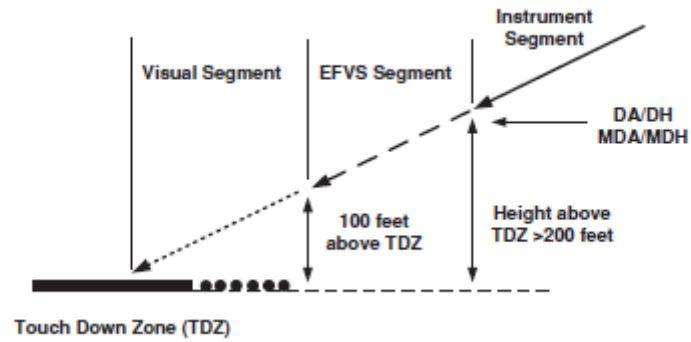


Рисунок 5.5 - Мінімуми заходу на посадку EVS та точки візуального переходу

Демонстрація від системи EVS має бути конформною, тобто зображення від датчика, символіка польоту літака та інші ознаки, які посилаються на комбайнер, узгоджуються із виглядом зовнішнього середовища.(див. Рисунок 5.6).

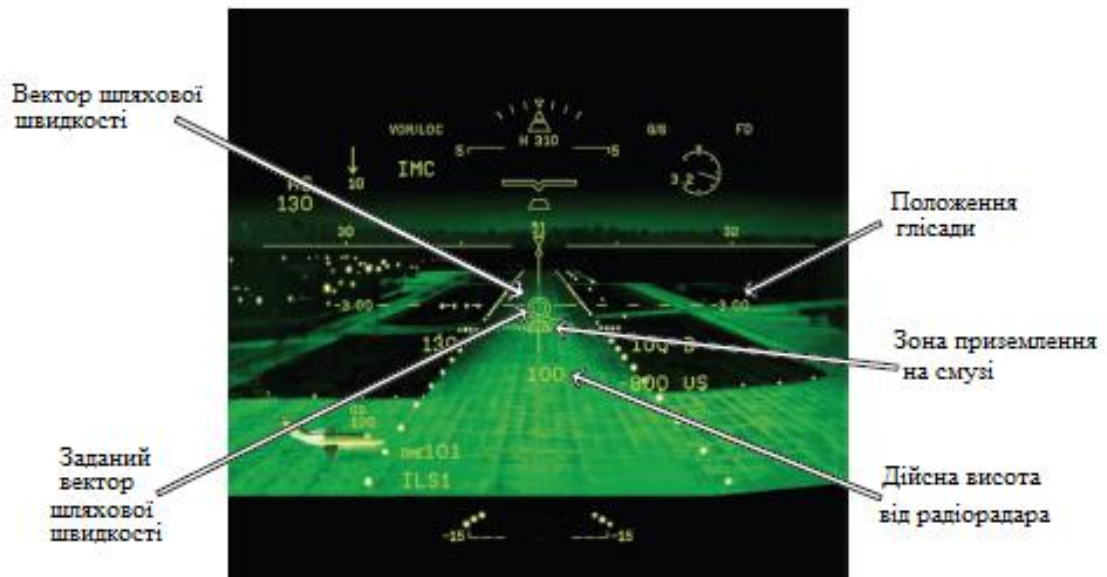


Рисунок 5.6 - Зображення EVS HUD (датчик плюс директорна символіка)

Таким чином, представлено принцип дії функції відображення штучних орієнтирів на екрані HUD.

5.6 Відображення синтезованого з допомогою комп'ютера зображення оточуючого повітряне судно середовища

Комп'ютер керування дисплеєм використовує інформацію від системи синтетичного бачення (SVS) для відображення створеного комп'ютером зображення середовища навколо літака.

Системи синтетичного бачення (SVS) допомагають «побачити» місцезнаходження злітно-посадкової смуги та інших об'єктів у зоні аеродрому в умовах поганої видимості. SVS — це комп'ютерно інтегрований засіб для відображення синтетичного зображення рельєфу місцевості, над якою знаходиться літальний апарат, яким його бачив би екіпаж в нормальних погодних умовах. Для побудови зображення використовують інформацію про орієнтацію повітряного судна та його місцезнаходження від високоточної навігаційної системи та бази даних рельєфу, перешкод і відповідних культурних особливостей з довідникової системи.

SVS може забезпечити розширене інтуїтивне уявлення про середовище польоту разом із зображенням небезпечної місцевості та перешкод, а також характеристик аеропорту з точними навігаційними вказівками.

Просторовий дисплей може надавати інформацію про політ у вигляді тривимірної моделі одного з двох форматів. Перший формат показує як виглядає рух літака із кабіни екіпажу (егоцентричний вигляд) (рис. 5.7 *a*). Другий формат (екзоцентричний вигляд) показує як виглядає рух літака з позиції зовнішнього спостерігача (рис. 5.7 *b*).

З рухом літака змінюється і зображення на екрані. Траєкторія руху літака може бути зображена як асфальтована дорога або як серія воріт, що висять перед літальним апаратом (дорога в небі) (рис. 5.8). Завдання пілотування зводиться до утримання символу вектору шляхової швидкості в межах воріт.



Рисунок 5.7 – Егоцентричний та екзоцентричний вигляди польоту літака

Зображення синтезуються на основі даних про положення літака з навігаційної системи, рельєфу з бази даних про земну поверхню та особливостей аеродрому з бази електронної довідникової системи.

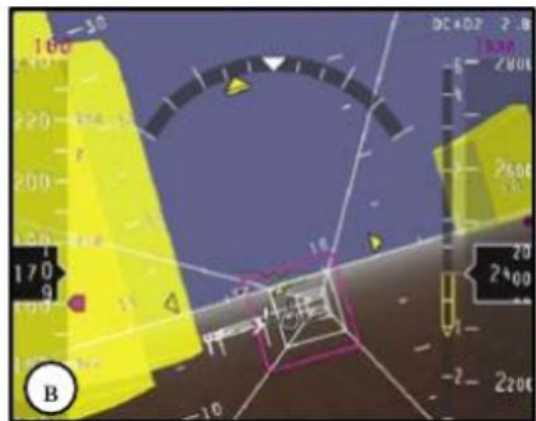


Рисунок 5.8 – Синтетичне зображення «Дорога у небі»

6 БОРТОВІ КОМП'ЮТЕРИ АВІОНІКИ

6.1 Принцип побудови бортового комп'ютера

Бортовий комп'ютер авіоніки (БКА) — це спеціалізований бортовий комп'ютер або вбудований контролер. Він здійснює усі обчислення, які необхідні для виконання функції авіоніки в режимі реального часу.

Прикладне програмне забезпечення попередньо завантажується в пам'ять прикладних програм БКА на землі та зберігається у комп'ютері під час польоту.

Зовнішній вигляд зазначених комп'ютерів може бути різноманітним (рис. 6.1). Деякі основні БКА, такі як комп'ютери системи траєкторного керування, комп'ютери керування польотом та комп'ютери керування дисплеєм, можуть нагадувати традиційний промисловий комп'ютер. Коробка у стійці авіоніки не дуже відрізняється від персонального комп'ютера під столом, за винятком того, що її розміри інші.



Рисунок 6.1 – Зовнішній вигляд БКА [7]

Інше обладнання систем авіоніки може не виглядати як комп'ютер, але насправді має подібне обчислювальне обладнання для виконання алгоритмів обробки інформації, наприклад розумні дисплеї, панелі керування, дистанційні концентратори даних, інерціальні навігаційні системи, системи повітряних сигналів тощо.

Архітектура типового БКА (рис. 6.2) містить наступні елементи:

- Джерело живлення: перетворює напругу первинного джерела живлення літака 115 В змінного струму 400 Гц або 28,5 В постійного струму на стабілізовану напругу стабілізовану напругу постійного струму, необхідну для живлення елементів компютера (зазвичай +5 В для напівпровідникових приладів та мікросхем).

- Центральний процесор (CPU) плюс пам'ять програм і даних: призначені для завантаження прикладного програмного забезпечення та виконання бажаної функції конкретної підсистеми авіоніки.

- Інтерфейс вводу/виводу: призначений для забезпечення зв'язків CPU з реальними датчиками та виконавчими пристроями.

- Інтерфейс зв'язку шини даних: необхідний для з'єднання окремих спеціалізованих контролерів у єдину обчислювальну систему авіоніки.

У свою чергу інтерфейс вводу/виводу даних складається з декількох компонентів. Перший компонент, про який я Вам вже казав, це аналогово-цифровий перетворювач (ADC). На його вході діє нормалізована напруга або струм, а на виході формується «цифрове слово» (див. лекцію 1). Він забезпечує зв'язок БКА з бортовими аналоговими сенсорами. Конкретика сенсору залежить від функції авіоніки, яка реалізується з допомогою конкретного БКА. Другий компонент (рис. 6.2) – це цифро-аналоговий перетворювач (DAC). Його завдання полягає у забезпеченні зв'язку між CPU та аналоговим виконавчим пристроєм. Третій компонент система синхронізації реального часу з дискретними обчисленнями, які допустимо назвати таймер реального часу (ТРЧ).

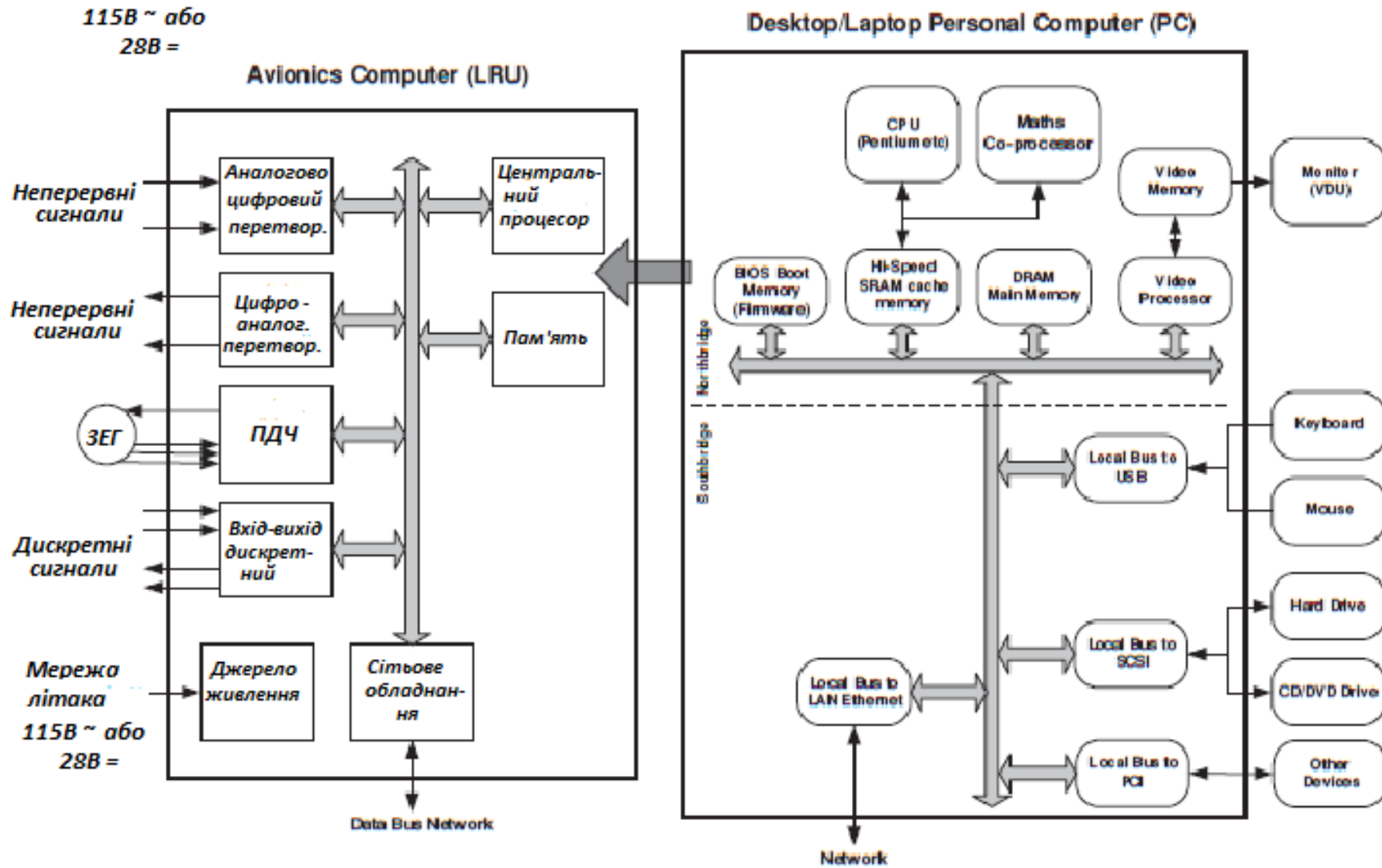


Рисунок 6.2 – Порівняння архітектур бортового комп'ютера авіоніки та персонального комп'ютера

Четвертий компонент – це система вводу-виводу дискретних сигналів. Вона призначена для забезпечення обміну інформацією між дискретними сенсорами та виконавчими пристроями і центральним процесором.

Інтерфейс зв'язку шини даних конструктивно є набором сітьового обладнання, необхідного для створення бортової керувально-обчислювальної мережі.

Незалежно від того, федеральна архітектура чи інтегрована модульна архітектура авіоніки встановлена на борту, обчислювальне ядро БКА має подібну конструкцію. Воно містить центральний процесор CPU, який виконує прикладне програмне забезпечення, що зберігається в його пам'яті. У свою чергу, CPU містить арифметико-логічний блок (АЛБ) та пам'ять. АЛБ виконує математичні та логічні операції в двійковій арифметиці. Пам'ять складається з двох частин: області пам'яті лише для читання, яка містить прикладне програмне забезпечення, та області пам'яті для читання/запису, яка зберігає обчислювальні змінні. Обчислювальні змінні, як правило є результатами роботи сенсорів або іншого бортового обладнання.

Порівняння архітектур бортового комп'ютера авіоніки та персонального комп'ютера (рис. 6.2) показує їх досить велику схожість. Отже бортова авіоніка використовує дуже велику кількість компонентів і технологій притаманних побутовим комп'ютерам. Незважаючи на це БКА повинен надійно працювати в суворому тепловому, вібраційному та електромагнітному середовищі.

На рисунку 6.3 показана типова конструкція БКА у вигляді локального змінного блоку (Local Removable Unit LRU).

У більшості застосувань комп'ютер авіоніки є обчислювальним елементом системи керування, і на системному рівні його можна розглядати як елемент керування з входами, виходами та зворотним зв'язком.

Комп'ютер авіоніки отримує вхідні дані від ряду датчиків літака, обчислює та передає вихідні дані до виконавчих пристроїв літака або системи відображення інформації. Деякі системи з БКА утворюють замкнені системи керування, наприклад, автопілот і система управління використанням палива.

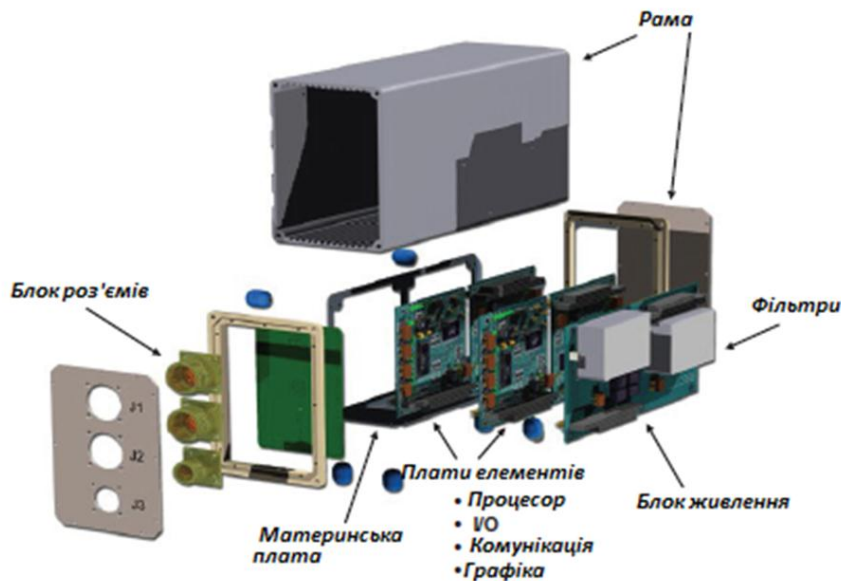


Рисунок 6.3 – Типова конструкція БКА

Інші системи належать до розімкнених систем керування. Замикання таких систем здійснює оператор (пілот), наприклад система повітряних сигналів та первинний пілотажний дисплей.

6.2 Принцип роботи аналогово-цифрового перетворювача

Таким чином, аналогово-цифровий перетворювач призначений для перетворення напруги постійного струму у цифровий код з додаванням адреси пристрою призначення. Його принцип роботи засновано на виконанні двох перетворень неперервного сигналу: дискретизації та квантування (рис. 6.4).

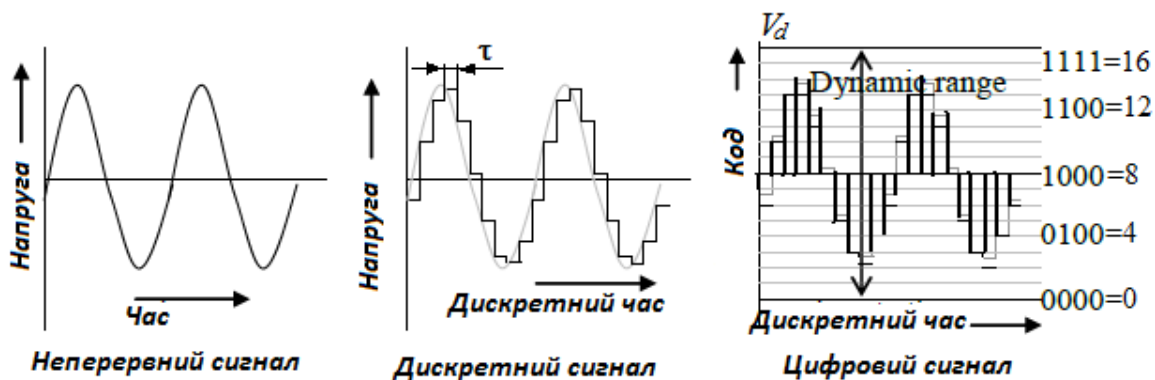


Рисунок 6.4 – Принцип аналогово-цифрового перетворення

Дискретизація полягає у фіксації значення вхідної напруги перетворювача на період дискретизації τ . Як видно з рис. 6.4 реальна крива зміни вхідного сигналу перетворюється на східчасту функцію. Кожна сходинка має однакову ширину та різну висоту. Отже в результаті дискретизації реальний сигнал замінюється його моделлю з певною похибкою. Ширина сходинки називається кроком дискретизації за часом. Таким чином, **кроком дискретизації** називають час між двома сусідніми відліками сигналу у АЦП. Чим менше τ тим ближче модель до оригіналу. Величина зворотна до кроку дискретизації називається **частота дискретизації** та позначається f . Очевидно, що така частота вимірюється у Герцах.

Мета квантування сигналу полягає у тому, щоб виміряти висоту сходинки ступінчастого сигналу та представити результат виміру у вигляді натурального числа. Нагадую, натуральним числом називають число, що виникає у результаті підрахунку кількості предметів. Для пояснення принципу квантування необхідно ввести поняття динамічного діапазону АЦП (D_{adc}). **Динамічним діапазоном** називають різницю між мінімальною U_{min} та U_{max} максимальною напругами на вході до АЦП

$$D_{adc} = U_{max} - U_{min}. \quad (6.1)$$

Однією з головних характеристик АЦП є його розрядність n . Вона характеризує **кількість рівнів квантування** N_q , на яку може бути фізично розділений динамічний діапазон АЦП з допомогою конкретної мікросхеми. Зв'язок між цими величинами характеризує рівняння

$$N_q = 2^n. \quad (6.2)$$

Якщо сумістити дискретизований сигнал із динамічним діапазоном, розділеним на N_q рівнів квантування, то висота кожної ступені може бути визначена у кількості рівнів квантування m . Кількість рівнів квантування m представлена у двійковій системі обчислення являє собою цифрове представлення аналогового сигналу.

На рисунку 6.4 показано операцію квантування з допомогою чотирьох розрядного АЦП. Кількість рівнів квантування у цьому випадку дорівнює

$$N_q = 2^4 = 16.$$

Таким чином, розрядність АЦП визначає точність заміни аналогової величини її цифровим значенням. Чим більша розрядність тим точніше цифрове представлення неперервної величини. Зазначена розрядність обмежена рівнем технології виробництва цифрових мікросхем. На сучасному рівні розрядність АЦП, які застосовують у авіоніці дорівнює 12 – 16. Отже максимальна кількість рівнів квантування складає 2^{16} або 65536 рівнів.

На борту повітряного судна вимір багатьох параметрів необхідно здійснювати синхронно, тому усі АЦП повинні запускатися синхронно та мати однакову частоту дискретизації або кратну до певної величини частоту.

6.3 Принцип роботи цифро-аналогового перетворювача

Цифро-аналогове перетворення це процес переходу від квантова них цифрових значень величини (цифрового коду) до неперервного сигналу (нормованої напруги постійного струму). Пристрої призначені для виконання цього перетворення називають цифро-аналогові перетворювачі.

Принцип роботи DAC засновано на послідовному виконанні двох перетворень (рис. 6.5). На вході перетворювача діє послідовність квантова них сигналів, яка представляє собою решітчасту функцію. Кожне наступне значення функції у вигляді цифрового коду відстоїть від попереднього на крок дискретизації τ .

В результаті першого перетворення решітчаста функція цифрових кодів перетворюється на ступінчасту функцію напруг постійного струму. Пристрій, що здійснює зазначене перетворення називається *утримувач нульового порядку*. При подачі на вхід утримувача цифрового коду X відомої розрядності n на його виході встановлюється напруга U_x постійного струму, величина якої дорівнює

$$U_x = \frac{X}{N_q} D_{dac}, \quad (6.3)$$

де D_{dac} - динамічний діапазон цифро-аналогового перетворювача. Конструкція утримувачарювача може бути дуже різною, а її вивчення виходить за межі дисципліни авіоніки.

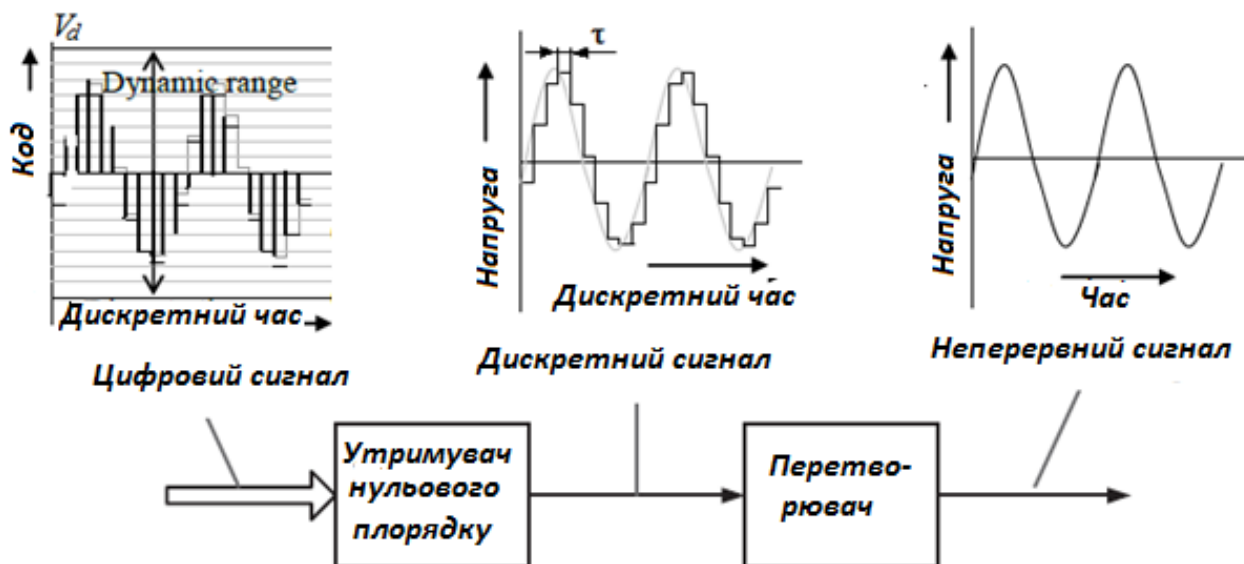


Рисунок 6.5 - Цифро-аналогове перетворення сигналу

В результаті другого перетворення (рис. 6.5) ступінчаста функція напруги перетворюється на згладжену функцію напруги, яка повинна відтворити аналоговий сигнал з заданим цифровим кодом. Процес цього відтворення називають **реконструкція сигналу**. Пристрій, який виконує реконструкцію сигналу називається фільтр реконструкції. Таким чином у складі цифро-аналогового перетворювача завжди є як мінімум два елементи: утримувач та фільтр.

Очевидно, що аналогово-цифрове перетворення так само, як і цифро-аналогове перетворення супроводжується похибками. Однак, практика показує, що навіть у таких умовах при розрядності перетворювачів не меншої ніж 12 зазначені похибки значно менші ніж похибки аналогових систем з аналогічним призначенням.

6.4 Принци синхронізації роботи БКА

Синхронізація роботи усіх бортових комп'ютерів авіоніки здійснюється з допомогою двох засобів. Один засіб програмний інший апаратний.

Програмний засіб це операційна система реального часу. Під її керуванням здійснюються усі операції перетворення інформації, які реалізовані у авіоніці. Найбільшого розповсюдження за даними з ресурсу [4] отримали операційні системи реального часу, які представлені у таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 Операційні системи реального часу для авіоніки

| ОСРЧ | Виробник | Ступінь реалізації загальних вимог |
|----------------|-----------------|------------------------------------|
| LynxOS-178 | LynuxWorks | повна |
| Integrity-178B | Green Hills | часткова |
| VxWorks AE-653 | WindRiver | часткова |
| CsLEOS | BAE Systems | часткова |
| Nucleus Plus | Mentor Graphics | часткова |

Апаратний засіб – зовнішній еталонний годинник ЗЕГ (рис. 6.2). Цей годинник є джерелом неперервного часу. Сигнал від нього синхронізує роботу усіх елементів БКА. Для розв'язання цієї задачі аналоговий сигнал з виходу ЗЕГ перетворюється на дискретний сигнал з допомогою перетворювача (ПДЧ). Вихідний сигнал цього перетворювача несе інформацію про крок дискретизації τ та початковий момент часу роботи авіоніки t_0 у прив'язці до всесвітнього координованого час UTC.

7 АВІОНІКА МАЙБУТНЬОГО

7.1 Виклики сьогодення та концепція розвитку авіоніки

Підвищення інтенсивності польотів та збільшення завантаження повітряного простору останнім часом привели до того, що аеронавігаційна система функціонує майже на максимумі своїх можливостей. Як наслідок поглиблюється протиріччя між методами керування повітряним рухом та економічністю виконання польотів.

Як представлено у посібнику [2], на думку експертів, у сфері повітряних перевезень, авіакомпанії втрачають від 3,5 до 5 млрд дол. за рік через недоліки, властиві системам керування повітряним рухом. Так, наприклад, авіакомпанія «United Airlines» оцінила свої щорічні втрати, пов'язані з диспетчерськими затримками, запізненнями рейсів, затримками літаків біля терміналів, очікуванням у черзі на зліт, призначенням невігідних ешелонів і неоптимальних трас польоту на суму, що перевищує 670 млн дол.

З іншого боку авіація сьогодення існує в умовах четвертої промислової революції. Мета якої полягає у звільненні людини від виконання рутинних операцій та зведення його діяльності до взаємодії з кіберфізичними системами. Як зазначено у статті [8], до технологій, які визначають хід четвертої революції, належать:

- аналітика великих даних;
- штучний інтелект;
- автономні роботи;
- автономний транспорт та безпілотні літальні апарати (БПЛА);
- хмарні обчислення;
- квантові обчислення;
- інтернет речей;
- доповнена, віртуальна реальність та метавсесвіт;
- моделювання та симулятори;

тривимірний друк;
друкована електроніка;
нанотехнології та нейротехнології;
блокчейн;
інформаційна безпека.

З метою подолання зазначеного протиріччя в умовах четвертої промислової революції відбувається безперервне вдосконалення системи CNS/ATM (рис. 7.1) (Communication, Navigation and Surveillance/Air Traffic Management), одним з елементів якої є авіоніка [8,9].

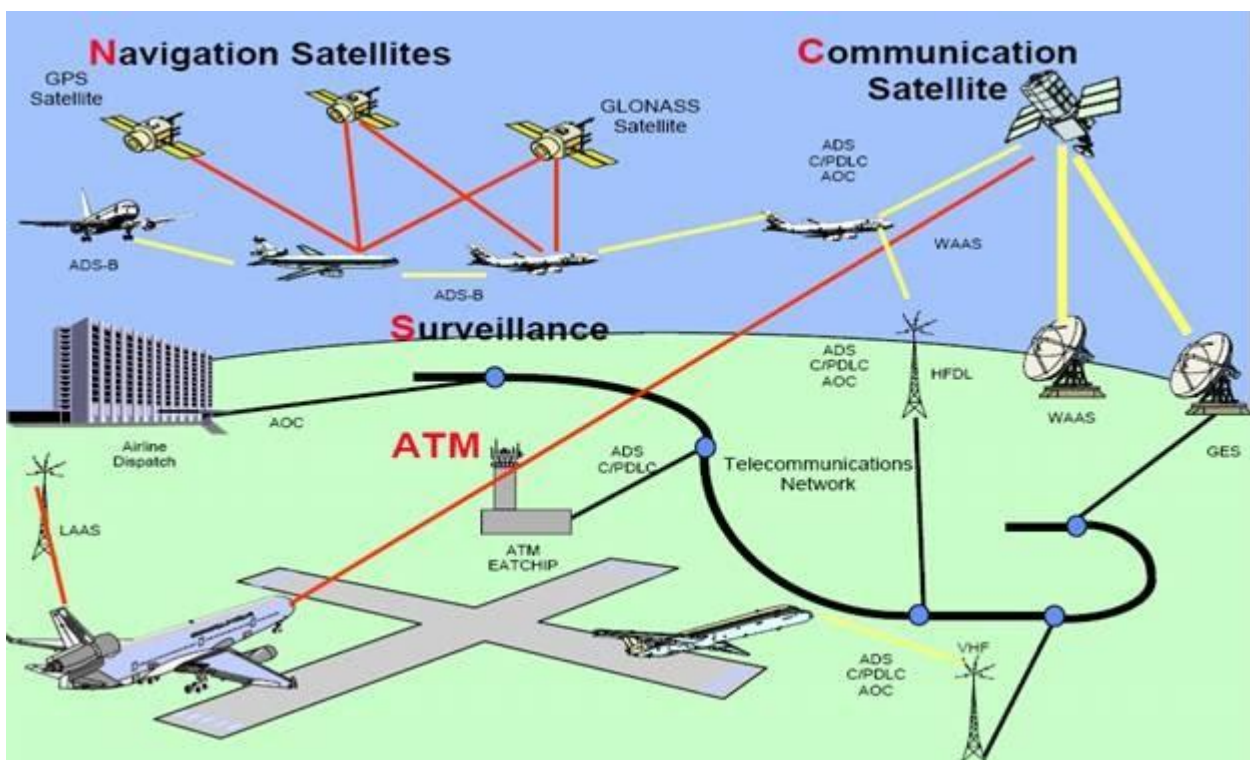


Рисунок 7.1 – Система Communication, Navigation and Surveillance/Air Traffic Management [10]

Напрями такого вдосконалення у авіаційній галузі визначені Міжнародною організацією цивільної авіації ICAO спільно з виробниками авіаційної техніки у вигляді принципу побудови майбутньої аеронавігаційної системи, який назвали FANS (Future Air Navigation System) [11]. У відповідності до цього принципу

провідні розробники авіаційної техніки розробили власні стандарти вдосконалення систем авіоніки (рис. 7.2).

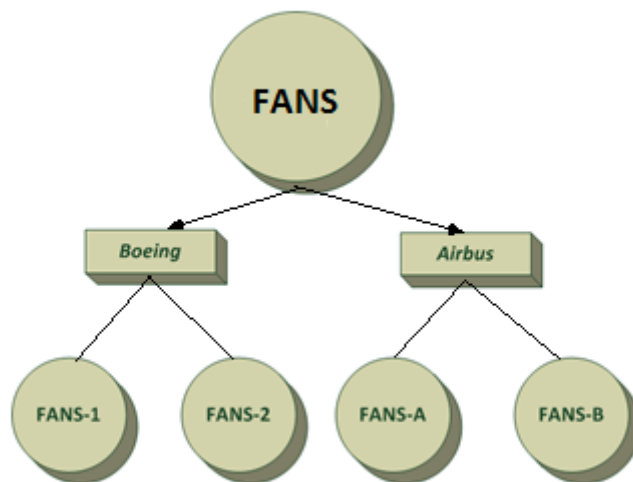


Рисунок 7.2 – Склад документів розвитку аеронавігаційних систем

Фірма Boeing дала назву цим стандартам FANS-1 та FANS-2, а Airbus - FANS-A та FANS-B. Розгляд зазначених стандартів дозволив визначити основні напрями розвитку елементів авіоніки. Першим з таких елементів є система зв'язку, оскільки за визначенням Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO) CNS/ATM це: системи зв'язку, навігації та спостереження, які використовують цифрові технології, у тому числі супутникові навігаційні системи разом з різноманітними рівнями автоматизації застосованими для підтримки глобальної системи керування повітряним рухом.

7.2 Напрями розвитку систем зв'язку

Розвиток систем авіаційного зв'язку відбувається у напрямі розширення використання цифрових засобів передавання даних між повітряним судном, службою керування повітряним рухом та авіакомпанією у трикутнику зв'язку (рис. 7.3). Як представлено на рис. 7.3 розширення використання цифрових мереж відбувається за рахунок розробки та впровадження чотирьох технологій:

- надвисокочастотного передавання даних (VHF Data Link VDL);

- високочастотного передавання даних (HF Data Link HFDL);
- супутникового зв'язку (SATCOM);
- глобальної супутникової системи доступу до Інтернету (Starlink).

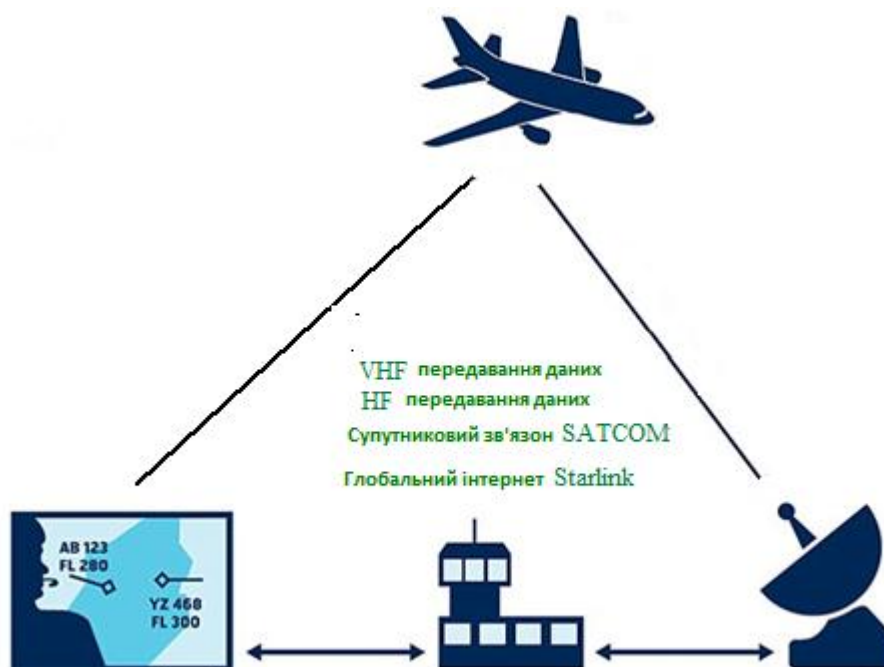


Рисунок 7.3 – Трикутник зв'язку та технології використання цифрових мереж

Технологія надвисокочастотного передавання даних (VDL) призначена для передавання інформації між повітряним судном та наземними станціями, а також іншими повітряними суднами. Міжнародна організація цивільної авіації ICAO визначила стандарт використання цієї технології у чотирьох режимах. Найбільшого розповсюдження сьогодні мають перші два режими, які передбачають обмін цифровими даними між повітряним судном та наземними станціями. Подальший розвиток полягає у впровадженні режимів три та чотири, які будуть передбачати передавання голосових повідомлень та зв'язок з іншими повітряними суднами.

Технологія високочастотного передавання даних (HF DL) є також виконує функцію зазначену вище, але у іншому частотному діапазоні. Зазначена цифрова технологія дозволяє передавати голосові повідомлення.

Головними недоліками зазначених технологій є необхідність використання ділянок на поверхні Землі для побудови наземних радіотехнічних об'єктів. Кількість таких об'єктів визначає надійність телекомунікаційної системи.

Starlink це глобальна супутникова система, що розгортається компанією SpaceX для забезпечення високошвидкісного широкосмугового супутникового доступу в Інтернет у місцях, де він був ненадійним, дорогим або повністю недоступним (рис.7.4). У групування Starlink, фаза 1, перша орбітальна оболонка на висоті 550 км: 1584 супутника на 72 орбітах по 22 супутники на кожній.

Супутники Starlink (рис. 7.4) оснащені електростатичними двигунами, що працюють на ефект Холла, з використанням криптону. Власні двигуни дозволяють супутникам піднімати свою орбіту, маневрувати в космосі та сходити з орбіти наприкінці корисного терміну служби. Маса супутника – близько 260 кг, форма – у вигляді плоскої панелі. Супутники Starlink використовують дані системи стеження за космічним сміттям Міністерства оборони США для автономного виконання маневрів, щоб уникнути зіткнень з космічним сміттям та іншими космічними апаратами. На кожному апараті встановлена 1 сонячна батарея, 4 фазовані антенні решітки, датчики орієнтації зі зірками.

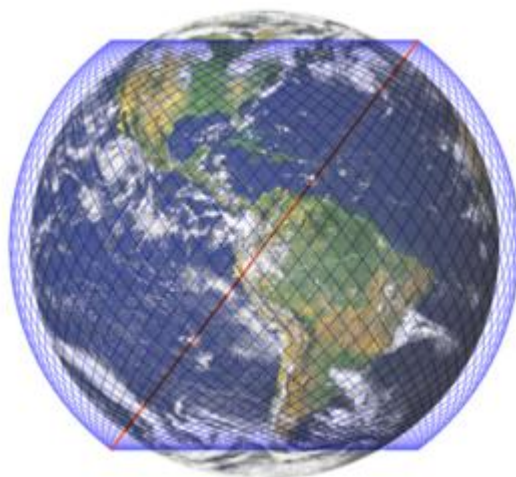


Рисунок 7.4 – Угрупування супутників Starlink після першої фази розвитку

Використання сукупності технологій зв'язку забезпечить надійну систему комунікації між наземними службами, авіонікою та екіпажем.

Як ми бачимо, з'являється реальна можливість надійної передачі команд керування від наземного оператора до рухомого об'єкта будь-якої природи.

7.3 Напрями вдосконалення навігаційного обладнання

Напрями вдосконалення навігаційного обладнання, яке входить до авіоніки, визначаються новими підходами до організації процесів навігації повітряних суден та оцінки її якості. З позицій теорії систем у 2009 році відбувся перехід від мікро опису властивостей системи навігації до макро опису цієї системи. Якщо до 2009 року визначення якості навігаційної системи відбувалося за характеристиками датчиків, які використовуються на борту для розв'язання задач навігації, то після цього року ситуація змінилася. Міжнародною організацією ІКАО прийнятий документ 9613 [12]. В ньому визначено що сертифікації підлягають не окремі датчики на борту, а характеристики конкретного повітряного судна з певним навігаційним обладнанням.

Врахування змісту цього документу дозволяє визначити головні напрями вдосконалення навігаційних систем авіоніки:

- підвищення точності розв'язання завдань навігації за рахунок розробки та впровадження комплексних навігаційних систем, які враховують характеристики повітряного судна та особливості зони польотів;
- впровадження мікро та нано технологій для розв'язання завдань орієнтації та навігації;
- підвищення точності супутникових навігаційних систем за рахунок розгортання наземної інфраструктури станцій диференціальних поправок;
- підвищення рівня безпеки на етапі посадки за рахунок упровадження MLS та супутникових систем посадки;
- підвищення якості систем траєкторного керування за рахунок впровадження інтелектуальних систем формування заданої траєкторії FMS;
- уніфікація систем відображення навігаційної інформації на базі систем синтетичного бачення для створення єдиного інформаційного простору пілота.

Одним з найбільш перспективних напрямів вдосконалення навігаційних систем є створення комплексних або інтегрованих навігаційних систем. Теоретичною основою цього вдосконалення є комплексування систем та сенсорів [13].

7.4 Комплексування навігаційних систем

Ідея комплексування навігаційної інформації відома досить давно приблизно з 1964 року. Я дізнався про неї з робіт відомого радянського вченого у галузі навігації рухомих об'єктів І.Б. Челпанова. У відповідності з його працею комплексуванням сенсорів називають поєднання (інтеграцію) датчиків або вимірювальних систем, які мають різний принцип роботи, у єдиний комплекс з метою мінімізації похибок вимірювання.

Прикладом успішного використання ідеї комплексування є сучасний пілотажно-навігаційний комплекс, який поєднує без платформну інерціальну навігаційну систему та супутникову навігаційну систему. Функціональна схема комплексної навігаційної системи (рис. 7.5) містить як мінімум три основні елементи.

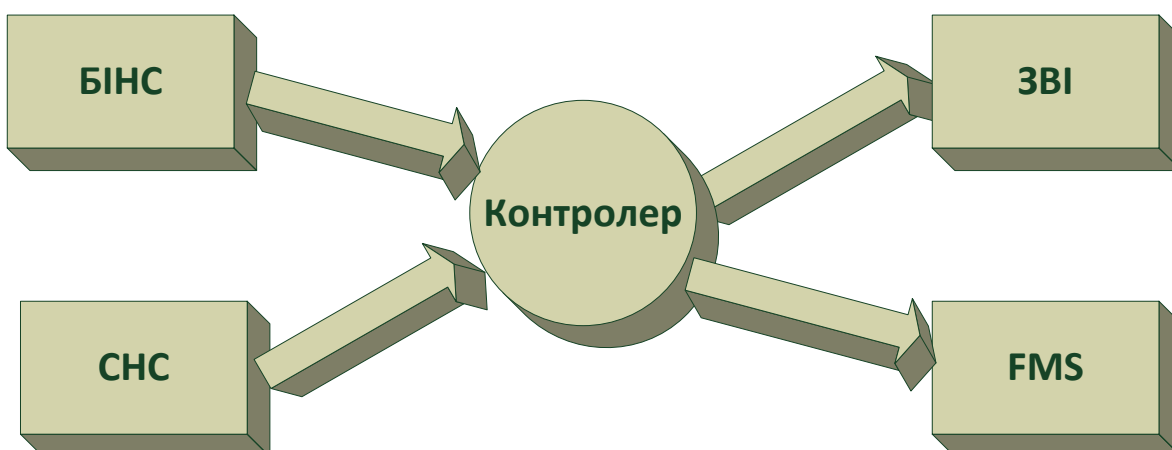


Рисунок 7.5 – Функціональна схема комплексної навігаційної системи

Перший елемент – це безплатформа інерціальна навігаційна система (БІНС). Вона призначена для визначення координат місцеперебування ПС, проекцій лінійної швидкості на вісі зв'язаної з ним системи координат та його кутової орієнтації.

Другий елемент – це супутникова система навігації СНС. Вона призначена для визначення координат місцеперебування ПС, а також виміру поточного світового часу UTC, швидкості повітряного судна відносно Землі, курсу та магнітного схилення.

Третій елемент – це контролер. Він здійснює інтеграцію БІНС та СНС. Мета інтеграції полягає у зменшенні впливу недоліків кожної зі складових інтегрованої системи на точність визначення координат місцезнаходження ПС та інших навігаційних параметрів.

До недоліків БІНС належить обмежений час точного визначення параметрів польоту за рахунок постійного зростання похибок вимірювання. Недоліки СНС пов'язані з низькою частотою оновлення інформації (від одного до 10 разів за секунду) та низькою стійкістю до завад.

В результаті відповідної обробки інформації у Контролері негативні сторони обох систем компенсуються.

Сформована контролером навігаційна інформація передається на засоби відображення інформації ЗВІ та систему керування польотом FMS.

При розробці алгоритмів роботи Контролера (рис. 7.5) найбільшого розповсюдження отримали [13] два методи комплексування: компенсації та фільтрації.

7.4.1 Метод компенсації

Принцип роботи системи комплексування на основі методу компенсації ілюструє схема на рис. 7.6. Як видно ідея компенсації полягає у виконанні трьох дій. Перша дія полягає у тому, щоб з у результаті виміру однієї величини x з допомогою двох сенсорів з різними похибками вимірювання φ_1 та φ_2 виділити різницю похибок вимірювання. Друга дія призначена для фільтрації різниці похибок з метою

виділення лише першої похибки φ_1 . Її виконання можливе, оскільки сенсори, що мають різний принцип роботи, володіють різними за характером змінами похибками.

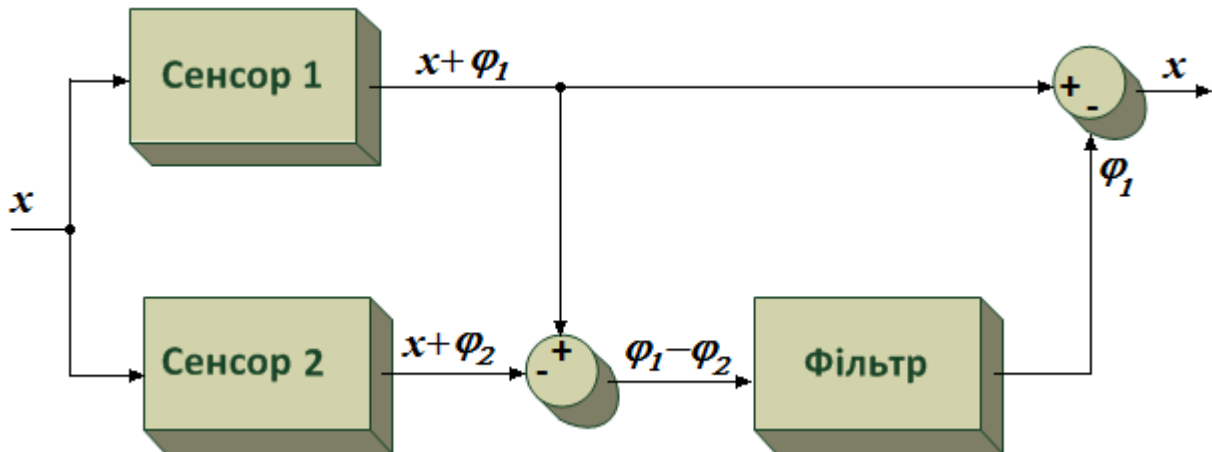


Рисунок 7.6 – Схема комплексування методом компенсації

Третя дія забезпечує компенсацію похибок першого сенсору. Компенсація відбувається за рахунок віднімання від сигналу на виході першого сенсору отриманої в результаті фільтрації оцінки похибки φ_1 .

7.4.2 Метод фільтрації

Метод фільтрації [14] використовують у випадку комплексування більшої ніж два кількості систем або сенсорів. Структурна схема системи, яка використовує цей метод має вигляд, представлений на рис. 7.7.

Як видно з цієї схеми сигнали на виходах кожного сенсору є комбінацією вимірюваного сигналу x та похибки вимірювання φ_i . Ці сигнали подаються на входи n фільтрів з передавальними функціями Φ_n . Отже на виходах фільтрів з'являються сигнали y_i вигляду

$$y_1 = \Phi_1 x + \Phi_1 \varphi_1; \quad y_2 = \Phi_2 x + \Phi_2 \varphi_2; \quad \dots \quad y_n = \Phi_n x + \Phi_n \varphi_n. \quad (7.1)$$

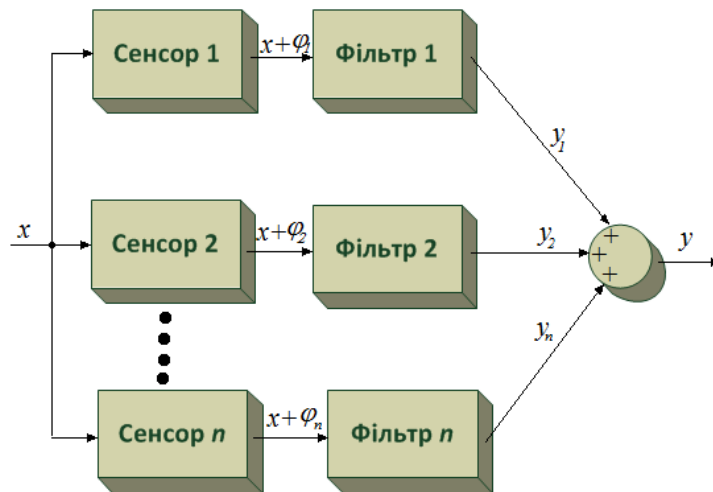


Рисунок 7.7 - Схема комплексування методом фільтрації

Для того, щоб динаміка фільтрів (їх передавальні функції) не впливала на вимірюваний сигнал x їх проєктують таким чином, щоб виконувалася вимога

$$\Phi_1 + \Phi_2 + \dots + \Phi_n = 1. \quad (7.2)$$

Дійсно при виконанні умови (7.2) сигнал на виході комплексної системи y буде дорівнювати

$$y = \Phi_1 x + \Phi_1 \varphi_1 + \Phi_2 x + \Phi_2 \varphi_2 + \dots + \Phi_n x + \Phi_n \varphi_n = x + \sum_{i=1}^n \Phi_i \varphi_i. \quad (7.3)$$

Таким чином, відповідним вибором фільтрів можна досягти суттєвого зменшення похибок вимірювання на результат.

Процес визначення передавальної функції фільтрів називають синтезом. В залежності від методу синтезу розрізняють декілька класів фільтрів. Найбільш відомими серед них сьогодні є фільтри Калмана та Вінера. Вони отримали свою назву від прізвищ вчених, які розробили методи синтезу.

7.4.3 Результати та перспективи комплексування навігаційних систем

Найбільшого поширення набули комплексні навігаційні системи, які поєднують (інтегрують) різноманітні сенсори або навіть комплекси для підвищення точності та цілісності отримання навігаційної інформації. Особливе значення набуває забезпечення цілісності інформації. Адже, зміна навігаційних параметрів

польоту відбувається неперервно під час польоту, а розв'язання навігаційних задач у обчислювачах здійснюється дискретно.

Припустимо, що підчас польоту відбувається зміна одного з навігаційних параметрів (абсолютна висота польоту H) як представлено на рис. 7.8.

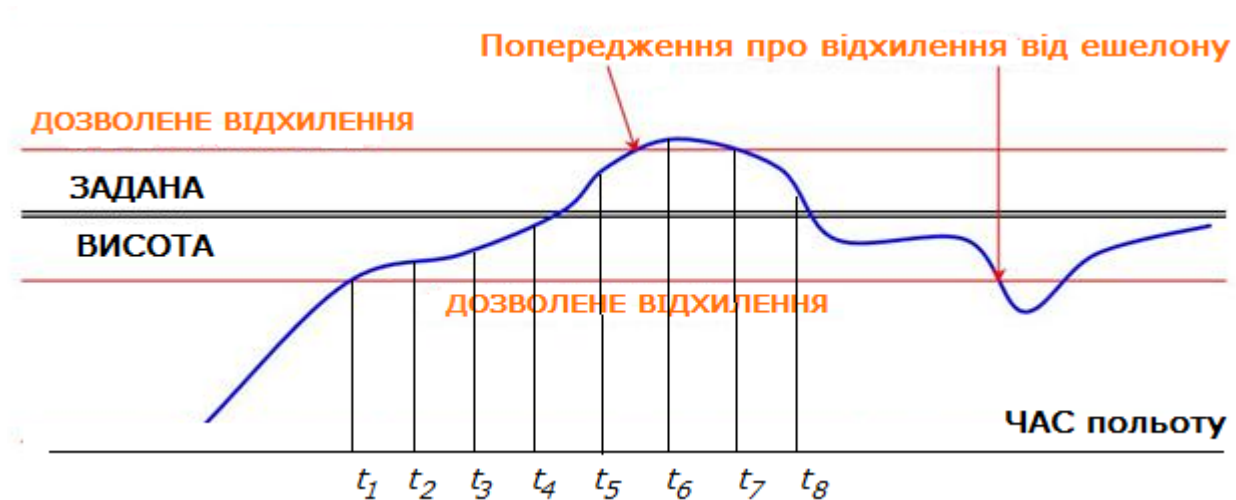


Рисунок 7.8 – Зміна абсолютної висоти польоту

В моменти часу t_i навігаційна система здійснює оновлення даних про значення навігаційного параметру (при висоту польоту) та передає отриманий результат до ЗВІ та у СТУ (FMS). Відстань у часі між моментами оновлення інформації (період оновлення) визначає її цілісність. Чим менша відстань та чим вища надійність отримання результату виміру та обчислення, тим більш цілісною є інформація.

Кожна відома вам окрема навігаційна система має різний час оновлення інформації, різні надійність та точність отримання значення параметру. Як правило, в разі високої точності збільшується можливий період оновлення інформації. Отже, якщо поєднати позитивні можливості кожної з навігаційних систем, то можна отримати комплекс, який володіє достатніми точністю та цілісністю.

Підвищення точності та цілісності навігаційної інформації здійснюється та буде продовжувати здійснюватись за рахунок використання методів комплексування (інтеграції) представлених вище. Даний метод використовується досить давно. Наприклад, з сорокових років двадцятого століття здійснюють

комплексування гіроскопа з маятником або гіроскопа з магнітним зондом в результаті отримують авіагоризонт та курсову систему.

Як відомо наприклад з посібника [15], відмінними рисами інерціальних навігаційних систем є малий період оновлення біля 0,01с, висока інформативність, повна автономність, висока завадостійкість та надійність отримання даних. В той же час, ці системи мають необмежене зростання похибок у часі та вимагають знань властивостей гравітаційного поля Землі. З іншого боку, супутникові навігаційні системи мають високу точність, їх похибки не мають тенденції до зростання, але період оновлення інформації у них досить великий в межах від 0,1 до 1 секунди, окрім цього вони володіють низькою завадо захищеністю і не дуже високим співвідношенням сигнал-шум.

Комплексування інерціальних навігаційних систем зі супутниковим навігаційними системами відбувається за чотирма можливими схемами (рис. 7.9).



Рисунок 7.9 – Розповсюджені схеми комплексування

Аналіз роботи роздільної схеми (рис. 7.10), проведений у посібнику [15], показує, що вона складається з чотирьох підсистем (блоків): приймача СНС, системи повітряних сигналів (СПС), ІНС та навігаційного фільтру. На входах ІНС діють вектори абсолютного прискорення місця розташування акселерометрів a , абсолютної кутової швидкості обертання повітряного судна ω , сигнали корекції

висоти польоту від СПС та координат від приймача СНС. Корекція відбувається у моменти оновлення навігаційної інформації від СНС.

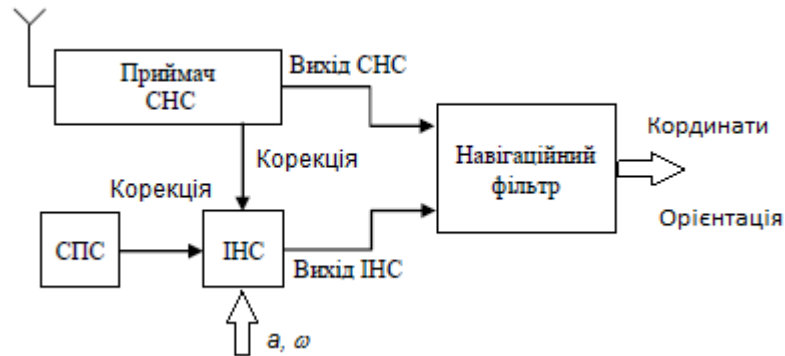


Рисунок 7.10 – Роздільна схема комплексування інерціально-супутникової системи

На виході навігаційного фільтру формуються вектори координат ПС та кутів, які визначають його орієнтацію у просторі. Логіка роботи фільтру полягає у наступному: в моменти оновлення навігаційної інформації t_i (рис. 7.8) фільтр визначає координати ПС за сигналами від СНС, а кутове положення за даними від ІНС. В проміжках між цими моментами формування координат та кутів відбувається за сигналами від ІНС. Головний недолік схеми на рис. 7.10 полягає у відсутності синхронізації моментів отримання інформації від СНС та визначення координат ІНС.

Структура слабо зв'язаної системи комплексування (рис.7.11) та її функціонування суттєво відрізняються від роздільної схеми (рис. 7.10).

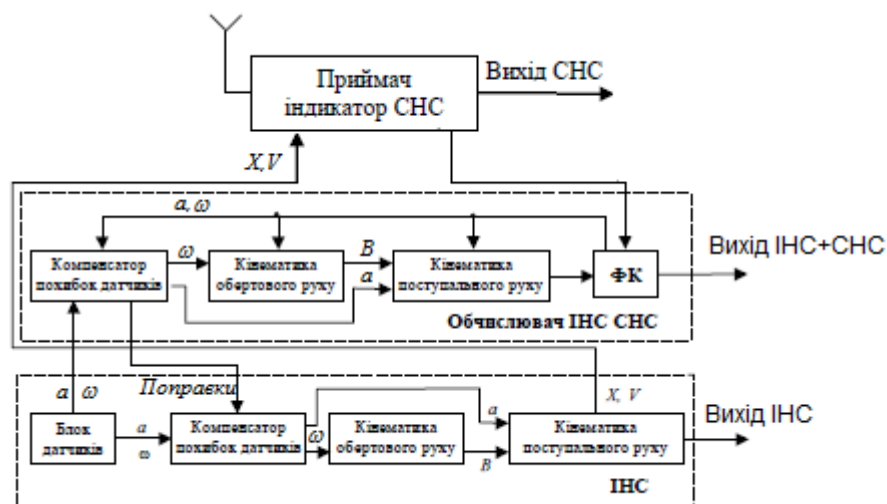


Рисунок 7.11 – Структура слабо зв'язаної схеми комплексування

Принцип роботи цієї схеми засновано на відомій з теорії ймовірностей [16]

властивості двох випадкових процесів. Якщо існують два взаємозалежних випадкових процеси, то їх взаємна кореляційна функція досягає максимуму, якщо ці процеси відбуваються синхронно. Для впровадження сформульованого принципу на вхід приймача СНС подаються сигнали оцінок координат X та швидкості їх зміни V , знайдені ІНС. У приймачі є корелятор, на входи якого діють оцінки координат та швидкостей, отримані двома способами. Корелятор здійснює обчислення взаємної кореляційної функції між цими оцінками та визначає час запізнення одного сигналу по відношенню до іншого τ . Отриманий час τ дозволяє синхронізувати значення оцінок та передати синхронізовані дані від приймача СНС до фільтру калмана ФК, розміщеного у обчислювачі ІНС СНС (рис. 7.11). У фільтрі відбувається розв'язання двох завдань. Перше завдання – це комплексування навігаційної інформації від ІНС та СНС. В результаті на виході обчислювача формуються дані про координати ПС та швидкість їх зміни. Друге завдання полягає у обчисленні векторів a та ω за даними від СНС. Отримані таким чином вектори подаються на перший вхід Компенсатору похибок датчиків обчислювача ІНС СНС. На другий вхід цього компенсатору подаються сигнали про прискорення та кутові швидкості від датчиків ІНС. Порівняння цих сигналів дозволяє визначити *Поправки* результатів вимірювання та здійснити їх компенсацію.

Сигнали про скоректовані значення векторів a та ω з виходів Компенсаторів подаються до систем обчислення кінематики обертального та поступового рухів ПС, які містяться у блоках ІНС та обчислювача ІНС СНС. На виходах обчислювачів кінематики обертового руху формується матриця напрямних косинусів B та визначаються кути тангажу, крену та ролу ПС. На виходах обчислювачів поступального руху формуються вектори X та V .

Таким чином слабо зв'язана система комплексування має три джерела інформації про навігаційні параметри ПС, а вибір між ними здійснює пілот.

Жорстко зв'язана система комплексування (рис. 7.12) за складом суттєво відрізняється від слабо зв'язаної системи. В цій системі відсутній окремий обчислювач ІНС СНС. Це веде до того, що ІНС та СНС вже не мають самостійного значення, а використовуються у комплексі.

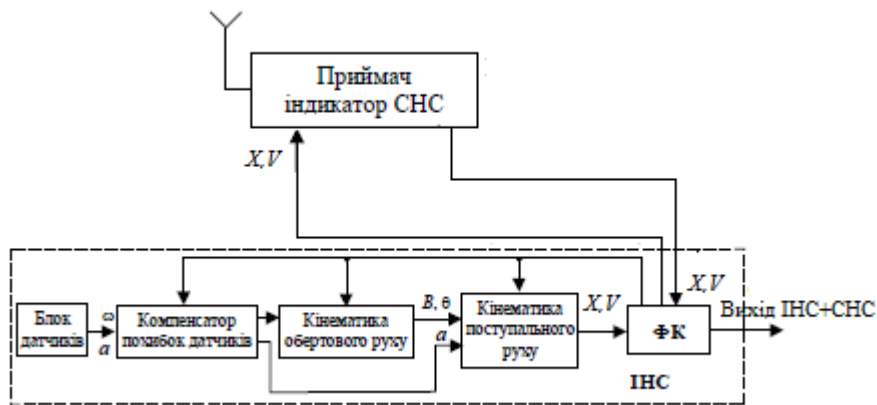


Рисунок 7.12 – Структура жорстко зв'язаної схеми комплексування

Принцип роботи системи у конфігурації з рис. 7.12 нагадує принцип роботи слабо зв'язаної системи комплексування. У жорстко зв'язаній системі також відбувається синхронізація методом взаємної кореляційної функції та компенсація похибок сенсорів, які вимірюють компоненти векторів a та ω .

Розвиток та вдосконалення жорстко зв'язаних систем комплексування привів до створення глибоко інтегрованих систем комплексування (рис. 7.13).

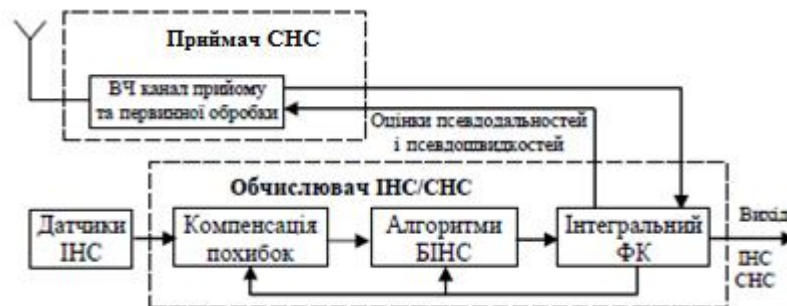


Рисунок 7.13 – Глибоко інтегрована система комплексування

Як видно в таких системах сенсори виділені у окремий моноблок, який позначено «Датчики ІНС», а приймач СНС здійснює синхронізацію з даними на виході Інтегрального фільтра Калмана ІФК та визначає оцінки навігаційних параметрів ПС. Центральним елементом системи є Обчислювач ІНС/СНС, який входить окремим модульним елементом LRU до складу інтегрованої модульної авіоніки. Розділення на блоки компенсації похибок, алгоритмів безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) та інтегрального ФК алгоритмічне.

Принципи синхронізації та обробки інформації залишаються незмінними по відношенню до схем з рис. 7.11, рис.7.12.

Вдосконалення якості комплексних систем в теперішній час відбувається за рахунок заміни фільтрів на інтелектуальні системи обробки інформації. Конструкція цих систем заснована на комплексному використанні штучних нейронних мереж та систем нечіткої логіки.

7.5 Можливі додаткові напрями розвитку комплексних навігаційних систем

За оцінкою керівника секції авіоніки Спільноти аерокосмічних та електронних систем IEEE - IEEE Aerospace and Electronic Systems Society професора Роберто Сабатіні, яке він висловив у 2021 році, основні додаткові напрями вдосконалення комплексних навігаційних систем можуть бути представлені у вигляді трьох конфігурацій (рис. 7.14). Вибір тієї або іншої конфігурації здійснюється шляхом формування коду конфігурації з допомогою Пульта вибору режимів інтеграції навігаційних систем. Під дією цього коду відбувається вибір режиму інтеграції.

Перший режим – це візуально-інерціально-супутниковий режим. При його виборі навігаційна інформація від СНС, ІНС та системи штучного зору СШЗ (рис. 7.14) через відповідні інтерфейси зв'язку подається на входи обчислювача, де відбувається обробка результатів вимірювання з метою компенсації похибок та переходу від цифрових колів до фізичних величин, які представлені у певній системі одиниць вимірювання. Отримані таким чином оцінки результати вимірювання навігаційної інформації передаються до програми, яка реалізує алгоритм роботи розширеного фільтру Калмана. В результаті обчислень відбувається комплексування даних від СШЗ, ІНС та СНС методом фільтрації (рис. 7.7). На виходах фільтру формуються уточнені дані про координати (вектор X), про швидкості їх зміни (вектор V) та кутове положення ПС (крен, курс, тангаж).

Другий режим ВІСА поєднує чотири типи датчиків, а саме СНС, ІНС, СШЗ та модель динаміки літака МДА, з допомогою також розширеного фільтра Калмана. Розширений фільтр здійснює формування уточнених векторів координат ПС X (рис. 7.12) швидкостей їх зміни V та кутового положення ПС. На входах цього фільтру діють чотири трійки зазначених векторів, а на виході формується одна.

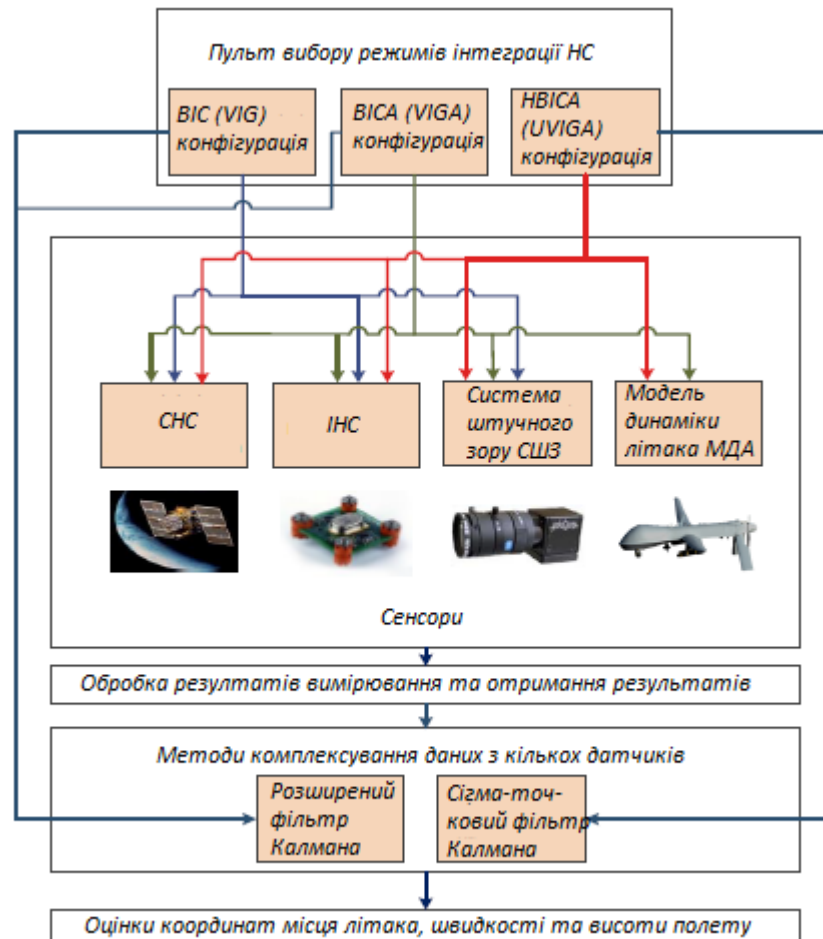


Рисунок 7.14 – Схема режимів вдосконалених комплексних навігаційних систем

Третій режим умовно названо покращеним НВІСА. У цьому режимі оброблені дані від сенсорів передаються до більш досконалого сигма-точкового фільтра Калмана. На виході якого формуються уточнені вектори координат ПС, швидкостей їх зміни та кутового положення ПС.

Результати моделювання роботи навігаційної системи у цих режимах представлені у матеріалі [16] у вигляді таблиці 7.1. У ній прийняті позначення: μ – математичне сподівання параметру, σ – середньоквадратичне відхилення.

Таблиця 7.1 Результати моделювання вдосконалених комплексних систем

❖ Характеристики похибок визначення координат

| Режим комплексування | у напрямку на північ [m] | | у напрямку на схід [m] | | за висотою [m] | |
|----------------------|--------------------------|----------|------------------------|----------|----------------|----------|
| | μ | σ | μ | σ | μ | σ |
| ВІС | -0.32 | 1.73 | -1.54 | 1.39 | -0.08 | 0.87 |
| ВІСА | 0.54 | 1.02 | -0.37 | 0.95 | -0.13 | 1.28 |
| НВІСА | 0.48 | 1.02 | -0.37 | 0.94 | -0.17 | 1.28 |

❖ Характеристики похибок визначення кутового положення

| Режим комплексування | крен [градус] | | тангаж [градус] | | рискання [градус] | |
|----------------------|---------------|----------|-----------------|----------|-------------------|----------|
| | μ | σ | μ | σ | μ | σ |
| ВІС | 0.17 | 2.29 | 1.20 | 2.12 | -0.85 | 2.19 |
| ВІСА | -0.08 | 2.06 | 0.91 | 2.17 | -1.7E-04 | 1.43 |
| НВІСА | -0.05 | 2.00 | 0.91 | 2.12 | -1.7E-04 | 1.31 |

Розгляд даних з таблиці 7.1 показує значне зростання точності визначення усіх навігаційних параметрів. Особливо слід відзначити відсутність зростання похибок вимірювання кута рискання з часом.

7.6 Підвищення рівня безпеки на етапі посадки за рахунок упровадження мікрохвильових систем посадки

Радіотехнічні системи посадки складаються з двох частин: бортового та наземного обладнання. Наземне обладнання призначене для формування заданої траєкторії посадки (глісади) знаходження на якій гарантує успішне виконання зниження та посадки літака. Воно також складається з двох частин курсового та глісадного радіомаяків (рис. 7.15). Бортове обладнання призначене для визначення відхилення центру мас повітряного судна від цієї траєкторії за двома кутами.

Найбільш розповсюджені радіотехнічні системи посадки типу ILS дозволяють виконувати автоматизоване керування зниженням та посадкою літака, якщо в результаті передпосадкового маневру центр мас літака приведений у обмежене уявне прямокутне вікно (рис. 7.16). Курсовий радіомаяк зазначеної системи працює в діапазоні частот 108-112 МГц, глісадний у діапазоні 329-335 МГц.

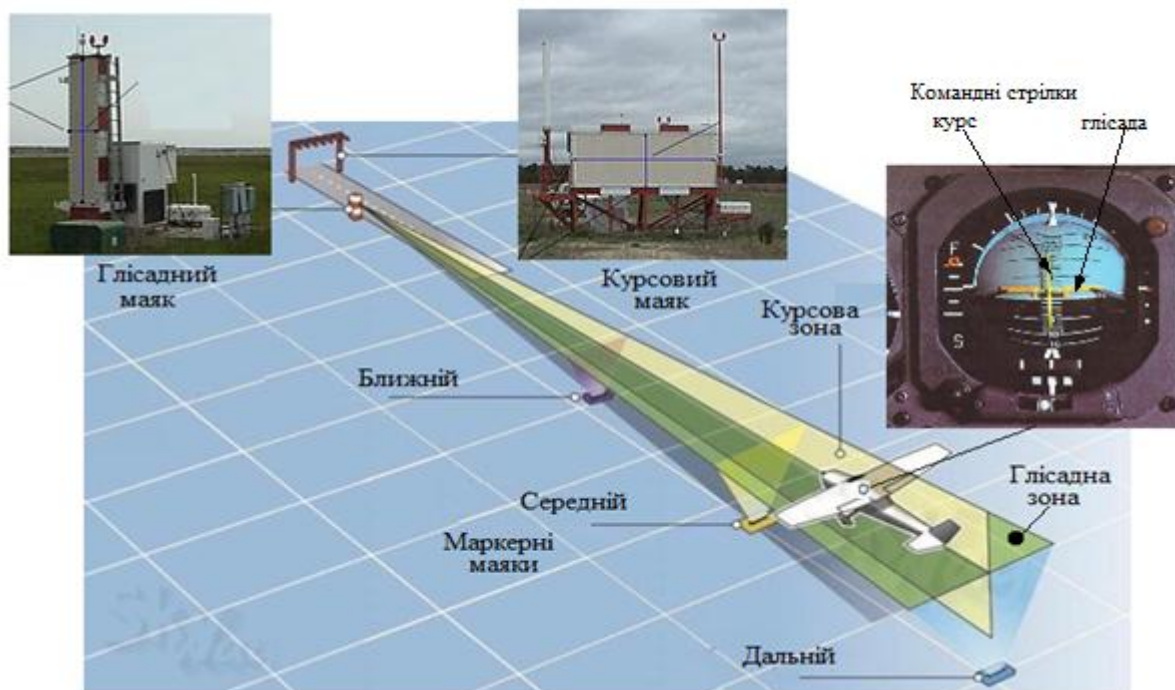


Рисунок 7.15 – Архітектура радіо маячної системи посадки ILS

Розвиток систем посадки привів до створення маяків, які працюють у діапазоні частот 1 - 5 ГГц.

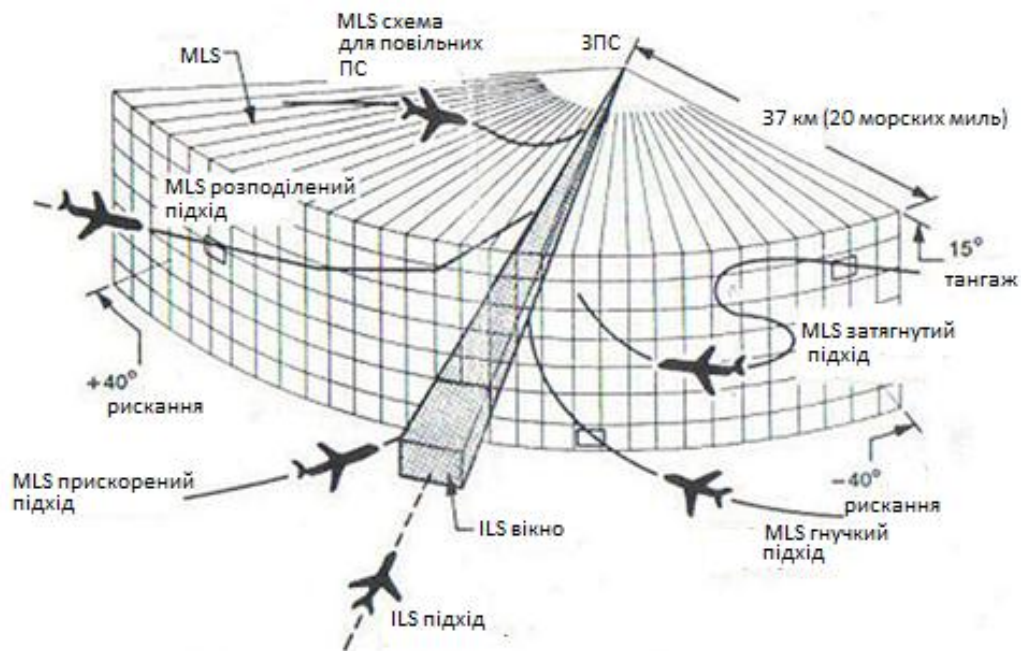


Рисунок 7.16 – Порівняння систем посадки ILS та MLS

Системи, які використовують зазначений діапазон частот отримали назву мікрохвильові системи посадки MLS. Їх головною відмінною рисою стала зміна схем автоматизованої посадки повітряного судна (рис. 7.16)

Мікрохвильові системи були прийняті в Європі в якості заміни курсо-глісадних систем. У радіосигналах MLS можуть також передаватися додаткові дані.

При потраплянні повітряного судна у одне з прямокутних вікон, розташованих на відстані 20 морських міль (37 км) від кінця ЗПС, формується відповідна траєкторія підходу (рис. 7.16). Формування траєкторії відбувається шляхом побудови певних конфігурацій електромагнітних хвиль. Прийняті електромагнітні коливання на борту ПС дозволяють визначити його відхилення від заданої траєкторії за курсом та глісадою. На основі визначених відхилень формуються сигнали керування положенням командних рисок на лицевій частині приладу індикації (рис.7.15) та сигнали на вході системи траєкторного керування (FMS).

Існують два принципи роботи MLS: зі скануванням діаграм спрямованості (рис. 7.17а) й з використанням доплеровського зсуву частоти (рис.7.17б).

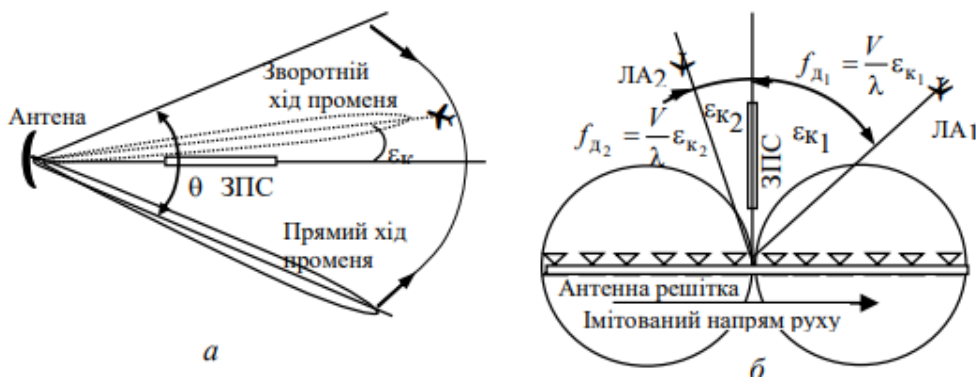


Рисунок 7.17 – Принципи побудови мікрохвильових систем посадки

7.6.1 Принцип дії MLS зі скануванням діаграм спрямованості ілюструється даним зображенням (а).

Антенна решітка MLS має вузький промінь, який сканує у межах заданого сектора θ зі строго визначеною швидкістю ω_0

$$\omega_0 = \frac{\theta}{T_{ck}},$$

де T_{ck} – час, за який промінь MLS проходить від одного крайнього положення до іншого.

Кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу ε_k обчислюється за формулою

$$\varepsilon_k = \omega_0 (t - T_0), \text{ рад,}$$

де t – час між опроміненням літака в моменти прямого та зворотного ходу променя; T_0 – опорний час, який визначає положення площини посадкового курсу ($T_0 = 0,5 T_{ck}$).

Кутове відхилення від площини глісади вимірюється аналогічним чином.

Вдосконалення систем, побудованих за цим принципом відбувається за двома напрямками. Перший напрям – це оптимізація точності стабілізації швидкості сканування. Другий - напрям стабілізації величини сектору θ .

7.6.2 Принцип дії доплерівських MLS засновано на використанні лінійних антенних решіток з джерелами випромінювання, що комутуються, за рахунок чого імітується рух джерела уздовж апертури. Зв'язок між кутовим відхиленням ε_k та доплерівським зсувом частоти f_d визначається за формулою

$$\varepsilon_k = \arcsin\left(\frac{f_d \lambda}{W}\right)$$

де W – шляхова швидкість повітряного судна, λ – довжина хвилі випромінюваного сигналу.

Доплерівські MLS дозволяють практично виключити вплив місцевих предметів і перевипромінювання від Землі. В той же час, застосування цього принципу вимагає виміру шляхової швидкості. Мікрохвильові системи посадки мають підвищену точність і завадозахищеність, сумісні з іншими системами, дозволяють формувати індивідуальні траєкторії заходу на посадку для літаків різних типів (рис. 7.16).

7.7 Підвищення безпеки польотів за рахунок використання супутникових системи посадки

Супутникові системи посадки (ССП) призначені для автоматизації розв'язання завдання наведення ПС на ЗПС та його посадки. Процес наведення зводиться до визначення траєкторії заходу на посадку, обчислення відстані від цієї траєкторії до центру мас ПС, формуванні сигналів, які необхідні для наближення координат центру мас до заданого значення. Сформовані таким чином сигнали керування передаються або на відповідні засоби відображення інформації, або у систему траєкторного керування.

Принцип обчислення необхідних відстаней заснований на вимірюванні затримки між часом прийому кодованого сигналу від супутника та часом його відправлення з бортового передавача.

Принцип формування траєкторії заходу на посадку та посадки ПС заснований на використанні бази даних про затверджені схеми захода на посадку для різних аеродромів та різних ЗПС.

В процесі зазначеного наведення можлива побудова будь-якої бажаної траєкторії посадки. Однак, досвід застосування таких глобальних систем супутникової навігації (ГССН), як GPS (США), ГЛОНАСС (РФ), Galileo (ЕС) та Beidou (КНР), показує їх показники їх точності, надійності, швидкодії та безперервності роботи [11] не задовольняють вимогам швидкоплинного процесу заходу на посадку та посадці.

Подолання цього недоліку привело до створення трьох архітектур ССП (рис. 7.18) [11, 13]. Вони відрізняються способами формування поправок до навігаційної інформації від ГССН.

7.7.1 Бортова система функціонального доповнення (БСФН), яка у іноземній літературі називається Aircraft Based Augmentation System (ABAS) призначена для надавання пілоту директорних сигналів та електронних команд системі керування польотом літака.

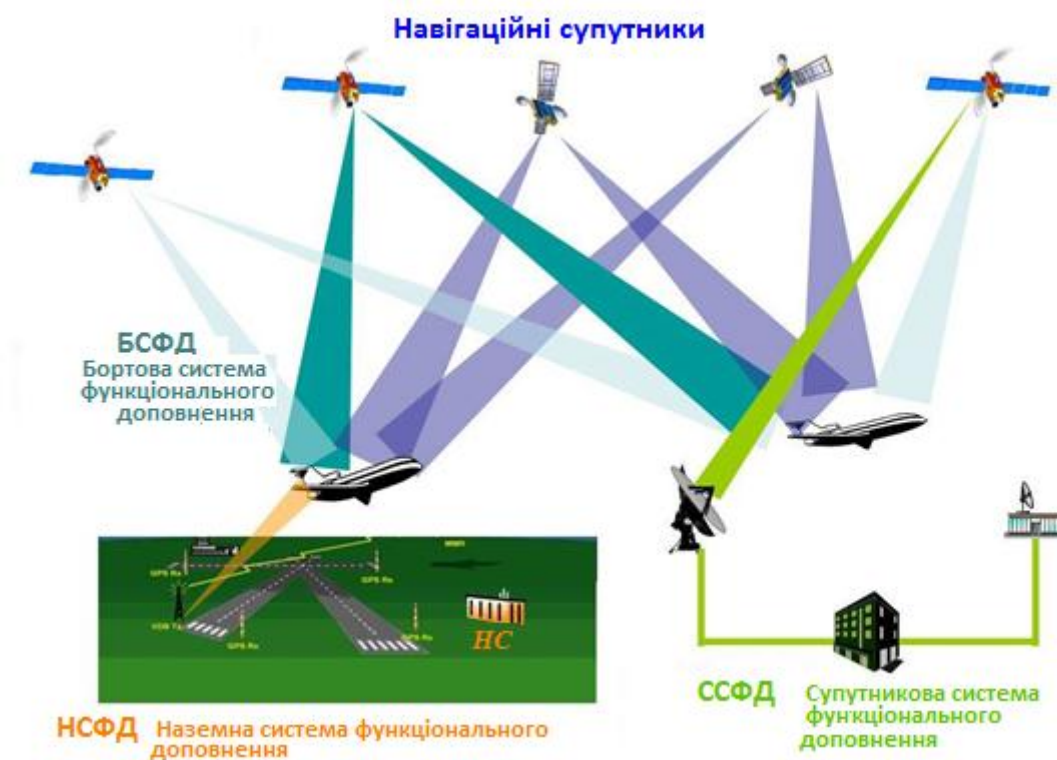


Рисунок 7.18 – Різновиди архітектур супутникових систем посадки

Робота цієї системи полягає у безперервному моніторингу цілісності супутникової інформації в реальному часі та швидкому відновленні необхідної навігаційної інформації у разі погіршення або втрати даних СНС. Архітектура БСФН (рис. 7.19) складається [] з глобальної супутникової системи посадки (ССП) та набору елементів авіоніки, встановлених на борту ПС. До такого набору входять: Пілотажно-навігаційні системи, Система моніторингу, засоби відображення інформації (ЗВІ), система траєкторного керування (СТУ) та система автоматичного керування (САК).

У основному режимі джерелом інформації про кутові відхилення від площин глісади ε_g та курсу ε_k є супутникова система посадки ССП. У додатковому режимі джерелом такої інформації є Пілотажно-навігаційні системи. Система моніторингу здійснює контроль роботи ССП та керує подачею даних про ε_g та ε_k на індикацію та до СТУ. Керування відбувається шляхом виставлення спеціального логічного кодованого сигналу x .

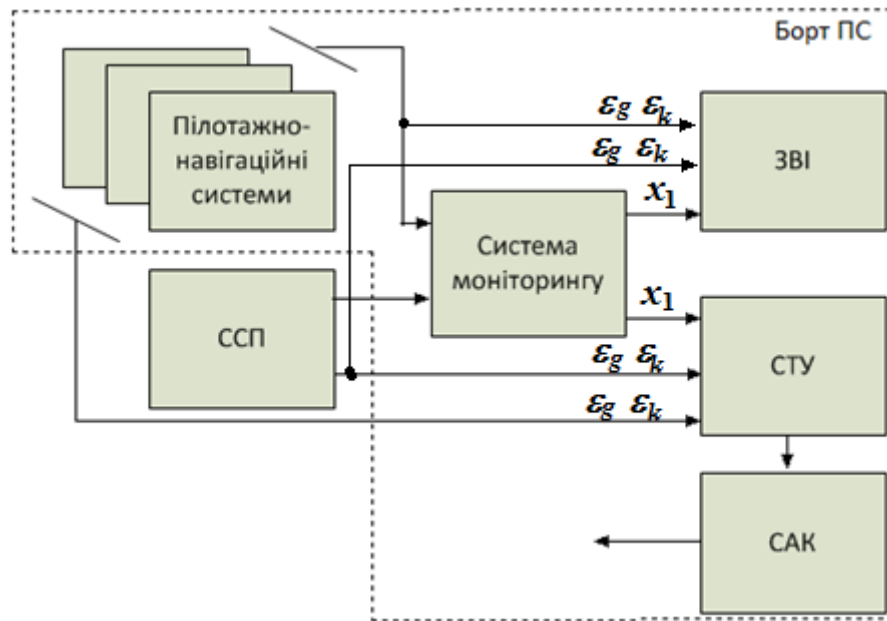


Рисунок 7.19 – Архітектура бортової системи функціонального доповнення супутникової системи навігації

ЗВІ здійснюють індикацію положення глісади або директорних сигналів, а САК керує положенням рульових поверхонь ПС.

7.7.2 Наземна система функціонального доповнення (НСФД), яка у іноземній літературі називається Ground Based Augmentation System (GBAS), призначена для формування поправок у координати обчислені з допомогою глобальної супутникової системи.

Елементом, який здійснює корекцію у цій системі є наземна станція НС (рис. 7.18). Координати цієї станції визначаються у результаті високоточної геодезичної зйомки. НС має приймач супутникової системи та може порівнювати свої координати, які визначені точно, та координати визначені супутниками. Як результат для усіх супутників, що знаходяться у зоні дії станції, будуть визначені поправки. Поправки передаються у ефір та приймаються усіма споживачам, у тому числі на борту ПС. Зазначені поправки бортова частина ССП вносить у результати власних вимірів. Процес корекції даних супутників називають диференціальним режимом роботи ССП.

До НСФД належать наступні системи LAAS (Local Area Augmentation System), JPALS (Joint Precision Approach and Landing System), ЛККС (локальні контрольні-коригувальні станції), WAAS (Wide Area Augmentation System), СДКМ (система диференціальної корекції та моніторингу), СК (Система космічного навігаційного забезпечення України). Радіус дії зазначених систем біля 43 км навколо НС. Найкращі зразки систем доповнення цього класу дозволяють підвищити точність обчислення координат до величин 0,1-0,2 м [16].

7.7.3 Супутникова система функціонального доповнення (ССФД) (рис. 7.18), яка у іноземній літературі називається Space Based Augmentation System (SBAS), також призначена для формування поправок у координати обчислені з допомогою глобальної супутникової системи.

Прикладами систем цього класу є WAAS (Wide Area Augmentation System), EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service), MSAS (Multi-transport Satellite Augmentation System), Galileo (по суті, EGNOS нового покоління), GAGAN (Geosynchronous Augmented Navigation System).

Системи цього типу охоплюють цілі регіони. Вони створюються на базі мережі опорних станцій (рис. 7.20).

Дані про координати опорних станцій визначені з допомогою навігаційних супутників та знайдені геодезичним шляхом передаються до майстер станцій. Обладнання майстер-станції визначає поправки та передає їх до станцій зв'язку. Станції зв'язку передають сигнали корекції до супутників зв'язку, які у свою чергу передають цю інформацію до користувачів.

Система WAAS, яка підтримується міжнародною асоціацією FAA, забезпечує середньоквадратичне відхилення похибки визначення координат на рівні ± 1.6 м з імовірністю 95%.

В залежності від виду системи функціонального доповнення розрізняються два різновиди точних заходів на посадку [Хафізов] з використанням курсового та вертикального наведення (Localizer Performance with Vertical Guidance LPV) та з використанням супутникової навігаційної системи (GNSS Landing System GLS). Надалі перший різновид схем заходу називаємо LPV, а другий GLS.

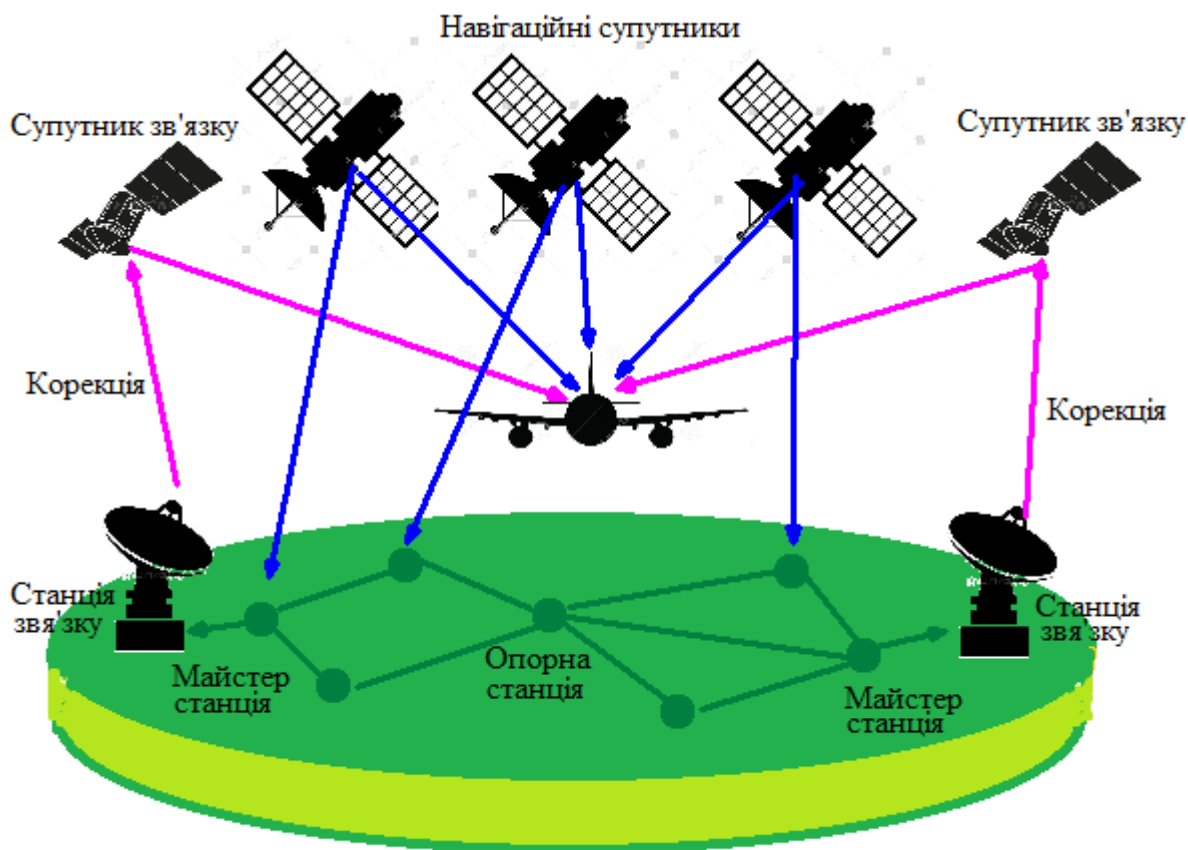


Рисунок 7.20 – Архітектура супутникової системи функціонального доповнення

7.7.4 Особливості функціонування LPV схеми заходу на посадку пов'язані з використанням ССФД (рис. 7.21) для корекції глобальної супутникової системи.

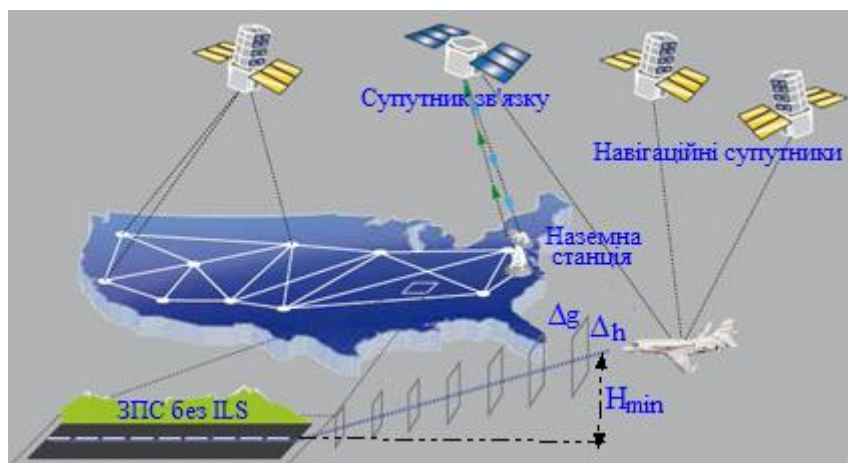


Рисунок 7.21 – Схема LPV наведення ПС

Завдання авіоніки полягає у збереженні у базі даних затверджених схем заходу для різних аеродромів та ЗПС, виборі за командою пілота однієї з таких схем, формуванні сигналів відхилення за курсом ϵ_k та глісадою ϵ_g , індикацією зазначених сигналів та їх передавання до СТУ. Розв'язання зазначених завдань повинно відбуватися або у приймачі супутникової навігаційної системи або у відокремленому обчислювачі. На сьогодні вікно відхилень центру мас ПС від глісади, розташоване на відстані 0,5 морської мілі від торця ЗПС та на висоті H_{\min} 200 футів, з імовірністю 95% має наступні розміри

$$\Delta_g = 8.5 \text{ м}, \Delta_h = 2 \text{ м}.$$

Отже, використання LVP схеми заходу з допомогою ССП можливе за умови виконання метеомінімуму, який відповідає першій категорії ICAO.

7.7.5 Особливості функціонування GLS схеми заходу на посадку пов'язані з використанням НСФД (рис. 7.22) для її побудови.

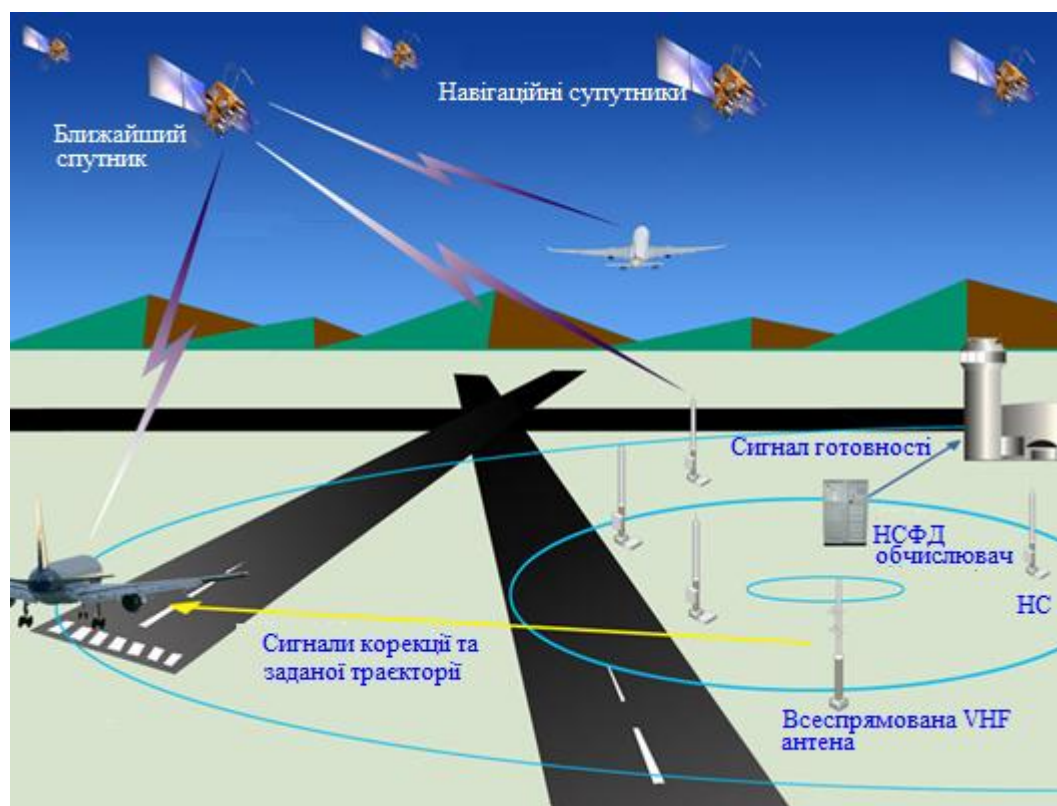


Рисунок 7.22 – Архітектура НСФД та сигнали при GLS заході

Опорна станція НС здійснює передавання цифрового коду, який містить як

поправки (сигнали корекції), так і параметри затвердженої для цього аеродрому схеми заходу на посадку (задана траєкторія). Передача ведеться з допомогою УКВ радіостанції, яка обладнана всеспрямованою VHF антеною (рис. 7.22).

Для приймання сигналів у состав бортової авіоніки повинен входити спеціальний приймач. Він може бути у двох виконаннях: або це окремий пристрій із своєю антеною, або він належить до ССП, обладнаної додатковою антеною. Якщо це окремий пристрій, то у відповідності до стандарту ARINC 743 до ССП входять електронний блок та пульт керування. Якщо з допомогою пульта введено номер схеми заходу на посадку, то спеціальний приймач отримує код від опорної станції та транслює його до електронного блоку. Цей блок розраховує відхилення за курсом ϵ_k та глісадою ϵ_g , та передає їх до СТУ, а також до ЗВІ.

Похибка визначення положення центру мас ПС по відношенню до траєкторії не перевищує 1 м з ймовірністю 95%. Таким чином, зазначену схему можна використовувати як для II ої, так і для IIIої категорій ICAO.

8 НАПРЯМИ ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ, КЕРУВАННЯ ТА НАВІГАЦІЇ

Як зазначено в багатьох літературних джерелах, наприклад в публікаціях [1, 2], розвиток четвертої промислової революції веде до вдосконалення авіоніки за рахунок комплексування (інтеграції) автономних цифрових систем з космічними кіберфізичними системами. Перш за все це стосується суттєвої зміни у системах аеронавігаційного забезпечення польотів.

8.1 Напрями розвитку систем аеронавігаційного забезпечення польотів

Розвиток космічних кіберфізичних систем, інтенсифікація польотів ПС цивільної та військової авіації, збільшення кількості та різноманітності безпілотних авіаційних систем (БАС) зумовлює можливість та необхідність створення нового класу систем - інтегрованих повітряно-космічних систем керування (ІПКСК) рухом [16,18] (Integrated Air & Space Traffic Management).

Реалізацію цієї концепції ілюструє рис. 8.1, на якому представлено шлях інтеграції систем керування: рухом космічних систем (Space Traffic Management STM); рухом ПС у повітрі (Air Traffic Management ATM) та рухом безпілотних авіаційних об'єктів (Unmanned Air Systems Traffic Management UTM) у єдину систему ІПКСК.

Як зазначено у статтях [16,18], створення цієї системи дозволить забезпечити відповідний рівень безпеки польотів та спростить координацію завдань керування в умовах збільшення кількості БПЛА у нижньому повітряному просторі та інтенсифікації експлуатації космічних платформ для запуску та повернення космічних апаратів у атмосферу.

Окрім цього впровадження інтегрованої системи зв'язку, аеронавігації, спостереження та авіоніки (CNS+A) комплектованої з наземними системами ОВД підтримає перейти від двох пілотних екіпажів до екіпажів з одним пілотом на борту

та другим на Землі. З іншого боку, один оператор на Землі зможе керувати декількома БПЛА у повітрі.



Рисунок 8.1 – Шлях інтеграції систем керування рухом об'єктів у повітрі та космосі адаптовано з джерела [18]

Таким чином, розвиток систем аеронавігаційного обслуговування польотів в найближчий час приведе до появи систем інтегрованого повітряно-космічного керування (обслуговування) руху об'єктів, які знаходяться у повітрі або у космосі.

Реалізація зазначеного принципу розвитку здійснюється шляхом проведення та впровадження досліджень, головна мета яких полягає у розвитку сучасної цифрової, обчислювальної, мікроелектронної, мікро- та нано- механічної техніки. А також створення нових систем обробки інформації на базі впровадження методів оптимальної фільтрації, штучного інтелекту та нечіткої логіки.

8.2 Розширення можливостей інформування пілотів про аеронавігаційний стан

Розвиток людино-машинного інтерфейсу спрямований на узгодження засобів відображення інформації та органів керування усіма бортовими системами ПС з психофізіологічними характеристиками пілотів, а також рівне їх підготовки. Узгодження відбувається за декількома напрямками:

- розширення можливостей інформування пілотів про аеронавігаційний стан за рахунок використання супутникових технологій;
- вдосконалення обладнання кабіни пілотів за рахунок провадження сучасних технологій візуалізації інформації;
- розробка та впровадження адаптивних людино-машинних систем керування ПС.

Основні виробники систем керування польотом та планування траєкторій включають до конструкції модуль зв'язку зі супутниковою навігаційною системою GNSS з можливістю приймання сигналів від супутників WAAS та EGNOS у будову FMS:

- Rockwell Collins – FMS 5000;
- Honeywell – GNX-XLS;
- Universal Avionics System – UNS-1Ew, UNS-1Fw, UNS-1Lw.

Деякі моделі систем траєкторного управління містять блок швидкісного передавання даних (UniLink), що забезпечує передавання інформації у двох напрямках «повітря–земля» та «земля–повітря». Для цього може використовуватись радіостанція, система супутникового зв'язку або система телефонного зв'язку.

Використання UniLink дає змогу:

- передавати повідомлення;
- коригувати та завантажувати нові плани польоту;
- передавати координати та параметри польоту на землю;
- здійснювати автоматичне оновлення аеронавігаційної та інших баз даних

FMS;

- подавати інформацію ATIS у цифровому вигляді;

– завантажувати повідомлення про погодні умови в текстовому вигляді, такі як TAF, METAR, SIGMETS, TWIP та зсув вітру.

Графічні зображення метеорологічних умов є доступними і завантажуються у вигляді супутникового радіолокаційного зображення, супутникового зображення в інфрачервоному діапазоні, підписаних метеорологічних карт, метеорологічних карт вітрів на висотах, IFR/MVFR, що може відображати обледеніння і турбулентність (рис. 8.2 – рис. 8.).



а



б

Рисунок 8.2 – Зображення метеолокатору (а) та метеорологічної карти (б) [1]

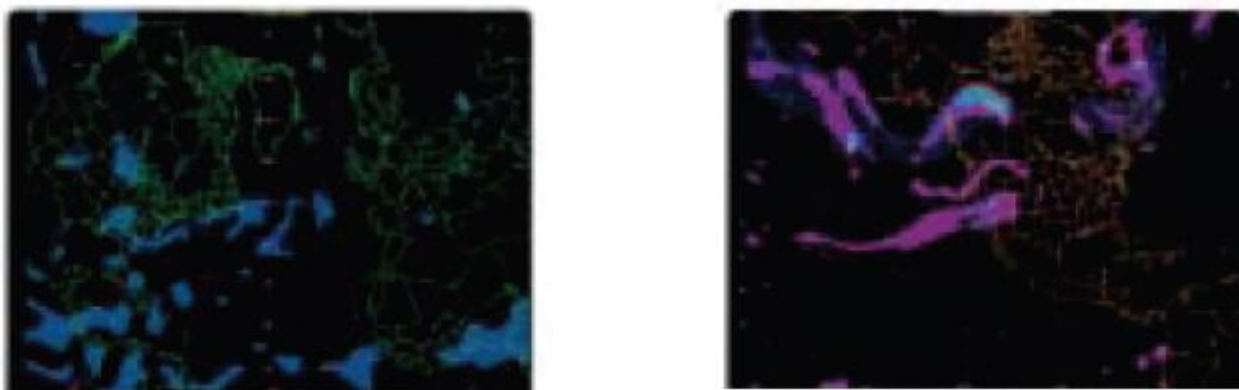


а



б

Рисунок 8.3 – Зображення карти вітрів (а) та супутникового вигляду (б)



а

Рисунок 8.4 – Зображення зон налипання льоду (а) та турбулентності (б)

Отримана інформація від UniLink може відображатися на навігаційному дисплеї або на дисплеї MCDU FMS (рис. 8.5).



Рисунок 8.5 - Типовий MCDU «GNX-X1s» (Honeywell) адаптовано з [2]

8.3 Вдосконалення обладнання кабіни пілотів

Кабіна нинішнього покоління була надзвичайно збагачена та вдосконалена

завдяки цифровим технологіям, кольоровим дисплеям із високою роздільною здатністю великої площі та високому ступеню автоматизації. Роль льотного екіпажу змінилася з пілотів на операторів систем. Базові навички пілотування використовуються рідко, переважно протягом кількох хвилин зльоту та посадки. Більша частина польоту витрачається на керування траєкторією літака в чотирьох вимірах у повітряному просторі. Головною метою такого керування є необхідність забезпечення відсутності зіткнень з іншими літаками та обходу зон з поганими метеорологічними умовами або турбулентністю атмосфери.

Сучасна кабіна пілотів з інтегрованими ЗВІ достатньо зручна в експлуатації та забезпечує достатній рівень безпеки польотів. Інтегровані засоби відображення інформації значно полегшують роботу оператора, якщо все працює добре, але при виникненні особливих ситуацій або відмов обладнання швидка реакція на ситуацію може стати проблемною. Зазначена ситуація може дуже швидко викликати серйозний або навіть катастрофічний результат, якщо екіпаж не зможе розпізнати ситуацію, в якій вони раптово й несподівано опинилися. Перевантаження інформацією під час стресу може зробити прийняття своєчасних рішень майже неможливим.

З метою уникнення зазначених ситуацій в основу проектування сучасного людино-машинного інтерфейсу покладено принцип надання пілоту інформації у максимально простій та зрозумілій інтуїтивно формі, а також в такій кількості, що необхідна для прийняття адекватного рішення у тих або інших обставинах.

Загальний вигляд кабіни третього покоління, який розроблено на основі зазначених принципів представлено на рис. 8.6. Як видно панель приладів реалізована у вигляді єдиного широкоформатного 3-d (об'ємний) дисплею з сенсорним екраном. Над цим дисплеєм розташовано широко форматний кольоровий над головний (Head-up) дисплей.

Зона нижнього (head-down) дисплею, розташована під панеллю приладів передбачає наявність вікон, які відкриваються поверх горизонтальної проекції польоту. Ці вікна з'являються відповідно до поточної фази польоту та стану літака, на основі відображення того, що екіпаж повинен знати, у момент часу коли потрібне

таке знання. Розмір та розташування вікон можна змінювати за допомогою методів перетягування. План польоту формується на проекційному дисплеї в інтуїтивно зрозумілій формі.



Рисунок 8.6 – Концепція кабіни екіпажу третього покоління, адаптовано з []

До 2030 року пілотна кабіна наступного покоління стане безпечнішою, простішою, легшою для підготовки та , ймовірно, забезпечуватиме можливість працювати одному пілотом у періоди низького робочого навантаження (наприклад, під час польоту на ешелоні), та доповнювати другим пілотом під час зльоту та посадки.

8.4 Адаптивні людино-машинні системи керування ПС

Третім напрямом узгодження засобів відображення інформації та органів керування усіма бортовими системами ПС є створення адаптивних людино-машинних систем керування ними [16].

Принцип побудови таких систем (рис. 8.7) засновано на безперервному порівнянні стану людини оператора (людське знання) з планом польоту та умовами

його виконання (Машинне знання) і формування на цій основі складу та вигляду інформації, що надається пілоту, а також складу та вигляду органів керування системами ПС (Адаптація).



Рисунок 8.7 – Принцип роботи адаптивної людино-машинної системи

У відповідності з визначеним принципом до складу адаптивної системи (рис. 8.8) входять три функціональні підсистем.

Перша з них – це система сенсорів (рис. 8.8). Вона здійснює вимір параметрів, які характеризують діяльність головного мозку, кардіореспіраторної системи, зору та тактильної систем оператора. Окрім цього до її складу повинні входити сенсори спостереження за станом зовнішнього середовища, а також умов руху ПС у поточній зоні.

Друга функціональна підсистема умовно назва інтерфейс (рис. 8.8), оскільки виконує функцію оцінювання психофізіологічного стану пілота та керує роботою пристрою адаптації. Вона увімкнена між сенсорами та пристроями адаптації. Фізично зазначена підсистема складається з трьох інтелектуальних систем та бази даних про поточний та прогнозований стани людини-оператора. Елементи цієї бази даних містять оцінки ступеню втоми, рівня завантаженості, ступеню зосередженості та обізнаності пілота. В залежності від отриманих на виході інтерфейсу виставляються логічні прапори, які керують реконфігуруванням третьої підсистеми.

Третя підсистема має назву «Пристрій адаптації». До її складу входять три автомати: адаптації систем; адаптивного інтерфейсу та адаптивної сигналізації.



Рисунок 8.8 – Функціональна схема адаптивної людино-машинної системи

Автомат адаптації призначений для перемикання режимів роботи бортових систем в залежності від стану пілота та зміни умов виконання польоту. Адаптивний інтерфейс призначено для керування виводом інформації на ЗВІ в залежності від режиму польоту та стану пілота. Третій автомат здійснює визначення типу сигналізації, яка найбільш відповідає умовам, що склалися на даний момент польоту.

КОНТРОЛЬНІ ПИТАННЯ

1. Що визначає термін авіоніка як наука ?
2. Що визначає термін авіоніки як обладнання?
3. Завдання першого перетворення у авіоніці?
4. Завдання другого перетворення?
5. Завдання третього перетворення?
6. Для чого призначений АЦП?
7. З чого складається цифрове слово?
8. Що відбувається під час другого перетворення?
9. Що таке поточна цифрова віртуальна модель польоту?
10. Які елементи входять до першого контуру виконання третього перетворення?
11. Які елементи входять до другого контуру виконання третього перетворення?
12. Призначення функції «Навігація»?
13. Призначення функції «Спостереження довкілля»?
14. Скільки стадій розвитку авіоніки відомо та які архітектури з'явилися на них?
15. Яким чином можна змінити програму роботи розподіленої аналогової авіоніки?
16. Чим відрізняється авіоніки з розподіленою цифровою архітектурою від авіоніки з розподіленою аналоговою архітектурою?
17. Яким чином отримана федеральна архітектура авіоніки?
18. Чим відрізняється інтегрована модульна архітектура від федеральної?
19. Чим відрізняється вимірювальний прилад від індикатора ?
20. Де знаходиться лінія заданого шляху та чому дорівнює заданий шляховий кут?



21. Принцип дії електронної системи індикації
22. У електронній системі індикації польоту зі спрощеним дисплеєм відмовив блок побудови зображення SG3. Звідки будуть отримувати зображення дисплеї правого пілота?
23. У електронній системі індикації польоту зі спрощеним дисплеєм відмовив блок побудови зображення SG1. Звідки будуть отримувати зображення дисплеї лівого пілота?
24. У якому положенні знаходиться літак, якщо PFD має вигляд



25. Які прилади об'єднує система ISIS та де вона встановлена на панелі приладів?
26. Які відмінні риси напів-інтелектуальних дисплеїв?
27. Які функції виконує обчислювач DMC?
28. Що таке інтелектуальний (smart) дисплей?

29. Що відбувається у системі індикації з інтелектуальним дисплеєм при відмові одного з пілотажних дисплеїв?
30. Чим відрізняється система відображення літака А-380 від А-340?
31. Чим відрізняється система відображення літака Boeing-787 від Boeing-777?
32. З якими системами авіоніки літака пов'язана електронна довідникова система першого класу?
33. Що означає термін «Система візуального супроводу Head-Up Display»?
34. Які функції системи візуального супроводу?
35. Які елементи входять до системи візуального супроводу?
36. Який елемент системи візуального супроводу відповідає за колімацію?
37. Який маневр здійснює літак, на якій висоті та чому дорівнює число М?



38. Які сенсори може використовувати система покращеного бачення (EVS)?
39. Які головні відмінні риси бортового комп'ютера авіоніки від персонального комп'ютера?
40. З яких складових складається бортовий комп'ютер авіоніки?
41. Яким чином та навіщо у комп'ютері використовують світовий час UTC?
42. Призначення центрального процесору?
43. Функції джерела живлення?
44. Який пристрій забезпечує зв'язок БКА з іншим цифровим обладнанням?
45. Яка роль сітьового обладнання у складі БКА?

46. З чого складається ядро бортового комп'ютера авіоніки?
47. Що таке квантування та яка його необхідність?
48. Діапазон зміни нормованої напруги + 5 В - -5В. Розрядність АЦП 4. Яка кількість рівнів квантування відповідає нарузі 0 В?
49. На що впливає розрядність АЦП?
50. На що впливає крок дискретизації?
51. Яке призначення ЦАП?
52. Навіщо потрібен утримувач нульового порядку?
53. Напруга на виході цифро-аналогового перетворювача може приймати значення від 0 до 10В. Його розрядність складає 4. Яка напруга виникне на його виході, якщо на вході діє код, який відповідає числу $X=8$?
54. Що робить фільтр реконструкції у ЦАП?
55. Які засоби синхронізації Вам відомі?
56. Чому корпус БКА виготовляють з матеріалів з поганою теплопровідністю та встановлюють на амортизовану основу?

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Навчально-методичні видання та вимоги до них: Методичні рекомендації. Укладач Г.Тухар – Кропивницький: ЛА НАУ, 2020. – 27 с.
2. Харченко В.П. Авіоніка: навч. посіб./ В.П.Харченко, І.В. Остроумов – К.: НАУ, 2013.- 272 с.
3. Moir, I. (Ian) Civil avionic systems / Ian Moir, Allan Seabridge, Malcolm Jukes. – 2nd edition. John Wiley & Sons, Ltd, 2013. 612 pp.
4. Кучерявый А.А. Авионика: Учебное пособие / А.А. Кучерявый. – СПб.: Издательство «Лань», 2019. – 452 с.
5. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cockpit_of_Boeing_757_\(2930808402\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cockpit_of_Boeing_757_(2930808402).jpg)
6. <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2013-06-18/cmc-upgrade-c-130t-cockpits-latest-nav-standards>
7. <https://www.computer-museum.ru/articles/po-i-os-dlya-sistem-realnogo-vremeni/1912/>
8. <https://www.casa.gov.au/search-centre/safety-kits/cnsatm-resource-kit/cnsatm-resource-kit-chapter-1-overview-cnsatm>
9. FANS-1/A. Operation manual. – 2006.-105 pp.
10. <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD1126215.pdf>
11. <http://philippineairspace.blogspot.com/2013/06/coa-clears-cnsatm-project.html>
12. Performance-based Navigation (PBN) Manual. Doc 9613. – ICAO, 2008. – 304 p.
13. Харченко В.П. Авіоніка безпілотних літальних апаратів / В.П. Харченко, В.І. Чепіженко, А.А. Тунік, С.В. Павлова; за ред. В.П. Харченка – К.: ТОВ «Абрис-принт», 2012. – 464с.
14. Статистична динаміка систем управління: підручник / Л.М. Блохін, М.Ю. Буриченко, Н.В. Білак [та ін.]. – К.: НАУ, 2014. – 300с.

15. Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посіб./ М.К.Філяшкін, В.О.Рогожін, А.В. Скрипець,Т.І. Лукінова –К.: Вид-во Нац.авіац.ун-ту «НАУ-друк», 2009. - 272с.
16. Sabatini R. The Future of Avionics Systems / R. Sabatini, 2021 IEEE Aerospace & ELECTRONICS SYSTEMS SOCIETY, Virtual Distinguished Lecture Webinar Series/ 1-63 pp.- <https://ieeaeess.org/tech-ops/avionics-systems-panel-asp>
17. Avionics Systems Panel Research and Innovation Perspectives / R.Sabatini, A.Roy, E. Blasch, K.A.Kramer,G. Fasano and others // IEEE A&E SYSTEMS MAGAZINE, DECEMBER 2020, No. 10.1109/MAES.2020.3033475, pp. 58-72
- 18.N. Pongsakornsathien et al., “Sensor networks for aerospace human-machine systems,” Sensors, vol. 19, no. 16, 2019, Art. no. 3465. doi:10.3390/s19163465