

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри авіоніки

_____ Павлова С.В.
(підпис) (П.І.Б.)

« ____ » _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(пояснювальна записка)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: Технічна діагностика комплексів бортового обладнання літака

Виконавець: _____ Самардак Віталій Михайлович
(підпис) (П.І.Б.)

Керівник: _____ Слободян Олександр Петрович
(підпис) (П.І.Б.)

Нормоконтролер: _____ Левківський Василь Васильович
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіоніки
Спеціальність 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри авіоніки

_____ Павлова С.В.
(підпис) (П.І.Б.)

« _____ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на виконання дипломної роботи

Самардак Віталія Михайловича

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема дипломної роботи Технічна діагностика систем бортового обладнання літака
затверджена наказом ректора від «18» грудня 2020 р. № 2310/
2. Термін виконання роботи (проекту): з 11.01.2021 по 18.02.2021.
3. Вихідні дані до роботи (проекту): _____

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити):

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу (з точним визначенням обов'язкових
рисунків, діаграм, таблиць тощо):

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Технічна діагностика комплексів бортового обладнання літака»:

61 сторінка, 24 рисунків, 1 таблиця, 18 використаних джерел.

Об'єктом дослідження дипломної роботи є комплекси бортового обладнання сучасного літака .

Предметом дослідження дипломної роботи є методи і засоби контролю та діагностики ОС та його компонентів, вживані під час польоту ЛА і під час виробництва.

Мета дипломного проекту – проаналізувати та розробити алгоритм фоновому контролю мультипроцесора ІМА та розробка уніфікованого автоматизованого робочого місця по контролю і діагностиці ОС.

Метод дослідження – теоретично-розрахунковий, аналітичний, синтез.

Установлено, що розроблена архітектура комплексу та його структурна організація відповідає вимогам прийнятої концепції та сучасним технологіям і може застосовуватися на перспективних літаках нового покоління.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

ЛІТАК, КОМПЛЕКС БОРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ, ІНТЕГРОВАНА МОДУЛЬНА АВІОНІКА, ТЕХНІЧНА ДІАГНОСТИКА, ІНТЕРФЕЙС, АВТОМАТИЗОВАНЕ РОБОЧЕ МІСЦЕ.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. Аналіз та розвиток систем бортового обладнання літака.....	
1.1. Історичний розвиток комплексів бортового обладнання.....	
1.2. Загальні принципи побудови мікроелектронних пристроїв авіоніки.....	
1.3. Блокова структура систем авіоніки.....	
1.4. Внутрішня будова LRU.....	
1.5. Інтегрована модульна авіоніка.....	
РОЗДІЛ 2. Методи діагностування авіоніки.....	
2.1. Технічний стан об'єкта діагностування.....	
2.2. Класифікація діагностичних параметрів бортового обладнання.....	
2.3. Методи оцінювання технічного стану компонентів ПС.....	
2.3.1. Класифікація методів оцінювання технічного стану.....	
2.3.2. Активне і пасивне діагностування.....	
2.4. Методи контролю працездатності авіоніки.....	

2.4.1. Контроль за станом окремих параметрів.....

2.4.2. Контроль за результатами аналізу реакції системи.....

2.5 Принципи послідовної і паралельної перевірки функціонування мультиобчислювача.....

2.6 Алгоритм фонового контролю мультипроцесора ІМА.....

РОЗДІЛ 3. Розробка уніфікованого автоматизованого робочого місця по контролю і діагностиці

ОС.....

3.1 Принцип побудови автоматизованих робочих місць.....

3.2 Автоматизоване робоче місце по контролю і діагностиці ОС.....

3.3 Уніфіковане автоматизоване робоче місце по перевірці КФМ.....

ВИСНОВОК.....

Список використаних джерел.....

ВСТУП

Актуальність. На сучасному етапі розвитку авіаційна промисловість підходить до створення літального апарату (ЛА) нового покоління. Ключова роль в створенні ЛА нового покоління відводиться створенню нової універсальної обчислювальної системи (ОС). Універсальна ОС входить до складу ряду авіаційних комплексів (пілотажний, навігаційний та ін.), керуючих рухом ЛА у польоті, і розробляється згідно концепції, що отримала назву «Інтегрована модульна авіоніка» (ІМА).

Практичний досвід розробки ОС четвертого покоління і перспективних ОС ІМА показав істотні відмінності в принципах їх структурної організації і виявив об'єктивну потребу сучасного виробництва в створенні нових методів і засобів автоматичного і автоматизованого контролю, спеціалізованих під обчислювальні системи ІМА і забезпечуючих властивість реконфігурації ОС при виникненні відмов у польоті.

Прийняті у ОС четвертого покоління технічні рішення в області організації засобів контролю виявляються непридатними для створення засобів контролю перспективних ОС, у зв'язку з чим актуальним є завдання створення і дослідження методів і засобів контролю ОС, спеціалізованих під ОС ІМА.

Об'єктом дослідження дипломної роботи є комплекси бортового обладнання сучасного літака .

Предметом дослідження дипломної роботи є методи і засоби контролю та діагностики обчислювальних систем ІМА, вживані під час польоту ЛА і під час виробництва.

Мета дипломного проекту – проаналізувати та розробити алгоритм фонового контролю мультипроцесора ІМА та розробка уніфікованого автоматизованого робочого місця по контролю і діагностиці ОС.

Метод дослідження – теоретично-розрахунковий, аналітичний, синтез.

Установлено, що розроблена архітектура комплексу та його структурна організація відповідає вимогам прийнятої концепції та сучасним технологіям і може застосовуватися на перспективних літаках нового покоління.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

Наукова новизна результатів дисертаційної роботи. В процесі виконання комплексних теоретичних і експериментальних досліджень і впровадження результатів дипломної роботи в авіаційну промисловість вирішено актуальне науково-технічне завдання, що полягає в розробці алгоритмічного і програмного забезпечення засобів автоматичного і автоматизованого контролю перспективних ОС ІМА і її функціональних компонентів.

РОЗДІЛ 1

Аналіз та розвиток систем бортового обладнання літака

Вступ до розділу 1

Широке впровадження систем автоматичного керування, підкріплене розвитком архітектури й елементної бази мікропроцесорів і мікроеом, веде до організації комплексних систем автоматики, що мають розподілену структуру. До класу таких систем можуть бути віднесені великі робото технічні комплекси, автоматизовані технологічні лінії й ділянки, цехи-автомати, гнучкі автоматизовані виробництва. Всі названі класи САУ характеризуються твердими вимогами по надійності й високій інтенсивності міжмодульного обміну інформацією. В якості модулів при цьому можуть виступати мікроеом, а також їх блоки (обробки, відображення, зберігання даних), виконавчі механізми, системи збору інформації і так далі.

В цьому розділі розглянемо історичний розвиток та проаналізуємо комплекси бортового обладнання сучасного літака.

1.1. Історичний розвиток комплексів бортового обладнання

У 1903 році був здійснений перший керований політ на машині важчій за повітря. З тих пір авіація пройшла шлях від найпростіших літальних апаратів, призначених виключно для демонстрації можливості переміщення у повітряному просторі, до спеціалізованих багатофункціональних повітряних суден, що вирішують завдання з перевезення пасажирів і вантажів, бойові й спеціальні завдання.

Кафедра авіоніки				НАУ 21 07 30 000 ПЗ						
Виконав				Аналіз та розвиток систем бортового обладнання літака	Літера			Аркуш	Аркушів	
Керівник										
Консультант										
Н-контроль										
Зав. каф.										

Початковий період розвитку авіації був пов'язаний з вирішенням проблем аеродинаміки, конструктивних матеріалів і підвищенням потужності двигуна. Надалі, особливо з переходом на реактивну тягу і надзвуковий політ, роль бортового обладнання значно зросла.

Системи авіоніки забезпечують можливість виконувати політ з однієї точки земної поверхні до іншої найбільш ефективно за витратами палива та часу. Головна функція обладнання авіоніки забезпечує автоматизацію процесів керування ПК, зокрема забезпечення виконання системами авіоніки усіх функцій, як результат для належного виконання безпечного польоту потрібна менша кількість членів екіпажу. Це спонукає до неперервного розвитку та вдосконалення існуючих бортових систем ПК. Саме результатом удосконалення та розвитку існуючих систем авіоніки є скорочення членів екіпажу ПК до двох осіб: командира та першого пілота.

Авіація 21-го століття орієнтується на революційні зміни в бортовому обладнанні. Це пов'язано, насамперед, з бурхливим розвитком радіоелектроніки та інноваційних процесів в інформаційних системах.

Таблиця 1.1

Важливі дати розвитку систем авіоніки

Рік	Розвиток систем авіоніки
1910	Перші експерименти з радіо на борту літака та автопілотом.
1920	Перше обладнання для знаходження напрямку на ненапрямлені радіомаяки.
1930	Зародження радіолокації та дистанційного зондування.
1940	Поява обладнання радіозв'язку, гіроскопа, авіагоризонту, бортових радіолокаційних станцій, інструментальних систем посадки, гіперболічних радіонавігаційних систем, літакових відповідачів.
1950	Перехід до транзисторної техніки. Упровадження радіонавігаційної системи середньої та ближньої дії.
1960	Використання інерціальних систем. Зародження супутникових систем навігації.
1970	Використання цифрової авіоніки та мікрохвильової системи посадки.
1980	Використання мікроелектронної техніки та цифрових систем контролю за польотом.
1990	«Комп'ютерна революція». Поява інтегрованої модульної авіоніки та мікроелектромеханічних систем. Використання систем попередження небезпечних зближень літаків та електронної індикації.
2000	Упровадження мережових технологій на борту літака та систем попередження зіткнень з наземними перешкодами.
2010	Упровадження концепції автоматичного залежного спостереження та систем синтетичного бачення.

1.2. Загальні принципи побудови мікроелектронних пристроїв авіоніки

Використання сигналів у цифровому вигляді набула широкої популярності в побудові сучасних пристроїв та систем авіоніки (рис. 1.1).

Цифрова техніка має вагомі переваги в порівнянні з аналоговими, з них основні: :

- використовуються цифрові обчислювальні техніки;
- підвищення завадостійкості;
- значно збільшилася пропускна здатність каналів передавання даних;
- суттєве зменшення габаритних розмірів бортового обладнання та кількості дротових з'єднань.

Функціонування кожного цифрового пристрою неодмінно пов'язане з «цифровим словом», яке є аналогом реального аналогового сигналу на певному рівні дискретизації.

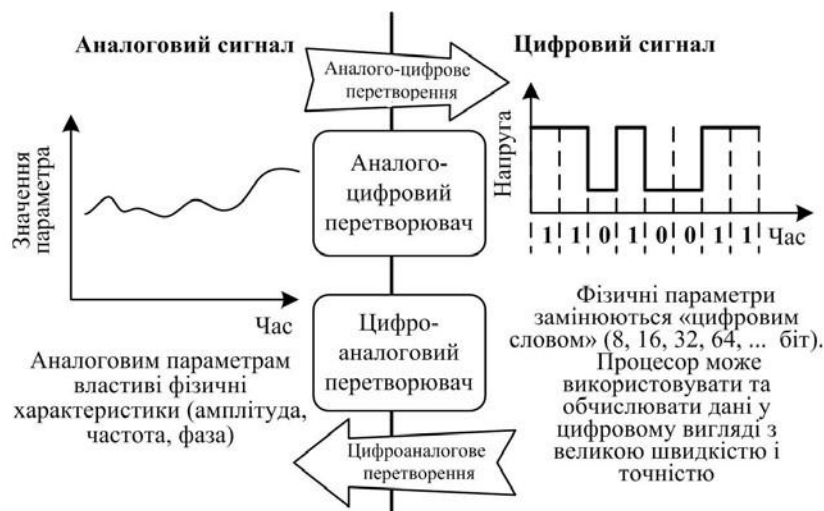


Рис. 1.1. Принципова побудова сучасних приладів бортового обладнання.

Відповідно кожен аналоговий сигнал, що надходить до комп'ютеризованого блока оброблення інформації, має бути перетворений у двійкову систему числення. Цю функцію виконує аналого-цифровий перетворювач (АЦП). Він трансформує напругу сигналу, що змінюється у часі, у послідовність імпульсів типу «ввімкнено – вимкнено». Отримані імпульси відповідають як комп'ютерній логіці з її значеннями «так – ні», так і двійковій системі числення, що дозволяє виразити будь-яке число

незалежно від того, наскільки воно велике у вигляді комбінації нулів та одиниць. У цифровій техніці нулі та одиниці виражають два стани мікросхем, на яких побудовано центральний процесор, пам'ять та інші блоки.

Для того щоб подати аналоговий сигнал у цифровому вигляді, АЦП періодично вимірює значення амплітуди у вибрані моменти часу, перетворюючи виміряне значення в кожний момент у двійкове число.

Значення різних величин вимірюються за допомогою датчиків, що трансформують ці значення в потрібний сигнал. Відповідно до вихідного сигналу розрізняють цифрові та аналогові датчики.

У сучасних цифрових системах після вимірювання фізичної величини виконується аналіз похибок вимірювань з використанням математичних моделей та певних коефіцієнтів (рис. 1.2).

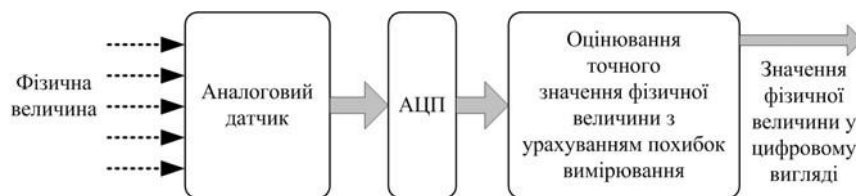


Рис. 1.2. Принцип вимірювання фізичних величин БО

Після визначення значення деякої фізичної величини у цифровому вигляді до нього додається теж у двійковому вигляді адреса блока чи місця, куди необхідно направити це значення. Цифрове значення разом з адресою утворюють «цифрове слово» (рис. 1.3). У цифровій техніці вся інформація передається у вигляді «цифрових слів» у певному форматі. Структура «цифрового слова» залежить від будови системи і типу передаваної інформації.

Структурно пристрої на борту ПК об'єднуються у системи, призначені для вирішення окремих завдань. Окремі системи можуть об'єднуватись у більші структури – комплекси. Комплекси бортового обладнання – це сукупність функціонально пов'язаних систем, датчиків, обчислювачів.

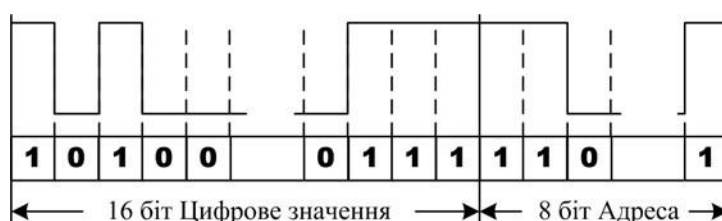


Рис. 1.3. Цифрове слово

У зв'язку з обмеженістю простору основні системи авіоніки розміщуються у спеціально відведеному для них місці на ПК, а у кабіні - лише засоби відображення інформації та органи взаємодії і керування (рис. 1.4), через які пілот керує польотом та системами ПК.



Рис. 1.4. Взаємодія бортового обладнання через канали інформаційного обміну

Електронна система індикації (Electronics Flight Instrument System – EFIS) групує дані від різних систем літака та відображає пілоту інформацію, необхідну в конкретний момент польоту. Через EFIS пілот може отримати інформацію від будь-якої із систем на літаку в інтелектуально простій та наочній формі. Крім того, під час польоту інформація на дисплеї EFIS автоматично змінюється залежно від фази польоту.

Інформаційний обмін між блоками та системами авіоніки відбувається за допомогою каналів інформаційного обміну (Digital Data Buses – DDB).

Перший стандарт на цифровий канал інформаційного обміну з'явився у 1974 р. (MIL-STD-1553), що спеціально був розроблений для використання у побудові військових літаків США. Приблизно у той же час авіабудівні компанії Boeing та Airbus у побудові літаків цивільної авіації почали теж застосовувати DDB (ARINC

429) для інформаційного обміну між блоками авіоніки. Навіть тепер ARINC 429 є невід'ємною складовою багатьох сучасних систем авіоніки.

Застосування цифрових каналів інформаційного обміну між блоками авіоніки дозволило зменшити кількість проводів та підвищити завадостійкість.

Для організації роботи систем авіоніки застосовується комплекс програм керування та оброблення, що утворюють певну операційну систему, яка, з одного боку, відіграє роль інтерфейсу взаємодії між пристроями обчислювальної системи та прикладними програмами, а з другого – необхідна для керування пристроями та обчислювальними процесами, ефективного розподілу обчислювальних ресурсів між обчислювальними процесами та організацією точних розрахунків.

Програмне забезпечення відіграє одну з найголовніших ролей у проектуванні та розробленні систем. Сучасна елементна база, що використовується для створення блоків, потребує використання спеціальних обчислювальних програм для коректного функціонування.

1.3. Блокова структура систем авіоніки

Авіоніка сучасного літака складається з певної кількості повністю резервованих блоків (Line Replaceable Unit – LRU), що легко замінюються у випадку відмови чи потреби в модернізації. Блокова будова дозволяє замінювати функціональні елементи систем з мінімальними затратами часу на монтаж. Кожний блок LRU має свої логічні та функціональні межі і являє собою одноблокову структуру. Модульна побудова LRU забезпечує легкий доступ до компонентів системи для їх тестування та заміни. У випадку реєстрації відмови вбудованою системою контролю блока LRU, цей блок може бути замінений на новий в аеропорту з мінімальними затратами часу.

Розміри та будова LRU стандартизовані декількома стандартами, розробленими фірмою «Aeronautical Radio Incorporated» (ARINC):

- 1) Air Transport Radio (ATR); 2) Modular Concept Unit (MCU).

Розміри блока ATR описуються стандартом ARINC 404. Згідно з цим стандартом виділяються такі основні види блоків:

- 1/2 ATR;
- 3/4 ATR;
- 1 ATR; – 1 1/2 ATR.

Кожен з цих блоків має однакову висоту 269,88 мм та залежну від серії довжину 318 мм (серії «short») чи 495,8 мм (серії «long») (рис. 1.5 і 1.6 відповідно). Крім того, кожен із цих блоків розміщується на спеціалізованій полиці, що містить стандартизовані дротові з'єднання з LRU. Це дає можливість різним виробникам авіоніки розроблювати системи фіксованих розмірів та з відповідними з'єднаннями.

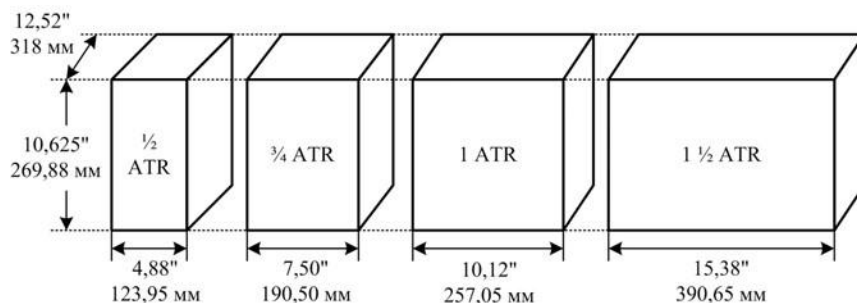


Рис. 1.5. Габаритні розміри ATR «short»

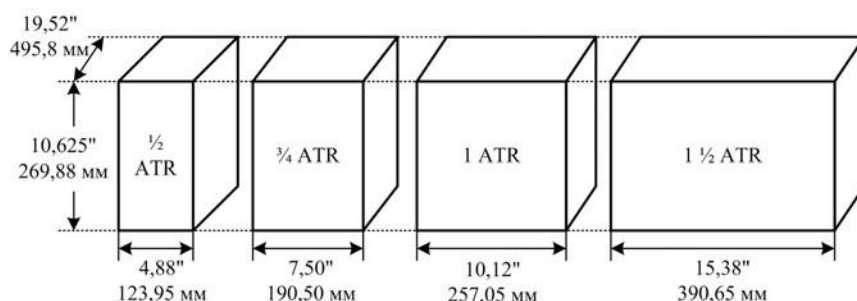


Рис. 1.6. Габарити ATR «long»

Для надання більшої гнучкості системі також розроблені варіанти кріплення модулів серії «short» у місця серії «long» (рис. 1.7).

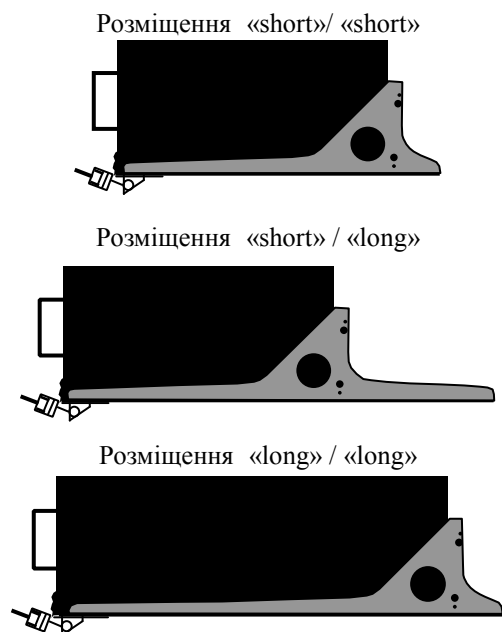


Рис. 1.7. Можливості розташування ATR на полицях

Розвиток цифрової техніки потребував перегляду концепції ATR. Значне зменшення габаритних розмірів цифрової електроніки порівняно з аналоговою спонукало до розроблення нового стандарту на розміри та структуру LRU. Це зумовило розроблення наступного стандарту – ARINC 600, що описує MCU (рис. 1.8).

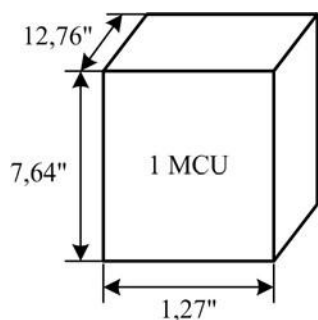


Рис. 1.8. Габаритні розміри 1 MCU

Відповідно до нового стандарту вісім блоків MCU за розміром приблизно еквівалентні одному блоку ATR. Розмір типової системи ПК становить 2 MCU. Проте розміри великих систем авіоніки, таких як, наприклад, системи повітряних сигналів, сягають 8 або 10 MCU. Ширину MCU розраховують за формулою:

$$W = (N \times 1,3) - 0,032",$$

де N – номер розміру MCU.

1.4. Внутрішня будова LRU

Функціональна структурна схема типового блока LRU показано на рис. 1.9. Джерело живлення конвертує напругу електричної мережі ПК 115 В змінного струму або 28 В постійного струму до понижених рівнів 5 В і 15 В постійного струму для живлення мікропроцесорної техніки.

Типовий блок LRU містить певну кількість цифрових входів та виходів для підключення до каналів інформаційного обміну з іншими системами і блоками LRU (наприклад, ARINC 429). Крім того, для зв'язку з датчиками LRU може мати певну кількість аналогових входів і виходів разом з розніми дискретних сигналів для приймання та передавання разових команд. Обчислювальний процесор приймає дані від модулів вхідної інформації, оброблює її відповідно до закладеної в нього програми та видає результати оброблення у модулі формування вихідної інформації і заносить її у внутрішню пам'ять.

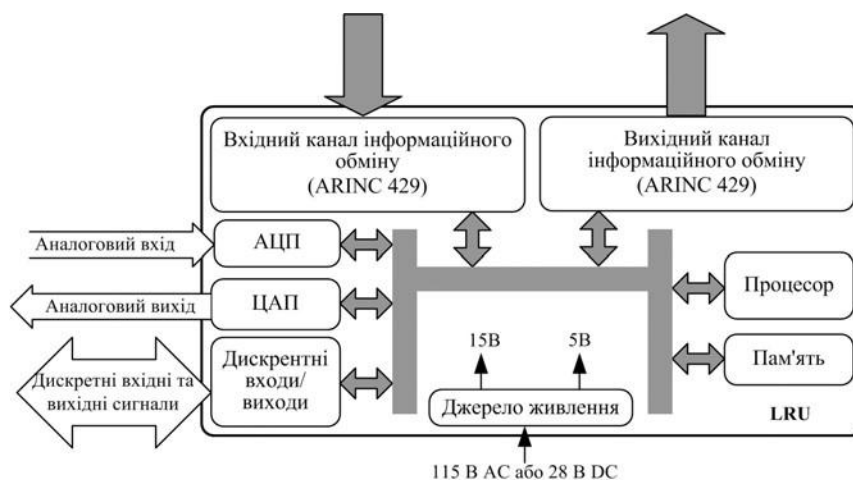


Рис. 1.9. LRU функціональна структура

Кожен LRU має вбудовану систему власної діагностики, яка у випадку виявлення несправності у функціонуванні блока видає відповідну разову команду відмови. Щоб підтримувати певну температуру для зменшення нагрівання, певні блоки обладнують спеціалізованим вентиляційним обладнанням.

1.5. Інтегрована модульна авіоніка

Застосування поділу радіоелектронних пристроїв авіоніки на LRU дозволяє розмішувати та створювати системи будь-якої складності, проте натеper LRU вже не відповідає потребам сучасної побудови систем. Кожна система на ПК розміщується, щонайменше в одному LRU. Кожен LRU – це певна комп'ютерна система, що потребує певної операційної системи та відповідного програмного забезпечення для функціонування. Збільшення кількості систем та підвищення їх функціональності створило передумови до перегляду концепції побудови LRU.

Інтегрована модульна авіоніка (Integrated Modular Avionics, IMA) – це принципово нова архітектура побудови систем авіоніки заснована на дуже щільній інтеграції функцій різних систем та блоків.

Інтегрована модульна авіоніка передбачає інтеграцію на блоковому та функціональному рівнях.

Інтеграція на блоковому рівні. Передбачає використання нових модулів авіоніки (LRM), що мають ще менші габаритні розміри порівняно з LRU. Модулі авіоніки розміщуються на спеціальній полиці для LRM (Integrated Rack – IR чи Cabinet) упритул один до одного (додаток, рис. Д3). Кожне місце, відведене для LRM, у IR обладнано стандартизованими механічними та електричними з'єднаннями, що дозволяє різним виробникам створювати взаємозамінні системи. IR – є універсальною полицею для LRM, оскільки на неї може бути встановлений LRM будь-якого розміру. Крім того, немає потреби в розміщенні у кожному блоці джерела живлення, оскільки всі сучасні мікропроцесорні пристрої потребують однакової напруги живлення. Тому достатнім є використання одного блока перетворення напруги для всіх LRM, розміщених на одній полиці (рис. 1.10). Позбавлення джерела живлення у кожному з блоків дозволяє не тільки зменшити загальну масу, а й підвищує гнучкість системи. Модулі LRM функціонально розділяються на модуль джерела живлення, обчислювач, модуль взаємодії та ін.

Інтеграція на функціональному рівні. Сучасні комп'ютерні системи дозволяють виконувати велику кількість обчислювальних функцій, що дає змогу

об'єднувати різні системи в нові, які виконують функції декількох систем. Крім того, обчислювальний модуль однієї системи може виконувати обчислення для іншої; це дозволяє більш раціонально використовувати апаратні ресурси, розподіляючи обчислювальні операції між LRM.

Переваги застосування ІМА:

- значне зменшення габаритних розмірів систем авіоніки та їх загальної маси;
- більш економне витрачання енергії;
- розподіл ресурсів (один LRM джерела живлення для всієї полиці);
- стандартизовані розміри всіх блоків (висота та довжина однакові), що дозволяє не прив'язуватись до конкретного місця на полиці;
- концепція ІМА більш надійна, ніж застосування окремих LRU.

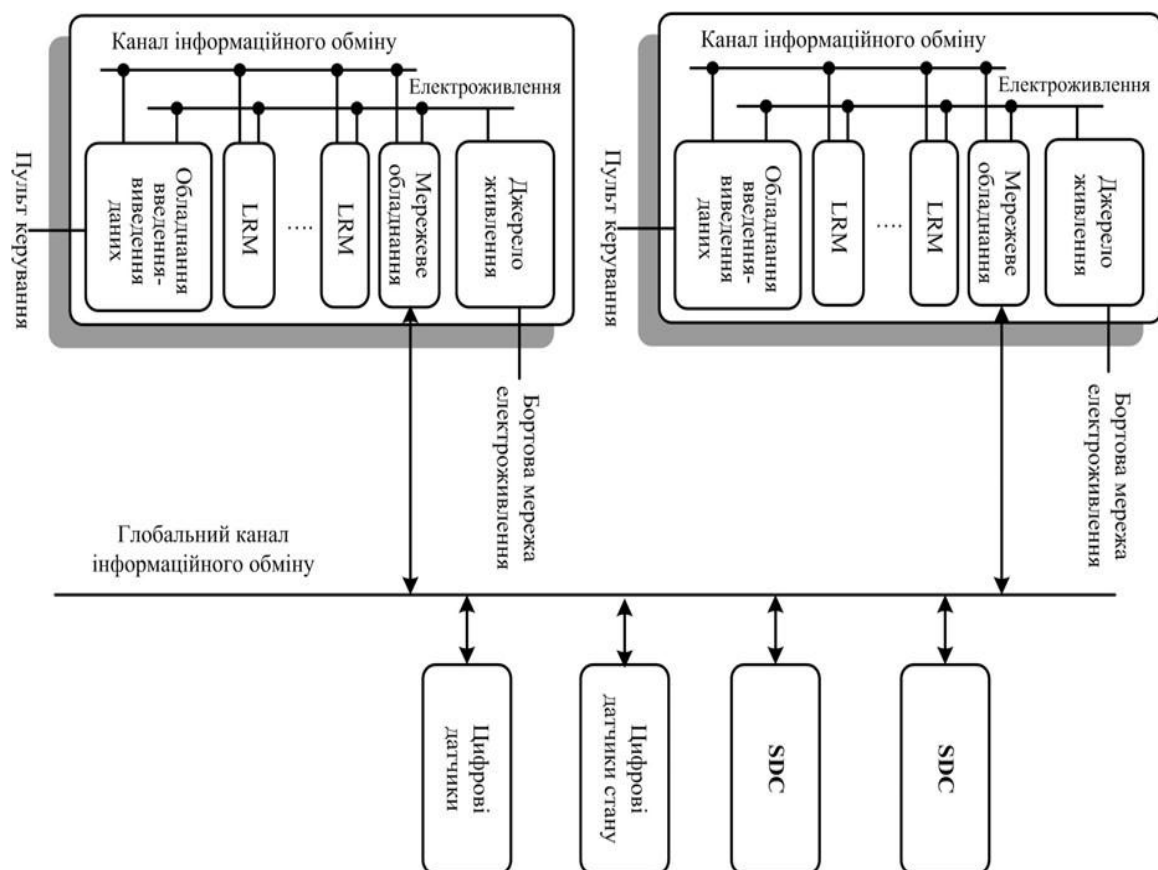


Рис. 1.10. Концептуальна схема інтегральна модульна авіоніка

Концепція побудови ІМА може бути використана для побудови різного типу систем авіоніки та гарантувати високу надійність їх функціонування. Застосування

ІМА є найкращим рішенням для розміщення великої кількості систем на одному ПК. Крім того, концепція ІМА спрямована на швидку модернізацію використовуваної техніки, що дуже важливо в умовах швидкого розвитку мікропроцесорної техніки та функціональності систем.

Під час побудови систем авіоніки за концепцією ІМА передбачається групування функцій певних та відповідних модулів у одній ІР (наприклад, обладнання зв'язку, навігації, спостереження, контролю двигуна і т. ін.) (рис. 1.10).

Кожна ІР містить перетворювач напруги від бортової електромережі ПК до потрібного рівня, мережеве обладнання для передавання та приймання даних через канал інформаційного обміну, обладнання введення – виведення даних, що забезпечує взаємодію з пультом керування та індикації відповідної системи і певну кількість LRM. Усі ІР об'єднуються за допомогою мережевого обладнання у глобальну мережу інформаційного обміну між LRM ПК.

Певні цифрові датчики теж можуть бути підключені до глобального каналу інформаційного обміну. Проте для отримання та аналізу інформації від датчиків застосовують спеціалізовані концентратори даних (Signal Data Concentrator, SDC), які за своєю будовою аналогічні до ІР (рис. 1.11). Основним завданням SDC є збирання інформації від певних датчиків, оброблення результатів вимірювань за спеціальними оцінними алгоритмами та видача оцінених параметрів через глобальний канал інформаційного обміну системам, які їх потребують.

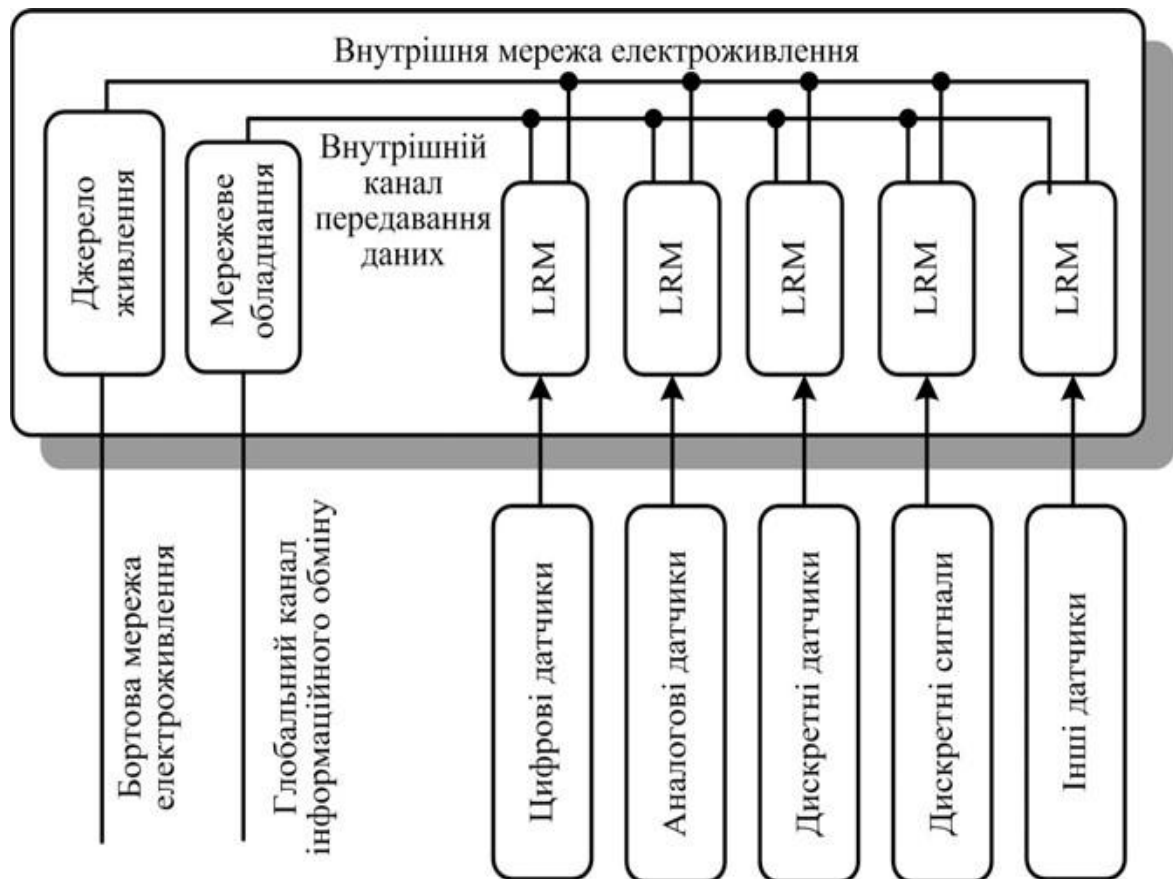


Рис. 1.11. Схема внутрішньої побудови SDC

Застосування SDC зменшує кількість дротових з'єднань та вирішує проблему розповсюдження вимірних даних у обладнанні авіоніки ПК. Інформація від датчиків через SDC є доступною для будь-якої системи і надається за відповідним запитом у цифровому вигляді. Важливим є використання SDC для розповсюдження дискретних сигналів таких, як разові команди справності обладнання авіоніки.

Таким чином, авіоніка являє собою надзвичайно складний комплекс бортового обладнання, що реалізує принципи відмовостійкого і відмовобезпечного функціонування в умовах дії реальних експлуатаційних чинників.

Висновок до розділу 1

Нове покоління інтегрованої модульної авіоніки допоможе об'єднати різні обчислювальні пристрої та включити їх в централізовану систему.

Апаратура комплексу інтегрованої авіоніки складається з обмеженого набору функціональних модулів, кожен модуль пристосований для виконання певних функцій - обчислення, зберігання даних, електроживлення тощо.

Сам комплекс модульної авіоніки організований у вигляді єдиного апаратної середовища, системи перетворилися на функції, реалізовані програмно у цьому середовищі. Окремі БЦОМ і обчислювачі, замінені загальними процесорними ресурсами, які розподіляють між собою і виконують всі прикладні програми. Така організація дозволяє оптимально використовувати обчислювальні ресурси. Прикладне ПЗ не залежить від типів застосовуваних процесорів, їх взаємодія будується через проміжні стандартні інтерфейси. Це дозволяє удосконалювати апаратне середовище без необхідності переробляти програмне забезпечення.

Структура зроблена гнучкою та масштабованою, це дозволяє легко адаптувати його під вимоги різних застосувань і для різних типів ЛА. Всі дані, що формуються будь-якої функцією в складі комплексу, глобально доступні для будь-якої іншої функції. Це дозволяє включати нові завдання і модернізувати комплекс не зачіпаючи вже працюють функції, можливостей і поліпшення характеристик комплексу в майбутньому. Ця гнучкість досягається, по-перше, за рахунок модульної побудови комплексу і, по-друге, за рахунок з'єднання модулів в мережу. Функціональний модуль може бути розміщений в будь-якому місці ЛА і за рахунок швидкодійної мережі передачі даних він пов'язаний з іншими модулями так само тісно, ніби вони знаходилися в одному електронному блоці.

РОЗДІЛ 2

Методи діагностування авіоніки

Вступ до розділу 2

Основним призначенням системи технічної експлуатації авіаційної техніки є збереження (підтримка) льотної придатності повітряного судна (ПС) протягом всього життєвого циклу, а також створення умов для ефективного використання ПС за призначенням. В даний час ефективна технічна експлуатація авіаційної техніки вже неможлива без вживання сучасних стратегій і програм технічного обслуговування і ремонту (ТОiР), методів управління ефективністю процесу експлуатації, методів і засобів контролю і діагностики. У питаннях вибору системи технічного обслуговування важливе місце відводиться бортовим засобам технічного діагностування з використанням різних вбудованих засобів контролю (ВЗК), які забезпечують кількісну оцінку стану компонентів сучасного повітряного судна у польоті.

В даному розділі проаналізуємо сучасні методи визначення технічного стану об'єкта діагностики, класифікацію діагностичних параметрів, принципи послідовної і паралельної перевірки функціонування мультиобчислювача та алгоритм фонового контролю мультипроцесора ІМА.

2.1. Технічний стан об'єкта діагностування

Кожна система ПС, а також компоненти які її утворюють (наприклад, вироби електронної техніки – інтегральні мікросхеми, транзистори, діоди, резистори, конденсатори, варикапи і т. ін. або механічні і електромеханічні вироби – інерційні вмикачі, комутаційні пристрої, індуктивні і тензометричні датчики чи конструктивно і функціонально відокремлені блоки і агрегати (модулі), що містять

Кафедра авіоніки				НАУ 21 07 30 000 ПЗ						
Виконав				Методи	Літера			Аркуш	Аркушів	
Керівник										
Консультант										

Н-контроль				діагностування авіоніки	
Зав. каф.					

сотні різних окремих елементів і деталей; складні технічні системи, що мають в своєму складі десятки різних модулів і десятки тисяч елементів) є об'єктами діагностування. Всі об'єкти діагностики при експлуатації ПС постійно діагностуються. Технічний стан системи – головне поняття в технічній діагностиці. Технічний стан визначається групою параметрів, значення яких характеризують якість функціонування системи. Параметри системи, від яких залежить технічний стан, будемо називати діагностичними параметрами, воно встановлюються нормативно-технічною документацією та в процесі довгострокової експлуатації під дією внутрішніх та зовнішніх факторів їх значення змінюються. Тому в цілях визначення технічного стану системи її параметри необхідно постійно вимірювати.

Якщо ці параметри знаходяться в допустимих межах, то забезпечується виконання виробом заданих йому функцій на необхідному рівні якості. Іншими словами, такий виріб знаходиться в працездатному технічному стані.

З погляду на надійності будь-який виріб може знаходитися в одному з наступних чотирьох технічних станів: справний, працездатний, непрацездатний і граничний, які вказані на рис. 2.1.

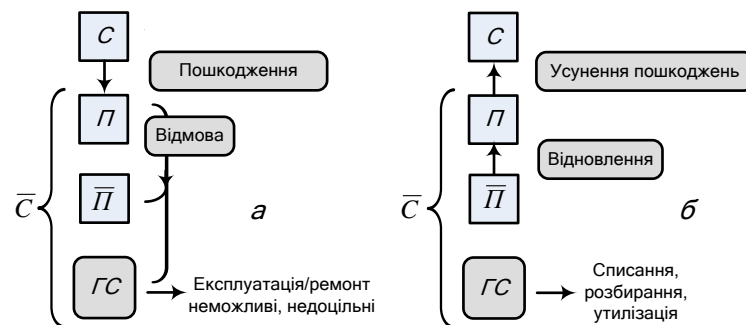


Рис. 2.1. Технічні стани виробу

Справний стан – стан виробу, параметри якого відповідають всім вимогам нормативно-технічної документації (НТД), тобто виріб здатний виконувати всі задані функції. Вимоги НТД можна умовно розділити на дві групи: (а) вимоги до правильного виконання всіх покладених функцій та (б) вимоги до “зовнішнього

вигляду” об’єкта діагностики. Порушення вимоги (б) групи при збереженні вимог НТД (а) групи розглядається як “пошкодження” (рис. 1а).

Працездатний стан (працездатність - П, см. Рис. 2.1) системи бортового обладнання ПС визначається як здатність виконувати визначену їй польотну функцію, зберігаючи значення параметрів в межах, встановлених технічними вимогами. При контролі технічного стану безпосередньо можуть вимірюватись або самі параметри досліджуваної системи (тобто її діагностичні параметри), або можуть визначатися деякі функції цих параметрів. Результати вимірювань параметрів складають діагностичну інформацію про об’єкт, яка часто міститься в вихідному сигналі досліджуваної системи. При відповідній обробці такого сигналу можна виділити інформаційно-діагностичні ознаки, які характеризують функціонування досліджуваної системи. В цьому випадку працездатний стан ототожнюється з правильним функціонуванням ОД.

У подальших дослідженнях працездатний стан ОД будемо характеризувати ймовірністю безвідмовної роботи, кількісну оцінку якої при тривалості експлуатації t [час] знаходять по аналітичному вираженню для DN-моделі надійності:

$$R(t) = \Phi\left(\frac{\mu-t}{v\sqrt{\mu\cdot t}}\right) - \exp\left(\frac{2}{v^2}\right) \cdot \Phi\left(-\frac{\mu+t}{v\sqrt{\mu\cdot t}}\right). \quad (1)$$

де μ і v - параметри розподілу відмов ОД - середнє значення і коефіцієнт варіації напрацювання до відмови відповідно.

Стан ОД називається **непрацездатним**, якщо значення параметрів не відповідають технічним вимогам і система не здатна виконати необхідні функції. Неправильне функціонування ОД може бути наслідком втрати працездатності.

Непрацездатний стан ОД характеризується ймовірністю відмови $Q(t)$, аналітичний вираз якої виходить зі співвідношення $R(t)+Q(t)=1$ і має вигляд:

$$Q(t) = \Phi\left(\frac{\mu-t}{v\sqrt{\mu\cdot t}}\right) + \exp\left(\frac{2}{v^2}\right) \cdot \Phi\left(-\frac{\mu+t}{v\sqrt{\mu\cdot t}}\right). \quad (2)$$

При втраті працездатності ОД може виявитися в так званому **граничному стані**, при якому його подальша експлуатація неприпустима чи недоцільна, або відновлення його працездатного стану неможливе чи недоцільне. Перехід в граничний стан означає закінчення експлуатації ОД (див. рис. 1б).

Ознака або сукупність ознак граничного стану виробу, встановлені НТД, називають критерієм граничного стану. Типовими критеріями граничного стану є:

1) зниження напрацювання на відмову нижче допустимого рівня або зростання параметра потоку відмов вище допустимого рівня;

2) перевищення встановленого рівня поточних (сумарних) витрат на технічне обслуговування і ремонт або інші ознаки, що визначають економічну недоцільність подальшої експлуатації;

3) моральне старіння апаратури.

Наукове обґрунтування критеріїв граничного стану має важливе значення для вирішення завдань прогнозування довговічності (тривалості використання за призначенням) компонентів авіоніки.

Працездатний, непрацездатний і граничний стану ОД логічно визначаються як несправні стани, коли будь-яка з вимог групи (б) не виконується. Кожна окрема невідповідність виробу встановленим вимогам визначається як дефект.

Справний виріб завжди працездатний. Працездатний ОД, на відміну від справного, задовольняє не всім вимогам НТД, а лише тим, які відповідають його правильному функціонуванню. До того ж, ОД може не задовольняти, наприклад, вимогам до його зовнішнього вигляду (мати місцеві порушення лакофарбового покриття, вм'ятини на корпусі і т.п.). працездатний ОД може бути несправним, якщо порушення вимог групи (б) - пошкодження (див. Рис. 2.1а) не такі істотні, щоб перешкоджати виконанню польотних функцій.

Відмова є подією, яка полягає в порушенні працездатності і переході ОД в непрацездатний стан. Відмова визначає перехід і момент переходу ОД з працездатного в непрацездатний стан на відміну від "несправності", яка є станом і причиною відмови, але може існувати і без відмови (несправний, але працездатний стан).

За характером прояву відмови діляться на:

– раптові (несподівані) відмови, що характеризуються стрибкоподібним зміною параметрів ОД з виходом цих параметрів за допустимі межі, встановлені технічними вимогами. У всіх випадках мається на увазі, що відмова з'явився в

результаті миттєвої зміни спостережуваного параметра (параметрів); при цьому, найчастіше справжню причину - деградаційні процеси, що передували появі відмови, не аналізують. Нерідко відмову вважають раптовою лише тому, що поки відсутня об'єктивна можливість проконтролювати зміни всіх визначальних параметрів, здатних викликати відмову. Безсумнівно, що з розвитком методів і засобів діагностування обсяг контрольованих параметрів буде розширюватися, а частка так званих раптових, тобто по суті неспостережуваних в розвитку відмов зменшуватися;

- поступові (з піднаглядним трендом параметра) відмови, характеризуються поступовим виходом параметрів системи за допустимі межі, встановлені технічними вимогами. Тренд контрольованих параметрів визначається швидкістю деградаційних процесів - цілком певних механічних, фізичних і хімічних явищ в елементах авіоніки, хоча, можливо, що існують ще не вивчені нами механізми і процеси, що сприяють виникненню відмов тих чи інших компонентів системи або безпосередньо викликають відмови;

- відмови типу "збій" цифрових пристроїв в обчислювальних модулях і в контурі всіх систем автоматичного управління - самоусуваємі відмови, що призводять до короткочасного порушення працездатності, до спотворення, а можливо і повної втрати польотної інформації (без прийняття спеціальних заходів захисту). При цьому інтенсивність збоїв на маршруті польоту ПС непостійна і приблизно на порядок перевищує інтенсивність відмов.

При функціонуванні бортових обчислювальних комплексів цифрової авіоніки результатом відмов є систематичні помилки, що призводять до необхідності відновлення апаратури, а результатом збоїв - випадкові помилки, що викликають необхідність відновлення інформації, спотвореної помилкою.

Усунення наслідків впливів відмов і збоїв, тобто перехід до працездатного стану / правильному функціонуванню ф.с. БО (рис. 2.1б) забезпечується прийнятої в авіакомпанії системою ТОіР. Розроблені на основі принципу ТЕС програми технічного обслуговування повітряних суден конкретного типу за своїм впливом на безвідмовність і довговічність компонентів ПС виконують підтримуючу і

відновлючу функції, що забезпечує безпеку польотів і практично виключають ситуацію "літак на землі через відсутність запасних елементів".

Комплекси авіоніки є об'єктами тривалого використання, які після відмов відновлюються і продовжують функціонувати. Правильність функціонування компонентів авіоніки визначається на основі діагностування їх технічного стану. У загальному випадку технічне діагностування є сукупність операцій після перевірки працездатності, локалізації (визначенні місця) виниклих відмов і прогнозування технічного стану. Можна стверджувати, що основне призначення технічного діагностування полягає в підвищенні надійності об'єктів на етапі їх експлуатації, а також в запобіганні виробничому браку на етапі виготовлення об'єктів і їх складових частин.

2.2. Класифікація діагностичних параметрів бортового обладнання

Для зручності опису та аналізу діагностичних параметрів їх зазвичай класифікують за різними ознаками (рис. 2.2). У завданнях автоматизації контролю найбільш важливими ознаками вважаються "технологічні", пов'язані з методами знімання і обробки інформації про параметри, і "тактичні", що визначають, для якої мети вимірюються і контролюються параметри.



Рис. 2.2. Класифікація діагностичних параметрів.

За "технологічним" ознаками всі параметри можна розділити на чотири групи:

1. Параметри, виражені електричними величинами і не вимагають додаткових перетворень. До них відносяться: напруга постійного і змінного струму; сила струму постійного і змінного; амплітуда імпульсів струму і напруги; частота проходження імпульсів струму і напруги; частота змінної синусоїдальної напруги; різні часові інтервали, що характеризують тривалість імпульсів напруги або струму, період проходження імпульсів; опору, ємності й індуктивності елементів електро- і радіотехнічних ланцюгів; кодові комбінації імпульсів напруги і струму.

2. Параметри, виражені електричними величинами, які потребують додаткового перетворення, і параметри, вимірювані непрямым шляхом. До них відносяться: напруга струму високої частоти; струми, як вельми малі, так і дуже великі; вихідна потужність радіопередавальних пристроїв; чутливість приймальних пристроїв; тривалість і частота проходження радіоімпульсу.

3. Параметри, виражені неелектричними величинами і що вимагають попереднього первинного перетворення в електричний сигнал. До них відносяться тиск рідини і газу; температура; число обертів механічних елементів; величини кутових і лінійних переміщень механічних частин і елементів; кількість і швидкість витрати рідини.

4. Параметри, які оцінюються візуально. Існує невелика кількість параметрів, автоматичний контроль яких поки ще складний або недоцільний.

Слід зазначити, що параметри БО розподілені по групах нерівномірно. Значна частина з них знаходиться в першій групі, а параметри, виражені напругою постійного і змінного струму, складають близько 70% загальної кількості електричних величин. Це дуже важлива обставина, що полегшує завдання уніфікації вимірювальних засобів діагностування БО.

За "тактичним" ознаками параметри БО діляться на визначальні, допоміжні, аварійні і прогнозуючі.

Визначальними параметрами називаються такі, контроль яких дозволяє оцінити загальну працездатність компонентів БО, тобто встановити факт працездатного або відмовного стану контрольованої апаратури.

Допоміжні параметри використовуються спільно з визначальними для відшукування місць пошкоджень. Кількість допоміжних параметрів залежить від роздільної здатності СД визначення місця несправності, і може істотно перевищувати число визначальних параметрів. Визначальні і допоміжні параметри утворюють групу діагностичних параметрів (ДП).

До аварійних параметрам відноситься невелика частина визначальних параметрів, за якими можна судити про наближення аварійних режимів або ситуацій, що тягнуть за собою поломки і руйнування елементів контрольованого обладнання. Аварійні параметри вимагають безперервного спостереження за ними в процесі функціонування об'єктів контролю.

Прогнозуючі параметри містять інформацію, необхідну для прогнозування технічного стану ОД. зазвичай вони відображають передчасний знос або старіння

елементів апаратури, показуючи напрям і швидкість зміни будь-яких властивостей цих елементів або об'єктів в цілому.

В даний час, коли значна частина бортового обладнання піддається безперервному контролю, а число контрольованих параметрів безперервно зростає, великого значення набуває проблема перерозподілу контролюючих функцій між екіпажем і апаратно-програмними засобами. При цьому все більш інтенсивно розробляється проблема інтеграції потоків інформації, що відображають стан бортового обладнання.

У зв'язку з цим великого значення набуває не тільки розвиток принципів побудови засобів діагностування, але і пошук таких форм представлення інформації про стан бортового обладнання, які б найбільш ефективно допомагали пілотові вирішувати складні завдання в умовах дефіциту часу.

2.3. Методи оцінювання технічного стану компонентів ПС

2.3.1. Класифікація методів оцінювання технічного стану

В залежно від природи контрольованих параметрів і процесу оцінювання технічного стану компонентів повітряного судна розрізняють:

- фізичні методи, які призначені для виявлення пошкоджень і дефектів в силових елементах планера повітряного судна на землі із застосуванням наземної діагностичної апаратури і реалізується при плановому технічному обслуговуванні ПС, а також в разі льотних інцидентів, наприклад, після грубої посадки;
- параметричні методи діагностування, засновані на вимірі значень вихідних і внутрішніх параметрів електронних, електро-гідро-пневмо-механічних структур і пристроїв БО, відповідному функціональному перетворенні набутих значень і формуванні рішення про технічний стан ОД. Ці методи дозволяють контролювати працездатність всіх функціональних систем повітряного судна як в статичних, так і в динамічних режимах роботи.

Фізичні методи прийнято називати методами неруйнівного контролю. Вони засновані на використанні різних фізичних явищ, супутніх працездатним і непрацездатним станам об'єктів. Фізичні методи, у свою чергу, можуть бути розділені також на дві групи. Одна з цих груп методів використовується для контролю деталей об'єктів при їх неробочому стані, а друга – при статичних режимах роботи об'єктів.

У неробочих станах об'єкту фізичні методи контролю забезпечують визначення прихованих механічних пошкоджень і дефектів в деталях (поява прихованих крізних і некрізних мікротріщин, внутрішніх раковин і сторонніх включень, надломів і т. д.). Для цих цілей знайшли широке поширення оптичний, капілярні, магнітні, токовіхревої, ультразвуковий, методи радіолокацій.

Фізичні методи для контролю об'єктів в їх робочих станах забезпечують виявлення недопустимого зносу і пошкоджень в зв'язаних рухливих деталях механізмів (підшипниках, кривошипних механізмах). До таких методів відносяться теплові і акустичні, методи статистичної обробки випадкових коливань вихідних параметрів об'єктів контролю.

Контроль стану деталей механізмів неруйнівними методами називається дефектоскопічним. Дефектоскопічний контроль в умовах експлуатації авіаційної техніки має наступні особливості: поверхні контрольованих деталей мають різні покриття (окисні плівки, фарби, забруднення, нагар і т. д.), механічні пошкодження; зони, в яких виникають експлуатаційні дефекти, як правило, відомі до проведення контролю; деталі, що перевіряються, знаходяться в механізмі і часто важкодоступні; роботи по контролю можуть проводитися в різних погодних і кліматичних умовах і на відкритих стоянках літаків. У зв'язку з цими особливостями технічні засоби дефектоскопії мають бути універсальними, портативними і малогабаритними, простими і надійними в умовах експлуатації.

Параметричні методи контролю засновані на вимірі параметрів електричної природи, у тому числі і тимчасових параметрів: напруги, струмів, опорів, частоти, шпаруватості, крутості фронтів, тривалості імпульсів, часу затримки поширення сигналу, тривалості наростання, тривалість спаду та інші; всі вони є носіями істотної

діагностичної інформації про технічний стан ОД. Зазвичай вважають, що параметричний контроль націлений лише на виявлення відмови, а не на його пошук. Передбачається, що завдання пошуку відмови завжди може бути вирішена, зокрема, засобами його виявлення при дотриманні принципу розкручування діагностичного ядра.

У сучасних комплексах авіоніки і загальнолітакового устаткування параметричні методи контролю реалізуються автоматичними засобами контролю і діагностики (АЗКтаД), які, як правило, вбудовуються у функціональні системи комплексу. Засоби контролю (ЗК) забезпечують постійний моніторинг всіх компонентів повітряного судна у польоті. Засоби діагностики локалізують несправні елементи функціональних систем авіоніки і загальнолітакового устаткування при технічному обслуговуванні ПС.

На практиці найбільш ефективні варіанти реалізації рішення 1-го і 2-го завдань технічного діагностування параметричними методами вдається знайти для пристроїв цифрової обробки інформації, що представляють спеціалізований комп'ютер або локальну обчислювальну мережу. Вживання тестових методів відносно комп'ютера виявляється можливим завдяки прийнятій магістральній організації передачі інформації. При цьому входи комп'ютерів локальної мережі доступні для управління, їх виходи – для спостереження, а необхідні засоби КтаД реалізуються на основі математичних моделей у вигляді програмних модулів.

2.3.2. Активне і пасивне діагностування

Процес оцінювання технічного стану і пошуку несправностей в компонентах авіоніки має дві форми, що принципово розрізняються: активне (тестове) і пасивне (функціональне) діагностування.

Тестові засоби КтаД роблять активний вплив на ОД і здійснюють контроль технічного стану компонентів авіоніки і локалізацію відмов в їх структурі на основі спеціальних формованих тестових дій при наземному обслуговуванні, а також під час переривань у функціонуванні ОД по прямому призначенню.

На етапі експлуатації авіоніки тестове діагностування бортових функціональних систем реалізується в автоматичному режимі за допомогою ВЗК при перевірках готовності до майбутнього польоту, при оперативному обслуговуванні після заміни блоку типу LRU, підозрюваного у відмовному стані.

У наземних умовах тестове діагностування реалізується при пошуку відмов в демонтованих компонентах авіоніки за допомогою автоматизованих засобів контролю і діагностування і при перевірках працездатності компонентів після відновлювальних робіт.

Функціональні засоби контролю і діагностування здійснюють контроль технічного стану компонентів авіоніки на основі аналізу робочих дій в процесі функціонування компонента по реалізації заданої польотної функції. Термін “функціональне діагностування” означає, що оцінювання технічного стану і локалізація виникаючих несправностей виконується в системі, що функціонує по своєму робочому алгоритму.

2.4. Методи контролю працездатності авіоніки

В параметричному визначенні технічного стану компонентів і систем авіоніки можна виділити три види контролю:

- 1) контроль за станом окремих параметрів системи,
- 2) контроль за результатами аналізу реакції системи, що діагностується, на деяку вхідну дію та
- 3) контроль цілісності інформації за допомогою кодування. Розглянемо ці види контролю працездатності авіоніки.

2.4.1. Контроль за станом окремих параметрів

При даному вигляді контролю технічний стан системи, що діагностується, визначається як результат прямих, непрямих або сукупних вимірів визначальних параметрів X , що характеризують технічний стан. Алгоритм контролю забезпечує:

- вимір контрольованих параметрів,
- порівняння їх з еталонними значеннями та
- ухвалення рішення про технічний стан системи.

Як контрольовані параметри можуть бути вихідні сигнали датчиків сенсорної системи ПС, вихідні сигнали систем БО, сигнали з “внутрішніх” контрольних точок систем БО та інші, що несуть інформацію про процеси виконання польотних функцій компонентами повітряного судна.

Контроль за станом окремих параметрів частіше застосовується в аналогових структурах, а також в пристроях загальнолітакового устаткування (ЗЛУ), що формують разові команди, тобто що працюють за принципом “закрито-відкрито” (“так-ні”).

2.4.2. Контроль за результатами аналізу реакції системи

Даний тип контролю працездатності здійснюється за результатами аналізу реакції системи, що діагностується. Залежно від способу дії на систему контроль може бути: тестовим, функціональним, комбінованим, а також з обробкою сукупності вхідних дій і відповідних реакцій системи, що діагностується.

1. При тестовому діагностуванні на вхід системи подаються спеціальні тестові дії, що ініціюють контрольовані параметри системи. Суть будь-якого алгоритму побудови тестової перевірки, що виявляє деяку фіксовану відмову, достатньо проста. Необхідно по опису контрольованого пристрою знайти таку вхідну послідовність, у відповідь на яку це пристрій за наявності відмови видає реакцію, відмінну від реакції в працездатному стані. Проте пошук тестової послідовності в загальному випадку може виявитися досить складним.

2. При функціональному контролі працездатності контрольована система авіоніки знаходиться в режимі реального функціонування, на її входи діють робочі сигнали, можливість подавати на входи які-небудь додаткові сигнали, як правило, відсутній. Функціональний контроль у польоті (контроль виконання польотних функцій) всіх компонентів авіоніки і загальнолітакового устаткування дозволяє

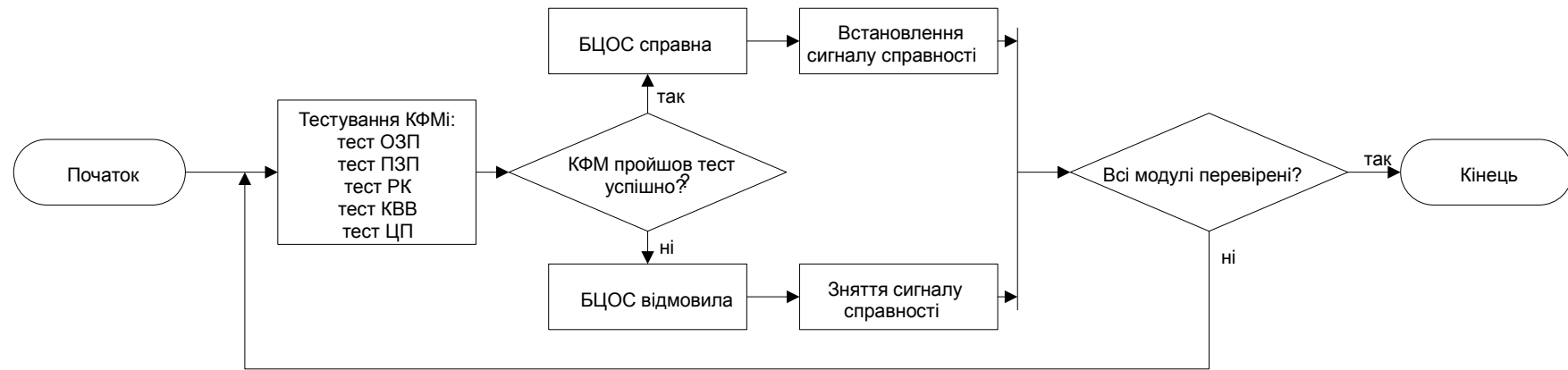
виявити втрату працездатності окремими компонентами і своєчасно (безпосередньо після посадки ПС) провести відновні роботи, тим самим забезпечуючи заданий рівень безпеки польоту на подальшій ділянці маршруту. В процесі функціонального діагностування схема управління змінює алгоритми здобуття діагностичної інформації і ухвалення рішення залежно від режиму функціонування системи, що діагностується.

3. Комбіноване діагностування передбачає одночасну подачу на вхід системи як робочих керівних, так і тестових сигналів. Тестові сигнали не повинні виводити систему, що діагностується, на небажані режими роботи.

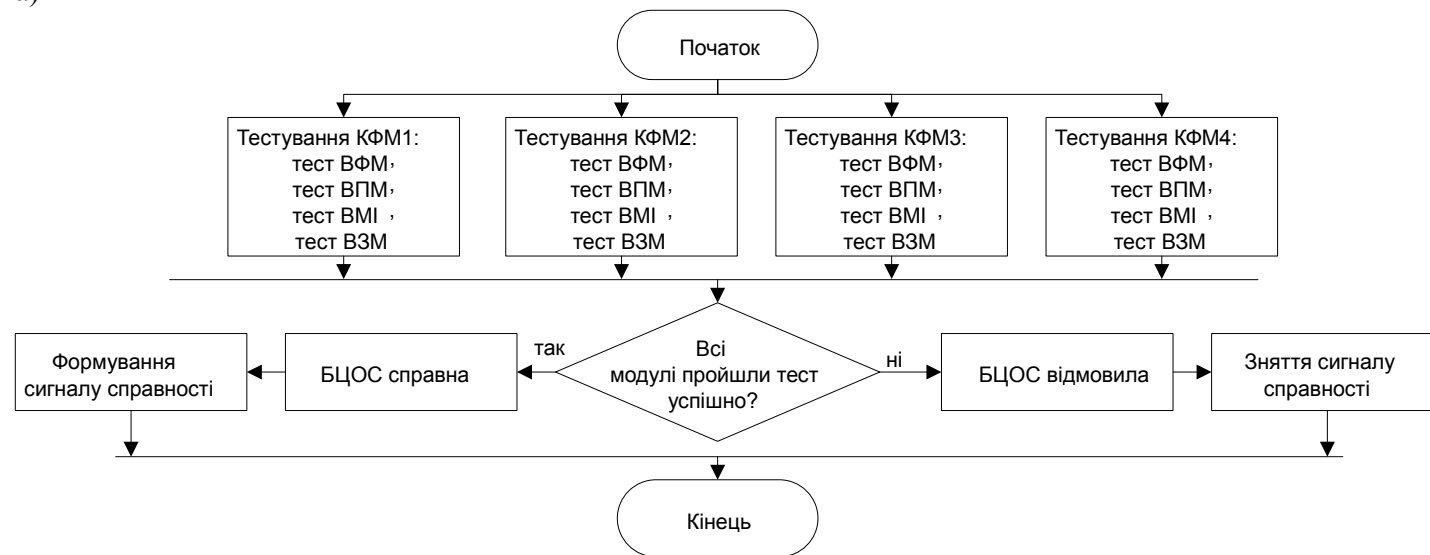
4. Контроль працездатності технічних систем з обробкою сукупності вхідних дій і відповідних реакції системи, що діагностується. Пропонована організація діагностування відрізняється вищою достовірністю контролю технічного стану компонентів авіоніки завдяки надмірності діагностичної інформації.

2.5 Принципи послідовної і паралельної перевірки функціонування мультиобчислювача

На сучасному етапі розвитку авіаційного устаткування ускладнення завдань, що виконуються на борту ОС, введення нових структурних і схемо-технічних рішень привело до появи різних підходів до організації перевірки ОС і до розробки засобів контролю.



а)



б)

Рис 2.3 - Алгоритм циклу тестування ОС: а) при реалізації послідовної схеми перевірки; б) при реалізації паралельної схеми перевірки.

Оскільки у ОС 4-ого покоління (федеральний принцип) застосовувалася топологія «загальна шина» з одним провідним модулем, який ініціював процедуру перевірки, тестовий контроль виконувався лише по послідовному алгоритму перевірки, приклад якого представлений на рис. 2.3, а. Тест модулів складався з процедур виконання «підтестів» окремих вузлів модуля. Для кожного з вузлів виконувалися спеціалізовані тести.

В процесі перевірки процесорного елементу використовується тест команд і тест переривань. Тест команд передбачає виконання кожної команди із складу системи команд мікропроцесора, при цьому використовуються всі види адресації. Тест переривань передбачає перевірку правильності роботи мікропроцесора із стеком, перевірку правильної реакції мікропроцесора на можливі види переривань, підтримувані системою, у тому числі – на «аварійних» переривань (т.з. виключень), виниклих, наприклад, при програмному зверненні до фізичного пристрою за неіснуючою фізичною адресою абонента на шині.

В процесі перевірки елементів пам'яті ПЗП використовується підпрограма підрахунку контрольної суми секторів або ПЗП в цілому і її порівняння із заданим значенням. ПЗП може перевірятися цілком або по секторах, відповідно значень контрольної суми може бути декілька (по числу секторів, що перевіряються) або одне. Значення контрольних сум зберігаються в незадіяних елементах пам'яті цій же ПЗП. При цьому при роботі в динамічному режимі елементу пам'яті ПЗП цього КФМ не модифікуються.

В процесі перевірки елементів пам'яті ОЗП в кожне вічко заноситься певний код, який прочитується з того ж елементу пам'яті і порівнюється із записаним раніше (тобто виконується тест одиниці», що «біжить, або нуля, що «біжить». Окремо проводиться тест адрес. Під час роботи в динамічному режимі перевірка модуля може проводитися лише тій частині ОЗП, яка не задіяна для вирішення бортового завдання.

В процесі перевірки комірок пам'яті ПЗУ в кожному комірку заноситься певний код, який прочитується з тієї ж комірки пам'яті і порівнюється із записаним раніше (тобто виконується тест "бігучої одиниці", або "бігучого нуля". Окремо проводиться

тест адрес. Під час роботи в динамічному режимі перевірка модуля може проводитися лише тій частині ОЗП, яка не задіяна для вирішення бортового завдання.

В процесі перевірки КВВ забезпечується перевірка комутації однотипних вхідних і вихідних прийомо-передавачів КФМ з метою передачі і прийому тестової кодової послідовності. При такій схемі перевірки з петлевим зворотним зв'язком реалізується перевірка всього прийомо-передаючого тракту модуля. Під час роботи в динамічному режимі перевірка може здійснюватися лише з використанням міжмашинного ресурсу з передачею по міжмашинним каналам зв'язку тестових кодових послідовностей, використанням бітів парності коду та ін.

Алгоритм послідовної перевірки є ресурсо-затратним і недопустимим для перспективних пристроїв, що працюють в реальному масштабі часу і виконуючі більш трудомісткі завдання по критерію мінімізації директивного часу виконання бортового завдання.

У перспективних ОС використовуються обчислювальні модулі, які ініціюють і виконують тест самостійно відповідно до алгоритму ПЗ. У такій системі здійснюється алгоритм паралельної перевірки, представленої на рис. 2.3, б. Після подачі електроживлення на ПС, кожен з КФМ, що входить до складу ОС (на рис. 3.2, б представлений приклад для 4 КФМ), ініціює свій тест початкового включення, який перевіряє кожен з вузлів модуля послідовно.

Після виконання кожного етапу перевірки (тестування одного з вузлів КФМ) формується результат перевірки, який заноситься (зберігається) в УКД і викликається при формуванні інтегрального сигналу справності КФМ.

Таким чином, тестування обчислювальних систем проводиться на борту літака в процесі польоту, а також на заводі-виробнику. У польоті проводиться повний набір тестів: тест початкового включення, фонові тести і ініційовані (автономні) тести. На автоматизованому робочому місці немає необхідності проводити весь набір тестів, і можна обмежитися лише автономним тестом, оскільки він може проконтролювати весь набір функціональних елементів, що входять в обчислювальну систему (модуль). На рис. 2.4 представлені всі види тестів, використовуваних для контролю

БЦОС. Тести поділені на тести, які виконуються у польоті, і тести, які виконуються у складі уніфікованого автоматизованого робочого місця (УАРМ). Тести можуть виконуватися для обчислювальних систем ІМА як по послідовному алгоритму, так і по паралельному. Для обчислювальних систем 4-ого покоління можливий лише варіант послідовного виконання тестів.

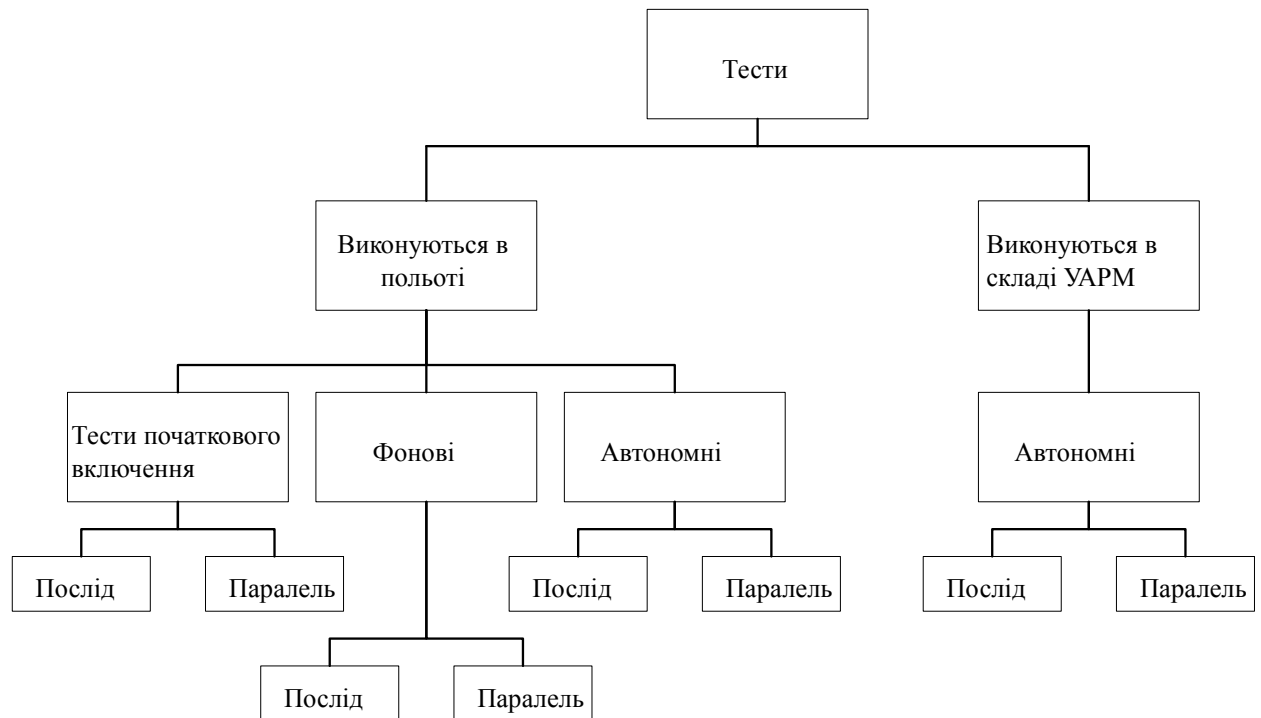


Рис. 2.4 Види тестів, вживані для контролю БЦОС.

2.6 Алгоритм фонового контролю мультипроцесора ІМА

Структура ОС заснована на схемі, що є комбінацією мережевих топологій «повнозв'язна мережа» і «подвійна зірка» 2 МПП сполучені з кожним з 8 ФМ, які сполучені між собою за принципом «кожен з кожним».

Кожен КФМ має комутацію з останніми модулями ОС по окремій фізичній лінії зв'язку, що дозволяє відмовитися від проведення внутрішнього контролю кожного модуля і організувати ініціацію зовнішнього функціонального контролю у ОС в цілому. Зовнішній функціональний контроль підвищує рівень повноти контролю за рахунок використання в процесі перевірки різних ділянок пам'яті,

каналів введення-виводу, мережевого інтерфейсу. При цьому для організації зовнішнього контролю схеми перевірки, що складається з одного модуля, що тестує інший модуль у складі ОС, виявляється недостатньою. Необхідно, щоб кожен модуль проходив як мінімум три етапи перевірки від різних модулів, що входять до складу ОС. Потім результат тестування визначається за схемою мажорювання результатів тестування КФМ трьох етапах перевірки.

Кожен КФМ ініціює тестування по певному параметру для трьох інших модулів системи. Причому, всі три етапи тестування засновано на виконанні функціонального завдання, що виконується у польоті цим КФМ. Три КФМ передають КФМ, що перевіряється, різні тестові дані, які модуль обробляє, отримує результат перевірки для кожного з пред'явлених тестів і передає результат перевірки назад тому модулю, який ініціював тест.

Алгоритм проходження такого контролю одним ФМ (рис. 2.5) представлений нижчим і є реалізацією наступних процедур:

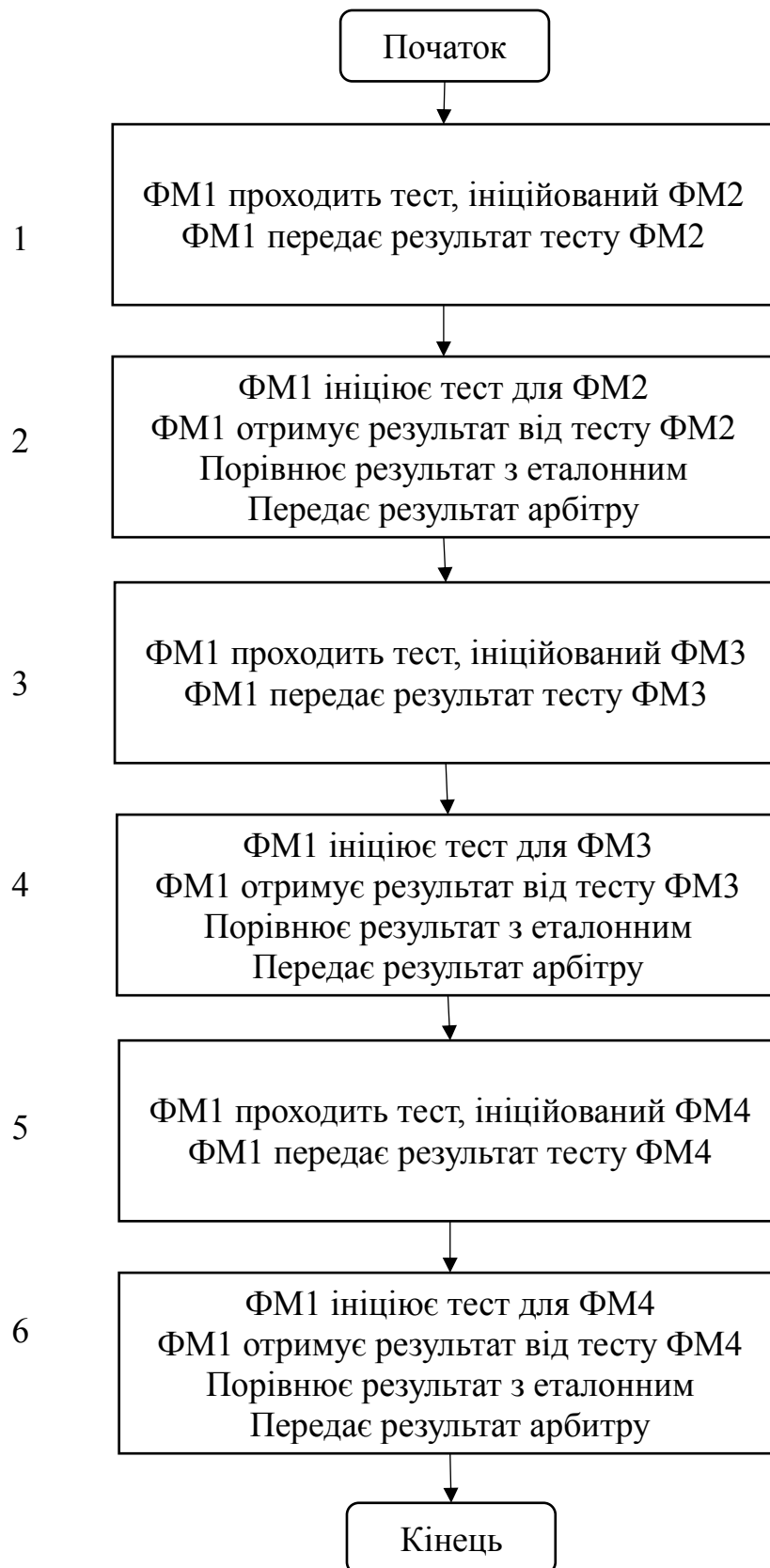


Рис. 2.5 Алгоритм проходження контролю одним ФМ

1. Перший сторонній ФМ (наприклад, Фм2) ініціює функціональний тест для модуля Фм1, що перевіряється. Фм1 виконує даний тест, формує результат і передає його модулю Фм2.

2. Фм1 ініціює функціональний тест для Фм2. Фм2 виконує тест і передає результат у Фм1. Фм1 порівнює отриманий результат Фм2 з еталонним результатом, що міститься в пам'яті модуля Фм1. Потім Фм1 передає модулю-арбітрові результат проходження Фм2 тестового контролю: якщо еталонний результат збігається з отриманим від Фм2 результатом, значить, Фм2 справний і може продовжувати виконувати бортове завдання; якщо не збігається ? модуль Фм2 несправний.

3. Наступний сторонній ФМ (наприклад, Фм3) ініціює функціональний тест для Фм1. Фм1 виконує тест, формує результат і передає його модулю Фм3.

4. Фм1 ініціює функціональний тест для Фм3, отримує від нього результат, порівнює результат з еталонним значенням і передає модулю-арбітрові результат проходження тесту для Фм3: справний або несправний Фм3.

5. Наступний сторонній ФМ (в даному випадку Фм4) ініціює функціональний тест для Фм1. Фм1 виконує даний тест, формує результат і передає його модулю Фм4.

6. Фм1 ініціює функціональний тест для Фм4, отримує від нього результат, порівнює його з еталонним значенням і передає модулю-арбітрові результат проходження Фм4 тесту: справний або несправний Фм4.

Паралельно з цим при отриманні сторонніми модулями, які ініціювали тест для Фм1, тобто Фм2, Фм3 і Фм4, результатів від Фм1 ці модулі порівнюють їх з еталонним, який знаходиться в їх елементах пам'яті, і направляють результат – справний або несправний модуль Фм1 – модулю-арбітрові.

Таким чином, все ФМ в одній підсистемі БЦВС проходять по три фази тестування, ініційовані різними сторонніми модулями однієї підсистеми, і ініціюють тестування три інших ФМ.

Після того, як модуль-арбітр, роль якого в представленій схемі виконує МПП, отримує всі результати проходження всіма ФМ тестів, МПП аналізує ці результати і

або формує інтегральний сигнал справності БЦВС, або (при виявленні модуля, що відмовив) запускає процедуру реконфігурації обчислювальної системи.

Розглянемо алгоритм аналізу модулем-арбітром результатів виконання тестів для одного функціонального модуля (рис. 2.6).

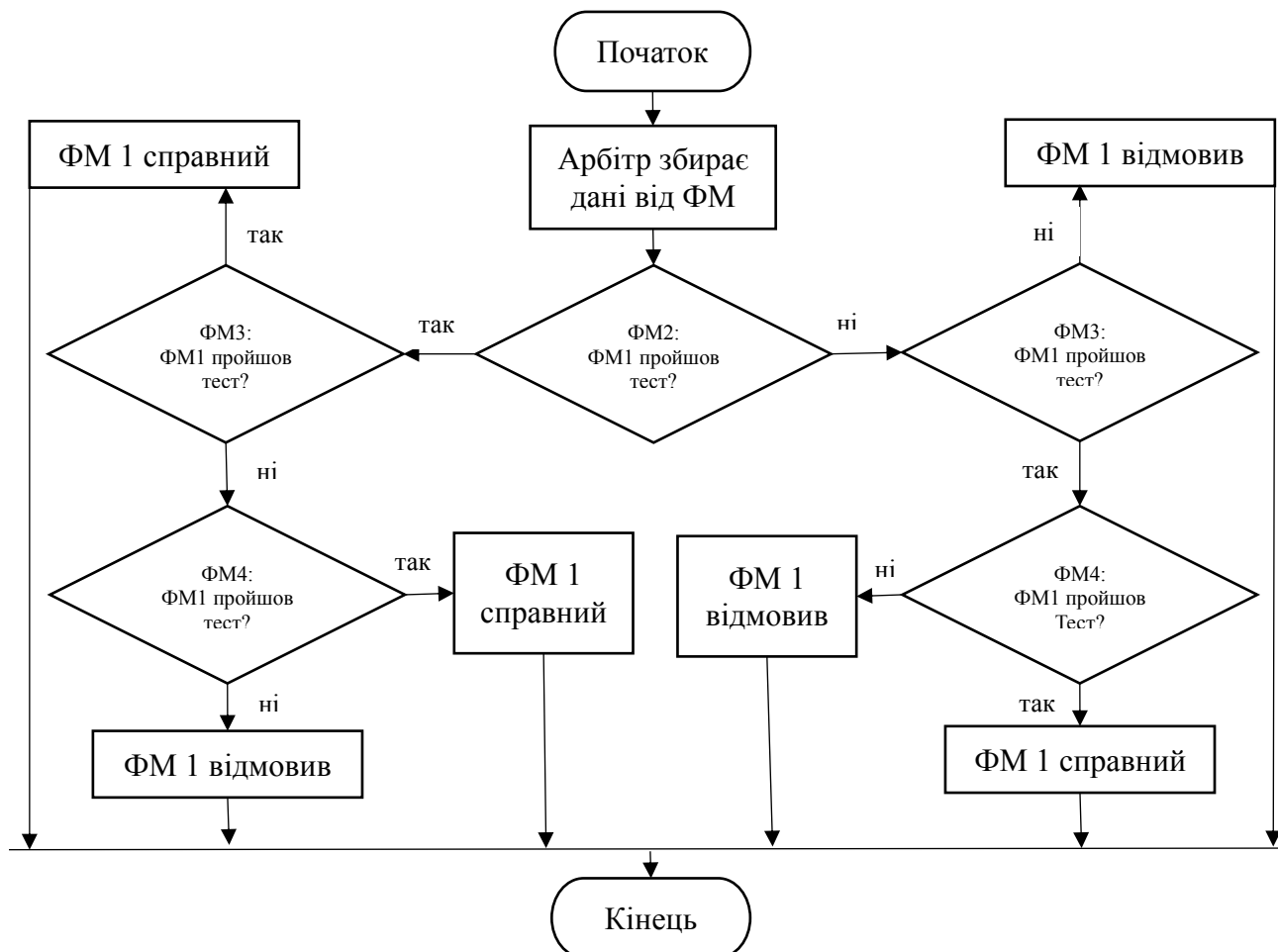


Рис. 2.6 Алгоритм аналізу модулем-арбітром результатів виконання тестів для одного функціонального модуля.

Арбітр аналізує дані тестів від трьох модулів, що ініціюють тест для одного функціонального модуля, і якщо від двох з них була отримана інформація про неспівпадання контрольних значень виконання тестів, модуль вважається за той, що відмовив.

Результати тестування для решти функціональних модулів аналізуються по аналогічній схемі.

Висновок до розділу 2

До теперішнього часу сформувалися різні підходи до побудови засобів тестування. Тести апаратури бортового устаткування 4-го покоління не підходять для контролю обчислювальних систем 5-го покоління у зв'язку з істотною відмінністю в організації архітектури обчислювальних систем і збільшенні вимог по надійності і відмовостійкості. Тестування апаратури бортового устаткування 5-ого покоління слід організовувати з врахуванням нових підходів до архітектури обчислювальної системи. Конструктивно-функціональні модулі, об'єднані в єдину локальну мережу, слід тестувати шляхом зовнішнього функціонального контролю з введенням процедури мажорювання.

РОЗДІЛ 3

Розробка уніфікованого автоматизованого робочого місця по контролю і діагностиці ОС

Вступ до розділу 3

Практичний досвід розробки ОС четвертого покоління і перспективних ОС ІМА показав істотні відмінності в принципах їх структурної організації і виявив об'єктивну потребу сучасного виробництва в створенні нових методів і засобів автоматичного і автоматизованого контролю, спеціалізованих під обчислювальні системи ІМА і забезпечуючи властивість реконфігурації ОС при виникненні відмов у польоті.

В даному розділі побудуємо уніфіковане автоматизоване робоче місце для контролю та діагностики ОС та функціональних модулів.

3.1 Принцип побудови автоматизованих робочих місць

До складу засобів контролю ОС і їх компонентів входять (див. рис. 3.1):

- інструментальна електронно-обчислювальна машина (ІЕОМ) (персональний або промисловий комп'ютер);
- спеціалізоване програмне забезпечення (програмні модулі (ПМ) перевірки ОЗП, ПЗП, перевірки каналів введення-виводу, перевірки центрального процесора (CPU — Central Processor Unit), програмні модулі підтримки бортових інтерфейсів ARINC-429, ARINC-818, MIL-1553, SpaceWire);

Кафедра авіоніки				НАУ 21 07 30 000 ПЗ						
Виконав				Розробка уніфікованого автоматизованого робочог місця по контролю і діагностиці ОС	Літера			Аркуш	Аркушів	
Керівник										
Консультант										
Н-контроль										
Зав. каф.										

- спеціалізоване апаратне забезпечення (інтерфейсні плати сполучення інструментальній ЕОМ (через порти PCI/USB) і вироби (через інтерфейси ARINC-429, ARINC-818, MIL-1553, SpaceWire), а також сполучні кабелі зв'язку і джерела живлення).

В сукупності вказані компоненти є автоматизованим робочим місцем (АРМ) по перевірці ОС. АРМ розробляється на підставі технічного завдання в рамках нормативно-технічної документації (НТД) та також включає спеціальне вимірювальне і випробувальне устаткування, методики випробувань ОС і їх компонентів (модулів). Для перевірки КФМ, що входять до складу ОС, розробляються самостійні АРМ.

3.2 Автоматизоване робоче місце по контролю і діагностиці ОС

При виготовленні ОС на заводі-виробнику необхідно перевірити стан апаратури обчислювальної системи на функціонування. Для цього використовується ПО АРМ по перевірці ОС.

Засоби вбудованого контролю складаються з:

- тесту початкового включення всіх модулів, що входять у ОС;

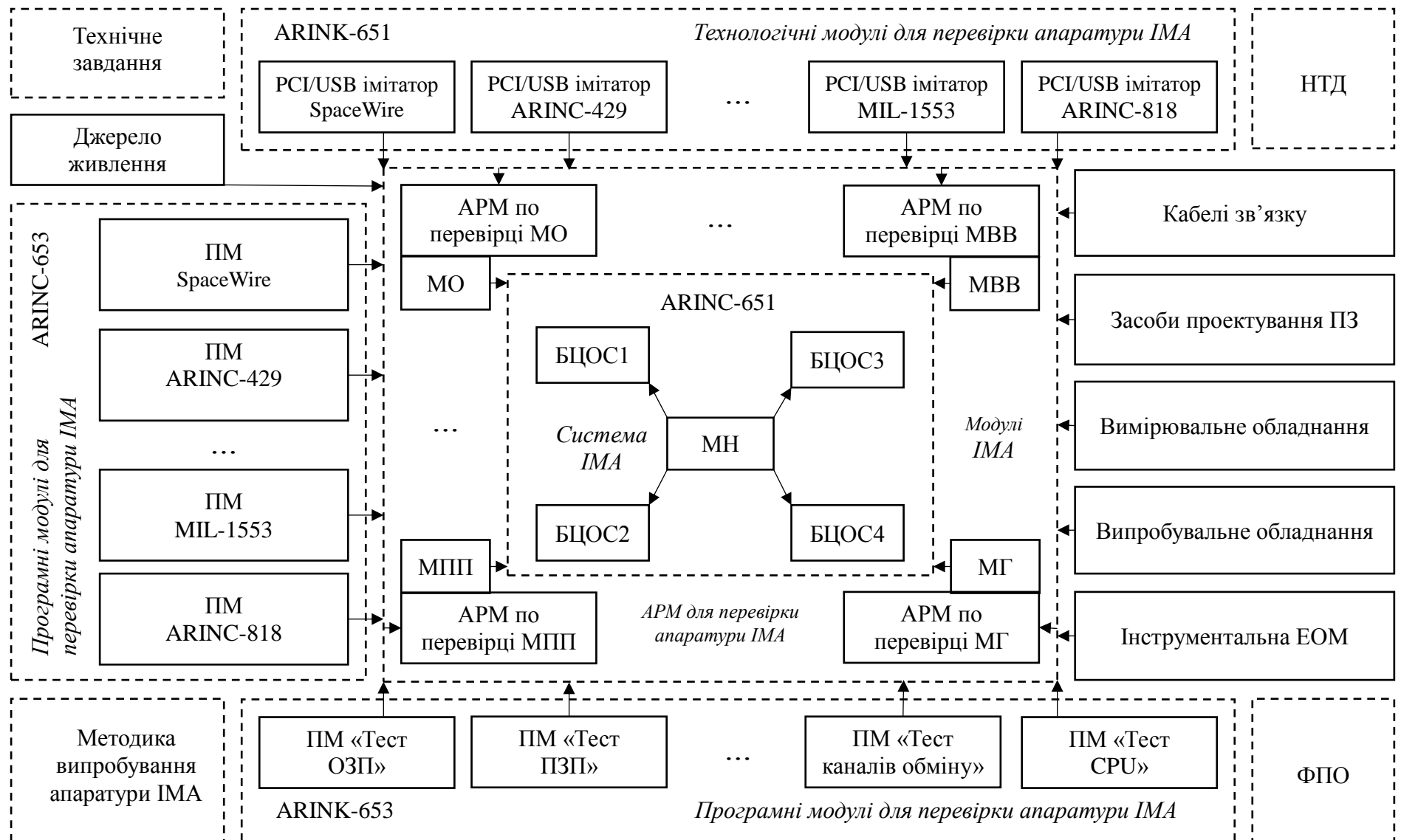


Рис. 3.1 - Компоненти простору проектних рішень при синтезі АРМ по перевірці апаратури класу IMA (КФМ і ОС).

- тесту фонового контролю всіх модулів, що входять в БЦОС під час завантаження функціонального програмного забезпечення;

- тесту наземного контролю всіх модулів, що входять у ОС;

- інструментальної програми для перевірки ОС, встановленої на ІЕОМ. Тест наземного контролю складається з:

- тест елементів пам'яті ОЗП, ПЗП;

- тест мікроконтролерів і мікропроцесорів;

- тест пристроїв введення-виводу (для MBV);

- тест каналів введення-виводів.

Після проходження всіх тестів формується або «знімається» сигнал справності кожного модуля окремо залежно від результатів виконання тесту. Якщо тест закінчений з позитивним результатом, встановлюється, якщо з негативним, «знімається». Результат виконання тесту передається в ІЕОМ по каналах SpaceWire.

Програма контролю ОС записує тести наземного контролю ОС в КФМ, проводить перевірку внутрисистемних і зовнішніх каналів обміну. Після проходження тесту програма контролю аналізує сигнали справності КФМ і формує інтегральну справності всієї ОС.

Функціональна схема АРМ по перевірці ОС представлена на рис. 3.2. АРМ забезпечує:

- завантаження ПО для тестування ОС;

- процес тестування ОС;

- контроль видаваної інформації;

- імітацію обміну по каналах введення-виводу (SpaceWire, ПК, МКИО).

До складу АРМ перевірки ОС входять:

- ІЕОМ, у складі якої встановлені технологічні модулі для забезпечення інформаційного обміну по каналах SpaceWire, МКИО, ARINC429, для забезпечення прийому і видачі графічного зображення;

- принтер для документування процесу тестування;

- комплект сполучних джгутів;

- джерела живлення;

Компоненти ПЗ

Тест МВ Тест МГ Тест МПП Тест МВВ Тест МК

Коробка комутації МКІО ↔ БЦОС (МКІО)

БЦОС ↔ Технологічний модуль ПК, РК, МКІО ↔ PCI (МКІО)

БЦОС ↔ Технологічний модуль PCI - SpaceWire (SpaceWire)

БЦОС ↔ Візуалізатор ARINC818 ↔ DVI (DVI)

Технологічний модуль ПК, РК, МКІО ↔ PCI ↔ ІЕОМ (PCI)

Технологічний модуль PCI - SpaceWire ↔ ІЕОМ (PCI)

Візуалізатор ARINC818 ↔ DVI ↔ ІЕОМ (DVI)

ІЕОМ ↔ Джерело живлення

ІЕОМ ↔ Принтер

Інструментальна програма для перевірки ОС забезпечує занесення у ОС тестового ПО і обмін інформацією з КФМ, що входять до складу БЦОС.

В процесі виробництва КФМ виробники стикаються з проблемою контролю якості продукції, що випускається. Традиційно контроль якості продукції на авіаприладобудівному підприємстві здійснюється за допомогою перевірки кожного виготовленого виробу у складі автоматизованого робочого місця.

АРМ по перевірці КФМ повинне забезпечувати:

- імітацію процесів інформаційного обміну по інтерфейсах SpaceWire для всіх типів модулів, по ПК, РК, МКІО для модулів введення-виводу, по інтерфейсу Fibre Channel для модуля графічного і модуля-комутатора;

- контроль процесу тестування;

- завантаження програмного забезпечення, тестування і ведення файлів звіту по тестуванню кожного модуля.

Функціональна схема АРМ представлена на рис. 3.3.

АРМ по перевірці КФМ містить:

- інструментальну електронно-обчислювальну машину, що забезпечує установку інструментальних і програмних засобів;

- технологічне устаткування (технологічні модулі, що забезпечують сполучення інтерфейсів КФМ і інтерфейсів ІЕОМ, комплект сполучних джгутів для з'єднання рами зі встановленим КФМ з технологічним устаткуванням і джерелом живлення);

- програмне забезпечення для тестування кожного модуля, принтер для виводу на друк результатів тестування;

- джерело живлення для подачі напруги на КФМ;

- комплект експлуатаційної документації, що містить інструкції для перевірки і завантаження тестового програмного забезпечення.

У уніфікованому робочому місці використовуються компоненти технологічного устаткування, специфічні по відношенню до типу тестованого модуля. Для МВ потрібний лише технологічний модуль, що забезпечує сполучення інтерфейсу PCI і інтерфейсу SpaceWire. Для MBV додатково необхідний технологічний модуль для сполучення каналів ПК, РК і МКІО з інтерфейсом ІЕОМ.

Для МГ необхідний технологічний модуль для сполучення SpaceWire і PCI, а також візуалізація для сполучення інтерфейсу Fibre Channel і DVI. Візуалізація підключається безпосередньо до монітора з виходом DVI. Відмінності в схемах зв'язку для різних типів КФМ показані на рис. 3.3 різними типами ліній.

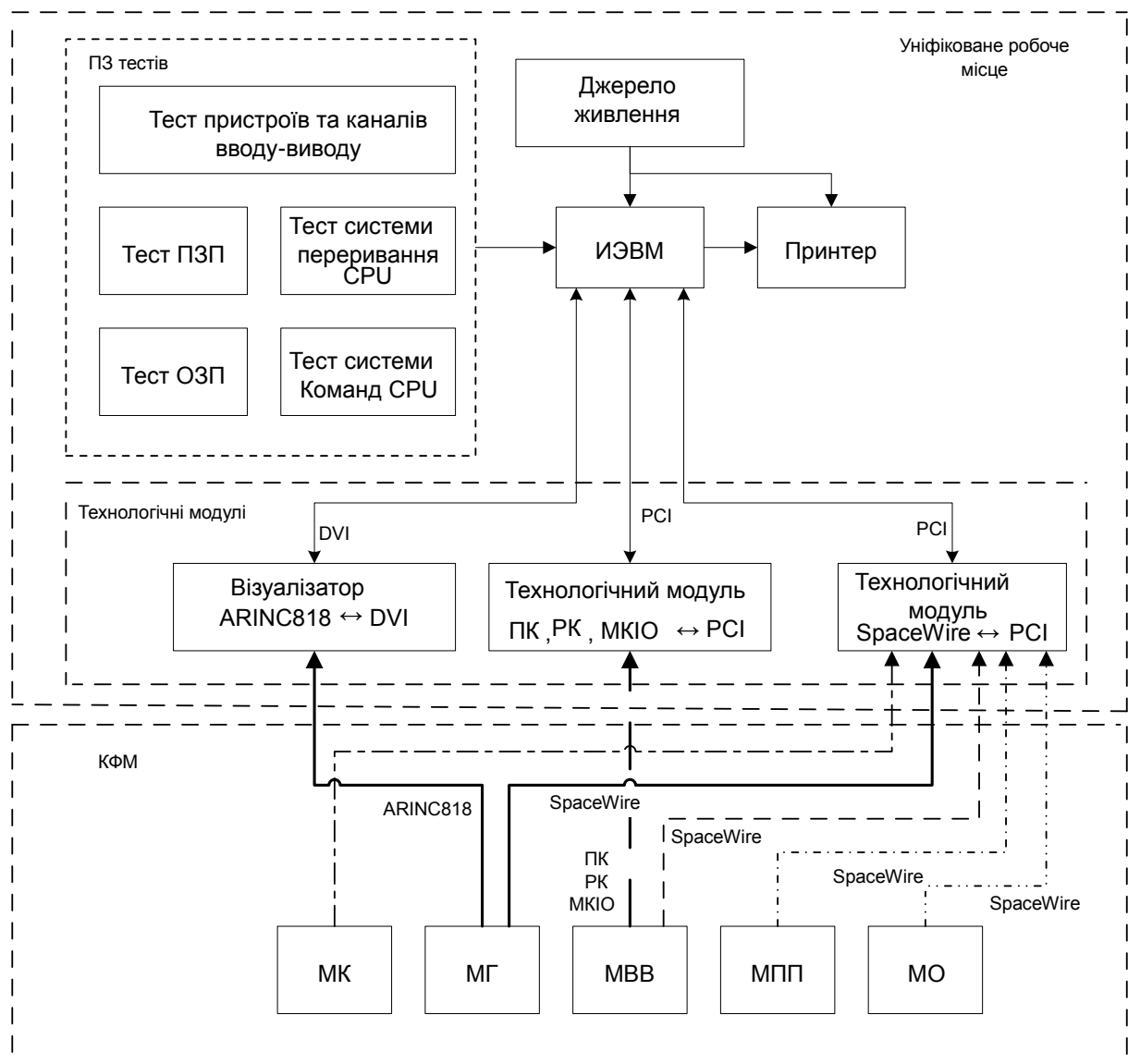


Рис. 3.3 – Функціональна схема уніфікованого автоматизованого робочого місця (DVI – Digital Visual Interface).

Алгоритми тестування представлені на рис. 3.4.

Тестування починається з подачі на КФМ напруги живлення. Потім завантажується і запускається необхідне програмне забезпечення для тестування модуля. Під час тестування модуля перевіряються всі вузли КФМ: елементи пам'яті ОЗУ, елементи пам'яті ПЗП, система команд процесора, система переривань процесора, пристрої і канали введення-виводу. Всі результати тестування видаються на екран, а також заносяться у файл звіту. Розрізняють 2 види алгоритмів перевірки модулів у складі АРМ: у послідовному режимі (рис. 3.9,а) і в паралельному режимі (рис. 3.9,б).

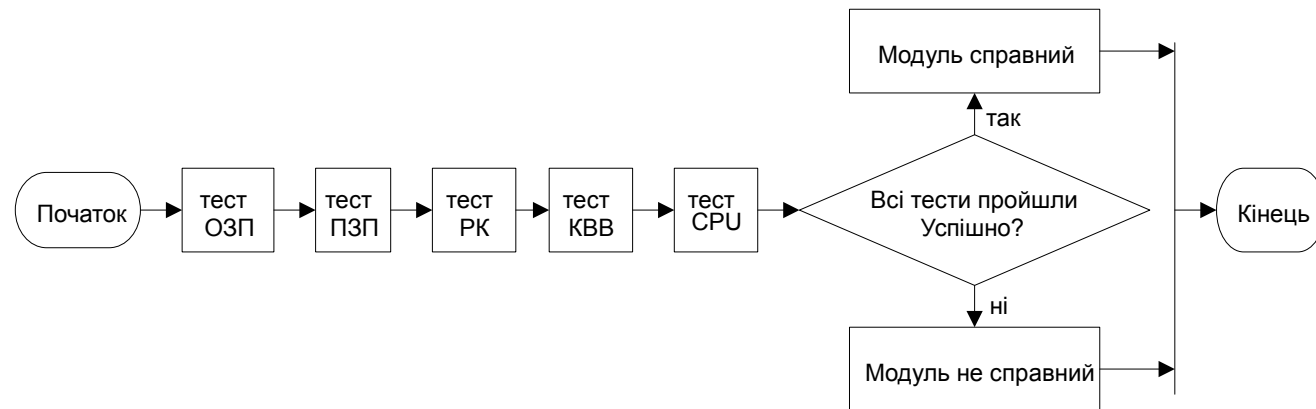
Інструментальна програма перевірки КФМ забезпечує занесення в КФМ тестового ПЗ по технологічному каналу і обмін інформацією між ІЕОМ і КФМ. Зовнішній вигляд робочих вікон програм САПР по перевірці КФМ представлені на рис. 3.5 - 3.7.

Робоче вікно інструментальної програми розділене на декілька фрагментів. Зліва знаходить балку проведених тестів. Знизу командний рядок для проведення окремих операцій, наприклад, читання або запис в ОЗП/ПЗП. В центрі робочого вікна знаходить структурна схема модуля який тестується. Під структурною схемою знаходяться кнопки початку тесту і зупинки тесту, а також кнопка для здобуття звіту, а в додаткове вікно виводиться інформація про результат повного тесту: «модуль справний» або «модуль відмовив». Справа в робочому вікні знаходяться кнопки для проведення тестів окремих вузлів модуля з додатковими налаштуваннями.

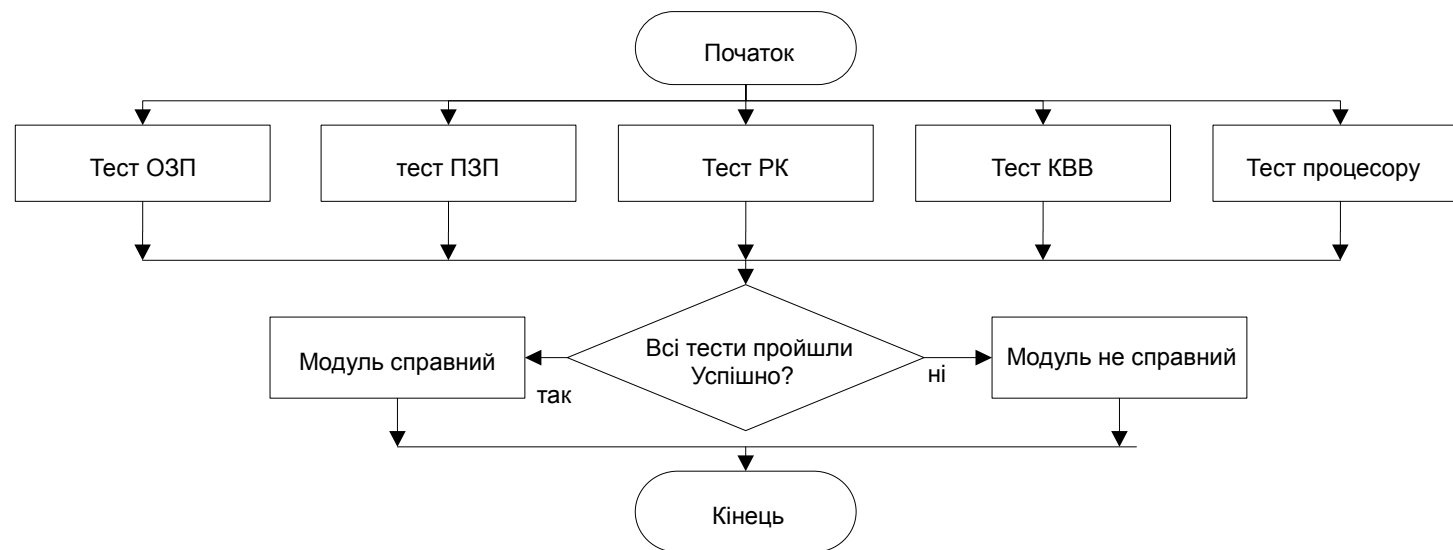
Наприклад, можна проводити повний тест ОЗП, встановивши три елементи управління, або можна встановити лише галочку «тест адрес», і буде проведений лише даний тест.

Інструментальна програма має можливості як проведення повного тесту, так і виконання тестів для окремих вузлів модуля. На рис. 3.12, б представлена ситуація, коли окремо були протестовані:

- ОЗП вузла міжмодульного інтерфейсу по тесту "бігучої одиниці", тесту "бігучого нуля", і тесту адрес;
- ПЗП вузла функцій модуля (виділений простір: 256 адрес, починаючи з 33);
- процесор вузла функцій модуля по тесту системи команд.



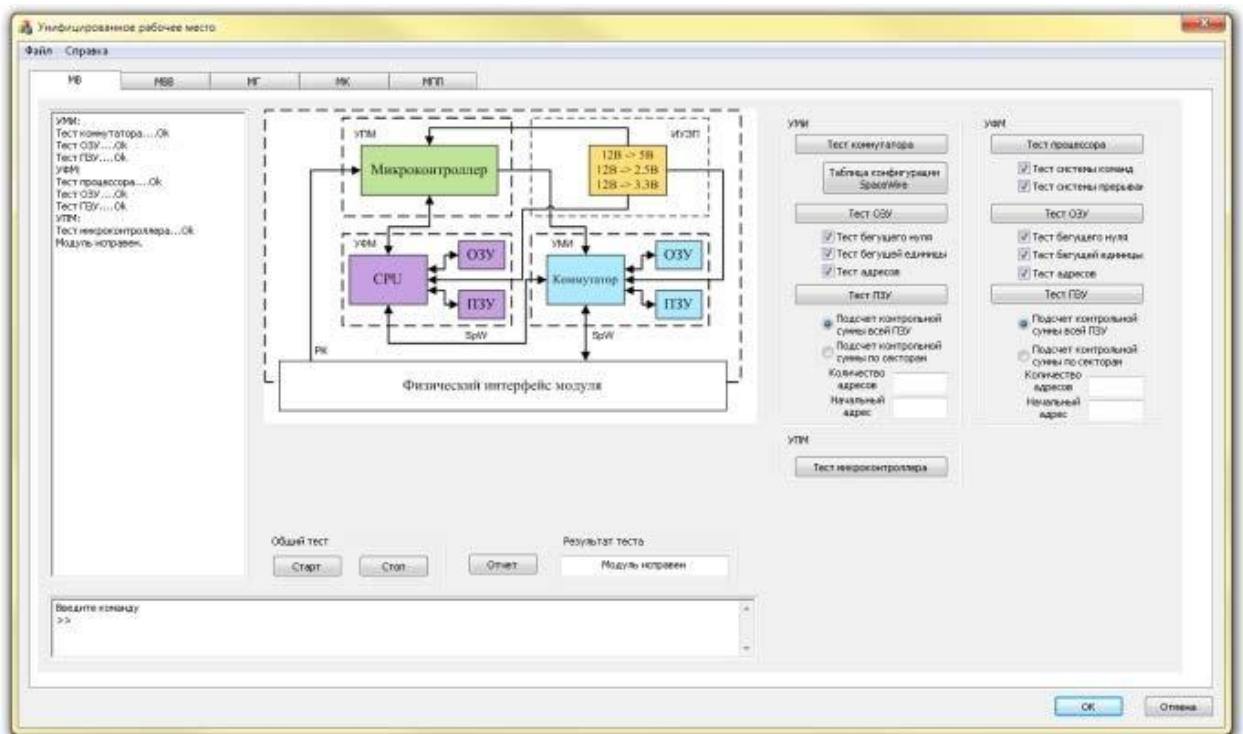
а)



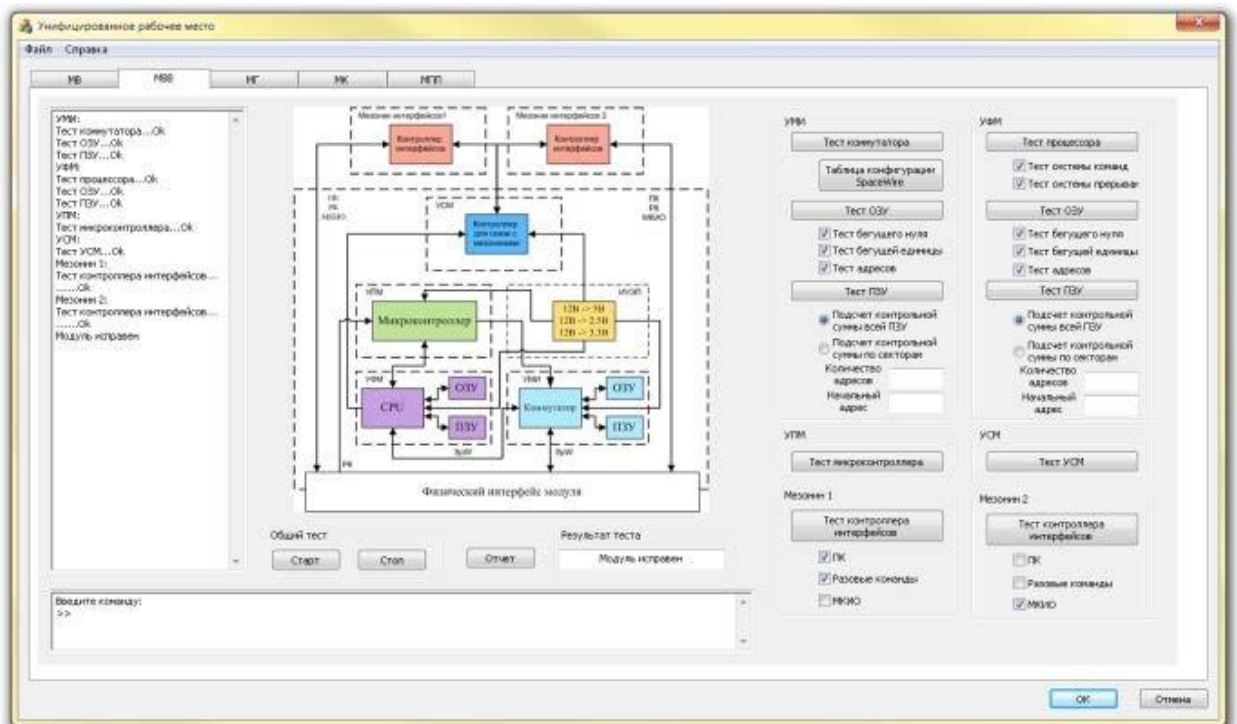
б)

Рис. 3.4 – Алгоритми роботи автоматизованого робочого місця перевірки КФМ

а) у послідовному режимі, б) у паралельному режимі.



а)

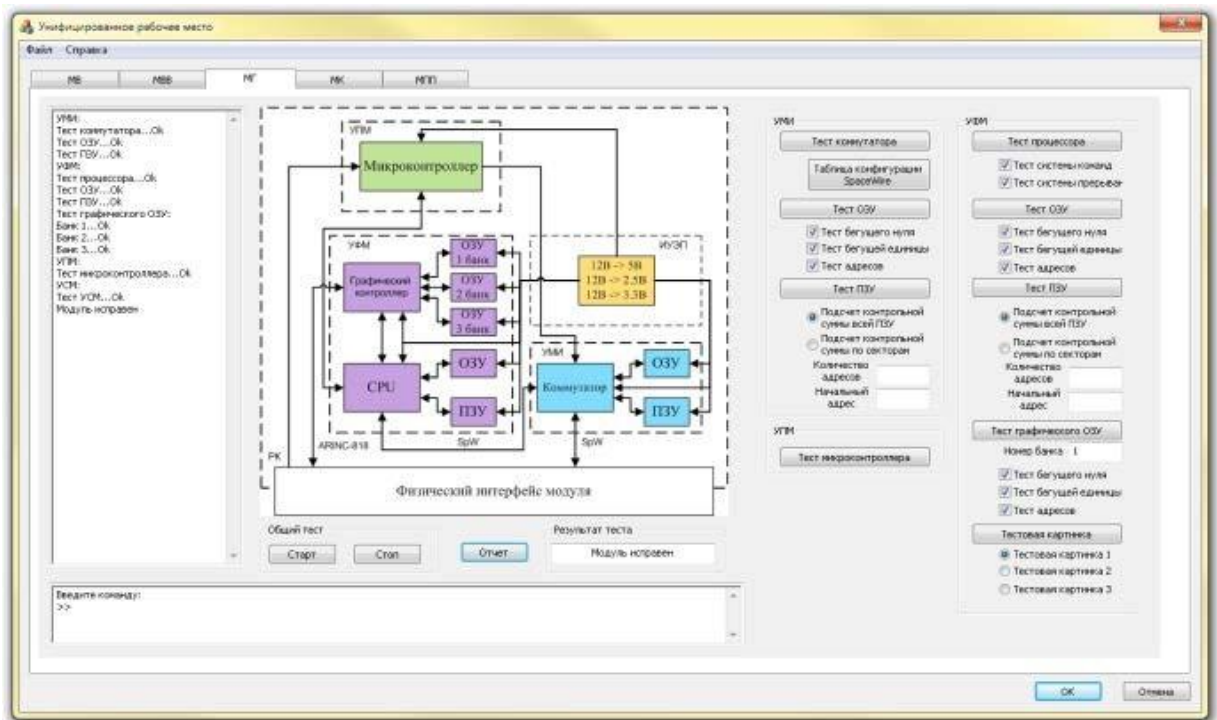


б)

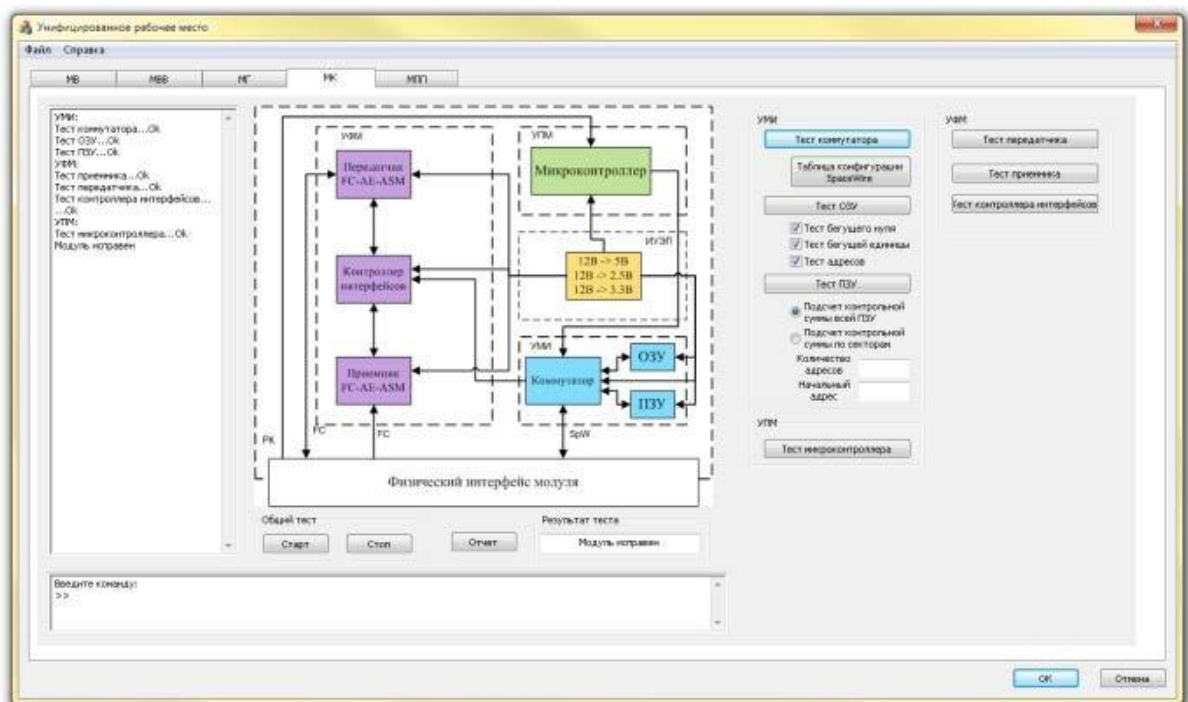
Рис. 3.5 – Робоче вікно програми САПР для перевірки КФМ:

а) Модуль обчислювальний (повний тест);

б) Модуль введення-виводу (повний тест).



а)

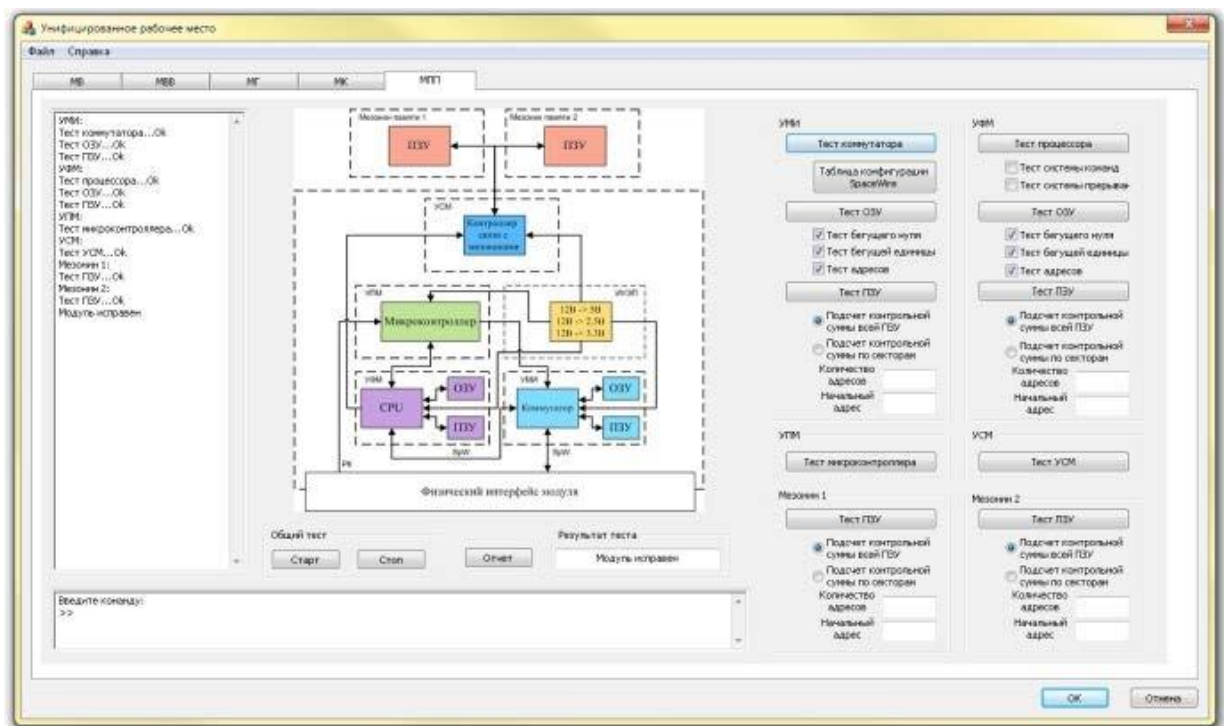


б)

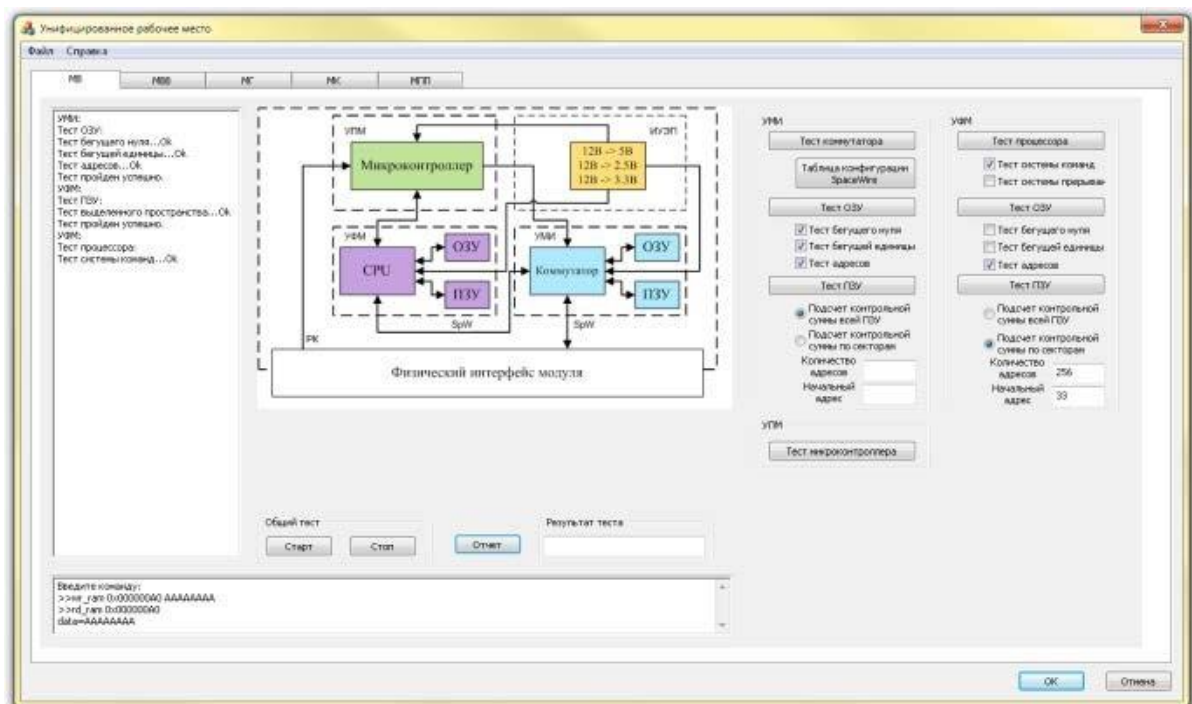
Рис. 3.6 – Рабочее вікно програми САПР для перевірки КФМ:

а) Модуль графічний (повний тест);

б) Модуль комутатор (повний тест).



а)



б)

Рис. 3.7 – Робоче вікно програми САПР для перевірки КФМ:

а) Модуль постійної пам'яті (повний тест);

б) Модуль обчислювальний (виконання окремих тестів і команд).

Висновок до розділу 3

Запропоновані схеми автоматизованого робочого місця і програмне забезпечення відповідає структурі модулів, представлених на рис 3.1. Автоматизоване робоче місце і програмне забезпечення дозволяють проводити тестування за прийнятний час із забезпеченням заданих показників надійності. Модульна побудова тестів конструктивно-функціональних модулів дозволяє скласти набір тестів, з яких можна скласти функціональний тест для будь-якого з типів обчислювальних модулів.

ВИСНОВОК

В результаті проведеного дослідження поставлена мета виконана: проведений аналіз принципів побудови обчислювальних систем інтегрованої модульної авіоніки і її компонентів, проведений аналіз принципів контролю і діагностики обчислювальних систем ІМА, розроблені алгоритми контролю і діагностики обчислювальних систем ІМА під час польоту і під час налаштування на заводі-виробнику, розроблений апаратно-програмний комплекс для налаштування і перевірки обчислювальних систем і її компонентів на заводі виробнику.

Таким чином, в дипломній роботі отримані наступні результати:

1. Проведений аналіз принципів побудови комплексів бортового обладнання, обчислювальних систем інтегрованої модульної авіоніки та її компонентів. Запропонована внутрішня структура базового модуля, на основі якої можна побудувати внутрішню структуру будь-якого з функціональних модулів, необхідних для побудови різних обчислювальних систем.

2. Проведений аналіз існуючих методів і алгоритмів контролю і діагностики обчислювальних систем перспективного ЛА. Показано, що для обчислювальних систем 4-ого покоління використовувався послідовний принцип побудови тестування. Запропоновано для перспективних обчислювальних систем використовувати паралельний принцип тестування.

3. Проведений вибір технічних рішень для розробки алгоритмів контролю і діагностики обчислювальних систем перспективного ЛА. Показано, що для обчислювальних систем 4-ого покоління використовувалося тестування кожного з модулів, що входять до складу системи, окремо. Запропонована нова схема тестування обчислювальної системи в процесі польоту, шляхом ініціації зовнішнього функціонального контролю з введенням процедури мажорювання.

4. Запропоновано уніфіковане робоче місце для перевірки, яке доцільно використовувати для налаштування і перевірки компонентів обчислювальної системи перспективного ЛА. Показано, що для всієї номенклатури обчислювальних

модулів класу ІМА можливо використовувати уніфіковане робоче місце перевірки із застосуванням необхідних технологічних модулів перевірки.

5. Запропонований алгоритм контролю обчислювальної системи під час польоту. Встановлено, що для перспективних обчислювальних систем слід використовувати «зовнішнє» ініційоване тестування з введенням мажорювання результатів тестування функціональних компонентів.

Список використаних джерел

1. Грибов В.М. Техническое диагностирование авионики. Модуль 1. Методы диагностирования, достоверность функционирования и контролепригодность авионики: учебные материалы (авторские подборка и разработки). Киев: НАУ, 2017. – 280 с.
2. Харченко В.П., Остроумов І.В. Авіоніка: навчальний посібник /. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.
3. Грібов В.М., Грищенко Ю.В., Скрипець А.В., Стрельников В.П. Теорія надійності систем авіоніки. – К.: Вид-во НАУ, 2006. – 320 с.
4. Технічне діагностування та контроль технічного стану. Терміни та визначення: ДСТУ 2389-94. – Київ: Держстандарт України, 1994. – 32 с.
5. Согомоян Е.С., Слабаков Е.В. Самопроверяемые устройства и отказоустойчивые системы. – М.: Радио и связь, 1989. – 208 с.
6. Захарова О.Л., Кирсанова Ю.А., Жаринов И.О. Структура программной реализации средств контроля бортовых цифровых вычислительных систем интегрированной модульной авионики // Сб-к докл. XX Междунар. науч.-практ. конференции “Современные техника и технологии”. – М.: 2014
7. Грибов В.М., Кофанов Ю.Н., Стрельников В.П. Надёжность бортовых аэрокосмических систем управления. – М.: Энергоатомиздат, 2015. – 700 с.
8. Уланский В.В., Мачалин И.А. Математическая модель процесса эксплуатации легкозаменяемых блоков систем авионики // Авиационно-космическая техника и технологии. – 2006 – № 6(32). – С. 74 –80.
9. Шмырев В.Ф., Лось А.В. Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молнии и др., а также обеспечению норм летной годности самолетов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2011, № 49. – С. 13-38.

10. Макаров Н.Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение. М.: Машиностроение, 2009. – 760 с.
11. Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М. Современные проблемы технической эксплуатации воздушных судов. Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2007. – 84 с.
12. Дианов В.Н. Диагностика и надёжность автоматических систем: Учебное пособие. 2-е изд., стереотипное. – М.: МГИУ, 2005. – 160 с.
13. Гатчин, Ю.А., Модели и методы проектирования интегрированной модульной авионики [Текст] / Ю.А. Гатчин, Б.В. Видин, И.О. Жаринов [и др.] // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2010. – №1. – С.12-20.
14. Захарова, О.Л. Алгоритмы и программные средства тестирования бортовых цифровых вычислительных систем интегрированной модульной авионики [Текст] / О.Л. Захарова, Ю.А. Кирсанов, Е.В. Книга [и др.] // Информационно-управляющие системы. – 2014. – №3. – С.19-29.
15. Sheikh, A. A best-response algorithm for multiprocessor periodic scheduling [Текст] / A. Al Sheikh, O. Brun, P.-E. Hladik [и др.] // Proc. of the 23rd Euromicro Conference on Real-Time Systems. – 2011. – P. 228–237.
16. Tianran, Zhou. Design of Energy-efficient hierarchical scheduling for integrated modular avionics systems [Текст] / Zhou Tianran, Xiong Huagang // Chinese Journal of Aeronautics. – 2012. – №25. – P. 109-114.
17. Zhang, Huinan. Testing Method of Integrated Modular Avionics Health Monitoring [Текст] / Huinan Zhang, Shihai Wang, Bin Liu [и др.] // Chemical engineering transactions. – 2013. – V.33. – P. 649-654.
18. Zhou, Q. Research of simulation testing environment for integrated modular avionics software [Текст] / Q. Zhou, Y. Wu, B. Liu // Advanced Science Letters. – 2012. – V.6. – P.453-458.