

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія авіаційного і радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Цифрова техніка/Електронні інструментальні системи»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня
вищої освіти

***272 Авіаційний транспорт
(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)***

за темою № 9 - Типові електронні цифрові авіаційні системи повітряних суден

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2022 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу
Протокол від 22.08.2022 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії авіаційного і радіоелектронного
обладнання, протокол від 15.08.2022 № 1

Розробник: викладач циклової комісії авіаційного і радіоелектронного
обладнання, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Стуцанський Ю.В.

Рецензенти:

1. Заступник директора коледжу з навчальної та виховної роботи КЛК ХНУВС,
к.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Шмельов Ю.М.
2. Інженер з технічного обслуговування, ремонту та діагностики авіаційної
техніки ТОВ «ЕЙР ТАУРУС» Калінін О.В.

План лекції

1. Системи первинної інформації.
2. Системи навігації та спостереження
3. Обладнання забезпечення авіаційного зв'язку
4. Системи автоматичного пілотування
5. Обчислювальна система літаководіння FMS
6. Багатофункціональний блок контролю та відображення
7. Комплексна система електронної індикації та сигналізації
8. Силова установка та система її керування
9. Система реєстрації польотної інформації
10. Бортовий комп'ютер технічного обслуговування

Рекомендована література (основна, допоміжна), інформаційні ресурси в Інтернеті.

Основна література:

1. Авіаційні радіоелектронні системи / О.О.Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна. – К.:НАУ, 2017. – 264с.
2. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.
3. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. / В.О. Рогожин, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін. Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316с.
4. Теоретичні основи експлуатації авіаційного обладнання. Навч. посіб. / А.В. Скрипець. – К.:НАУ, 2003. – 396с.

Допоміжна література:

1. Приладове обладнання та електронна автоматика літальних апаратів/ В.А. Антілікаторов, М.М. Петренко, А.В. Статигін. – Х.:ХНУПС, 2017.-172с.
2. Єдині конспекти по АіРЕО Мі-2 на цикловій комісії.
3. Керівництво з льотної експлуатації вертольота Мі-2 - М.: Департамент повітряного транспорту, 1996.
4. Конспекти лекцій з базової підготовки технічного персоналу згідно вимог Part-66, Part-147 (Модуль 3, 13, 14).

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn2.pdf

2. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn3.pdf
3. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn1_ch2.pdf
4. http://aviadocs.net/RLE/Mi-2/CD1/RTO/Mi-2_RTO-75EP_ch2.pdf
5. http://aviadocs.com/RLE/Mi-8/CD1/TO/Mi-8_TO_kn4.pdf
6. http://www.aviadocs.net/RLE/Mi-8/CD1/TO/Mi-8_TO_kn1.pdf
7. http://flightcollege.com.ua/library/3_Mi_8_MTV_1_RTE%60_Kniga_4.pdf

Текст лекції

1. Системи первинної інформації

Системи первинної інформації вимірюють різні сигнали та параметри, що характеризують політ та стан ПК. Кожна з таких систем спеціалізується на вимірюванні сигналів певної фізичної величини. Вимірювання зазвичай виконується опосередковано. Деяка фізична величина впливає на певний датчик. Датчик перетворює величину цієї дії у пропорційний до неї певний електричний сигнал, який надалі перетворюється у цифровий.

Вимірне значення фізичної величини передається у вигляді цифрового слова до модулів авіоніки (рис.1).

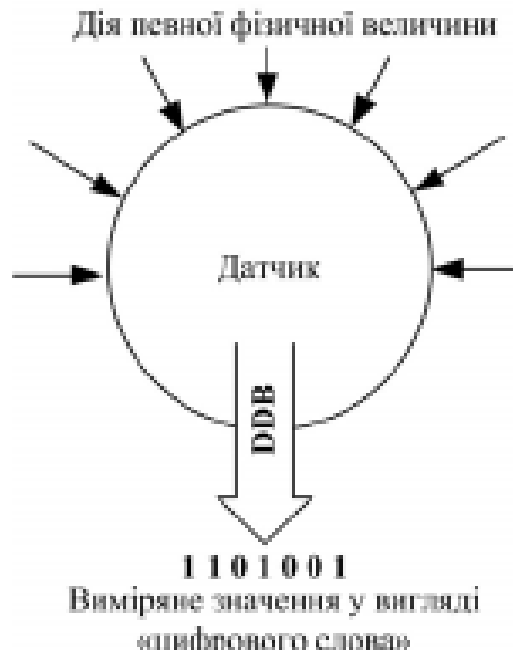


Рисунок 1 – Вимірювання та перетворення фізичної величини

До систем первинної інформації належать:

- система повітряних сигналів;
- інерціальні навігаційні системи;

- прилади вимірювання параметрів магнітного поля землі;
- інші датчики перетворення інформації.

Система повітряних сигналів оцінює параметри польоту ПК за допомогою вимірювання параметрів навколишнього середовища – повітря. Основними параметрами середовища є:

- статичний та динамічний тиск;
- швидкість зміни тиску;
- температура навколишнього середовища;
- напрям руху повітря.

На підставі вимірянних цих значень оцінюються такі основні параметри :

- абсолютна висота польоту;
- приладова швидкість;
- вертикальна швидкість;
- число Маха;
- температура повітря;
- істинна швидкість;
- кути атаки та ковзання.

Оснoву системи повітряних сигналів становить обчислювальний блок. На його вхід подаються сигнали від датчиків повного і статичного тиску, температури та кута атаки. Датчики тиску розміщені в середині корпусу літака, а тиск підводиться за допомогою спеціальної системи повітроводів до резервних приладів вимірювання висотно-швидкісних параметрів. Обчислювальний блок виконує розрахунки висотно-швидкісних параметрів з урахуванням усіх можливих похибок, оцінює максимально допустимі значення цих параметрів і видає сигналізацію про наближення наявних значень до максимально допустимих.

За допомогою одного з цифрових каналів інформаційного обміну обчислювач подає ці параметри в систему електронної індикації для відображення даних пілотам, а також, в інші системи ПК, які мають потребу в них.

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) використовують гіроскопи та акселерометри для оцінювання положення, швидкості, прискорень, кутів та кутових швидкостей.

Типова ІНС складається з таких елементів:

- модуля інерціальних датчиків;
- обладнання підтримки електроніки;
- обчислювального блока.

Прилади вимірювання параметрів магнітного поля застосовують для орієнтації та визначення напрямку руху. Історично це перші навігаційні

прилади для орієнтування. Принцип їх дії ґрунтується на використанні магнітного поля Землі.

На борту ПК використовується велика кількість різних датчиків, що вимірюють параметри різних загальнолітакових систем, таких, як паливної, гідравлічної, електроживлення та ін. Датчики перетворюють дію різних фізичних величин у пропорційні зміни електричного сигналу, або видають уже виміряне значення у цифровій формі різним системам ПК.

2. Системи навігації та спостереження

Радіонавігаційні системи призначені для визначення положення ПК та забезпечення точного дотримання заданої траєкторії польоту з використанням для цього радіотехнічних засобів.

Радіонавігаційні системи можна класифікувати за ступенем автономності на автономні та неавтономні. Для функціонування автономних систем достатньо бортового обладнання. Більшість автономних радіонавігаційних систем побудовані на основі радіолокаційного принципу. Під час виконання функцій неавтономні радіонавігаційні системи взаємодіють з іншим радіотехнічним обладнанням, розміщеним зовні ПК.

До неавтономних радіонавігаційних систем належать:

- автоматичний радіокомпас;
- обладнання VOR;
- далекомір DME;
- системи посадки ILS та MLS;
- супутникова навігаційна система;
- системи попередження зіткнень ПК;

До неавтономних систем належать усі радіомаячні системи. Радіомаяки таких систем можуть розміщуватись на земній поверхні або на борту космічних апаратів.

3. Обладнання забезпечення авіаційного зв'язку

Для виконання правильного та комфортного польоту на борту ПК використовується велика кількість різного обладнання зв'язку, яке забезпечує:

- мовний зв'язок з диспетчером обслуговування повітряного руху (ОПР) та пілотами інших ПК;
- обмін даними у цифровому вигляді між наземними засобами спостереження та системами інших ПК;
- внутрішній зв'язок між пілотами, обслуговуючим персоналом та пасажирями;

– мовний зв'язок та обмін даними між пасажирями та наземними мережами.

Наявність бортового обладнання зв'язку є обов'язковим і регулюється багатьма нормативними документами, зокрема CS-25 та FAR-25.

4. Системи автоматичного пілотування

Кожний сучасний літак являє собою складну динамічну систему. Керування польотом ПК є важливим і досить складним технічним завданням. Системи автоматичного пілотування позбавляють пілота необхідності виконувати рутинні операції, і надають йому можливість приділяти більше уваги навігації та пілотуванню.

У загальному випадку виділяють такі системи автоматичного пілотування :

- систему керування польотом;
- систему керування двигуном;
- систему автоматичного керування польотом;
- обчислювальну систему літаководіння.

Керування системами автоматичного пілотування здійснюється за допомогою відповідних пультів у кабіні пілота.

Система керування польотом FBW забезпечує керування положенням ПК у повітрі.

Основні функції FBW:

- керування за тангажом, креном, курсом;
- керування піднімальною силою;
- відхилення інтерцепторів відповідно до положення елеронів;
- оцінювання максимально допустимих відхилень та недопущення їх появи;
- зменшення обертового моменту у випадку відмови одного з двигунів;
- зниження впливу турбулентності;
- автоматична зміна ефективності елеронів залежно від повітряної швидкості та ін.

Керування польотом здійснюється шляхом регулювання кутів крену, тангажа та курсу (рис.2)

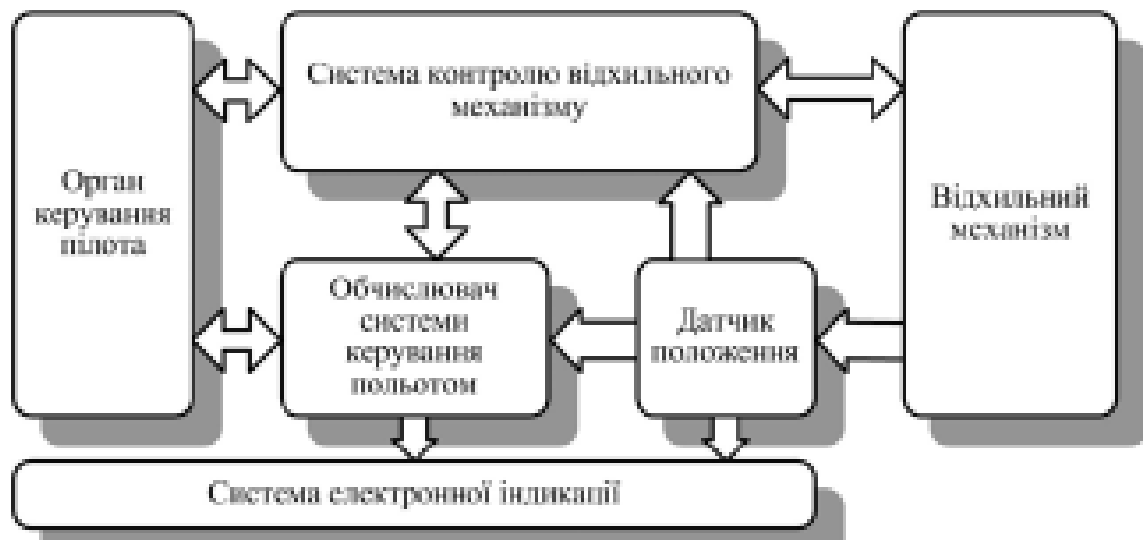


Рисунок 2- Система керування польотом

Система автоматичного керування польотом. Система AFDS керує польотом ПК через контроль швидкістю, висотою та курсом, а разом з системами ILS чи MLS забезпечує зліт та посадку ПК у автоматичному режимі. AFDS складається з обчислювального блока, пульта та органів керування (рис. 3).

Зазвичай AFDS містить 2–3 обчислювальні блоки, що виконують усі розрахунки паралельно. Таким чином, досягається резервування та необхідний рівень надійності системи. Через пульт керування пілот обирає необхідні режими роботи AFDS і задає потрібні значення параметрів. Крім того, на штурвалі розмішуються кнопки екстреного вимкнення режимів автоматичного керування, а на органах керування тягою – кнопки вимкнення автомата тяги.

AFDS забезпечує керування параметрами польоту через три канали керування: канал тяги, поздовжній та боковий канали.

Канал керування тягою видає керувальні команди до системи керування двигуном. Поздовжній канал керування забезпечує керування рулем висоти, боковий – елеронами та рулем напрямку через систему керування польотом.

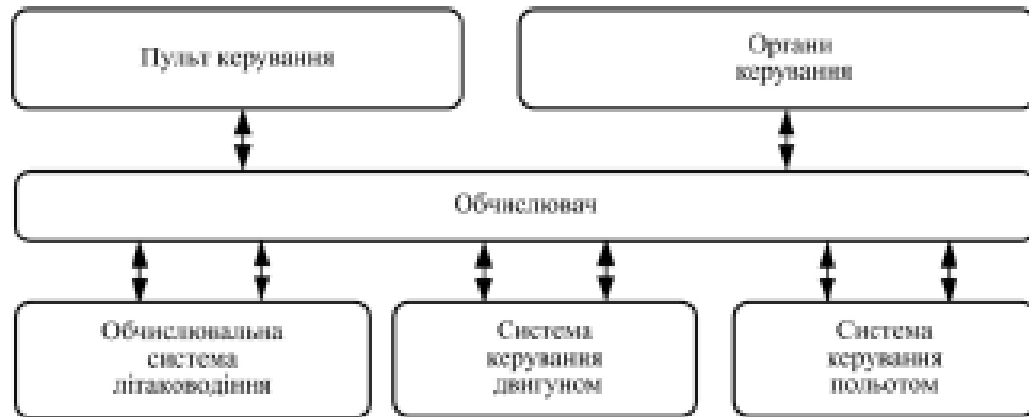


Рисунок 3 – Система автоматичного керування польотом

Вхідну інформацію про стан параметрів польоту AFDS отримує від:

- системи керування загальнолітаковим обладнанням;
- радіовисотоміра;
- системи посадки;
- інерціальної навігаційної системи;
- системи висотошвидкісних параметрів;
- FMS.

AFDS забезпечує в автоматичному режимі:

- стабілізацію ПК відносно центра маси;
- стабілізацію барометричної висоти;
- стабілізацію курсу;
- керування польотом ПК за сигналами FMS;
- керування ПК під час заходу на посадку до висоти прийняття рішення;
- стабілізацію швидкості та числа Маха;
- попередження виходу параметрів швидкості, перенавантаження, кутів крену і тангажа за граничнодопустимі межі;
- балансування у поздовжньому та боковому напрямках і т. ін.

5. Обчислювальна система літаководіння FMS

Обчислювальна система літаководіння (Flight Management system – FMS) – комп'ютеризована система, що допомагає пілоту контролювати та керувати системами ПК для безпечного виконання польоту. Система FMS виконує всі технічні, рутинні операції із системами ПК, що використовуються під час польоту, дозволяючи пілоту більше часу приділяти керуванню польотом, а не налаштуванню систем.

У загальному випадку FMS складається з двох обчислювачів і двох багатофункціональних блоків контролю та відображення (Multifunction Control and Display Unit – MCDU). Обчислювач розміщується у технічному відсіку, а MCDU – «під рукою» у пілота.

Вхідну інформацію FMS отримує від:

- радіомаячних систем VOR/DME;
- автоматичного радіокомпаса;
- радіовисотоміра істинну висоту над підстильною поверхнею);
- приймача супутникової навігації (GPS, ГЛОНАС) (координати місцезнаходження ПК) та їх функціональних додатків (LAAS, WAAS, EGNOS);
- інерціальної навігаційної системи (кутові координати (курсу, крену, тангажа) та прискорення);
- системи попередження зближення літаків у повітрі (TCAS);
- системи раннього попередження наближення землі.

Вхідною інформацією FMS є також:

- величини відхилення від траєкторії глісади надані системою посадки;
- висотношвидкісні параметри від системи повітряних сигналів;
- об'єм палива від відповідних датчиків і точний час від бортового хронометра.

Дані від цих систем потрібні для контролю за ходом польоту, виконання відповідних розрахунків і відображення їх у потрібному форматі пілота через пілотажний та навігаційний дисплеї.

Система FMS забезпечує:

- відображення пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для пілотування на конкретній фазі польоту через систему електронної індикації;
- зміну радіочастот навігаційного та зв'язного обладнання через блок контролю за обладнанням зв'язку;
- видачу величин відхилень від заданої траєкторії руху для систем автоматичного пілотування та інформації для системи керування двигунами.

6. Багатофункціональний блок контролю та відображення

Взаємодію FMS з пілотом забезпечує MCDU. Цей блок використовують для програмування функцій FMS та відображення робочої інформації.

Типовий MCDU показано на рис. 4.

Інтерфейс MCDU складається з екрана та клавіатури. Для відображення інформації застосовують кольоровий рідко-кристалічний дисплей (Liquid Crystal Display – LCD). Застарілі моделі MCDU були побудовані на основі монохромної електронно-променевої трубки. Застосування LCD для побудови

дозволило зменшити розміри відображальної частини та вирізнити певну інформацію різним кольором для більш наочного сприйняття.

Клавіші на MCDU дають змогу обирати потрібні режими та вводити необхідну навігаційну інформацію. Приклади відображення навігаційної інформації на MCDU під час польоту від навігаційної точки BENB до SIE показано на рис. 5.

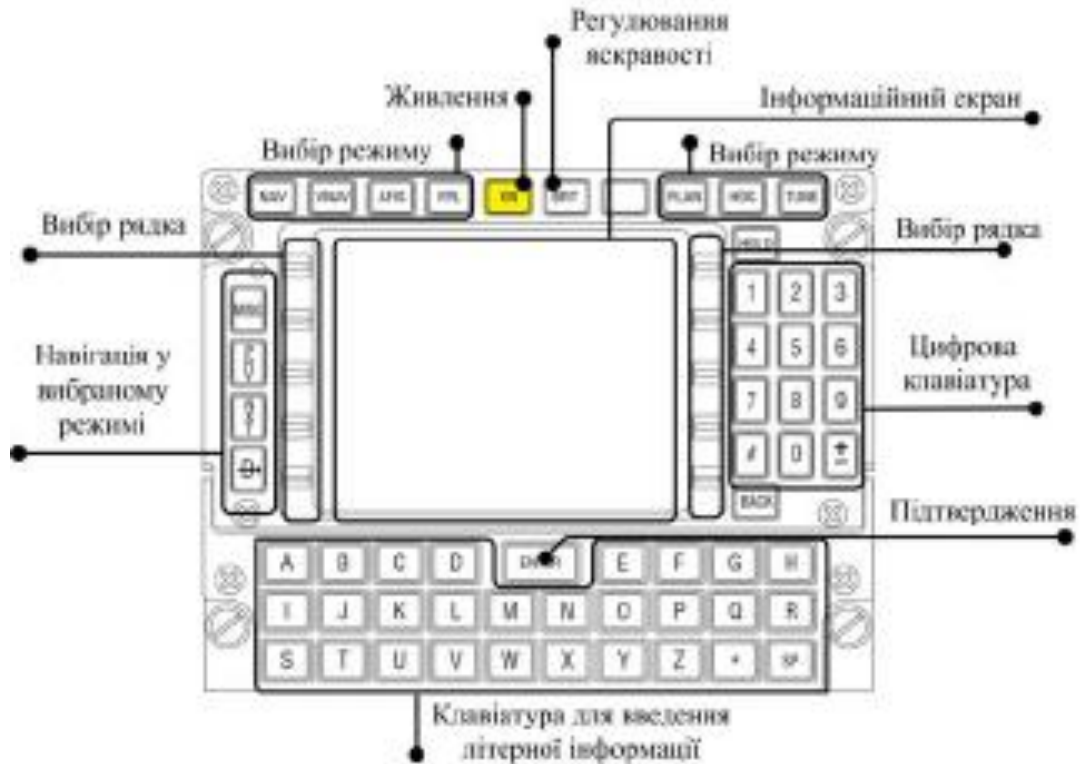


Рисунок 4 - Типовий MCDU «GNX-Xls» (Honeywell)

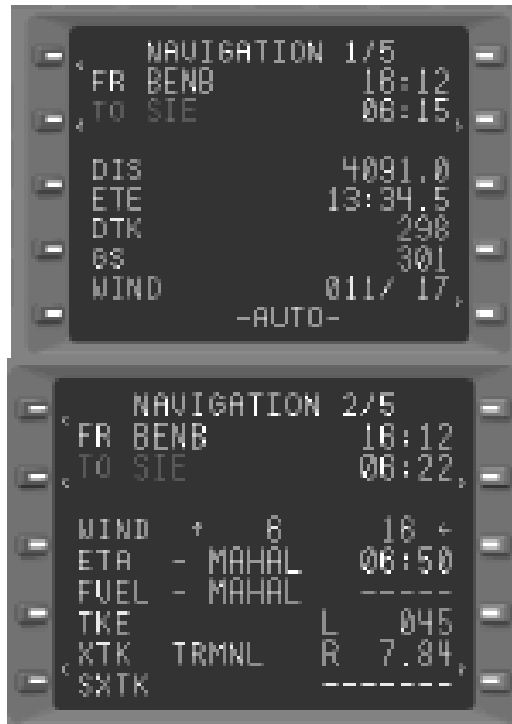


Рисунок 5 - Приклад відображення інформації на MCDU

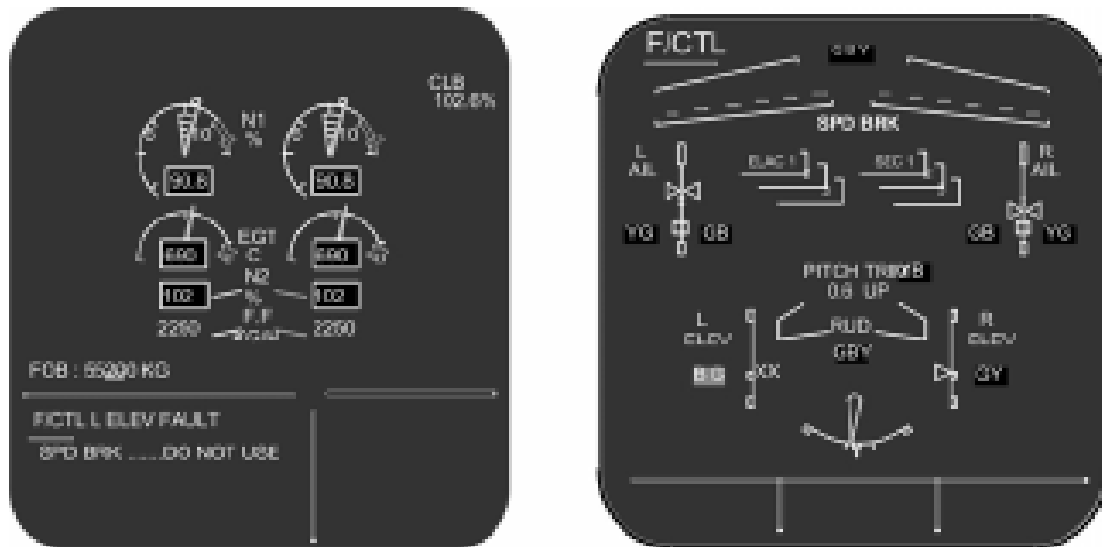
7. Комплексна система електронної індикації та сигналізації

Система електронної індикації літаків сім'ї A330/340 складається з двох підсистем системи електронної індикації польотної інформації (Electronic Flight Instrument System – EFIS) та системи електронної індикації параметрів загальнолітакових систем (Electronic Centralized Aircraft Monitor – ECAM).

Система EFIS призначена для відображення пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для керування ПК і складається з навігаційного та пілотажного дисплеїв.

Кожний з цих дисплеїв розміщується навпроти командира та першого пілота. ECAM – це окрема підсистема, призначена для відображення параметрів двигунів та інших загальнолітакових систем (рис. 6).

Інформація відображається на двох дисплеях, розміщених посередині між командиром та другим пілотом.



Дисплей відображення параметрів двигуна та попереджувальної інформації

Системний дисплей

Рисунок 6 – Представлення інформації на дисплеях .ECAM

До складу EIS входять (рис. 7) три обчислювальні модулі, виконані конструктивно у різних LRU. Обчислювачі працюють паралельно, виконуючи одні й ті самі функції тільки для різних дисплеїв. У випадку відмови або виявлення несправності одного з обчислювачів вбудована система контролю перерозподіляє виконувані обчислювачами функції та забезпечує індикацію інформації від іншого обчислювача. Несправний обчислювач повністю вилучається з функціонування системи.

Обчислювач приймає інформацію від датчиків та систем ПК. Інформація збирається, розкодовується та перетворюється у потрібний формат. Дані формуються у вигляді електронного списку і надсилаються через надшвидкий цифровий канал передавання інформації (ARINC 429) до модуля відображення інформації.

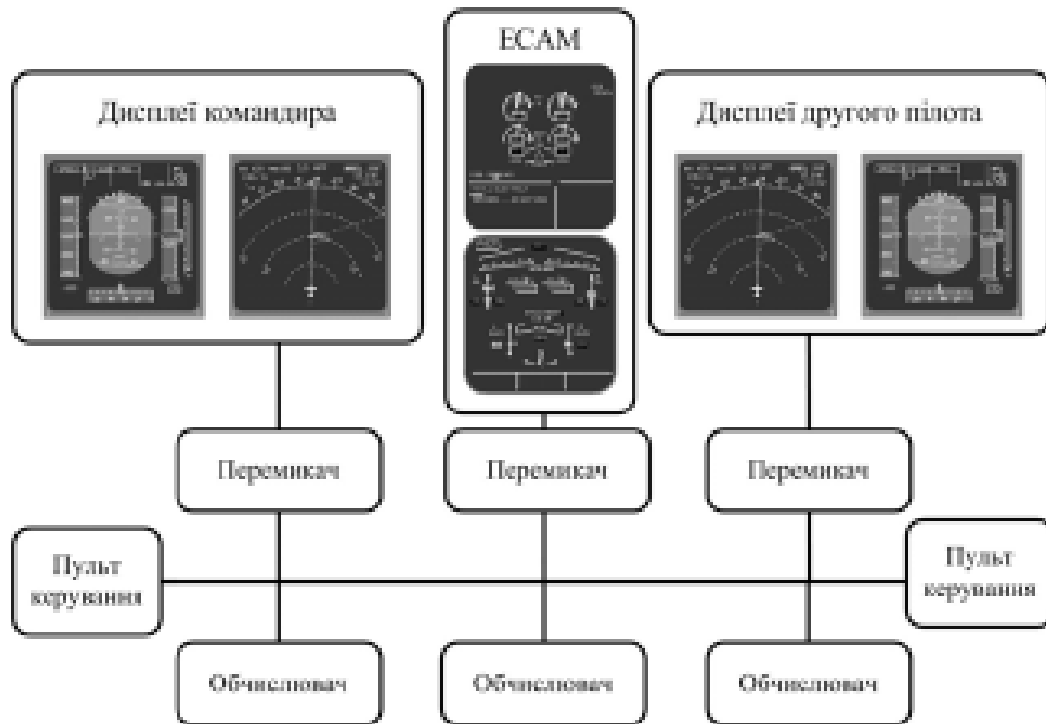


Рисунок 7 – принцип побудови EIS

Принципово нові в побудові EIS два багатофункціональні дисплеї розміщені посередині між пілотами. Вони з'єднані з FMS і за їх допомогою інтуїтивно легко взаємодіяти й отримувати всю необхідну інформацію від FMS. Навігація у функціях FMS за допомогою цих дисплеїв дуже проста. Для отримання необхідної інформації необхідно просто перейти до відповідної вкладки. Через ці дисплеї можна отримати інформацію від систем зв'язку та спостереження, системи контролю польоту, контролю автопілота.

Крім цих дисплеїв, EIS може містити два інформаційні дисплеї. Для керування EIS та інформацією вони мають клавіатуру, курсор та пульт керування.

8. Силова установка та система її керування

Система керування силовою установкою (двигуном) (Full Authority Digital Engine

Control – FADEC) є однією з найважливіших систем ПК, що містить складні та відповідальні системи авіоніки. До системи підтримання функціонування силової установки ставляться жорсткі вимоги, які забезпечують надійність роботи. Крім того, система керування повинна забезпечувати принцип економічності режимів роботи та сприяти досягненню високих експлуатаційних характеристик.

Системи авіоніки силової установки мають забезпечувати максимальну автоматизацію. Їх основне завдання – мінімізувати увагу пілота до двигуна. Пілот повинен контролювати роботу двигуна тільки на етапі запуску чи у випадку, коли щось трапилось, або деякі параметри системи не відповідають нормованим значенням.

Системи контролю двигуна повинні відстежувати та контролювати всі параметри роботи двигуна за допомогою числених різнотипних датчиків. У випадку, якщо деякі параметри вийшли за допустимі значення, система сигналізації повинна повідомити пілота і за допомогою спеціально вбудованих алгоритмів спробувати нормалізувати значення цих параметрів.

Загалом будова системи функціонування силової установки залежить від кількості двигунів, їх розміщення, типу та рівня автоматизації. Тепер на ПК цивільної авіації використовуються турбогвинтові та турбореактивні типи двигунів.

Запуск двигуна є відповідальною процедурою підготовки до польоту. Пілот під час запуску повинен проконтролювати всі параметри двигуна і впевнитись, що вони вийшли на потрібні режими та зможуть забезпечити стабільність і надійність функціонування.

Процедура запуску і моніторингу стану силової установки дуже залежить від типу та виробника. Тому використовуються різні алгоритми автоматизації, а отже і різне обладнання авіоніки, унікальне для кожного типу двигуна. Запуск двигуна є найбільш складною процедурою. Остаточне рішення про справність двигуна приймає командир ПК, оскільки деякі критерії аналізу функціонування ввести в автоматичні алгоритми доволі складно.

Протягом польоту обладнання, призначене для моніторингу, повинно детально аналізувати всі параметри двигуна та систем, що забезпечують його роботу в режимі реального часу. Особлива увага приділяється контролю за прискоренням, зміною швидкості, параметрів, що перевищують допустимі межі, а також режимів роботи.

На сучасних ПК для керування та контролю за параметрами силової установки використовується повністю автоматизована цифрова система контролю двигуна (Full Authority Digital Engine Control – FADEC).

Забезпечення ефективного контролю за допомогою FADEC дозволяє збільшувати ресурс функціонування та виконувати політ з найменшими затратами палива. Загальну структуру побудови FADEC показано на рис. 8.

До її складу входять системи:

- контролю за температурними режимами у різних частинах двигуна;
- контролю за зміною тиску повітря;
- керування та контролю за змащуванням;

- керування за живленням паливом;
- моніторингу компресорів;
- запуску;
- реверсування двигуна;
- зміни частоти обертання;
- контролю за температурою газів;
- контролю за вібраціями роторів.

Обладнання систем запуску двигуна повинно забезпечувати:

- запуск на землі;
- запуск у польоті;
- холодний старт;
- хибний запуск;
- автоматичне завершення запуску.

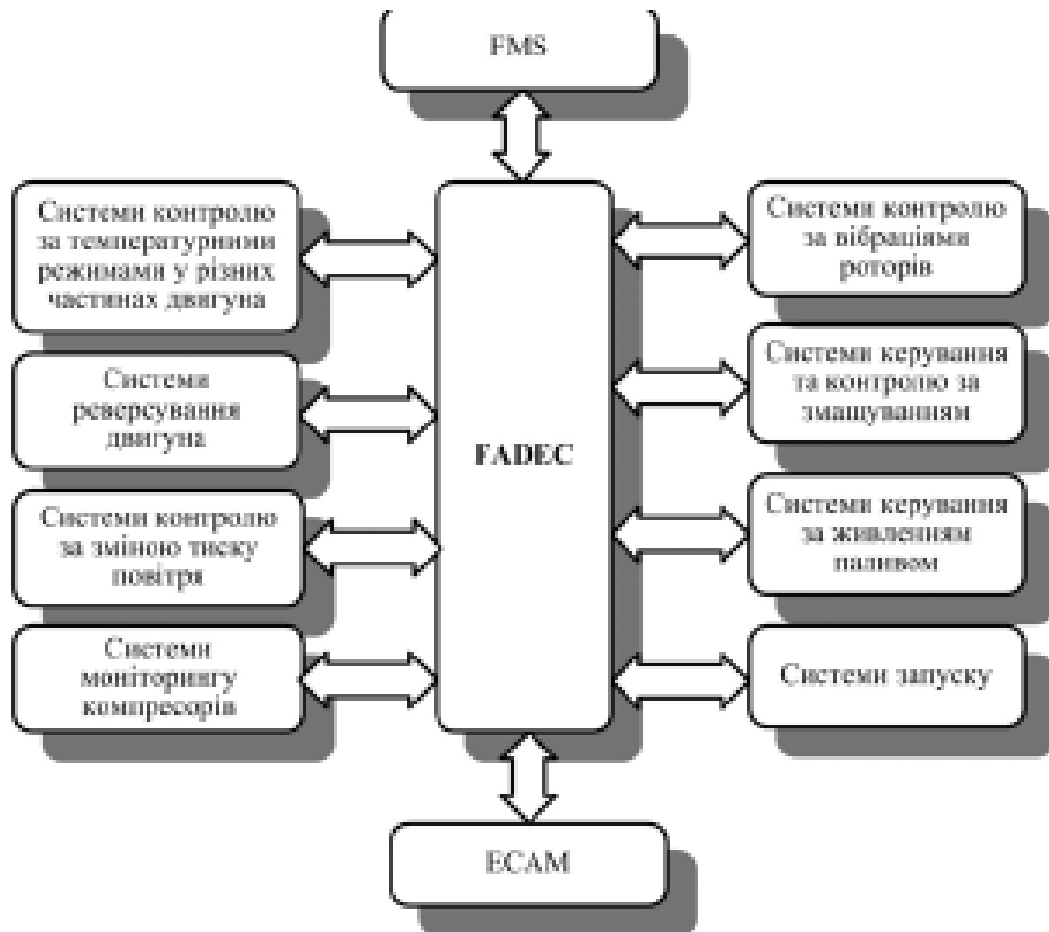


Рисунок 8 – Загальна структура побудови FADEC

Керування FADEC та моніторинг параметрів функціонування силової установки забезпечується за допомогою системи ECAM, що є складовою частиною EFIS.

Система ECAM відображає для пілота таку основну інформацію (рис.9):

- кількість палива;
- кількість мастила;
- температуру і тиск мастила у двигуні;
- температуру гондоли;
- величину вібрацій;
- стан масляного та паливного фільтрів;
- сигналізацію будь-яких відхилень параметрів від заданих меж;
- сигналізацію режимів роботи.



Рисунок 9 – Відображення параметрів роботи силової установки на ECAM

9. Система реєстрації польотної інформації

Реєстратор польотної інформації (Flight Data Recorder – FDR) призначений для фіксації основних параметрів польоту ПК та параметрів функціонування різних систем на випадок небажаних ситуацій для подальшого їх відтворення під час розслідування авіаційних подій.

Нормативні документи вимагають наявності на кожному ПК певного класу реєстратора польотної інформації. Вимоги до конструкції та параметрів, що фіксуються, змінюються і стають більш жорсткими.

У застарілих системах FDR значення параметрів фіксувалися в аналоговій формі за допомогою голки та металевої фольги. Пізніше почали застосовувати як носій інформації магнітну стрічку. Проте натеper у більшості країн регламентуються цифрові нагромаджувачі інформації у побудові FDR.

Модулі твердотільної електронної пам'яті надійно захищають записані дані від пружних ударів, вогню, високих температур і тривалого перебування під дією морської води. Крім того, цифрові реєстратори польотної інформації (Digital Flight Data Recorder – DFDR) надають більше каналів запису, що забезпечують фіксацію усіх параметрів польоту і дозволяють зберігати більше записаних польотних годин, ніж їх попередники.

Важливо є записувати не тільки параметри польоту, а й розмови у кабіні ПК. Для цього застосовується окремий реєстратор мовної інформації (Cockpit Voice Recorder – CVR). Сучасні CVR теж використовують твердотільну електронну пам'ять, що забезпечує фіксацію розмов екіпажу з диспетчером ОПР та розмов у кабіні за допомогою спеціальних мікрофонів. Застосування DFDR для фіксації польотної інформації потребує відповідного обладнання, що забезпечує її функціонування.

До складу системи цифрової реєстрації польотної інформації (Digital Flight Data Recorder System – DFDRS) входять записувальні пристрої, датчики, з'єднувальні кабелі та інші елементи, необхідні для виконання її функцій.

Основними складовими елементами DFDRS є:

- DFDR;
- обладнання для збирання польотної інформації (Flight Data Acquisition Unit – FDAU), що забезпечує збирання даних від різних систем ПК та перетворення зібраних даних у цифрові. Дані у цифровому вигляді від FDAU передаються до DFDR за допомогою одного з DDB (ARINC 473, ARINC 717);
- резервні джерела живлення;
- підводний маяк (Underwater Locating Device – ULD), що випромінює пошукові сигнали для сигналізації місцеположення ПК у випадку, якщо DFDRS опинилася у водному середовищі.

Важливим для розроблення та побудови DFDRS є забезпечення окремого каналу електроживлення, оскільки можливість фіксації польотних параметрів безумовно залежить від джерела живлення.

Існують системи реєстрації польотної інформації, що виконують функції CVR та DFDRS.

Інформація, що зберігається у DFDRS, використовується лише у випадках розслідування авіаційних подій. Для аналізу параметрів польоту та

виявлення неполадків у функціонуванні різних систем ПК використовують бортові пристрої реєстрації польотної інформації (Quick Access Recorder – QAR). Пристрій QAR аналогічно до DFDRS забезпечує реєстрацію всіх параметрів польоту та параметрів, що характеризують роботу різних систем ПК (рис.10).

Дані за допомогою пристрою QAR записуються у внутрішню пам'ять або на змінний цифровий носій даних, який замінюється пілотом перед кожним польотом. Аналіз зафіксованої інформації за допомогою спеціального програмного забезпечення дозволяє технічному персоналу виявити певні недоліки у функціонуванні систем та локалізувати їх причини.

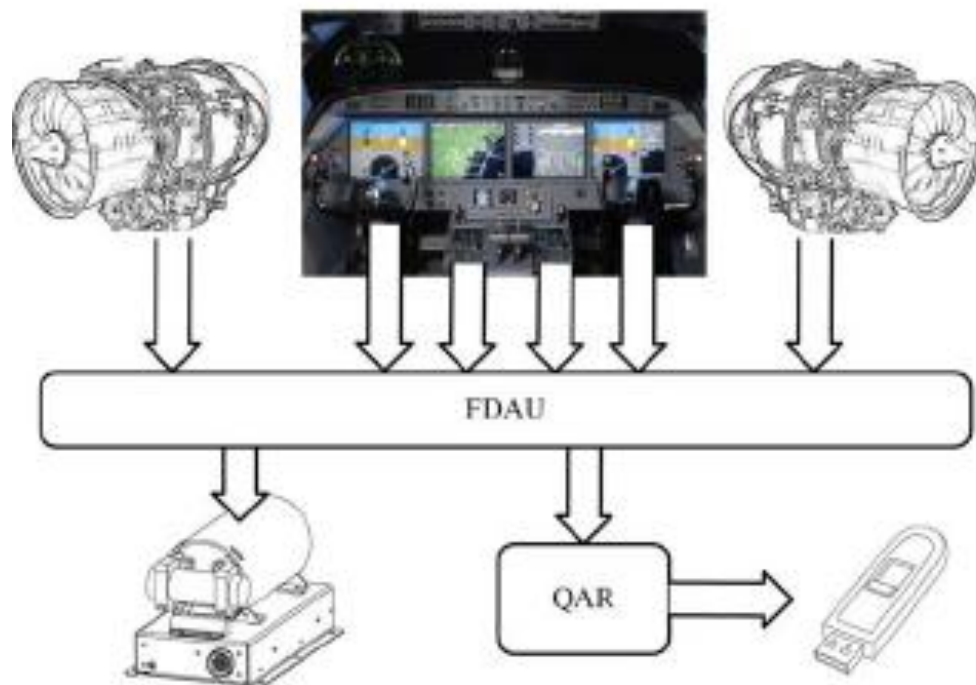


Рисунок 10- Обладнання для запису інформації на борту ПК

10.Бортовий комп'ютер технічного обслуговування

Бортовий комп'ютер технічного обслуговування повітряного судна входить до складу **бортової системи технічного обслуговування (БСТО)** є засобом узагальнення, об'єднання і кореляції результатів вбудованого контролю всіх бортових систем ПК з централізованим доступом до інформації. БСТО контролює як системи, обладнані вбудованими засобами контролю (ВІТЕ-системи, ARINC-604), так і системи, які не обладнані такими засобами, за допомогою вбудованих алгоритмів контролю шляхом аналізу параметричної інформації від цих систем.

Бортова система технічного обслуговування складається з наступних компонентів:

1. Авіаційний обчислювач технічного обслуговування (АОТО) на амортизаційній рамі.
2. Виносний термінал (ВТ)
3. Програмне забезпечення АОТО і ВТ

Авіаційний обчислювач технічного обслуговування(АОТО)

Авіаційний обчислювач технічного обслуговування(АОТО) призначений для організації взаємодії з системами комплексу бортового радіоелектронного обладнання ПС з метою збору, обробки і виведення льотному екіпажу і наземному технічному персоналу інформації про стан функціональних систем ПС. АОТО має велику кількість різних каналів сполучення з бортовими системами літака, конструктивно виконаний у вигляді моноблока, працюючого в розширеному діапазоні температур (-60 °C – +60 °C).



Рисунок 1 - . Авіаційний обчислювач технічного обслуговування.

Авіаційний обчислювач технічного обслуговування складатиметься з наступних компонентів:

1. Центральний процесор

2. Модулі кодового обміну, які забезпечують прийом інформації від літакових систем по 96 незалежним каналам і видачу інформації по 24 каналам
3. Експлуатаційний реєстратор об'ємом до 8 Гбайт, який забезпечує реєстрацію 2048 параметрів літака в секунду протягом усього польоту
4. Реєстрацію відмов, що забезпечує запам'ятовування не менше 1024 останніх відмов і несправностей систем і обладнання літака

Авіаційний обчислювач технічного обслуговування в базовій версії має наступні можливості:

1. Рєстрація в енергонезалежній пам'яті даних про виявлення під час польоту несправностей для їх подальшого аналізу на землі
2. Видача повідомлень про відмовний стан систем літака під час польоту і на землі
3. Інтеграція всіх рішень по виявленню відмов і несправностей в обладнанні літака з метою його повного охоплення спостереженням, починаючи з повністю автоматичного вбудованого контролю до діалогових процедур на базі того самого вбудованого контролю і включаючи процедури по виявленню відмов, які здійснюються вручну.
4. Проведення наземного контролю і локалізації відмов без додаткової (або мінімальної) контрольно-перевіркової апаратури
5. Перевірка змінних модулів систем літаку і їх заміну у випадку наявності несправностей, перевірки системи в цілому.
6. Видача сигналів для проведення розширеного тест-контролю функціональних систем і окремих блоків.
7. Накопичення в експлуатаційному реєстраторі (ЕР) інформації, необхідної для експлуатації літака і його систем.
8. Організація обміну з виносним терміналом для візуалізації та обробки накопиченої інформації.
9. Виведення параметричної інформації і кодів відмов в сполучені системи
10. Організація обміну інформацією між системами і БФПК по ARINC-739 для відображення інформації
11. Організація обміну інформацією з VITE-системами і блоками літака по ARINC-604, що мають вбудовані систему контролю (ВСК) і прийом параметричної інформації від систем, які не мають ВСК, а також вирішення алгоритмів контролю технічного стану цих систем
12. Формування інформації про стан VITE-систем і систем, які не мають ВСК, і передача її в багатофункціональні пульти керування (БФПК)
13. Формування даних для адресно-звітної системи авіаційного зв'язку ACARS по ARINC-724 для передачі інформації наземним службам.

Програмне забезпечення АОТО

Програмне забезпечення АОТО являє собою операційну систему реального часу «On-Time RTOS-32», набір драйверів пристроїв і програмних модулів, що забезпечують реалізацію всієї логіки роботи. На екрані багатофункціонального пульта керування (БФПК) (є однією з систем що взаємодіють з АВТО), відображається інформація, отримана з АОТО.



Рисунок 2 - Багатофункціональний пульт керування

Для зчитування і аналізу даних, накопичених в АОТО, для проведення наземного тестування АОТО, реєстратора параметрів міцності (РПП) і інших систем літака використовується виносний термінал (ВТ), що містить все необхідне для даного додатку.

4. Виносний термінал, що к АОТО

Виносний термінал, що к АОТО забезпечує доступ до інформації про поточні відмови і несправності систем ПС і обладнання літака, архівним даним про відмови, ініціююцію проведення перевірконого контролю систем ПС може



Рисунок 3 - Виносний термінал бортової системи технічного обслуговування.

використовуватися як додаткове робоче місце для технічного обслуговування шляхом емуляції МФПУ. ВТ представляє собою промисловий ноутбук, захищений від попадання пилу і вологи, працюючий в широкому діапазоні температур (-20°C - +55°C). ВТ в складі БСТО вмикається тільки на землі і підключається кабелем до одного з спеціально відведених раз'ємів на борту.

Виносний термінал, що входить в склад бортової системи технічного обслуговування, виконує наступні функції:

- Зчитування інформації ЕР БСТО інформації, необхідної для обслуговування літака і його систем
- Зчитування, відображення і запис на зовнішні накопичувачі інформації енергонезалежного запам'ятовуючого пристрою (ЭЗП) АОТО про відмови бортових систем під час польоту
- Виконання функцій МФПУ ВСС по введенню/виведенню і відображенню інформації
- Єдиний інтерфейс програм ВТ і захист від несанкціонованого доступу до операційної системи
- Можливість використання ВТ для обслуговування інших бортових систем, шляхом встановлення додаткового ПЗ
- Відновлення працездатності ВТ в випадку програмного збою.

Бортова система технічного обслуговування дає можливість значно скоротити час виявлення і усунення технічних несправностей систем, підвищити якість при проведенні видів ТО.