

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ  
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач випускової кафедри  
\_\_\_\_\_ С.В. Павлова  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: **«Технічне обслуговування системи індикації та сигналізації  
регіонального літака»**

Виконавець: \_\_\_\_\_ Митюра Ростислав Євгенович \_\_\_\_\_  
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: \_\_\_\_\_ доцент, Белінський Валерій Миколайович \_\_\_\_\_  
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ В.В.Левківський \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2022

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022р.

## ЗАВДАННЯ

**на виконання дипломної роботи**

Митюри Ростислава Євгеновича

1. Тема дипломної роботи: «Технічне обслуговування системи індикації та сигналізації регіонального літака» затверджена наказом ректора від: « 06 » грудня 2021 р. № 2658 /ст
2. Термін виконання роботи : з 10.01.2022 по 28.02.2022
3. Вихідні дані до роботи: основні дані про особливості компонування приладових панелей кабіни літака, архітектур систем електронної індикації, відомості про комплексну інформаційну систему сигналізації, влаштування блоків, робота та їх контроль, відомості про комплексну систему індикації та сигналізації призначення компонентів та принцип роботи, нормальна експлуатація.
4. Зміст пояснювальної записки: Розділ 1. Аналіз тактико-технічних характеристик, структурних схем та особливостей ТО систем електронної індикації повітряного

судна; Розділ 2. Основні відомості про КСЕІС та його складові; Розділ 3. Експлуатація КСЕІС та його складових; Розділ 4. Розробка пропозицій щодо технічного обслуговування індикатора.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: Розміщення ІМ і ПУІ в кабіні екіпажу, функціональні зв'язки КІСС з іншими системами, контроль КІСС, схема зв'язків КСЕІС, органи управління, індикації та сигналізації, кадр КПП, резервний кадр на індикаторі КПП, кадри на МФІ, кадр на індикаторі КІСС.

#### 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури		
2	Підготовка та написання 1 розділу		
3	Підготовка та написання 2 розділу		
4	Підготовка та написання 3 розділу		
5	Підготовка та написання 4 розділу		
6	Перевірка на антиплагіат та отримання рецензії на диплом		
7	Підготовка презентації та доповіді		

7. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 202 р.

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_

(підпис керівника)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_

(підпис випускника)

(П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Технічне обслуговування системи індикації та сигналізації регіонального літака» складає : 104 сторінок, містить 51 рисунки і 9 використаних джерела.

Об'єкт дослідження: процес дослідження комплексної системи індикації та сигналізації, її режимів роботи та особливості експлуатації.

Предмет дослідження: принципи та методи експлуатації комплексної системи індикації та сигналізації, її складових частин, дослідження того як працюють ці системи.

Мета роботи: дослідити та проаналізувати принципи роботи комплексної системи сигналізації, засоби відображення в кабіні пілотів, важливість системи та вимоги до її роботи, її експлуатацію, як найважливіший метод представлення інформації про параметри повітряного судна.

Методи дослідження: загальнонаукові фізичні методи, методи системного і порівняльного аналізу.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження: Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

СИСТЕМА ІНДИКАЦІЇ, СИГНАЛІЗАЦІЯ, ВІДОБРАЖЕННЯ, КАБІНА ПІЛОТІВ, ЕКРАН, ЗВУКОВА СИГНАЛІЗАЦІЯ, НАДІЙНІСТЬ, БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ.

# ЗМІСТ

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

## ВСТУП

## РОЗДІЛ 1. Аналіз тактико-технічних характеристик, структурних схем та особливостей ТО систем електронної індикації повітряного судна

- 1.1. Аналіз льотно-тактичних характеристик середньо магістральних повітряних суден
- 1.2. Особливості компонування приладових панелей в кабіні екіпажу регіонального літака
- 1.3. Дослідження архітектури систем електронної індикації
- 1.4. Вимоги до систем сигналізації та індикації

## РОЗДІЛ 2. Основні відомості про КСЕІС та його складові

- 2.1. Комплексна інформаційна система сигналізації (КІСС)
- 2.2. Влаштування блоків КІСС
- 2.3. Робота та контроль КІСС
- 2.4. Комплексна система індикації та сигналізації КСЕІС-148

## РОЗДІЛ 3. Експлуатація КСЕІС та його складових

- 3.1. Призначення компонентів КСЕІС
- 3.2. Індикація в випадку недостовірності інформації
- 3.3. Нормальна експлуатація
- 3.4. Навігаційно-посадковий індикатор
- 3.5. Нормальна експлуатація

## ВИСНОВКИ

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ**

АТ – авіаційна техніка

ПС – повітряне судно

КПІ – комплексний пілотажний індикатор

ВПР – висота прийняття рішення

СС – пульт керування курсором

МФІ – багатофункціональний індикатор (многофункциональный)

ІМ – індикатор багатофункціональний

КІСС – комплексна інформаційна система сигналізації

КЛС – кодові лінії зв'язку

## ВСТУП

Забезпечення безпеки польотів (БП) є одним з основних завдань експлуатації повітряного транспорту, головним показником якості діяльності цивільної авіації. Це завдання комплексне, оскільки БП залежить від якості роботи всіх ланок авіаційної транспортної системи (АТС): авіаційної техніки, льотного та технічного персоналу, наземної техніки та персоналу служб управління повітряним рухом та забезпечення польоту.

Тому для забезпечення видачі екіпажу льотної інформації, інформації про функціонування льотного обладнання, а також звукової сигналізації про досягнення літаком допустимих і критичних режимів польоту була створена комплексна система індикації та сигналізації.

Принцип дії КСЕІС заснований на прийомі та обробці в блоках обчислювальних пристроїв БВУ-15-1 (БВУ) зі складу КСЕІС інформації, що надходить від систем та комплексів бортового обладнання, та розподілу її між кольоровими екранними індикаторами.

Надійність КСЕІС забезпечується резервуванням індикаторів, пультів управління, БВУ. Резервування індикаторів та пультів здійснюється шляхом перепризначення їх функціонального призначення автоматично або вручну за допомогою відповідних органів управління.

Система сигналізації повинна виконувати такі функції: вчасно привертати увагу члена екіпажу до стану (про що йшла подія). Для цього при необхідності використовуються наступні сигнали сильної дії, що приваблює: звукові сигнали різної тональності, тембру та тривалості, наприклад типу «зуммер»; тактильні сигнали; сигнали світлосигнальних пристроїв, працюють у проблісковому режимі.

Розкривати сенс того, що сталося, тобто, сигнальна інформація повинна бути визначена. Для цього використовуються: написи та символи світлосигнальних пристроїв; тексти мовних повідомлень; тональність, тембр та тривалість звукових сигналів; сигнальні елементи індикаторів; тактильні сигнали; написи перемикачів зі світловою сигналізацією.

Сприяти організації дій, необхідних у цій ситуації. Для цього використовуються: написи та символи світлосигнальних пристроїв; тактильні сигнали; тексти мовних повідомлень.

Правильне сприйняття інформації, що видається засобами сигналізації, повинно забезпечуватися на всіх етапах та режимах польоту умовах впливу навколишнього середовища (шум і вібрація в кабіні екіпажу, переговори по внутрішньому та зовнішньому зв'язку, умови освітлення тощо).

Спосіб представлення сигнальної інформації, що забезпечується поєднанням різних засобів її видачі та режимами їх роботи, повинен враховувати категорію сигнальної інформації.

Об'єм сигнальної інформації, виданий кожному члену екіпажу на всіх етапах і режимах польоту як у нормальній, так і в особливих ситуаціях, повинен бути таким, щоб забезпечити своєчасне сприйняття того, події що сталася та прийняття рішення про необхідні дії, а також виключалося зайве перевантаження уваги кожного члена екіпажу.

Все це буде у належній мірі розглянуто та проаналізовано в моїй роботі.



# РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК, СТРУКТУРНИХ СХЕМ ТА ОСОБЛИВОСТЕЙ ТО СИСТЕМ ЕЛЕКТРОННОЇ ІНДИКАЦІЇ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

## 1.1. Аналіз льотно-тактичних характеристик середньо магістральних повітряних суден

Почнемо з того, що цивільні пасажирські літаки в залежності від дальності польоту та пасажировмісності, призначення та завдань, розв'язуваних бортовою авіонікою, поділяються на: далекомагістральні літаки (ДМЛ), середньомагістральні літаки (СМЛ), ближньомагістральні літаки (БМЛ), регіональні (РЛ) і літаки місцевих повітряних ліній (МВЛ).



Рис.1.1. Класифікація літаків цивільної авіації

Далекомагістральні літаки цивільної авіації з дальністю польоту до 8 - 12 тис. км, як правило, 4-х двигунів, великої пасажиромісності й повинні мати пілотажно-навігаційні комплекси (ПНК), що забезпечують польоти по необладнаним і мало обладнаним трасах над безорієнтовною місцевістю й водними поверхнями великої довжини в заданих коридорах горизонтального, вертикального й поздовжнього ешелонування, повинні мати засобу далекого радіозв'язку й всі можливі системи розваги пасажирів. Системи енергопостачання цих літаків повинні бути сертифіковані по нормах ETOPS тобто при будь-якому сполученні відмов у системі

енергопостачання, включаючи двигуни, забезпечувати електроживлення споживачів 1-й категорії на протязі 4-х - 6-ти годин польоту.

Середньомагістральні літаки з дальністю польоту 3 - 5 тис. км. Це звичайно 3-х і 2-х двигунові літаки, із числом пасажирів 150 - 250 пасажирів. Авіоніка середньомагістрального літака має забезпечувати польоти в зонах із щільним повітряним рухом і мати у своєму складі інерціальні навігаційні системи, які повинні бути побудовані з урахуванням забезпечення малої похибки часу прибуття в заданий пункт маршруту, системи попередження зіткнень літаків у повітрі та системи попередження наближення землі й також мати повний набір засобів розваги пасажирів.

Ближньомагістральні літаки з дальністю польоту 1 - 3 тис. км – це 2-х двигунові літаки, число пасажирів досягає 150 чоловік, літають по обладнаних трасах, можуть не мати засобів далекої навігації й радіозв'язку.

Регіональні літаки з дальністю польоту 3 - 5 тис. км, дводвигунові, із числом пасажирів 60-100 чоловік. Електродистанційні системи керування та системи бортової авіоніки регіонального літака дозволяють виконувати польоти на будь-яких повітряних трасах, у простих і складних метеоумовах, удень і вночі, у тому числі й на маршрутах з високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту для екіпажу.

Літаки місцевих повітряних ліній з дальністю польоту до 1000 км, 2-х двигунові, із числом пасажирів 50 - 70 чоловік, що літають по обладнаних трасах, повинні мати мінімальний склад устаткування, що забезпечує польоти в цих умовах, тут курсовертикалі заміняють дорогі інерціальні навігаційні системи й установлюють мінімальний склад апаратури розваги пасажирів. Такі літаки при регулярному використанні на дальностях до 300 км, можуть не мати автопілотів або систем автоматичного керування польотом.

Ан-148 місткістю до 85 пасажирів пройшов сертифікацію в лютому 2007 року. А подовжений Ан-158, здатний взяти на борт 99 пасажирів, сертифікували в лютому 2011 року. Два літаки мають багато загального й одержали сертифікат на

відповідність вимогам АП-25 (від східноєвропейського/російського Міжнародного Авіаційного Комітету), АП України. Вони, також, повністю задовольняють його еквівалентам - вимогам FAR-25 Федеральної Авіаційної Адміністрації США і європейським CS-25 Європейського Агентства Авіаційної Безпеки. Крім того, вони відповідають стандартам Міжнародної Організації Цивільної Авіації ІКАО у частині емісії двигунів, рівня шуму й безпеки екіпажу. Комерційна експлуатація Ан-148 почалася в 2009 році.

Фюзеляж регіонального літака – суцільнометалева оболонка з поздовжнім набором зі стрингерів і балок, поперечним набором зі шпангоутів і працюючим обшиванням із широким використанням панелей з композиційних матеріалів на зовнішній поверхні та з посиленнями в зонах вирізів під прорізи люків, дверей й устаткування літака.

Фюзеляж літака по довжині умовно поділяють на носову, середню й хвостову частини.

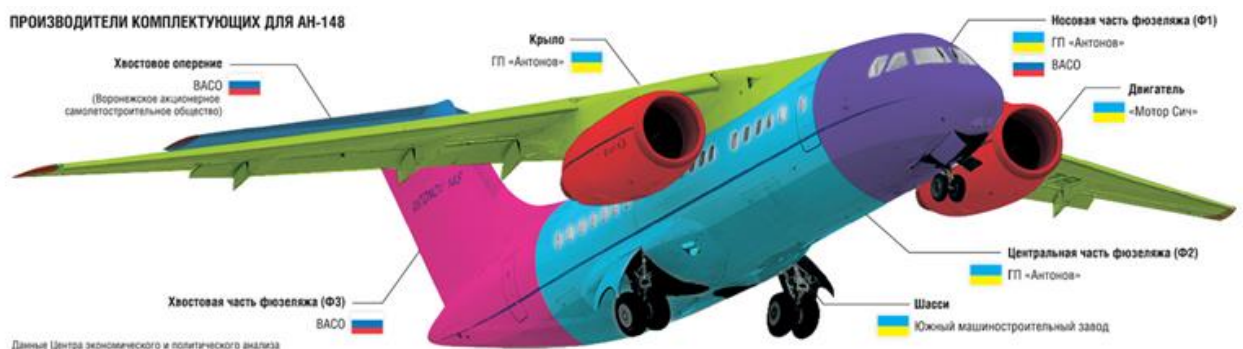


Рис.1.2. Зображення Ан-148

Кабіна екіпажу літака знаходиться в носовій частині фюзеляжу, призначена для розміщення складу екіпажу та необхідного устаткування, забезпечення необхідних умов для роботи й відпочинку льотного екіпажу.

Кабіна пілотів сучасного регіонального літака передбачає місця для розміщення трьох осіб: командира повітряного судна й другого пілота, що сидять поруч у передній частині кабіни, а також інструктора, відкидне крісло якого розташовується між кріслами пілотів в задній частині кабіни. У передній частині кабіни екіпажу

розташований ліхтар зі зсувними кватирками, які на деяких типах літаків можуть використовуватися як аварійні люки для покидання літака. Скління ліхтаря кабіни екіпажу забезпечує достатній огляд зовнішньої обстановки пілотам у польоті.



Рис.1.3. Кабіна пілотів літака Ан-148

Розміщення двох пілотів, додаткового крісла, позакабінний огляд і основні органи керування виконані відповідно до вимог міжгалузевих стандартів ARP 268G «Расположение и работа с органами управления в кабине транспортного самолета», з урахуванням ОСТ 1 02721-91 «Кабина экипажа с двумя летчиками. Общие требования» и ГОСТ 24396-88 «Кабина самолета для двух летчиков. Общие требования к размещению основных и аварийных органов управления» и АС №25.773-1 «Принципы проектирования обзора из кабины пилота».

При проектуванні кабін екіпажу використовують наступні методи:

- метод прототипу;
- аналітичний метод;
- метод досліджень на статичному макеті кабіни;
- напівнатурне моделювання;

- льотні дослідження.

Метод прототипу заснований на застосуванні в новому ЛА рішень, які або рекомендовані в керівництвах, або запропоновані нормами льотної придатності, іншим нормативним документам, або реалізовано й практично підтверджені в інших вітчизняних або закордонних ЛА. Основою використання методу прототипу є обґрунтування можливості переносу рішень прототипу на знову розроблювальний ЛА. Обґрунтування виробляється шляхом складання таблиць відповідності умов, необхідних і достатніх для застосування даного рішення, умовам розроблювального зразка.

Аналітичний метод заснований на аналізі діяльності екіпажу й розрахунку на його основі складу й компонування кабіни. Аналітичні методи використовують при проектуванні ЛА, що відрізняються принципово новими завданнями й технічними рішеннями, наприклад, при скороченні складу екіпажу або при впровадженні електронних систем індикації.

Дослідження на статичному макеті кабіни використовуються на ранніх стадіях проектування для оцінки засобів індикації й керування, алгоритмів діяльності екіпажу, компонування робочих місць. Для уточнення результатів аналітичного розрахунку й досліджень на статичному макеті використовують дослідження на моделюючих стендах і літаючих лабораторіях. Після досліджень вносяться необхідні зміни.

Розміщення пультів і щитків керування виконується за ступенем відповідальності й частоти звертання до них у процесі польоту. Найбільш відповідальні системи, і системи, до яких потрібне часте звернення у польоті, розміщуються в найбільш зручних зонах легкої й повної функціональної досяжності і огляду.

Для керування літаком по крену й тангажу слугують важелі керування літаком - штурвали лівого й правого пілота або встановлені на бічних пультах пілотів рукоятки управління літаком (для командира повітряного судна - з лівої сторони, для

другого пілота - із правої сторони, наприклад SSJ-100). Керування курсом здійснюється ножними педалями, які також керують гальмами основних коліс під час пробігу по землі й повертанням носового колеса при розбігу й пробігу. При рулюванні літака на землі керування носовим колесом здійснюється від окремих рукояток, установлених на бічних пультах пілотів.

Рукоятки електродистанційного керування двигунами розташовані на центральному (середньому) пульті пілотів.

Для збільшення надійності керування літаком забезпечена можливість керування життєво важливими органами обома пілотами.

На лівому та правому бортових пультах пілотів встановлюється індивідуальне, аварійно-рятувальне, допоміжне й сервісне устаткування або рукоятки керування літаком (SSJ-100):

- рукоятки керування носовим колесом при рулюванні;
- кисневі маски;
- місця зберігання документації;
- електричні ліхтарики;

Захист кабіни екіпажу, відповідно до вимог нормативних документів, здійснюється від несанкціонованого проникнення й від поразки вогнепальною зброєю.

## **1.2. Особливості компонування приладових панелей в кабіні екіпажу регіонального літака**

З точки зору розміщення та інформаційного забезпечення екіпажу філософія або ідеологія кабіни регіонального літака повинна задовольняти наступним принципам:

- Компонування й колірне виконання обладнання кабіни й робочих місць пілотів, оглядність приладових дошок, простота, логічність і наочність мнемосхем на кадрах, читаність літер і цифр, підбір палітри кольорів,

відсутність запізнення та тремтіння картинки й т. ін., а також досяжність органів керування дозволяють кожному пілотові управляти літаком з однаковою ефективністю. Скління ліхтаря кабіни екіпажу забезпечує достатній огляд зовнішнього простору пілотам у польоті.

- «Автоматизація» роботи екіпажу. Склад, комп'ютеризація й взаємодії всіх, без винятку, систем (включаючи, ті ж шасі) і характеристики систем літака й двигунів, а також бортових систем авіоніки повинні забезпечувати надійне й комфортне виконання пілотами їхніх функціональних обов'язків. Такий рівень автоматизації дуже близький до найсучасніших магістральних лайнерів. В них на порядок зменшене число операцій з устаткуванням кабіни, особливо на складних етапах польоту (зліт, захід та сама посадка), а це особливо важливо для екіпажу з двома пілотами. Це дозволяє мінімізувати людські помилки й знизити їхній вплив на безпеку польоту.
- «Скляна, темна та тиха» кабіна. На приладовій дошці кабіни замість безлічі електромеханічних приладів та індикаторів встановлюються багатофункціональні електронні дисплеї, на яких відтворюється пілотажна, навігаційна та інформація заходу на посадку і про стан систем літака та двигунів, а на антибліковому козирку приладової панелі – пульт автопілоту разом із датчиками параметрів польоту і його налагодження та пульт вибору режимів індикації конкретних дисплеїв і настроювань. Індикація й сигналізація в умовах штатного польоту кнопки й сигналізатори працюючих нормально на відповідному етапі систем не горять і ніякого звукового повідомлення про цьому немає. Тобто, пілотові для зменшення його завантаження автоматично видається тільки та інформація, що йому необхідна на даному етапі. Із застосуванням принципу «темної й тихої» кабіни, у випадку відмов, пілоти побачать палаючі сигналізатори систем, що відмовили або відключилися, на тлі інших темних сигналізаторів. Це спрощує керування літаком і навігацію та дозволяє пілотам сконцентруватися на найбільш важливій інформації. Така конфігурація кабіни затребувана авіакомпаніями, оскільки дозволяє відмовитися від бортінженера та бортрадиста.

Схема розташування приладової панелі і пультів керування в кабіні екіпажу Ан-148 наведена на (рис.1.4).

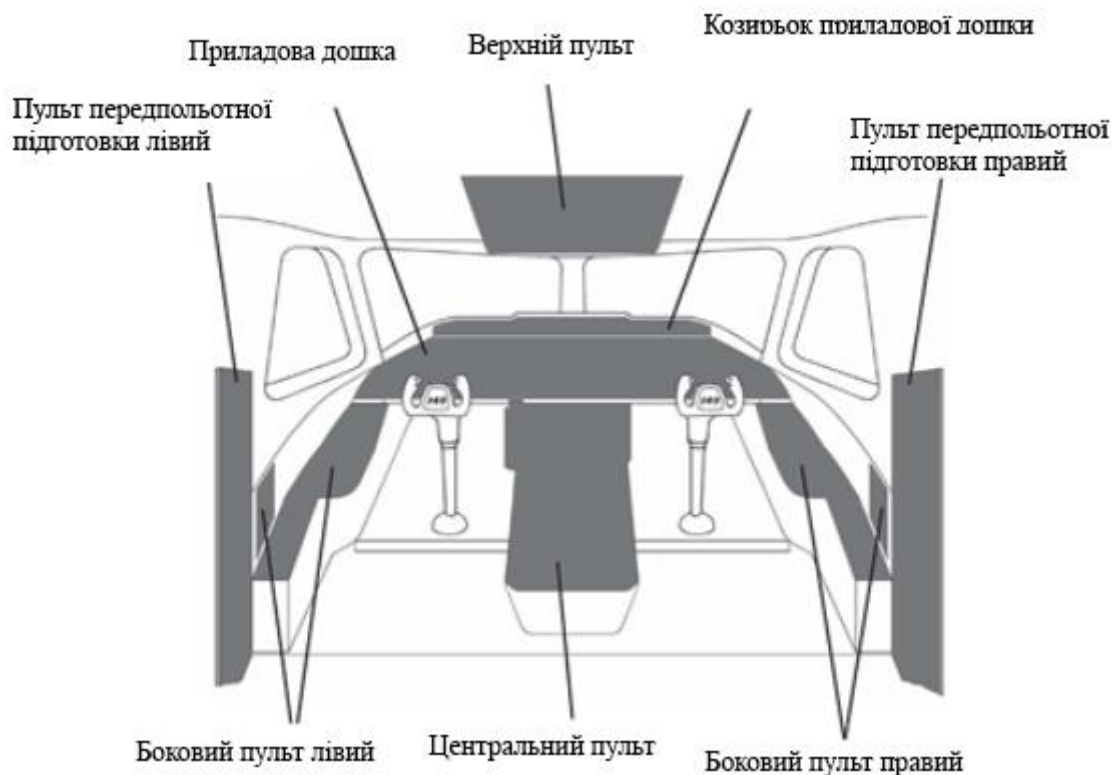


Рис. 1.4. Схема розташування приладових панелей і пультів керування в кабіні екіпажу Ан-148

Компоновка приладової дошки та панелей приладів Ан-148 показано на (рис.1.5.). Складається: 1-командно-пілотажний індикатор (КПІ), 2-багатофункціональний індикатор (БФІ), 3-комплексний індикатор систем і сигналізації (КИСС), 4-багатофункціональний пульт керування, 5-пристрій керування курсором, 6-комплексний пульт керування радіотехнічними системами, 7-пілотажний прилад комбінований резервний, 8-авіагоризонт, 9-навігаційно-посадковий індикатор, 10-пульт керування системою автоматичного управління, 11-пульт керування індикацією, 12-годинники авіаційні малогабаритні.





Рис.1.5. Компоновка приладової дошки та пультів Ан-148

На трьох панелях приладової дошки встановлені основні й резервні засоби індикації параметрів польоту, навігації, силової установки, літакових систем і сигналізації, рукоятка випуску й прибирання шасі.

На козирку приладової дошки розміщаються пульти керування автоматичними режимами польоту, режимами роботи пілотажних і навігаційних індикаторів, органи керування висвітленням приладової дошки й ЦСО.

На центральному (середньому) пульті пілотів встановлені органи керування силовою установкою, механізацією крила, триммуванням, повітряними гальмами, навігацією, радіонавігацією й зв'язком.

На верхньому пульті пілотів встановлені щитки керування літаковими системами:

- системою електропостачання;
- паливною системою;
- гідравлічною системою;
- комплексною системою кондиціонування;
- системою пожежного захисту;

- керування зовнішньою світлотехнікою і тому подібне.

### **1.3. Дослідження архітектури систем електронної індикації**

Комплексна система електронної індикації та сигналізації призначена для видачі екіпажу льотної інформації, інформації про функціонування льотного обладнання, а також звукової сигналізації про досягнення літаком допустимих і критичних режимів польоту.

Комплексна система електронної індикації літака Ан-148.

На літаку Ан-148 встановлена комплексна система електронної індикації КСЭИС-148. Основні функції системи:

- 1) відображення льотному екіпажу на кольорових екранних індикаторах:
  - пілотажної, навігаційної, оглядової інформації;
  - інформації про функціонування силової установки та бортового обладнання, відмовах та несправностей систем та комплексів;
- 2) управління режимами індикації екранних індикаторів;
- 3) формування сигналів звукової частоти про досягнення ПС допустимих та критичних режимів польоту.

КСЕІС забезпечує:

- індикацію пілотам ПС за допомогою встановлених на приладовій дошці індикаторів: пілотажної та навігаційної інформації, даних про метеорологічні утворення в напрямку польоту;
- радіонавігаційної карти маршруту польоту з відображенням поверхні землі;
- схем виходу з району аеропорту, схем заходу на посадку;
- підвищень рельєфу та інших даних від СРППЗ;
- даних про повітряних трафік навколо ПС та інших даних від TCAS;
- інформації про роботу та параметри СУ та систем ПС;
- текстів аварійних та попереджувальних сигналів з рекомендаціями по пріоритетності небезпечних ситуацій;
- телевізійної інформації від системи спостереження за пасажирською кабіною;

- видачу в апаратуру внутрішнього зв'язку тональних сигналів звукової частоти та голосових повідомлень;
- прийом, логічну обробку вхідної інформації та видачу інформації в суміжні системи.



Рис.1.6. Система електронної індикації літака Airbus 320

Наприклад, електронна система індикації EIS (Electronic Instrument System) літака Airbus 320 призначена для видачі екіпажу інформації на шести взаємозамінних екранних індикаторах: основному польотному індикаторі PFD (Primary Flight Display), навігаційному індикаторі ND (Navigation Display), індикаторі параметрів роботи двигуна E/WD (Engine/Warning Display) та на системному індикаторі SD (System Display).

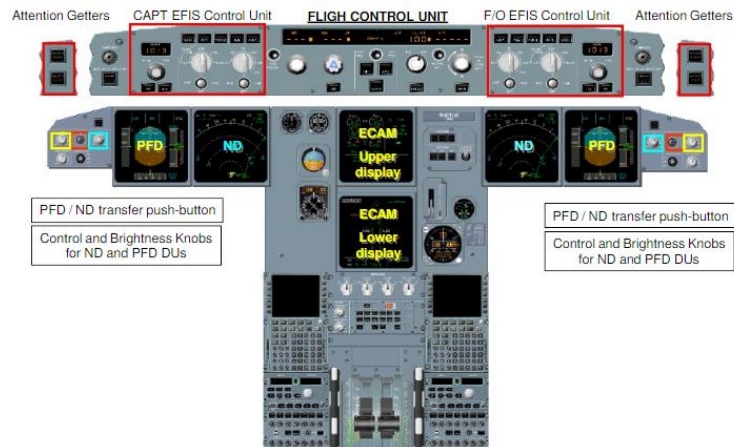
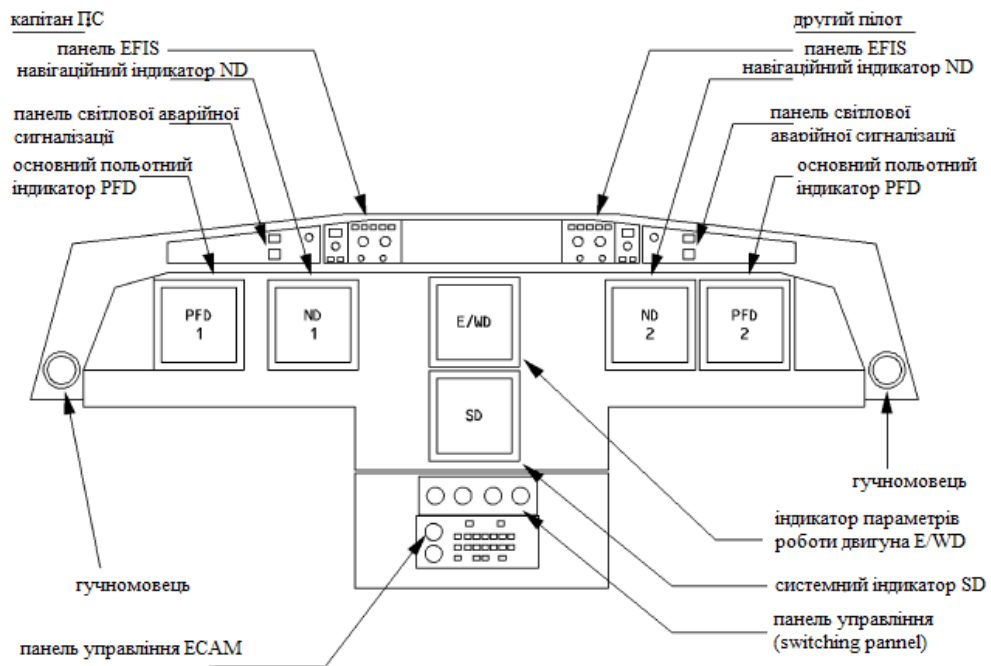


Рис.1.7 Система EIS літака Airbus 320

До складу системи EIS входять:

- шість індикаторів: основний польотний індикатор PFD (Primary Flight Display), навігаційний індикатор ND (Navigation Display), індикатор параметрів роботи двигуна E/WD (Engine/Warning Display) та системний індикатор SD (System Display);
- комп'ютери DMC – отримують і обробляють всі сигнали від систем та датчиків для створення та відображення повної картини польоту на індикаторах. Кожен комп'ютер DMC має два незалежних канали та здатний одночасно приводити в дію по одному індикатору PFD, ND, ECAM. Комп'ютери DMC є

взаємозамінними, при відмові одного з них (на індикаторах DU відображається діагональна лінія), комп'ютер заміняється резервним DMC 3 за допомогою перемикача EIS DMC switch на панелі перемикачів;

- концентратор збору даних SDAC – отримують данні від систем та генерують сигнали в системні сторінки на дисплеях та звукові попереджувальні сигнали;
- комп'ютери аварійної сигналізації FWC – отримують данні від систем та датчиків та генерують попереджувальні повідомлення, звукові попереджувальні сигнали, службові записки та комплексні голосові повідомлення;
- Панелі світової аварійної сигналізації;
- Гучномовці;

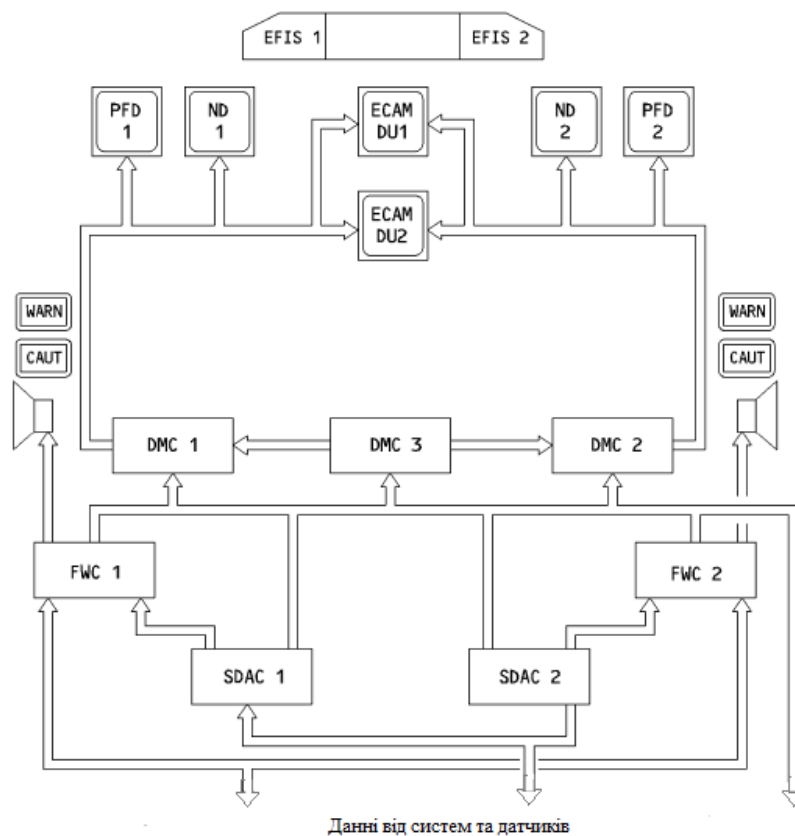


Рис.1.8. Архітектура системи



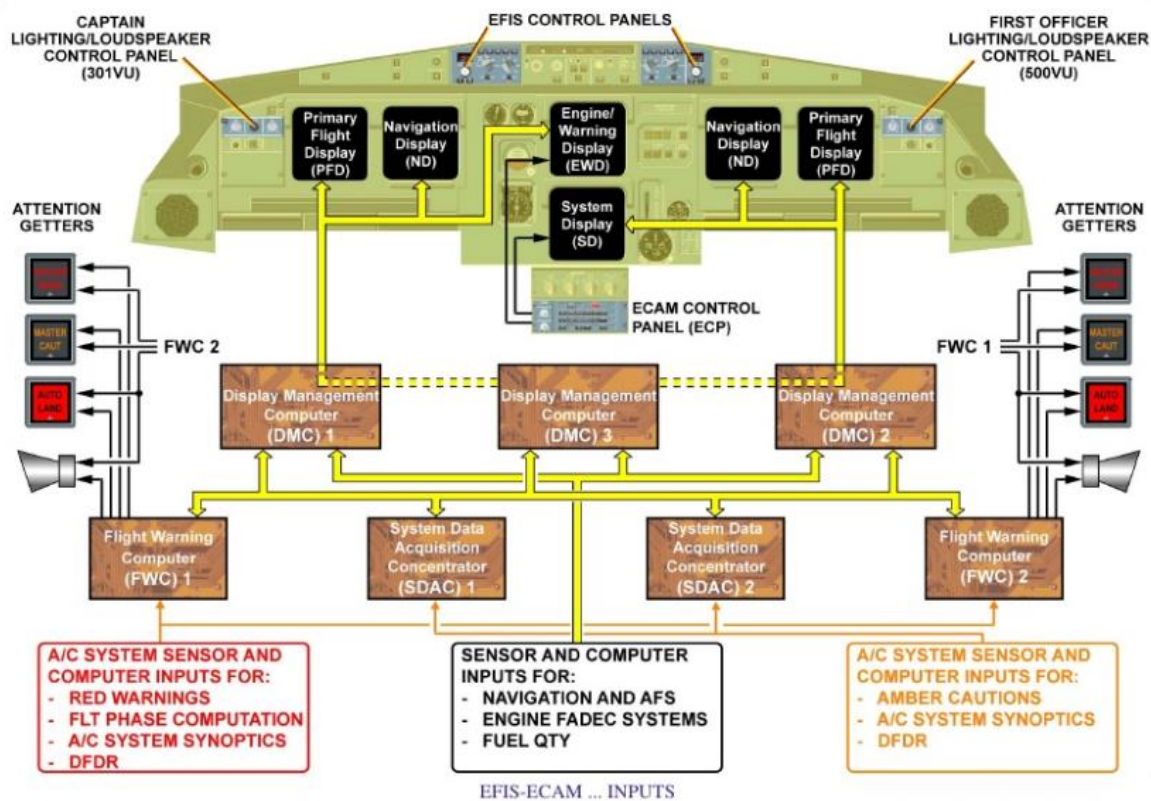


Рис.1.9 Архітектура системи EIS

Система електронної індикації літака Boeing 737

Система електронної індикації CDS (Common display system) призначена для видачі екіпажу інформації про роботу СУ та навігаційної інформації.

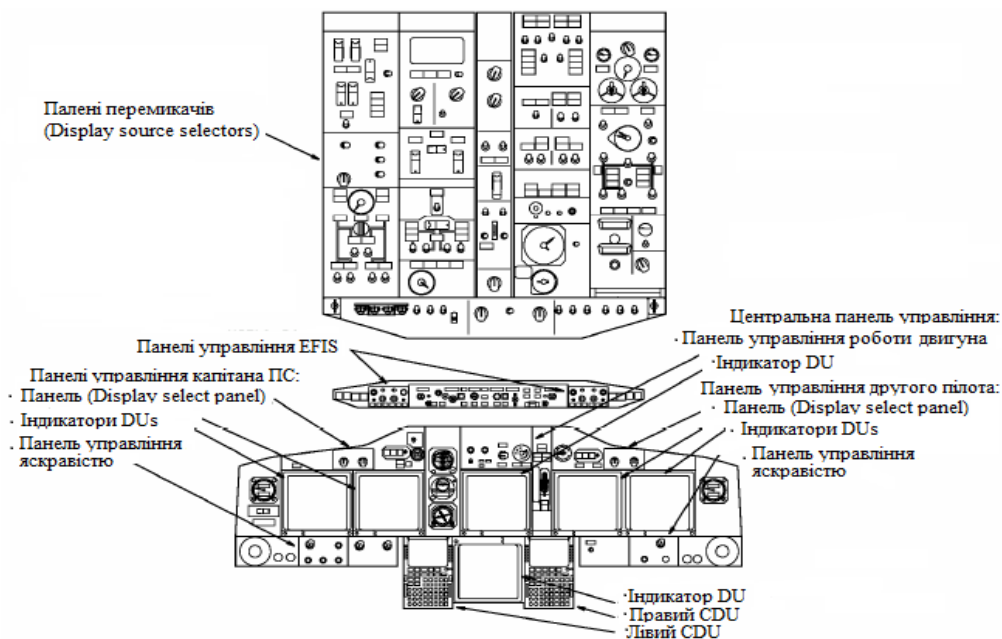


Рис.1.10. Система електронної індикації літака Boeing 737NG

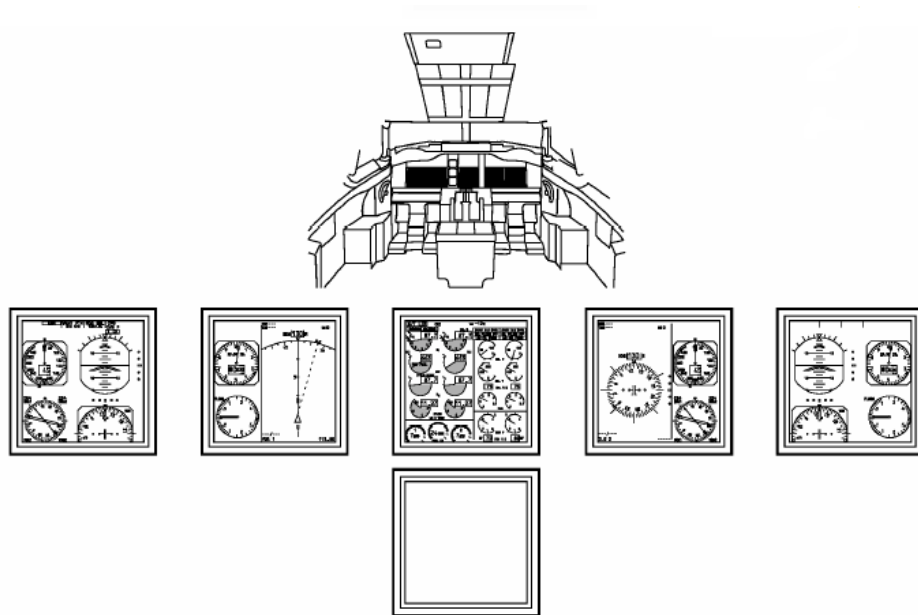


Рис.1.11. Система електронної індикації літака Boeing 737NG

До складу системи CDS входять:

- шість взаємозамінних індикаторів DUs (Display units) - рідкокристалічні індикатори, що відображають різні типи інформації (Primary, navigation and engine information);
- два блоки DEUs (Display electronics units) – отримують данні від систем та датчиків, перетворюють їх в електричний сигнал та подають цей сигнал на індикатори DU;
- дві панелі (Display select panel) – дозволяють управляти відображенням положень індикаторів;
- панель управління роботи двигуна (Engine display control panels);
- дві панелі управління EFIS – взаємозамінні панелі, які дозволяють керувати інформацією, яка відображається на індикаторах DUs;
- дві панелі перемикачів (Display source selectors) – дозволяють обрати який DEU буде джерелом інформації для DU;
- чотири муфти (Coaxial couplers);

- дві панелі управління яскравістю – дозволяє вручну установити яскравість індикаторів;
- два датчика RLSs ( Remote light sensors) – вимірюють значення янтарного світла, перетворюють значення в пропорційний електричний сигнал та передають цей сигнал до DEU для обчислення загального рівня світла всіх індикаторів.

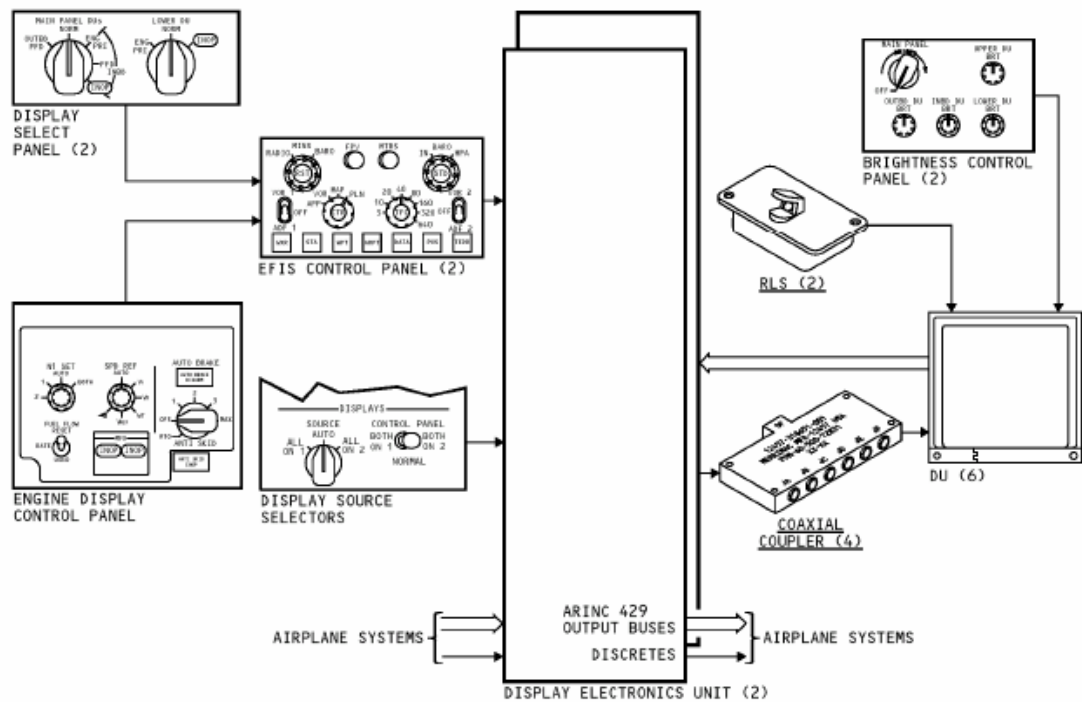


Рис.1.12. Структурна схема системи CDS

Системи індикації та запису використовують візуальне або звукове передумовування умов, в незрозумілих системах. Система приладів та панелей управління показує, нерухомі і рухомі панелі з їх змінними компонентами. Незалежна система інструментів показує, прилади, вузли та компоненти, які не пов'язані з конкретними системами.

Система реєструє, системи і компоненти, що показує для запису даних, непов'язаних з цією системою. Центральна система комп'ютерів показує системи і компоненти, що використовуються для обчислення даних з різних джерел. Центральна система попередження відкриває, системи і компоненти, які дають звукові або візуальні попередження умов, в незрозумілих системах.



Системи індикації / запису включають у себе такі підсистеми:

- прилади та пульти управління;
- автономні прилади;
- самописці;
- центральні комп'ютери;
- централізована система попередження.

#### **1.4. Вимоги до систем сигналізації та індикації**

Засоби сигналізації, встановлені на літаку та призначені для оповіщення членів екіпажу про ситуації що виникли на літаку за допомогою наступних видів сигналізації: візуальних, звукових та тактильних.

Візуальні засоби сигналізації призначені для видачі сигналів за допомогою світло-сигнальних пристроїв, перемикачів зі світлової сигналізацією (ламп-кнопок), бленкерів, прапорців (планок) або шторок електромеханічних індикаторів.

Звукові засоби сигналізації призначені для видачі тональних звукових сигналів (наприклад, за допомогою сирени, дзвінка, зумера) або мовних повідомлень.

Тактильні засоби сигналізації призначені для передачі необхідної інформації членам екіпажу шляхом впливу на механорецептори шкіри та м'язово-суглобові рецептори.

Засоби внутрішньокабінної сигналізації, встановлені на літаку, забезпечують видачу інформації (сигналів) трьох категорій: аварійної, що попереджає та повідомляє.

Визначення категорій сигналізації виводиться виходячи з інформації про події, пов'язаних з можливістю виникнення особливих ситуацій і ступенем їх небезпеки, а також величини часу реакції  $t_p$ , який має екіпаж з моменту появи сигнальної інформації про ситуацію до моменту, коли ще можна запобігти або припинити її небезпечний розвиток.

До категорії аварійної сигнальної інформації відноситься інформація про події, пов'язаних з можливістю виникнення особливих ситуацій, які потребують негайних дій з боку екіпажу. Як аварійні приймаються сигнали, що характеризують наближення або досягнення експлуатаційних обмежень за параметрами руху літака (наприклад,  $a_{дон}$ ,  $n^3_{max}$  та інші), і сигнали, для яких час  $t_p < 15$  с.

До категорії попереджувальної сигнальної інформації відноситься інформація, потребує негайного привернення уваги, але що не вимагає швидких дій екіпажу. Для попереджувальних сигналів приймається, що час  $t_p > 15$  с.

До категорії, що повідомляє сигнальної інформації відноситься інформація, що вказує на нормальну роботу систем, виконання алгоритму роботи членів екіпажу та ін.

За величиною часу  $t_p$  повідомляюча інформація не регламентується.

Система сигналізації повинна виконувати такі функції: вчасно привертати увагу члена екіпажу до стану (про що йшла подія). Для цього при необхідності використовуються наступні сигнали сильної дії, що приваблює: звукові сигнали різної тональності, тембру та тривалості, наприклад типу «зуммер»; тактильні сигнали; сигнали світлосигнальних пристроїв, працюють у проблісковому режимі.

Розкривати сенс того, що сталося, тобто, сигнальна інформація повинна бути визначена. Для цього використовуються: написи та символи світлосигнальних пристроїв; тексти мовних повідомлень; тональність, тембр та тривалість звукових сигналів; сигнальні елементи індикаторів; тактильні сигнали; написи перемикачів зі світловою сигналізацією.

Сприяти організації дій, необхідних у цій ситуації. Для цього використовуються: написи та символи світлосигнальних пристроїв; тактильні сигнали; тексти мовних повідомлень.

Правильне сприйняття інформації, що видається засобами сигналізації, повинно забезпечуватися на всіх етапах та режимах польоту умовах впливу

навколишнього середовища (шум і вібрація в кабіні екіпажу, переговори по внутрішньому та зовнішньому зв'язку, умови освітлення тощо).

Спосіб представлення сигнальної інформації, що забезпечується поєднанням різних засобів її видачі та режимами їх роботи, повинен враховувати категорію сигнальної інформації.

Об'єм сигнальної інформації, виданий кожному члену екіпажу на всіх етапах і режимах польоту як у нормальній, так і в особливих ситуаціях, повинен бути таким, щоб забезпечити своєчасне сприйняття того, події що сталася та прийняття рішення про необхідні дії, а також виключалося зайве перевантаження уваги кожного члена екіпажу.

Рекомендується використовувати інтегральні сигналізатори та районуєчі табло, особливо на режимах зльоту та посадки, а також для контролю силової установки та функціональних систем.

Для привернення уваги та видачі інформації про конкретну ситуацію або відмову за одного параметру має використовуватися одночасно не більше 3 сигнальних пристроїв.

Візуальна сигнальна інформація повинна бути основним видом видачі сигнальної інформації членам екіпажу літака.

Звукові та тактильні сигнали, а також мовленеві повідомлення повинні використовуватися спільно із візуальними сигналізаторами.

Аварійна сигнальна інформація повинна включати сигнал сильного притягання уваги. При цьому має виконуватись не менше двох видів сигнальних засобів, що впливають на різні рецептори екіпажу.

Аварійна сигнальна інформація повинна сприйматися не менше ніж двома членами екіпажу. При цьому аварійні світлосильні пристрої повинні встановлюватися на робочих місцях не менше двох членів екіпажу.

Аварійна сигнальна інформація та, по можливості, попереджувальна сигнальна

інформація повинна подаватися в обробленому вигляді, звільняючи екіпаж від виконання логічних операцій

Повинні використовуватись сигнали, що характеризують неготовність літака до зльоту при таких станах систем і агрегатів літака та, які можуть призвести на злеті до ситуації важчою, ніж ускладнення умов польоту.

Засоби сигналізації та управління ними повинні бути побудовані таким чином, щоб виключити можливість з боку членів екіпажу таких помилок, які можуть призвести до невидачі сигналів або неможливості їх відновлення прийняття у разі спрацьовування.

Отже, основна інформація яка необхідна для пілотування повітряним судном, відображається в кабіні пілота за допомоги різноманітної кількості приладів, сигналізаторів та електронних індикаторів. Вони мають різну архітектурну будову, складові та принципи роботи.

В наступному розділі детально розглянемо принципи роботи, складові системи індикації, її переваги та недоліки.

## РОЗДІЛ 2.

### ОСНОВНІ ВІДОМОСТІ ПРО КСЕІС ТА ЙОГО СКЛАДОВІ

#### 2.1. Комплексна інформаційна система сигналізації (КІСС)

Бортові системи індикації та сигналізації це безпосередньо одна з складових авіоніки, з якою постійно взаємодіють пілоти. За допомогою інформації, яка виводиться цими системами, у пілотів створюється уявна інформаційна модель польоту (УІМП), з нею вони працюють під час усього польоту. Інформаційна модель формується у пілотів на підставі відчуттів від спостереження за навколишнім та зовнішнім середовищем, від даних, які надходять від всіх систем авіоніки, роботи двигунів, ВСУ та всіх інших систем на ЛА. Від точності моделі залежить точність витримування необхідного режиму польоту. Можна відокремити чотири основних складових УІМП, кожна з яких включає кілька елементів (рис.2.1).

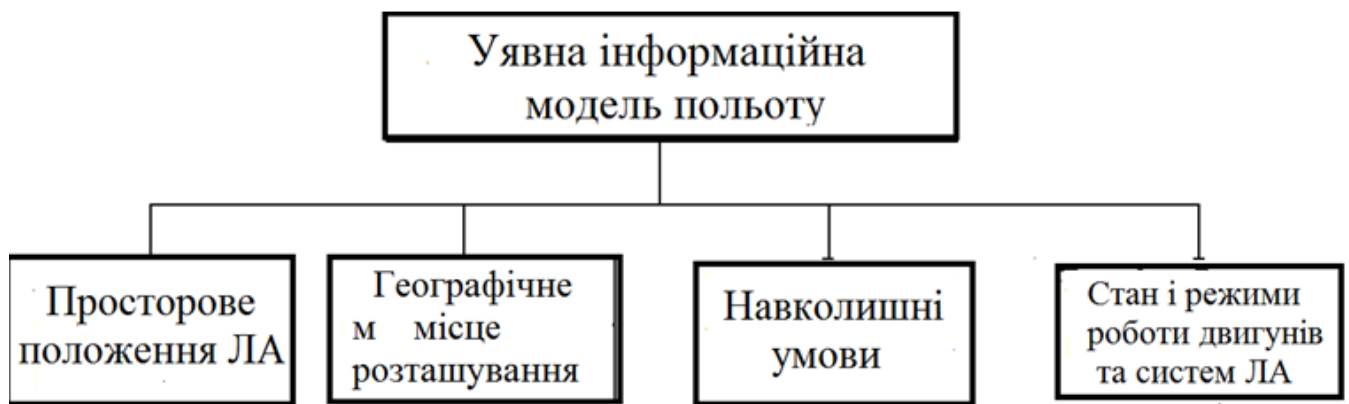


Рис.2.1. Уявна інформаційна модель польоту

Просторове положення ЛА включає параметри польоту – швидкість, висоту, вертикальну швидкість, напрямок руху, положення літака відносно поверхні землі, перевантаження, задану траєкторію й відхилення від неї;

Географічне місце розташування включає географічне місце власного ЛА, його положення й орієнтація щодо інших ЛА, аеропортів, населених пунктів, поворотних

пунктів маршруту, точок зміни профілю польоту, злітно-посадочних і кермувальних смуг, навігаційних орієнтирів;

Навколишні умови включають температуру, видимість, прогнозовану погоду, зледеніння, положення сонця, турбулентність атмосфери, силу й напрямок вітру, області простору, яких варто уникати, ступінь безпеки польоту.

Стан і режими роботи двигунів та систем ЛА включає справність систем, запас палива, час і дальність польоту при цьому запасі палива, поточну конфігурацію, режими роботи та налагодження систем двигуна, ЛА та авіоніки, їхній стан, вплив наявних несправностей на роботу систем і безпека польоту.

Для того щоб діяльність пілота була ефективною, інформаційна модель польоту, створювана бортовими системами індикації та сигналізації, повинна задовольняти трьом найважливішим вимогам:

- за змістом вона повинна адекватно відображати просторове положення літака в навколишньому середовищі, стан літака та його систем;
- за формою, змістом й композицією вона повинна відповідати завданням пілота по керуванню і його психофізіологічним можливостям по прийому й переробці інформації;
- по кількості інформації вона повинна забезпечувати оптимальний інформаційний баланс і не призводити до таких явищ, як дефіцит інформації або перевантаження інформацією.

Авіаційне устаткування поділяється на датчики, індикатори, прилади і сигналізатори.

Датчик це вимірювальний пристрій для формування сигналу про поточне значення вимірювального параметру.

Індикатор це засіб відтворення інформації про кількісне або якісне значення параметра.

Прилад – пристрій, який має самостійне експлуатаційне значення, забезпечує вимірювання та індикацію параметра.

Сигналізатор це індикатор, який забезпечує відображення інформації відповідності або невідповідності параметра, системи або об'єкта необхідному значенню або стану у вигляді візуальних, звукових або тактильних сигналів.

Такі окремі бортові індикатори, прилади та сигналізатори складають федерацію засобів індикації та сигналізації, що призначені для вирішення окремих завдань відображення інформації.

За принципом дії і призначенням сучасні засоби індикації на борту літальних апаратів прийнято розділяти на:

- коліimatorні індикатори на лобовому склі ІЛС;
- нашоломні системи цілевказівки та індикації НСЦІ;
- пульти управління та індикації ПУИ, пульти обчислювачі ПВ;
- індикатори на вакуумних електронно-променевих трубках ЕЛЦІ;
- багатофункціональні індикатори МФЦІ на плоских кольорових рідкокристалічних (РК) панелях.

Комплексна інформаційна система (КІСС) призначена: для видачі інформації про параметри та стан систем літака та двигунів (у вигляді мнемокадрів); для попередження екіпажу про виникнення небезпечної ситуації (сигнальна інформація); для видачі кадру "СТАН", що містить сигнали, що характеризують стан літака зараз.

Перші екранні системи індикації, що відповідають рекомендаціям ARINC-725 для цивільних літаків були розроблені у вигляді двох самостійних систем на базі масочних електронно-променевих трубок і призначалися для В-757/767, А-300/310 фірм Boeing і Aerbus industry. Трохи пізніше аналогічні системи були розроблені в Росії для ТУ-204 і Ил- 96-300.

До систем екранної індикації входять:

- підсистема електронної індикації для відображення пілотажно-навігаційних параметрів (ЭСІ);
- підсистема КІСС - комплексна інформаційна система сигналізації для відображення параметрів двигунів, літакових систем і попереджуючої сигналізації.

Система сигналізації повинна видавати пілотові сигнали з обліком пріоритетності для різних режимів польоту ЛА. По важливості подій сигналізація ділиться на аварійну, попереджуючу й повідомну.

До категорії аварійної відноситься інформація про події, які пов'язані з можливістю виникнення небезпечних ситуацій і мають потребу в негайних діях з боку екіпажу (розпоряджувальний час менше 15 с).

До категорії попереджувальній віднесена інформація, що вимагає негайного залучення уваги екіпажу, але не потребуючих швидких дій.

До категорії повідомної ставиться інформація, що вказує на нормальну роботу систем.

Візуальні сигнальні повідомлення мають червоний, жовтий і зелений колір відповідно для аварійних, попереджуючих і сигналів, які повідомляють. Якщо екіпаж ЛА включає двох і більше людина, аварійний сигналізація повинна сприйматися не менш, ніж двома членами екіпажу. Крім того, аварійна сигналізація повинна використовувати сигнали сильного приваблюючої дії:

- звукові сигнали різної тональності, тембру й тривалості (зумер іт.ін.);
- тактильні сигнали;
- візуальні сигнали в проблісковому режимі із частотою миготіння 2-5 Гц.

Тому що тривалий вплив сигналів сильного приваблюючої дії бісить екіпаж і сприяє створенню паніки, треба передбачити можливість припинення їхньої видачі, коли ситуація розпізнана (зі збереженням візуальної інформації про ситуацію). Для аварійної сигналізації використовується не менш двох видів



сигнальних засобів, які впливають на різні аналізатори людини, наприклад, на візуальний і слухової, на візуальний і тактильний. У той же час для обігу уваги й видачі інформації про конкретну ситуацію не треба одночасно використовувати більше трьох сигнальних пристроїв.

Помилки екіпажу не повинні приводити до невидачі сигналів або неможливості їхнього сприйняття. Зокрема, тому не допускається регулювання гучності звукових сигналів.

Одночасно з видачою сигналізації бажано передбачити можливість підказок пілотові про його подальші дії, особливо в аварійній і іншій відповідальній ситуаціях.

При порушенні екіпажем послідовності операцій або їхньому невиконанні також передбачають сигналізацію. Наприклад, при спробі почати зліт з невипущеними закрилками видається сигналізація «До зльоту не готовий».

КІСС забезпечує видачу інформації трьох категорій: аварійна (А) інформація, яка потребує негайних дій; попереджувальна (П) інформація, що вимагає негайного повідомлення екіпажу та можливих подальших дій; інформація, що повідомляє (У) повідомляє екіпажу про включення резервних або тимчасово працюючих систем.

Інформація, що видається системою, відображається на екранах багатофункціональних індикаторів (ІМ). Управління індикацією здійснюється з пульта управління та індикації (ПУІ). Розміщення ІМ та ПУІ в кабіні екіпажу представлено на (рис. 2.2).

При появі аварійної або попереджувальної інформації спалахує центральний сигнальний вогонь (ЦСО) червоного "ЦСО кр" або жовтого "ЦСО ж" кольору, звучить звуковий сигнал "ГОНГ". Інформація про відмову та результат контролю (у вигляді тексту) може бути викликана з будь-якого ПУІ на будь-який екран ІМ. Частина інформації може викликатися лише землі.

Система складається з блоку перетворення сигналів (БПС-8-10) – 4 штуки:

БПС № 1-1 (БПС1), БПС № 2-1 (БПС2), БПС № 1-2 (БПС3), БПС № 2-2 (БПС4).

- блок обчислювального пристрою (БВУ-3-10) – 2 штуки: БВУ №1, БВУ №2,
- блок формування зображення (БФІ-3-10) - 2 штуки: БФД № 1, БФД № 2,
- індикатор багатофункціональний (ІМ-8) – 2 штуки: ІМ №1, ІМ №2.
- пульт управління індикацією (ПУІ-1-10) – 2 штуки: ПУІ №1, ПУІ №2.

Блоки БПС розміщені у електровідсіку. Блоки БВУ та БФІ розміщені у відсіку авіоніки. Пульти ПУІ та індикатори ІМ розміщені у кабіні екіпажу.

Блок БПС призначений для перетворення дискретних та аналогових сигналів у цифровий код. Вихідна інформація використовується в блоках БВУ та БФІ.

Блок БВУ призначений для логічної обробки сигналів, що надійшли, формування інтегральних сигналів, а також визначення пріоритету сигналів.

Блок БФІ управляє видачою інформації на екран, забезпечуючи побудову необхідного формату зображення.

Індикатор ІМ призначений для відображення візуальної інформації у вигляді текстів, шкал, мнемосхем.

Пульт керування ПУІ призначений для ручного керування відображенням на екрані ІМ. Лівий ПУІ управляє відображенням на лівому ІМ, правий на правому. Є можливість переключити пульт управління " чужим " індикатором.

Система КІСС розділена на два канали. Блокам, що входять до складу каналу 1 або 2, присвоюється номер 1 або 2 відповідно (наприклад, БВУ № 1 ІМ № 2). До складу кожного з каналів входять два блоки БПС. До складу першого каналу входять БПС 1 та БПС 2. До складу другого – БПС 3 та БПС 4. Канали 1 та 2 однакові за складом.

У разі виявлення відмов вона автоматично перебудовується таким чином, щоб справними елементами, що залишилися, повністю або частково виконати своє завдання (реконфігурація системи).

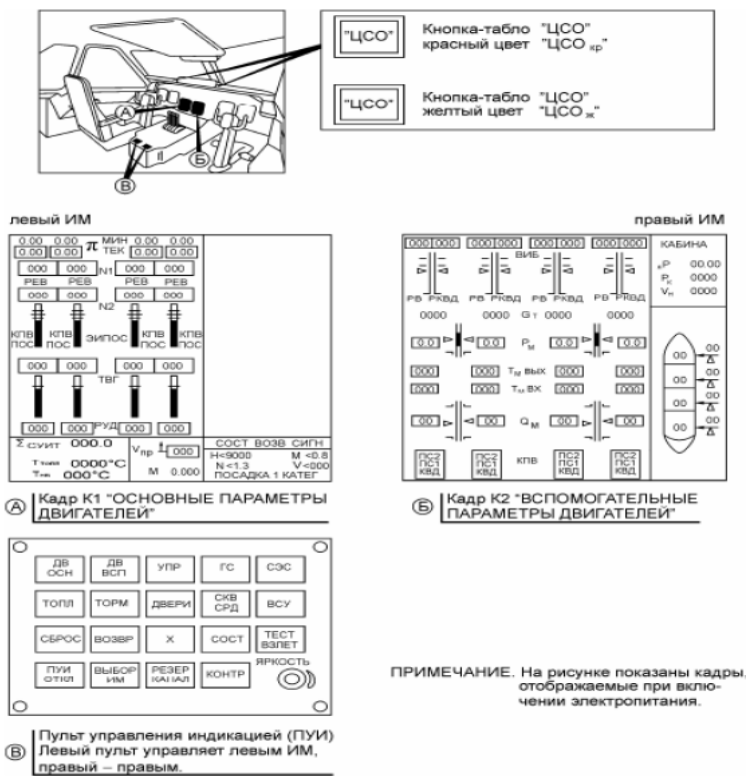


Рис.2.2. Розміщення ІМ і ПУІ в кабіні екіпажу

Реконфігурація може виконуватися і вручну з ПУІ (кнопки "ВИБІР ІМ", "РЕЗЕРВ КАНАЛ"). Система КІСС приймає інформацію від датчиків систем літака та двигунів у вигляді:

- дискретних сигналів (разових команд);
- аналогових сигналів;
- цифровий послідовний код.

Пріоритет сигналу визначається присвоєної йому категорією, а однієї категорії – часом надходження сигналу на вхід блока. Насамперед видаються сигнали важливішої категорії, серед яких – раніше інших які надійшли у систему.

При появі аварійних або попереджувальних сигналів у блоці БВУ виробляється сигнал "ЗАПУСК ЦСО".

БВУ при відмові обох БФІ або обох ІМ знімає сигнал "ІСПРАВНІСТЬ КІС", до роботи підключаються дублюючі світлосигналізатори.

БВУ виробляє звукові тональні сигнали (табл. 2.1).

Номер сигналу в КІСС	Умови появи сигналу	Найменування сигналу	Примітка
1	Звалювання літака (критичний кут атаки)	«ГАІ»	За категорією важливості сигналу розташовуються в наступному порядку 1, 2, 5, 4
2	Відмова автопілота (АП)	«Кавалерійська атака»	При я появі сигналу більш важливої категорії преривається сигнал нижчої категорії
4	Поява аварійного або попереджувального сигналу на ІМ	«Гонги»	
5	Шасі не випущено при заході на посадку	Зумер преривний	Сигнал можна завершити нажаттям на кнопку-табло, будь-якого «ЦСО»

При відмові в БВУ генераторів звукових тональних сигналів на екрані, що відображає сигнальну інформацію, автоматично висвічується "КІСЗВУК".

З ПУІ, крім того, можна: - підключити до індикаторів блок БФІ № 1 або 2; включити контроль КІРС (на землі); відрегулювати яскравість зображення на ІМ.

Інформація про стан кнопок (натиснена/не натиснена) передається з пультів у блок БВУ у вигляді послідовного коду.

При відмові блоку БФД № 1 обидва індикатори автоматично перемикаються на прийом інформації від блоку БФД № 2.

На кожен з індикаторів інформація надходить одночасно від обох блоків БФІ, а відображається тільки від БФІ № 1. Підключити до індикатора блок БФІ № 1 або № 2 можна і примусово за допомогою кнопки "РЕЗЕР КАНАЛ" на ПУІ. Таке підключення виконується за умови, що відмова "БФІ" (зображення на ІМ відсутня або спотворено)

не виявлений вбудованим контролем і автоматичної реконфігурації не відбулося. Оскільки сигнали від датчиків літака надходять як на блок БФІ № 1, так і № 2, то заміна БФІ № 1 на № 2 не позначається на інформації, що відображається на ІМ. Блок БФІ отримує інформацію від блоків БВУ та БПС.

При справності обох блоків БВУ використовується інформація від блоку БВУ № 1, а при його відмові – від БВУ № 2.

Так як сигнали від датчиків систем літака надходять як на блок БВУ № 1, так і № 2, то заміна БВУ № 1 на № 2 не позначається на інформації, що відображається на індикаторі ІМ.

При відмові пристрою генерації звукових тональних сигналів в БВУ № 1 ці сигнали починають автоматично видаватися блоком БВУ № 2.

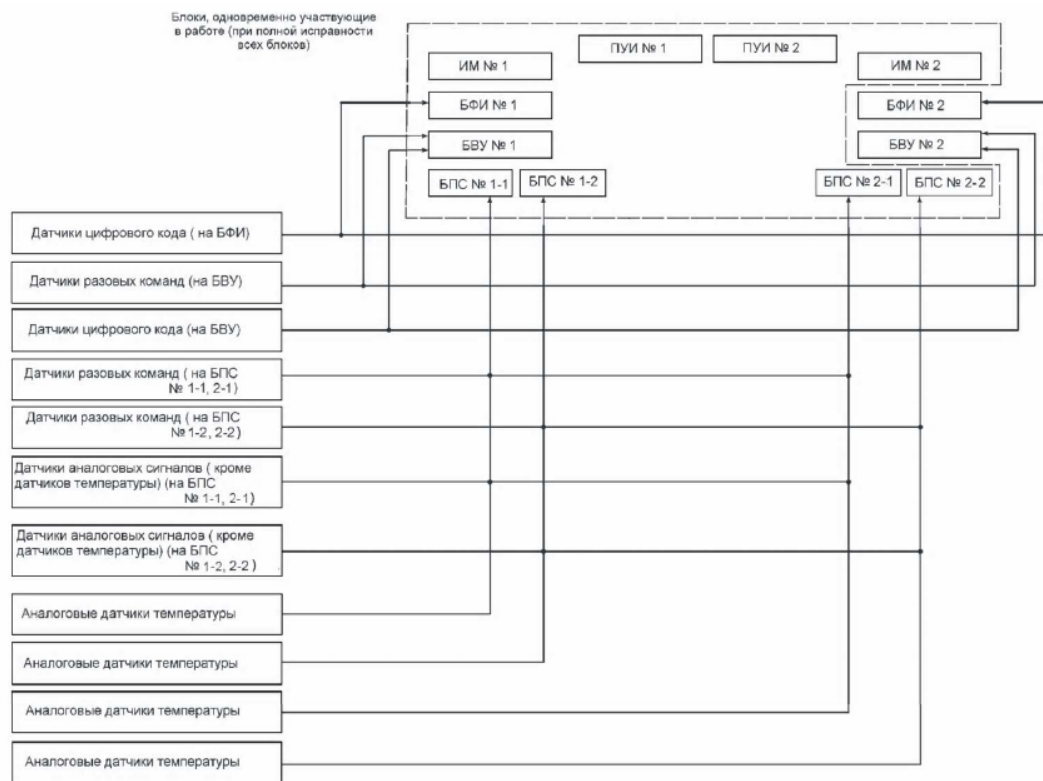


Рис.2.3. Розподілення типів датчиків між блоками системи

При справності всіх блоків БПС дубльована інформація використовується від блоків БПС №1-1 та №1-2. У разі повної відмови цих блоків відбувається переключення на блоки БПС № 2-1 та № 2-2. При частковій відмові БПС № 1-1 або

№ 1-2, що призводить до втрати одного або декількох параметрів, блок БФІ використовує ці параметри від блоків БПС № 2-1 або № 2-2, відповідно, у той час як прийом залишкової інформації, як і раніше, здійснюється від блоків БПС № 1-1 і № 1-2.

Прийом недубльованих параметрів (від датчиків температури) блоком БФІ здійснюється від блоку БПС, який приймає даний параметр. І у разі відмови БПС блок БФІ ці параметри не відображає.

При відмові одного з БПС може зникнути індикація температури:

- масла Тм ("ЗСУ");
- коліс ("ТОРМ");
- палива у баку 4 ("ТОПЛ");
- повітря: в системі відбору і в холодній лінії, в лініях системи кондиціонування повітря СКВ1, СКВ2, СКВ3, СКВ4, в лінії подачі в кабінку екіпажу, в лівій і правій теплих лініях, в теплому колекторі ("СКВ").

При відмові одного з блоків БПС інформація по одному із зазначених вище параметрів пропадатиме не повністю, а частково, наприклад:

при відмові блоку БПС № 1-2 відсутні показання температури коліс № 5 та 7, а при відмові блоку БПС № 2-2 – температури коліс № 6 та 8.

Блок БВУ отримує інформацію від блоків БПС та ПУІ. Прийом параметрів блоком БВУ від блоків БПС здійснюється як і, як і блоком БФІ. У разі відмови одного ПУІ можна керувати відображенням на обох індикаторах за допомогою іншого ПУІ, використовуючи кнопку "ВИБІР SM". При несправності ланцюга регулювання яскравості індикатор автоматично встановлює середню яскравість зображення.

До КІСС підключені системи літака та двигунів, інформація про стан яких відображається на ІМ.

Інформація про стан систем відображається не тільки за допомогою КІСС, але й системи аварійної сигналізації (САС), мовної інформації (PI) та магнітної системи

реєстрації параметрів (МСРП). КІСС по відношенню до систем, які до неї підключені, виконує різні функції: видає сигнальну інформацію, мнемокадри, відмови систем при натисканні кнопки "СОСТ" на ПУІ, відмови після натискання відповідних кнопок на панелі контролю та кнопки "СОСТ".

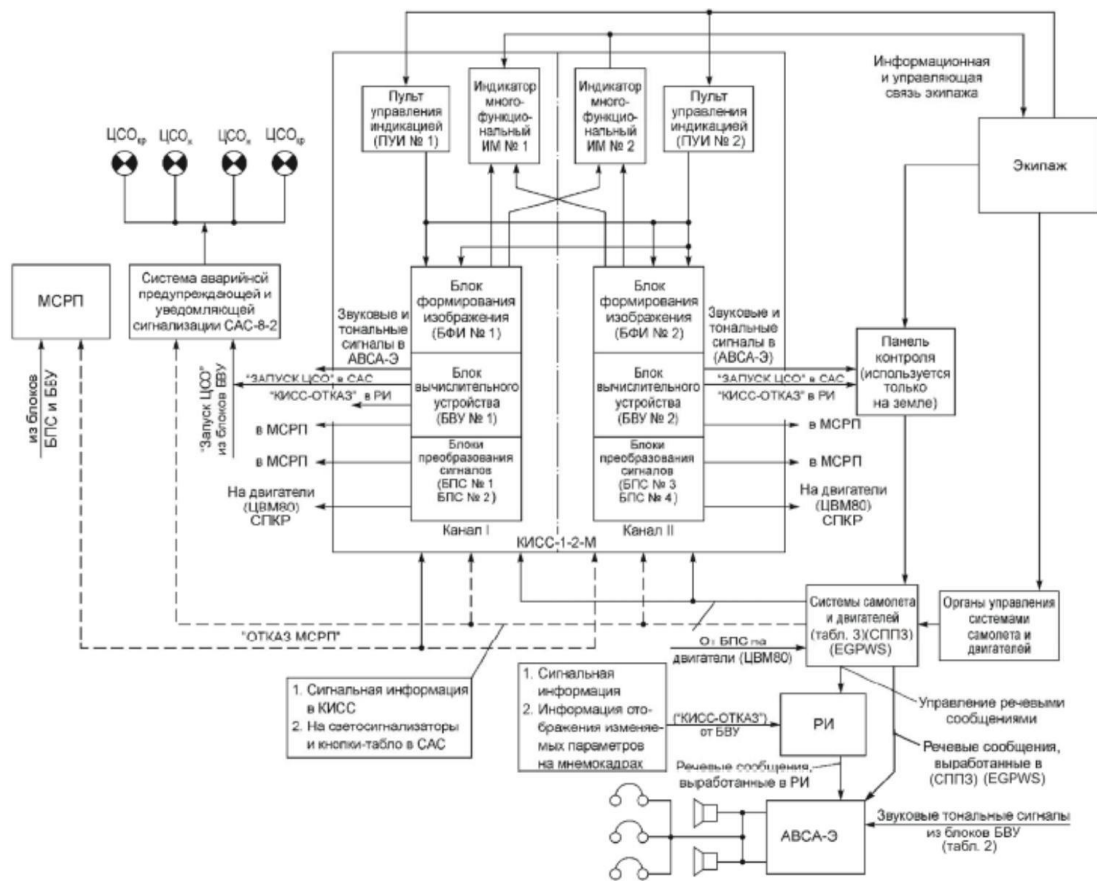


Рис.2.4. Функціональні зв'язки КІСС з іншими системами

Перелік систем, підключених до КІСС, наведено у (табл. 2.2).

ЦСО із системи САС призначені для привернення уваги до аварійних (ЦСО червоного кольору) та попереджувальних (ЦСО жовтого кольору) сигналів КІСС та САС. Запуск ЦСО проводиться одночасно від блоків БВУ КІСС та датчиків систем. У разі відмови БВУ запуск ЦСО триватиме.

Кнопка-табло "ЦСО кр" або "ЦСО ж" гасне автоматично при пропаданні сигналу від датчика системи або примусово при натисканні на неї. Якщо після натискання з'являться нові аварійні чи попереджувальні сигнали, то кнопка-табло "ЦСО кр" та "ЦСО ж" загориться знову.

У мовленнєвий інформатор РІ сигнали надходять від датчиків бортових систем. Мовні повідомлення можуть супроводжувати сигнальні повідомлення КІСС, а також можуть видаватися самостійно. Відмова КІСС супроводжується одноразовим повідомленням "КІСС-ВІДМОВА". Система КІСС вважається такою, що відмовила, якщо обидва БФІ або обидва ІМ несправні. Повідомлення про всі блоки КІСС, що відмовили, відображаються у форматі "СО-СТОЯННЯ" і передаються в МСРП і АЦПУ.

## **2.2. Влаштування блоків КІСС**

Влаштування блоку БПС. Блок БПС призначений для перетворення і первинної обробки сигналів від аналогових і дискретних датчиків систем літака і двигунів і передачі їх у цифровій формі споживачам. Блок виконаний в уніфікованому корпусі (типорозмір "ЗК").

Дискретні сигнали, що надходять на блок, поділяються на два типи:

I – наявність сигналу +27В, відсутність розриву ланцюга;

II – наявність сигналу – замикання на корпус, відсутність – розрив ланцюга.

Підключення блоків з елементами, що сполучаються, здійснюється через електричний з'єднувач типу S-600. На з'єднувачі розміщені сигнальні контакти (зони А та В) та силові (зона С). Сигнальні контакти мають буквено-цифрове маркування (наприклад 7В), а силові – лише цифрове. При необхідності вказати зону розташування вищевказаних контактів, їх позначення подається у такому вигляді: А7В (або АВ7), С4.

Підключення до блоку БПС датчиків дискретних сигналів здійснюється таким чином.

Конструкція блоку БПС передбачає можливість до однієї і тієї ж групи контактів підключати будь-які датчики, зробивши так зване налаштування входів.

Для цього входи блоку поділені на сім груп. До групи "7" підключаються лише датчики 2-го типу. До груп "1-6" можна підключати як датчики 1-го, так і 2-го типу,



з'єднавши "ВХІД УПРАВЛІННЯ ТИПОМ КОМАНДИ" для відповідної групи (1-6) з контактом "ЗАГАЛЬНИЙ" або "+ 20".

Підключення до блоку БПС датчиків аналогових сигналів здійснюється таким чином.

Сигнали однієї групи можуть бути подані на будь-який із входів блоку для даної групи. Так, до контактів а, б групи 1 можуть підключатися як датчик 0-140В змінного струму, так і датчик (0 +33) постійного струму. Від усіх джерел змінного струму, що запитують датчики, на "ВХІД СИНХРОНІЗАЦІЇ" блоку подається напруга синхронізації.

Влаштування блоку обчислювального пристрою БВУ. Блок БВУ виробляє логічну обробку сигналів, в результаті якої встановлюється наявність ситуацій у системах, що вимагають повідомлення або втручання екіпажу, а також необхідність і черговість видачі сигнальної інформації. Крім того, блок виробляє звукові тональні сигнали та сигнали "ЗАПУСК ЦСО".

Блок виконаний в уніфікованому корпусі (типорозмір "3К"). На вхід блоку надходять дискретні сигнали як 1-го, так і 2-го типу, а також сигнали у вигляді цифрового послідовного коду.

Підключення блоку з елементами, що сполучаються, здійснюється через електричний з'єднувач типу S-600.

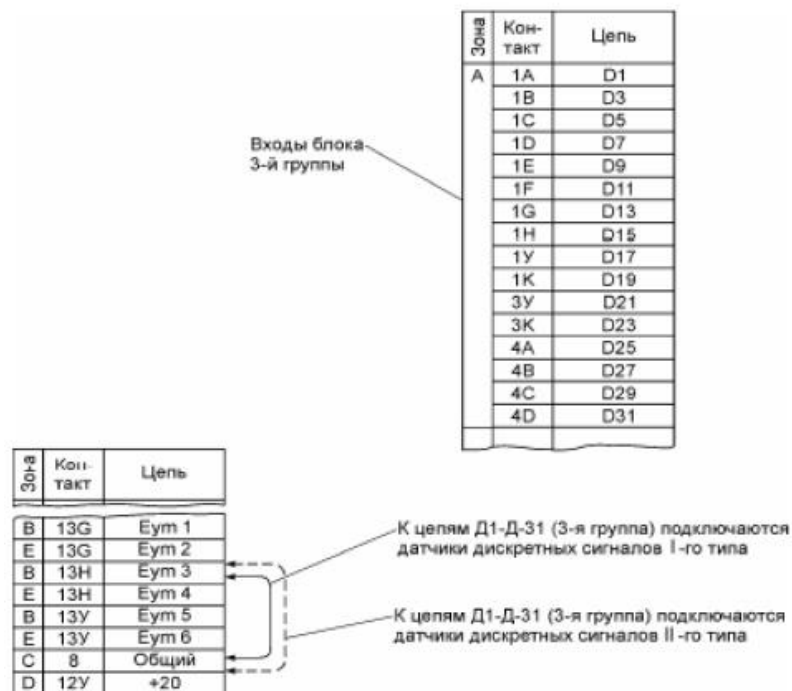


Рис.2.5. Налаштування входів БПС на підключення датчиків дискретних сигналів

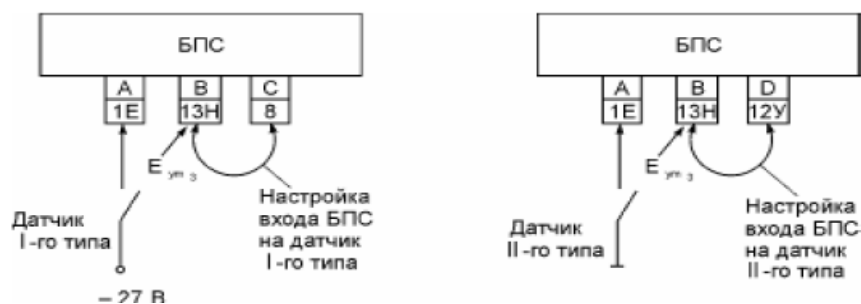


Рис.2.6. Підключення до одного і того ж контакту з'єднувача БПС

Блок БФІ призначений для формування зображення на індикаторах системи. Блок виконаний в уніфікованому корпусі (типорозмір "2К"). На вхід блоку надходять сигнали у вигляді цифрового послідовного коду по КЛС.

Індикатор багатофункціональний ІМ призначений для відображення текстової та графічної інформації. Індикатор має модульний принцип побудови і включає:

- модуль графічного процесора (МГП);
- модуль процесора введення-виводу (МПВВ);
- рідкокристалічний модуль (ЖК);

- модуль контролера екрана (МКЕ);
- модуль живлення індикатора (МПІ);
- модуль керування нагрівачами (МУН).

Влаштування пульта управління індикацією ПУІ. ПУІ призначений для вибору оператором видів (форматів) зображення на екранах ІМ.



Рис.2.7. Пульт управління індикацією (ПУІ)

На лицьовій панелі ПУІ розміщені кнопки:

- виклик мнемокадрів;
- управління індикацією.

Пультів керування індикацією – два. Лівий ПУІ управляє лівим ІМ, правий - правим ІМ. Кнопка "ВИБІР ІМ" дозволяє переключити керування ПУІ на інший ІМ. Пульти однакові.

Яскравість зображення на екрані ІМ регулюється ручкою "ЯРКІСТЬ" на відповідному ПУІ. У разі обриву ланцюга регулювання яскравості ІМ автоматично встановлює яскравість, що відповідає середньому положенню ручки.

Кнопки "ПУІ ВІДКЛ", "РЕЗЕРВ КАНАЛ" та "ВИБІР ІМ" з арретуванням, решта – натискні.

Відображення інформації на ІМ, управління відображенням з ПУІ. Інформація про параметри бортового обладнання скомпонована за системами у вигляді логічно організованих елементів зображення (шкали, символи, написи) – мнемокадрів.

На мнемокадрі відображається розподіл систем на частини, сигналізується стан (становище) основних об'єктів (агрегатів) і всі існуючі порушення контрольованої системи. Елементи системи індикуються на екрані ІМ умовно як мнемознаков зі зв'язками з-поміж них і допоміжними лініями. Мнемокадр має постійну частину (символ літака, мнемознаки, службові написи, шкали і оцифрування шкал) і змінну (наприклад, положення стрілок на шкалах, цифрові величини, що характеризують стан агрегатів).

При включенні живлення КІСС відображаються автоматично кадри К1 "ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ" на лівому ІМ та К2 "ДОПОМОЖНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ" - на правому ІМ.

У разі відмови одного ІМ на справному автоматично відображається К4 "КОМПАКТНИЙ КАДР". На справний ІМ можна викликати кадр по будь-якій системі, але при появі відмовної інформації будь-яка раніше викликана інформація скидається і знову з'являється К4 "КОМПАКТНИЙ КАДР", на сигнальному полі якого з'являється повідомлення про відмову, що супроводжується загоранням "ЦСО" і звуковим сигналом "Гонг".

### **2.3. Робота та контроль КІСС**

Система КІСС може працювати в штатному режимі або режимі розширеного контролю. У штатний режим (основний) система переходить під час подачі напруги. У штатному режимі крім основної роботи система виробляє безперервний самоконтроль (поточний).

Розширений контроль включається вручну кнопкою "КОНТР" на будь-якому ПУІ. Умова, за якої він включається: шасі - положення "земля" та відсутність хоча б одного із сигналів "1 (2, 3, 4) двигун працює". Від поточного контролю розширений відрізняється своєю повнотою (0,95): перевіряються пристрої, не охоплені поточним контролем, а пристрої, що перевіряються в поточному контролі, тестуються більш докладно.

Поточний контроль виконується за програмою, закладеною у системі КІСС.

Результати поточного контролю застосовуються: для реконфігурації системи при відмови її блоків; для попередження екіпажу про відмови генераторів звуку (на лівому ІМ висвічується "КІСЗВУК"); для виявлення блоків КІС, що відмовили, з метою їх заміни (на екран ІМ при натисканні кнопки "СОСТ" виводяться відомості про блоки, що відмовили, про блоки, від яких немає даних або дані з ознакою недостовірності). Кольори однотипних елементів збігаються.

Кольори символів, які у одному рядку, збігаються.

Цифри на "циферблаті годинника" одного кольору.

Положення стрілок на "годиннику" змінюється з часом.

Елементи 1-4, 7, 14, 17 здійснюють рівномірне прямолінійне переміщення в межах прямокутника, обмеженого лініями 8, 13, 18, 19. При досягненні однієї з меж прямокутника напрямок руху по відповідній координаті змінюється на протилежне.

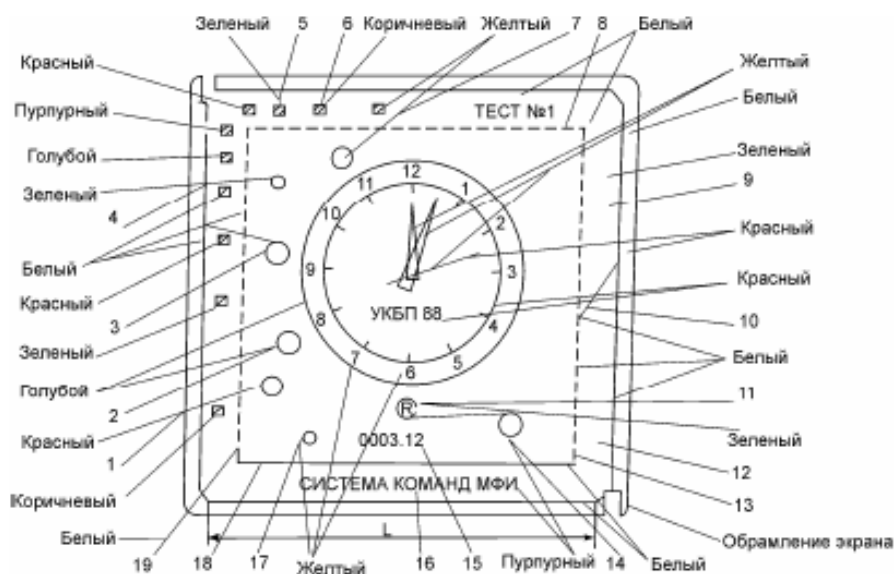


Рис.2.8. Контроль КІСС

Усередині зони, обмеженої "циферблатом", підсвічування елементів 1-4, 7, 14, 17 гаситься. Елемент 5 блимає із частотою  $(1 \pm 0,2)$  Гц. Елементи 6, 11 блимають із частотою  $(4 \pm 0,8)$  Гц. Елемент 15 являє собою програмний таймер, значення якого змінюється з часом, причому час, який показує "годинник", збігається з часом на програмному таймері. Показ таймера змінюється один раз на секунду. Елемент 10

обертається за годинниковою стрілкою. Елемент 16 (рядок знаків) постійно здійснює переміщення вліво, створюючи ефект "рядка, що біжить". Рядок відображається на екрані в межах, позначених L. Штрихпунктирними лініями умовно позначені межі елементів 9 і 12, що являють собою ділянки зображення, заповнені одним кольором, відокремлені один від одного межею 10.

Після натискання кнопки "КОНТР" на ПУІ обидва блоки БВУ незалежно один від одного організують розширений контроль в інших блоках системи. Індикатор проводить розширений контроль протягом 2 с. На цей час зображення з екрана знімається, через 2 с на екранах ІМ відображається тестовий формат. Тестовий формат дозволяє перевірити ланцюга індикатора, не охоплені вбудованим контролем.

Розширений контроль блоків БПС, БВУ та БФІ триває 2-3 хв. Через 1,5-2 хв після включення контролю БВУ № 1 включає ліву пару "ЦСО", БВУ № 2 - праву. Потім БВУ № 1 протягом 2 с. видає звуковий тональний сигнал "Кавалерійська атака". Витримавши паузу в 1 с БВУ № 2 протягом 2 с видає той же тональний сигнал. Включення ЦСО і наявність звукових тональних сигналів контролюється технічним персоналом.

Через 30 секунд після другого звукового сигналу "ЦСО" вимикаються. БФІ відображає на індикаторах текст: "КІСС ІСПРАВНА", якщо відмов не виявлено, або тексти виду: "КІС: ХХХ ХХ", де ХХХ ХХ - найменування і номер блоку (наприклад, "КІС: БПС2"), ". .. НЕМАЄ ДАНИХ", (наприклад, "БВУ1 НЕМАЄ ДАНИХ").

Видача результатів контролю продовжується 20 с. Через 20 с після видачі результатів контролю на лівому ІМ відображається мнемокадр К1 "ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ", на правому - К2 "ДОПОМОЖНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ".

Справність ПУІ у режимі розширеного контролю визначається блоками БВУ щодо надходження від пультів кодових слів.

Для повної перевірки ПУІ необхідно послідовно натиснути всі кнопки та переконатися у зображенні індикаторів, що система реагує на це. Слід візуально

переконалися в наявності підсвічування кнопок і можливості регулювання яскравості індикаторів.

Включення системи проводиться вимикачем "КІС ЛІВИЙ БОРТ", "КІС ПРАВИЙ БОРТ" з одночасним включенням охолодження (вимикач) "ОБДУВ РЕО, 1-2, 3-4" (на панелі "224").

Робота КІСС повинна проводитися за включеної системи ВКВ.

При включенні живлення на лівому ІМ індидується мнемокадр К1 "ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ", а на правому - К2 "ДОПОМОЖНІ ПА-РАМЕТРИ ДВИГУНІВ". Для підготовки системи до роботи необхідно: переконалися в тому, що кнопкові перемикачі "ПУІ ВІДКЛ", "РЕЗЕР КА-НАЛ" та "ВИБІР ЇМ" на лівому та правому ПУІ не втоплені; встановити необхідну яскравість підсвічування кнопок та написів на лівому та правому ПУІ регулятором "ОСВІТЛЕННЯ ПРИЛАДІВ ЦЕНТРАЛЬНОЇ ЗОНИ" (ліва панель ПДЛ); відрегулювати яскравість зображення з лівого ПУІ на лівому ІМ, з правого – на правому

#### **2.4. Комплексна система індикації та сигналізації КСЕІС-148**

Комплексна система електронної індикації та сигналізації КСЕІС-148 (КСЕІС) призначена для подання екіпажу літака інформації про пілотажно-навігаційну обстановку, інформації про параметри та стан силової установки, літакових систем та сигнальної інформації.

КСЕІС забезпечує:

1) індикацію екіпажу літака за допомогою встановлених на приладовій дошці індикаторів:

- пілотажної та навігаційної інформації;
- даних про метеорологічні утворення за напрямом польоту;
- радіонавігаційної карти маршруту польоту;
- схем виходу з району аеродрому, схем заходу на посадку, схем аеропортів;
- підстилаючої поверхні у передній півсфері та інших даних системи СРППЗ;

- даних про повітряний рух навколо літака та інших даних системи TCAS;
- інформації про роботу та параметри силової установки, систем літака;
- текстів аварійних, попереджувальних та повідомляючих сигналів з рекомендаціями щодо виниклих небезпечних ситуацій;
- телевізійної інформації від бортової системи відеоспостереження БСВН-148 за кабіною пілотів та пасажирським салоном;

2) видачу в апаратуру внутрішнього зв'язку АВСА МВЛ тональних сигналів звукової частоти та мовних повідомлень;

3) введення пілотами значень барометричних тисків QNH, QFE, Pст, одиниць їх виміру та висоти прийняття рішення (ВВР);

4) формування та видача в СУОСО одночасно до двох ознак необхідних форматів зображення кадрів за станом літакових систем;

5) прийом, логічна обробка вхідної інформації та видача необхідної інформації у суміжні системи;

6) привернення уваги екіпажу до інформації на екранах індикаторів систем шляхом видачі звукових або мовних сигналів, сигналів включення центральних сигнальних вогнів (ЦСО);

7) автоматичне та ручне (з пультів управління системою) управління відображуваними форматами та режимами своєї роботи;

8) ручне регулювання яскравості зображення на екранах індикаторів;

9) безперервний контроль у польоті працездатності своїх блоків та справності вхідний інформації з видачою результатів контролю у суміжні системи та автоматичну реконфігурацію режиму роботи при виявленні відмов;

До складу КСЕІС входять два блоки обчислювального пристрою БВУ-15-1 (БВУ), п'ять багатофункціональних індикаторів ІМ-16-1 (ІМ), два пульти управління індикацією ПУІ-148 (ПУІ) та два пульти керування курсором СС-800 (пульт СС).



ІМ, ПУІ та пульти СС розміщені на робочих місцях пілотів. Кожне робоче місце обладнане двома ІМ, що визначає їх функціональне призначення:

- робоче місце командира повітряного судна (КВС) – суміщеним комплексно-пілотажним індикатором (КПІ), багатофункціональним індикатором (МФІ), ПУІ та пультом СС;
- робоче місце другого пілота (2П) – КПІ, МФІ, ПУІ та пультом СС;
- робочі місця КВС, 2П – комплексним індикатором систем та сигналізації (КІРС).

Схема зв'язків КСЕІС наведена на (рис. 2.9).

Принцип дії КСЕІС заснований на прийомі та обробці в БВУ інформації, що надходить від систем та комплексів бортового обладнання, та розподілу її між ІМ. Надійність КСЕІС забезпечується резервуванням ІМ, ПУІ, БВУ. Резервування індикаторів та пультів здійснюється шляхом зміни їх функціонального призначення автоматично або вручну за допомогою відповідних органів керування.

Для повтору звукової інформації, що видається КСЕІС, на приладовій дошці лівого та правого пілотів встановлені кнопки "ПОВТОР ПРОСЛУШ".

Взаємодія КСЕІС із системами та комплексами бортового радіоелектронного та загальнолітакового обладнання здійснюється через входні кодові лінії зв'язку (КЛЗ).

Розміщення органів управління та контролю КСЕІС показано на (рис. 2.10).

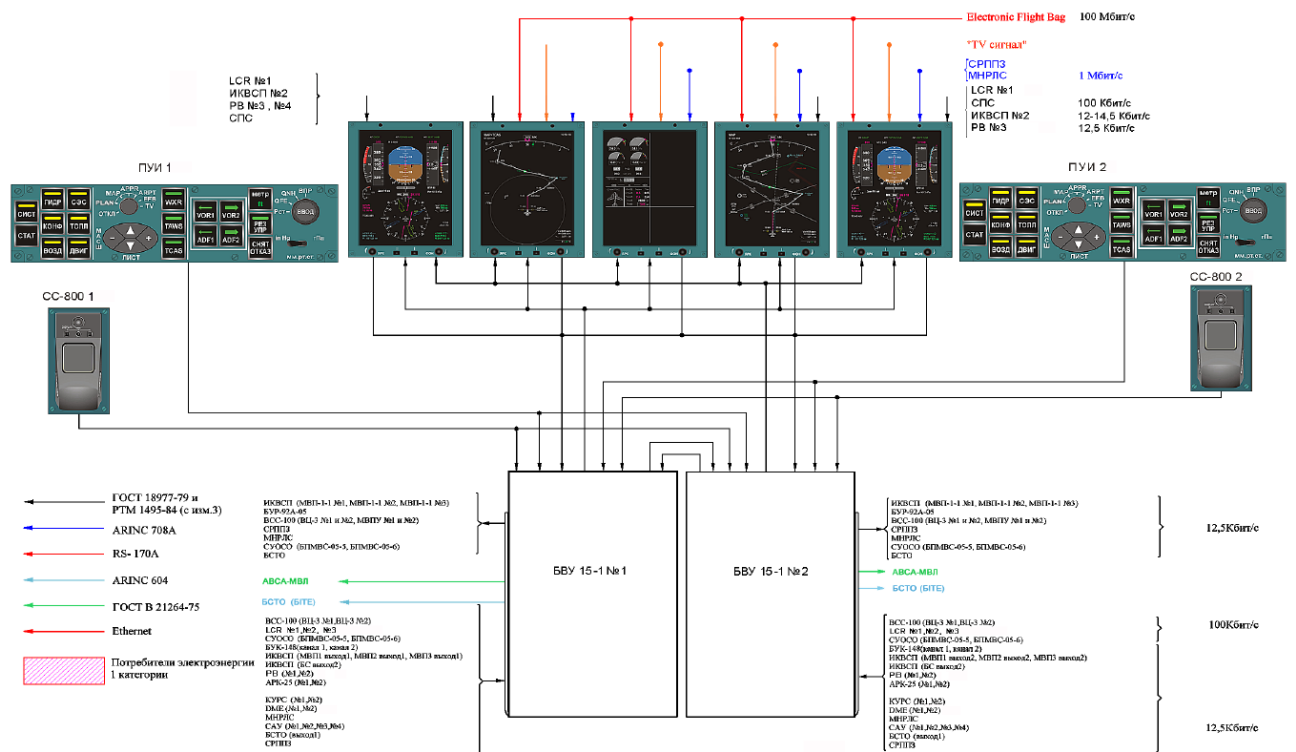


Рис.2.9. Схема зв'язків КСЕІС

Органи управління і контролю	Призначення
<b>Ліва панель вимикачів</b>	
<b>Вимикачі:</b>	<b>Включає у роботу</b>
-«КПІ 1» -«МФІ 1» -«КІСС» -«ПУІ 1» - «КУРСОР 1» -«БВУ 1»	- КПІ КВС; -МФІ КВС; -КІСС; - ПУІ-148№ 1; -пульт СС № 1; - БВУ-1.
<b>Приладова дошка пілотів</b>	
Дві кнопки «ПОВТОР ПРОСЛУШ»	повторення звукової інформації, що видається КСЕІС
<b>Індикатори багатofункціональні КПІ, МФІ, КІСС</b>	
<b>Ручки:</b>	<b>Ручне регулювання яскравості зображення:</b>
- «ЯРК»; -«ФОН» Кнопки реконфігурації	- екрану; – символів МНРЛС/СРППЗ. - реконфігурація функціонального призначення індикаторів.

Козирок приладової дошки

Пульт керування індикацією ПУІ

режимна кнопка-табло «СИСТ»  
Кнопка «СТАТ»

Режимні кнопки-табло:

- «ГІДР»
- «КОНФ»
- «ВООЗ»
- «СЕС»
- «ТОПЛ»
- «Рух»

Задатчик вибору підрежимів індикації на МФІ з положеннями:

- «ВІДКЛ»
- «PLAN»
- «MAP»
- «APPR»
- «ARPT»
- «EFB»
- «TV»

Перемикач керування індикацією на ІМ із кнопками: – «МАСШ» (“ – “, ” + ”)

– «ЛИСТ» (“ ”, “ ”)

Режимні кнопки-табло:

- «WXR»
- «TAWS»
- «TCAS»
- «VOR», «ADF» РТС

Кнопки-табло:

– «МЕТР – ft» з аретирами:

Виклик на МФІ системного кадру  
Виклик статусного кадру (що відображає інформацію про роботі та стані систем на борту літака).

Виклик на МФІ кадрів:

- гідравлічного;
- конфігураційного;
- повітряного;
- електричного;
- паливного;
- рухового.

Відключення режимів індикації на МФІ.

Виведення кадру STAR або SID.

Виведення кадру маршруту.

Виводить кадр посадки.

Не задіяний.

Не задіяний.

Виведення телевізійного зображення від літаків камер стеження.

Зміна (зменшення/збільшення) за дальністю інформації від різних систем МНРЛС, ВСС, СРППЗ та TCAS в єдиних масштабах дальності, як при суміщених режимах відображення, так і без суміщення.

Перегортання двосторінкових загальнолітак кадрів, пошарового накладання (зняття) додаткової навігаційної інформації на кадр "MAP" (у разі якщо він викликаний на МФІ).

Ручний виклик режиму:

- МНРЛС;
- СРППЗ;
- TCAS.

Вибір джерела інформації, що виводиться на стрілки азимуту або КУР на КПІ (VOR 1(2) або ADF 1(2) відповідно).

<p>– «РЕЗ УПР»</p> <p>Кнопка «СНЯТ ОТКАЗ»</p> <p>Комбінований задатчик «ВВЕДЕННЯ» з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- «Рст»</li> <li>- «QFE»</li> <li>- «QNH»</li> <li>- «ВПР»</li> </ul> <p>Перемикач з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- «in Hg»</li> <li>- «мм рт. ст.»</li> <li>- «ГПа»</li> </ul>	<p>Вибір системи обчислення параметрів – з метричної системи в англосаксонську. У ненаτισненому стані задається метрична система. При натисканні на кнопку запалюється сигнальне поле «ft», вказує на тимчасово включений режим перерахунку до англосаксонської системи. Повторне натискання на кнопку (повернення у вихідне положення) призводить до переходу до метричної системи.</p> <p>Пріоритетне переведення ПУІ даного робочого місця в режим управління ПУІ сусіднього робочого місця. При цьому ПУІ даного робочого місця перестає керувати своїм робочим місцем. При натисканні на кнопку запалюється сигнальне поле, що вказує на увімкнений режим.</p> <p>Прийняття пілотом рішення про визнання інформації як відмовила – на ІМ, що працює у функції КІСС, все попереджувальні повідомлення, що не потребують дій, знімаються натисканням цієї кнопки.</p> <p>Введення:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- стандартного атмосферного тиску;</li> <li>- тиску на висоті аеродрому;</li> <li>- тиску, приведенного до середнього (на рівні моря);</li> <li>- висоти прийняття рішення.</li> </ul> <p>Вибір одиниць вимірювання значень, що задаються барометричного</p>
--	---

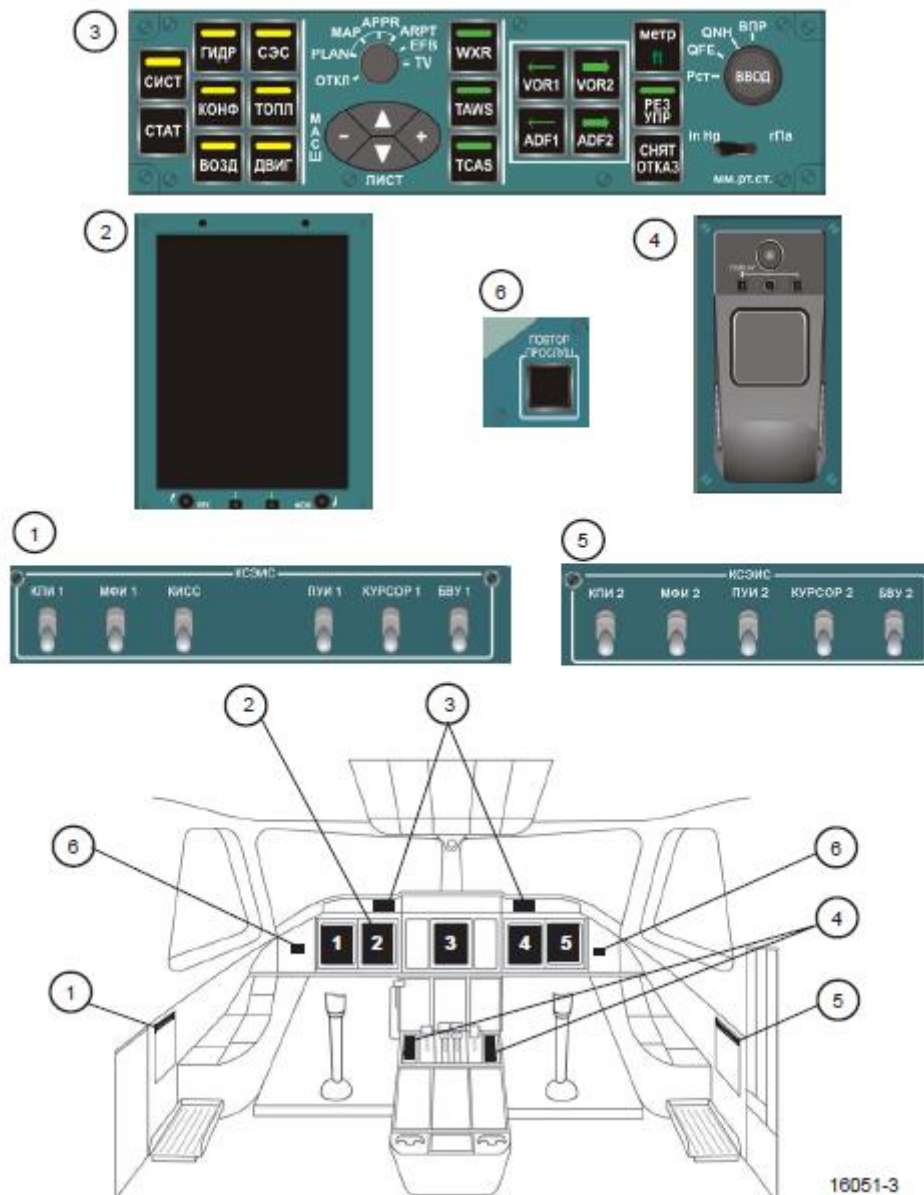


Рис.2.10. Органи управління, індикації та сигналізації

За умови наявності на індикаторі КІСС аварійної та/або запобіжної сигналізації по одній із даних систем на відповідній кнопці-табло спалахує жовте сигнальне поле (у проблісковому режимі горіння), при натисканні на цю кнопку-табло на відповідний екран МФІ виводиться кадр даної системи, на кнопці сигнальне жовте поле переходить у режим постійного горіння. При повторному натисканні на кнопку кадр знімається з екрана.

При натисканні на одну з кнопок-табло виведення радіонавігаційної інформації на відповідний екран МФІ виводиться інформація від даної системи, кнопки-табло

висвічується зелене сигнальне поле. При повторному натисканні на кнопку-табло кадр знімається з екрану, зелене поле гасне. Одночасний виклик інформації "WXR" та "TAWS" неможливий.

При натисканні на одну з кнопок вибору РТС вибирається відповідне джерело РТС, на кнопці спалахує зелене сигнальне поле. При повторному натисканні на дану кнопку відбувається зняття відповідної інформації, зелене поле гасне.

Маніпуляцію на сенсорній панелі здійснювати легкими дотиками. При контакті із сенсорною панеллю переміщувати палець по панелі без відриву від неї. Для належної роботи сенсорної панелі потрібен прямий контакт із поверхнею щонайменше одного пальця. Не рекомендується працювати в рукавичках, якщо в рукавичках відсутні вирізи для відповідного пальця (що не дозволить здійснити сенсорний контакт). Крім того, не рекомендується використовувати більше одного пальця для роботи з сенсорною панеллю для переміщення курсору.

Отже, комплексна система електронної індикації та сигналізації КСЕІС-148 призначена для подання екіпажу літака інформації про пілотажно-навігаційну обстановку, інформації про параметри та стан силової установки, літакових систем та сигнальної інформації.

Принцип дії КСЕІС заснований на прийомі та обробці в БВУ інформації, що надходить від систем та комплексів бортового обладнання, та розподілу її між ІМ. Надійність КСЕІС забезпечується резервуванням ІМ, ПУІ, БВУ. Резервування індикаторів та пультів здійснюється шляхом зміни їх функціонального призначення автоматично або вручну за допомогою відповідних органів керування.

В наступному розділі буде розглянутий принцип роботи КСЕІС.

## РОЗДІЛ 3.

### ЕКСПЛУАТАЦІЯ КСЕІС ТА ЙОГО СКЛАДОВИХ

#### 3.1. Призначення компонентів КСЕІС

Індикатор багатофункціональний ІМ-16-1 (ІМ) призначений для:

- прийому параметричної та дискретної інформації щодо КЛС, та у вигляді разових команд;
- прийому, формування та відображення графічної, картографічної, радіолокаційної, телевізійної інформації та інформації з рельєфу місцевості;
- видачі інформації до блоків БВУ.

ІМ за своїм функціональним призначенням поділяються на:

- суміщений комплексно-пілотажний індикатор та комплексний індикатор навігаційної обстановки (КПІ) – по одному на кожне робоче місце екіпажу;
- багатофункціональний індикатор (МФІ) – по одному на кожне робоче місце екіпажу;
- комплексний індикатор систем та сигналізації (КІСС) – загальний для двох пілотів.

Усі індикатори взаємозамінні та призначені для відображення будь-якої інформації (форматів), передбачених програмою функціонування КСЕІС.

Вихідна функція кожного індикатора повинна визначатися місцем його встановлення та задаватися автоматично.

Зміна функціонального призначення індикаторів може здійснюватися вручну: за допомогою режимних кнопок на лицьових панелях ІМ: «+» – індикатор справний та відмова індикатора; за допомогою кнопок «РЕЗ УПР».

На індикаторах КСЕІС відображається наступна сигнальна інформація:


- Аварійна;
- Попереджувальна;
- Повідомлення.


Аварійна сигналізація відображається на індикаторах, що працюють у функції КП, КІСС, та супроводжується тональними сигналами звукової частоти та мовними повідомленнями з одночасним спрацюванням червоного ЦЗГ.

Попереджувальна сигналізація, що інформує про відмови та несправності бортових систем та обладнання, що відображається на індикаторах, що працюють у функції КП, КІРС, та супроводжується тональними сигналами звукової частоти та мовними повідомленнями з одночасним спрацюванням жовтого ЦЗГ.



Повідомляюча сигналізація інформує про нормально працюючі системи та агрегати та про тимчасово включених режимах та системах; про дії екіпажу у відповідних ситуаціях, а також забезпечує екіпаж додатковою інформацією.


Тексти аварійних та попереджувальних повідомлень, що потребують дій екіпажу, супроводжуються прямокутною рамкою, яка з появою на індикаторі повідомлень індикується у проблисковому режимі: червоного кольору – для аварійних повідомлень, жовтого – для попереджуючих, які вимагають дій екіпажу.

Тексти попереджувальних повідомлень, що не потребують дій екіпажу, супроводжуються індикацією в проблисковому режимі символу жовтого кольору у вигляді трикутника, що світиться, «  », що розташовується перед повідомленням, ліворуч від початку.


Тексти сигнальних повідомлень на МФІ, що знаходиться у функції відображення кадру системи, що виводяться нижче параметричної (мнемонічної) частини кадру. Текстова інформація що надійшла після заповнення відповідного поля на МФІ, відображається на наступній сторінці, про що на першій сторінці з'являється відповідна мітка «  » із зазначенням номера поточної сторінки та загальної кількості сторінок через косу лінію (наприклад, 1/4). Звернення до наступної сторінки



здійснюється натисканням мітки «» за допомогою керованого курсору. Повернення до першої сторінки здійснюється натисканням мітки «», розташованої в кінці текстової інформації, що відображається на другій сторінці при роботі з пульта СС, або впливом на кнопку «ЛИСТ» на ПУІ. Друга сторінка повинна містити текстовий кадр, повідомлення відображаються з першої позиції та до кінця кадру.

Проблисковий режим рамки, що світиться, у аварійних, попереджувальних сигнальних повідомлень і проблисковий режим символу «» у попереджувальних повідомлень повинен зніматися при натисканні червоного або жовтого ЦСО (відключення проблиску та звуку) на:

- індикаторах КПІ робочого місця КВС або 2П, причому за сигналом знімається проблисковий режим першого у списку повідомлення на індикаторах КПІ обох робочих місць пілотів;
- індикатор КІСС, причому по сигналу знімається проблисковий режим першого у списку повідомлення на індикаторі КІСС.

Аварійна та попереджувальна сигналізація зберігається на відповідному індикаторі до зняття керуючих сигналів, що їх викликали. Знімається лише проблисковий режим рамки або символ «», який супроводжує текстову частину аварійних або попереджувальних повідомлень.

Текстові повідомлення відображаються при надходженні сигналу на вільні місця в зоні виведення зліва направо. При зникненні причини виклику повідомлення знімається, а повідомлення, що залишилися, продовжує індикуватися на тому самому місці зони аварійної сигналізації, на якому вони були виведені спочатку. Нові повідомлення або ті що не помістилися виводяться на місцях, що звільнилися, тобто після зникнення причини виникнення будь-якого з повідомлень, що вже індикуються.

При знаходженні задатчика вибору підрежимів індикації у положенні «TV» або виклику інформації від камер стеження з пульта СС відповідного робочого місця, та за відсутності прийому інформації протягом 3 с від камер стеження, в центрі МФІ

відповідного робочого місця повинен відображатися напис білого кольору «НІ ЗВ'ЯЗКУ З TV».

При знаходженні задатчика вибору підрежимів індикації у положенні «MAP, APPR, SID\STAR» або при виклике інформації від ВСС з пульта СС відповідного робочого місця, та за відсутності прийому інформації протягом 3 с від ВСС, в центрі МФІ відповідного робочого місця повинен відобразитись напис білого кольору «НЕМАЄ ЗВ'ЯЗКУ З ВСС».

Аварійні повідомлення мають пріоритет над попереджувальними, тому за відсутності місця аварійні повідомлення виводяться на місце застереження. Аварійні повідомлення відображаються на ІМ, що працюють у функції КПП, КІСС, та супроводжуються тональними сигналами звукової частоти та мовними повідомленнями.

Попереджувальна сигналізація, що інформує про відмови та несправності бортових систем та обладнання, відображається на ІМ, що працюють у функції КПП, МФІ, КІСС, та супроводжується тональними сигналами звукової частоти та мовними повідомленнями.

За відсутності місця у рядку виводяться аварійні повідомлення з вищим пріоритетом на місця попереджувальних або аварійних повідомлень із низьким пріоритетом.

Серед аварійних пріоритетів мають повідомлення від системи СРППЗ, потім – від TCAS, потім – від САУ та після – решта аварійних.

Поєднаний комплексно-пілотажний індикатор та комплексний індикатор навігаційної обстановки (КПП) призначений для видачі інформації про просторове становище літака (поточному крені, тангажі, курсі), про приладову та вертикальну швидкості, барометричну та радіовисоту, про режими роботи САУ, про навколишню повітряну обстановку від TCAS, аварійну та попереджувальну сигналізацію, пов'язаної з пілотуванням.

Кадр на індикаторі КПІ показано на (рис. 3.1.). Кадр умовно розбитий на дві зони: верхня половина екрана – пілотажна, нижня – навігаційна.

Резервний кадр КПІ - кадр, що з'являється при одночасній відмові двох БВУ, про що свідчить повідомлення жовтого кольору «СИГНАЛІЗАЦІЯ ВІДМОВИ». В результаті цього на індикацію виводяться параметри пов'язаних безпосередньо з КПІ систем (ІКВСП-148, LCR-93, А-053-08).

Розбивка кадру така сама, як і в основного кадру, з тими ж зонами виведення інформації.

Резервний кадр КПІ показано на (рис. 3.2)

Багатофункціональний індикатор (МФІ) складається з двох незалежних частин і призначений для:

- Відображення інформації (кадрів) про стан загальнолітакних систем. Кадри літакових систем викликаються на екран МФІ при натисканні на ПУІ кнопки виклику кадру відповідної системи або за допомогою ПУЛЬТ СС. Ознаки на формування змінної частини кадру передаються в КСЕІС безпосередньо від СУОС;
- Відображення навігаційної інформації від ВСС (схема маршруту з поворотними пунктами, радіотехнічними засобами, аеродромами; схеми підходу, виходу, посадки тощо), метеорадіолокаційної – від МНРЛС, попереджуючої – від систем СРППЗ та TCAS та телевізійної інформації

На МФІ відображаються такі кадри загальнолітакних систем:

- «ДВИГ» - 2 зони вертикально;
- «ВОЗД» - 2 зони горизонтально;
- «ТОПЛ» - 2 зони горизонтально;
- «СЕС» - 2 зони горизонтально;
- «ГІДРО» - 2 зони горизонтально;
- «КОНФ» - 2 зони горизонтально;

- «СТАТ» - текстовий, 2 зони вертикально;
- «СІСТ» - текстовий, 1 зона.

Для керування виклику кадрів на індикатор МФІ з пульта CDU-6200 (МФПУ) ВСС на його лицьовій панелі розташовані функціональні клавіші:

1) "MFD MENU" - для відображення наступної інформації WINDOWS, OFF, ON, VNAV, COMP.

Використовуючи багатофункціональні кнопки розташовані у рядку із зазначеною інформацією можна викликати наступні кадри на МФІ:

- MAP FMS – із включеним вікном навігаційної інформації;
- MAP FMS – із включеним вікном навігаційної інформації;
- MAP FMS – із включеним вікном VNAV;
- BAR FMS (COMPAS).

2) "MFD ADV" на МФПУ відображається така інформація: PLAN MAP CENTER, NEXT WPT, TO WPT.

Використовуючи багатофункціональні кнопки розташовані на МФПУ, можна викликати на МФІ "PLAN MAP", а також розташувати ППМ маршруту в центрі плану індикації (можливо також переміщення через точки ППМ маршруту).

3) "MED DATA" на МФПУ відображається така інформація: FPLAN PROG, NAV STATUS, POS SUMMARY, POS REPORT, SEC FPLAN, VOR STATUS, LRN STATUS.

Використовуючи багатофункціональні кнопки розташовані на МФПУ, можна викликати наступні кадри: FPLAN PROG, NAV STATUS, POS REPORT, SEC FPLAN, VOR STATUS, LRN STATUS. Кадри POS REPORT, SEC FPLAN – не задіяні.



лічильника радіовисоти.28. Показчик відхилень від рівносигнальної зони курсового радіомаяка.29. Лічильник висоти прийняття рішення (ВІР).30. Значення барокорекції.31. Сигналізація маркерних маяків.32. Сигналізація заданого курсу/колійного кута від ВСС (транспарант "ЗПУвсс").33. Вказівник напрямку вітру.34. Шкала курсів (поточний істинний курс).35. Інформація режиму TCAS.36. Показчик відхилень від рівносигнальної зони гліссадного маяка.

Перелік символів, що одночасно відображаються, змінюється в залежності від етапу і режиму польоту. Розподіл символів по полю екрана залишається незмінним



Рис.3.2. Резервний кадр на індикаторі КПІ

Кадр "СТАТ" викликається натисканням кнопки "СТАТ" на ПУІ або за допомогою пульта СС, і призначений індикації статусного стану літакових систем.

У кадрі "СТАТ" індикуються їхній стан на момент виклику кадру. Вся інформація, що індикуються розбивається на групи. Кожна група належить до конкретної системи. Вгорі кожної групи, по центру, індикуються назва цієї системи. Всі відмови індикуються (кожний у своїй групі) лівої частини цієї зони у вигляді текстових повідомлень жовтого (червоного) кольору. У правій частині зони навпаки відповідної

відмови індикується статусний стан системи, що відмовила у вигляді текстове повідомлення білого кольору. Відстань між назвами систем залежатиме від кількості рядків, які займають статусні повідомлення.

Друге слово списку текстових сигнальних повідомлень індикується вгорі лівої частини зони, а статусне повідомлення – у правій частині зони навпроти відповідного текстового сигнального повідомлення. Наступне слово індикується на один рядок нижче назви наступної системи, якій прийшла відмова.

Кадр "СІСТ" викликається натисканням кнопки "СІСТ" на ПУІ або за допомогою пульта СС. Кадр умовно ділиться на дві вертикальні зони: зліва відображаються назви загальнолітакних систем, справа – текстові сигнальні повідомлення.

Зображення постійної частини кадру зберігаються у пам'яті КСЭИС. Ознаки для формування змінної частини кадру передаються в КСЕИС безпосередньо від СУОС.

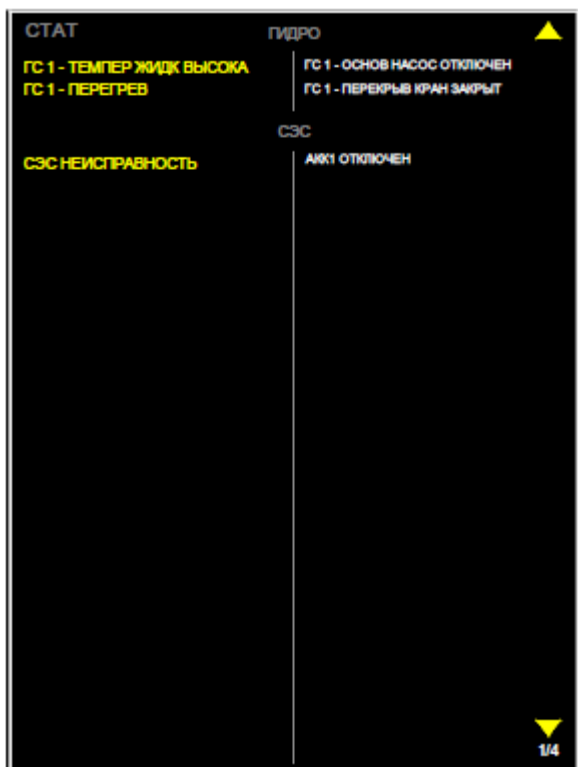


Рис.3.3. Кадр «СТАТ» на МФІ



Рис.3.4. КАДР «СИСТ» на МФІ

На МФІ відображаються наступні кадри навігаційної, метеорадіолокаційної та попереджувальної інформації, що формуються ВСС:

- «MAP» - маршрут (від VCP);
- «MAP» - маршрут із вертикальним профілем (від VCC);
- «SID» - вихід (від VCC);
- «STAR» - підхід (від VCC);
- «APPR» - посадка (від VCC);
- "MAP + TCAS" (від VCC + TCAS);
- "MAP + WXR" (від VCC + МНРЛЗ);
- "MAP + TAWS" (від VCC + СРППЗ);
- "MAP + TCAS + WXR" (від VCC + TCAS + МНРЛЗ);
- "MAP + TCAS + TAWS" (від VCC + TCAS + СРППЗ).

Режими, що відповідають етапам польоту SID та STAR, зображаються на індикаторах KCEIC горизонтальна площина за інформацією з бази даних.

На кадрах «SID» та «STAR» умовні зображення ДПРМ, БПРМ, маркерних маяків та супроводжуюча їхня інформація не відображаються.

Центрування зображення вибраної схеми (SID або STAR) у горизонтальній площині виконано таким чином, що на інформаційному полі міститься графічне зображення всієї схеми.

Режим, що відповідає етапу польоту APPR, зображується на МФІ у горизонтальній та вертикальній площині.

Центрування зображення для режиму APPR має бути таким самим, як і для режимів SID і STAR, тобто, щоб на інформаційному полі розміщувалося зображення всієї схеми – від контрольної точки початку заходу посадки до ЗПС, включаючи схему догляду друге коло.

Зображення траєкторії заходу на посадку у вертикальній площині має формуватися за дальності від точки порога ЗПС («0»).

Кут нахилу рівносигнальної зони гліссадного радіомаяка системи посадки на зображенні траєкторії у вертикальній площині визначається положенням точок:



- «0» - поріг ЗПС;
- «ТВГ» - точка виходу на глісаду, що задається ВСС (за віддаленням від точки «0» і за висотою).

Відображення радіолокаційної інформації:

- інформація від МНРЛС поєднується з навігаційною інформацією на етапі польоту "МАР";
- інформація від МНРЛС у підрежимах "Турбулентність", "Земля", "Метео", "Профіль" відображається на кадрі "МАР" одночасно, але на різних ділянках інформаційного поля.

### **3.2. Індикація в випадку недостовірності інформації**

Для дискретних сигналів контрольованою відмовою вважати наявність ознаки недостовірності.

Недостовірність інформації відображається як бленкер «Х» жовтого кольору. Індукується з бленкером поточне недостовірне значення у поточному кольорі. Недостовірні текстові повідомлення не індикуються.

Усі лінії зв'язку або трубопроводи при недостовірності інформації знімаються з індикації. Стрілки та лічильники при недостовірності залишаються у положенні, що відповідає останньому достовірному значенню і перекриваються бленкером «Х» жовтого кольору.

Комплексний індикатор систем та сигналізації (КІСС) призначений для відображення інформації загальнолітакових систем від БУК-148 (БУК) та СУОС, а також індикації текстових сигнальних повідомлень. Загальний вигляд кадру КІСС показаний на (рис3.5).

Найменування зон кадру:

1) змінна зона (відображається у двох режимах):

а) статусний стан найважливіших систем після виконаних пілотом дій щодо відмову. СУОС безперервно видає статусну інформацію;

б) параметри роботи ЗСУ та статусний стан ЗСУ. При запуску ЗСУ статусні повідомлення про стан найважливіших систем знімається;

- 2) система штурвального управління (СШП);
- 3) система автоматичного регулювання тиску (САРД);
- 4) система управління механізацією крила (СУМК) та протиобмерзаюча система (ПОС);
- 5) параметри паливної системи;
- 6) основні параметри роботи двигунів;
- 7) текстові сигнальні повідомлення (аварійні та попереджувальні).

СУОСО формує та передає в КСЕІС інформацію для формування зон 2, 4, 6 кадру КІСС.

СУОСО також передає список сигнальних повідомлень на КІСС та МФІ системами (перелік текстових сигнальних повідомлень наведено у відповідних розділах).

Від БУК КСЕІС отримує інформацію на формування зони 5 кадру КІСС. Система КСЕІС реалізує на КІСС режими роботи ЗСУ та запуску двигунів.



Рис.3.5.Кадр на індикаторі КІСС

Пульт управління індикацією ПУІ-148 (ПУІ) призначений для ручного вибору режиму індикації та управління відображенням інформації на ІМ з робочого місця КВС (2П), а також для резервного керування режимами індикації при відмові одного. Зовнішній вигляд ПУІ показано на (рис.3.6).

Виставка ВПР здійснюється наступним чином:

- при початковому включенні КСЕІС видає значення ВПР, що дорівнює 60 метрам;
- для завдання нового значення ВПР необхідно зовнішнє кільце ручки комбінованого задатчика встановити в положення ВПР і повернути

внутрішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення значення або вліво для зменшення значення, при цьому з моменту обертання ручки цифри лічильника ВПР індикуються в жовтій миготливій рамці з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц. При збільшенні кута повороту ручки задатчика швидкість зміни значення зростає від мінімальної 0,5 м/с до максимальної 10 м/с. Зміна чисельного значення ВПР необхідно контролювати на індикаторі КПШ та зупинитися на прийнятному значенні;

- для введення заданого нового значення ВПР необхідно натиснути внутрішню ручку комбінованого задатчика. При цьому ознака діапазону, в якому знаходиться нове значення ВПР, видається в систему САУ. Жовта миготлива рамка знімається з індикації. Якщо через 6 секунд після припинення обертання ручки обертання не продовжено та/або не натиснуто внутрішню ручку комбінованого задатчика – цифри лічильника ВПР індикують вихідне рівне 60 метрам або раніше виставлене значення ВПР та жовта миготлива рамка знімається з індикацією;
- набране та введене з ПУІ значення ВПР автоматично коригуватися у бік збільшення при отриманні від системи САУ ознак заборони посадки за певною категорією;
- для зміни раніше виставленого значення ВПР необхідно зробити повторення процедур 2 – 3 цього підрозділу.

Значення барометричних тисків та одиниць їх вимірів задаються з індикацією на КПШ, незалежно для кожного робочого місця та видаються в систему ІКВСП та в аварійний реєстратор.

Барометричний тиск виставляється в одиницях виміру, заданих положенням перемикача з положеннями: "in Hg"; "мм рт.ст"; "ГПа".

Наприклад, при встановленому значенні "мм рт. ст.", При початковому включенні КСЕІС видається стандартне значення барокорекції:

- БВУ № 1 – "760 мм рт. ст.";

- БВУ № 2 – "759,925 мм рт. ст."

При цьому на індикаторах КПП обох робочих місць індикується попереджувальне повідомлення, що вимагає дій "QFE, QNH ПЕРЕВІР". Одночасно з БВУ №1 та БВУ №2 в апаратуру АВСА видається мовленнєве повідомлення "БАРОКОРЕКЦІЮ ПРОВІР", а в систему САС – видається ознака включення "ЦСОЖ".

Виставка барокорекції здійснюється наступним чином:

1. Для активізації режиму барокорекції та введення проводяться операції у такому порядку:

а) зовнішнім кільцем комбінованого задатчика значень барокорекції встановлюється необхідний вид барокорекції:

– стандартний атмосферний тиск – Rst;

– тиск на висоті аеродрому – QFE;

– середній тиск на рівні моря – QNH.

При вибраному вигляді барокорекції Rst обчислювач БВУ даного робочого місця видає на КПП даного робочого місця значення барометричного тиску відповідне 760 мм рт. ст.;

б) перемиканням тумблера проводиться вибір та завдання одиниць вимірювання значень барометричного тиску:

– міліметри ртутного стовпа (мм рт. ст.);

– дюйми ртутного стовпа (in Hg);

– гектопаскалі (гПа).

в) для завдання нового значення барометричного тиску необхідно повернути внутрішню ручку задатчика вправо для збільшення значення або вліво для зменшення значення. При цьому в кадрі КПП цього робочого місця з'являться цифри лічильника барометричного тиску білого кольору з ознакою вибраного виду барокорекції та одиниць виміру в жовтій рамці, миготливої з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц. Діапазон зміни

відповідає значенням від 577-1074 (ГПа) або 22-31 (дюйм рт. ст.). Зміна чисельного значення барометричного тиску контролюється за КПІ. Якщо через 6 секунд після припинення обертання ручки обертання не продовжено та/або не натиснуто внутрішню ручку комбінованого задатчика – чисельне значення барометричного тиску повертається у вихідний стан.

г) для введення заданого нового значення барометричного тиску необхідно натиснути на внутрішню ручку задатчика. При цьому нове значення видається блоком БВУ даного робочого місця систему ІКВСІІ та на аварійний реєстратор до закінчення польоту. Індикація у кадрі КПІ жовта миготлива з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц рамки навколо цифр лічильника барокорекції припиняється.


2. При введенні одним з пілотів на ПУІ КВС і 2П видів барокорекції Pst, QFE, QNH або різних значень барометричного тиску для одного виду барокорекції QFE або QNH на КПІ обох робочих місць індикується попереджувальне повідомлення, що вимагає дій "QFE, QNH ПЕРЕВІР". Одночасно з БВУ № 1 та БВУ № 2 в апаратуру АВСА видається мовленнєве повідомлення "БАРОКОРЕКЦІЮ ПЕРЕВІР", а в систему САС – видається ознака включення "ЦСОЖ".

Пульт керування курсором СС-800 (Пульт СС) призначений для керування режимами відображення інформації на ІМ КСЕІС, а також для виконання тих самих функцій, що і ПУІ, шляхом виклику на ІМ відповідних «меню» та вибору задається режим (функції) за допомогою курсору в режимних (підрежимних) меню на ІМ, що знаходяться у функції КПІ КВС (2П), МФІ КВС (2П), за допомогою рухів пальців на сенсорній панелі (на основі ємнісної схемотехніки).

Виставка ВПР здійснюється наступним чином:

1. При початковому включенні КСЕІС видає значення ВПР, що дорівнює 60 метрам;
2. Для активізації режиму завдання нового значення ВПР необхідно натиснути кнопку КПІ, при цьому на індикатор КПІ даного робочого місця в нижній

частині екрана відображається шляхом перекриття інформації, що відображається в даний момент на ньому, режимне меню (рис. 3.7).

При цьому курсор (курсор має вигляд  і виконаний малиновим кольором) завжди за умовчанням при натисканні кнопки КПП повинен знаходитись на кнопці режимного меню ВИСТАВКА, та кнопка режимного меню ВИСТАВКА має бути виділено. Далі зробити операцію ВВЕДЕННЯ кнопкою ВВЕДЕННЯ/ENTER.

Після введення над режимним меню має відображатися підрежимне меню. У запропонованому списку підрежимного меню вибрати підрежим ВПР шляхом переміщення курсору за допомогою ємнісного сенсора (переміщення курсору  $\uparrow, \downarrow$  у підрежимному меню має бути пов'язане з виділенням підрежиму, на якому встановлено курсор) і зробити операцію ВВЕДЕННЯ кнопкою ВВЕДЕННЯ/ENTER. Для повернення з підрежимного меню до режимного меню потрібно натиснути кнопку КПП.

3. Після введення підрежиму ВПР на індикаторах КПП з'являться цифри лічильника ВПР (індикується вихідне рівне 60 метрам або раніше виставлене значення ВПР).
4. Для завдання нового значення ВПР з кроком зміни чисельного значення 1м (одне клацання) необхідно повернути внутрішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення значення або ліворуч для зменшення. Для завдання нового значення ВПР із кроком зміни чисельного значення 10м (одне клацання) необхідно повернути зовнішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення або вліво для зменшення, при цьому з моменту обертання ручки цифри лічильника ВПР індикуються в жовтій миготливій рамці з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц. Зміна чисельного значення ВПР необхідно контролювати на індикаторі КПП та зупинитися на прийнятному значенні;
5. Для введення заданого нового значення ВПР необхідно натиснути кнопки ВВЕДЕННЯ / ENTER. При цьому ознака діапазону, де знаходиться нове значення ВПР, видається у систему САУ.

Жовта миготлива рамка знімається з індикації. Якщо через 6 секунд після припинення обертання ручки обертання не продовжено та/або не натиснута кнопка ВВЕДЕННЯ – чисельне значення ВПР повертається у вихідний стан, жовта миготлива рамка знімається з індикації та на індикаторі залишається режимне меню.

Набране та введене з пульта СС значення ВПР автоматично коригується убік збільшення при отриманні від системи САУ ознак заборони посадки за певною категорією.

Виставка барокорекції здійснюється наступним чином:

Для активізації режиму барокорекції виконуються операції у такому порядку:

а) натисканням кнопки КПІ на КПІ даного робочого місця у нижній частині екрана відображається, шляхом перекриття інформації, що відображається в даний момент на ньому, випадає режимне меню, при цьому курсор завжди за замовчуванням знаходиться на кнопці режимного меню ВИСТАВКА (кнопка виділяється).

Далі проводиться операція ВВЕДЕННЯ кнопкою ВВЕДЕННЯ / ENTER. Після введення режимного меню набуває вигляду підрежимного меню. У запропонованому списку підрежимного меню вибирається вид барокорекції QFE, QNH або Pst шляхом переміщення курсору за допомогою ємнісного сенсора (переміщення курсору ↑, ↓ у підрежимному меню пов'язане з виділенням підрежиму, на якому встановлено курсор) і проводиться операція ВВЕДЕННЯ кнопкою ВВЕДЕННЯ/ENTER.

Повернення з підрежимного режимного меню здійснюється натисканням кнопки КПІ. При вибраному вигляді барокорекції Pst БВУ даного робочого місця видає на КПІ даного робочого місця значення барометричного тиску відповідне 760 мм рт. ст.

При вибраному вигляді барокорекції QFE (QNH) та виробництві операції ВВЕДЕННЯ вибраної барокорекції режимне меню набуде вигляду в якому проводиться вибір одиниці вимірювання задається барокорекції. У запропонованому списку одиниць виміру підрежимного меню вибирається необхідна, шляхом переміщення курсору за допомогою ємнісного сенсора (переміщення курсору ↑, ↓ у



підрежимному меню пов'язане з виділенням одиниці вимірювання, на якому встановлено курсор) і проводиться операція ВВЕДЕННЯ кнопкою ВВЕДЕННЯ/ENTER;

б) після введення підрежиму барокорекції Pst та одиниць виміру на КПШ даного робочого місця з'являються цифри лічильника барометричного тиску білого кольору, з ознакою вибраного виду барокорекції та одиниць виміру в жовтій рамці, що блимає з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц.

в) для завдання нового значення QFE, QNH у вибраних одиницях виміру – мм.рт.ст., гПа необхідно повернути внутрішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення або вліво для зменшення значення, при цьому має відбуватися зміна чисельного значення з кроком 1 мм.рт.ст., гПа (одне клацання). Для завдання нового значення QFE, QNH у вибраних одиницях виміру – мм.рт.ст., гПа з кроком зміни чисельного значення 10 мм.рт.ст., гПа (одне клацання) необхідно повернути зовнішню ручку комбінованого задатчика вправо збільшення або вліво зменшення. Для завдання нового значення QFE, QNH у вибраних одиницях виміру – in.hg. необхідно повернути внутрішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення або вліво для зменшення значення при цьому має відбуватися зміна чисельного значення кроком 0,01 in.hg. (одне клацання). Для завдання нового значення QFE, QNH у вибраних одиницях виміру – in.hg з кроком зміни чисельного значення 0,1 in.hg (одне клацання) необхідно повернути зовнішню ручку комбінованого задатчика вправо для збільшення або вліво для зменшення. При цьому на КПШ цього робочого місця з'являються цифри лічильника QFE (QNH) білого кольору з ознакою вибраного виду барокорекції та одиниць виміру в жовтій рамці, що блимає з частотою  $(2,6 \pm 0,5)$  Гц.



Рис.3.6. Режимне меню

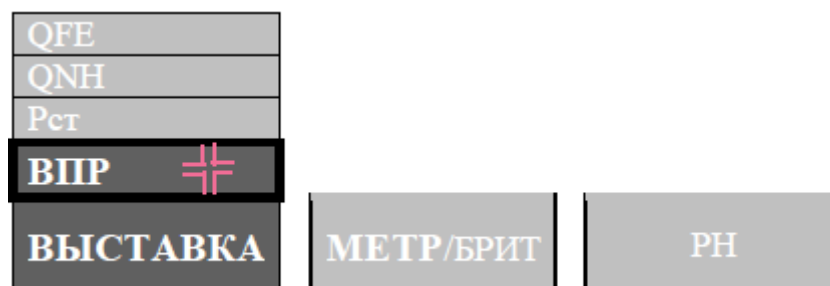


Рис.3.7. Підрежимне меню



Рис.3.8. Підрежимне меню

Діапазон зміни повинен відповідати значенням від 577-1074 (ГПа) або 22-31 (дюйм рт. ст.).

Якщо через 6 секунд після припинення обертання ручки обертання не продовжено та/або не натиснута кнопка ВВЕДЕННЯ – чисельне значення QFE (QNH) повертається у вихідний стан.

г) для введення заданого нового значення QFE (QNH) натискається кнопка ВВЕДЕННЯ / ENTER. При цьому нове значення видається в систему ІКВСП та в аварійний реєстратор. Жовта миготлива рамка знімається з індикації.

Після введення виставленого значення QFE (QNH) підрежимне меню та підменю знімається з індикації на індикаторі залишається режимне меню.

д) при введенні одним з пілотів на ПУЛЬТ СС КВС і 2П видів барокорекції Pst,

QFE, QNH або різних значень барометричного тиску для одного виду барокорекції QFE або QNH на КПІ обох робочих місць індикуються попереджувальне повідомлення, що вимагає дій «QFE, QNH ПЕРЕВІР». Одночасно з БВУ №1 та БВУ

№2 в апаратуру АВСА видається мовленнєве повідомлення «БАРОКОРЕКЦІЮ ПРОВІР», а в систему САС - видаватиметься ознака включення «ЦСОЖ».

Блоки БВУ кожного робочого місця мають видавати значення барометричного тиску в систему ІКВСП тільки в гектопаскалях (гПа), а на КПП – перераховані в мм ртутного стовпа (мм рт. ст.) дюйми ртутного стовпа (in Hg).

Блок обчислювального пристрою БВУ-15-1 (БВУ) здійснює:

- контроль вхідної інформації;
- реконфігурацію КСЕІС при відмовах її блоків;
- формування кадрів КПП, МФІ, КІРС;
- аналіз сформованих системою СУОСО кадрів стану літакових систем;
- формування тональних сигналів звукової частоти та мовних повідомлень;
- формування аварійних та попереджуючих повідомлень;
- видачу необхідної інформації у системи-приймачі;
- організацію самоконтролю в польоті та на землі;
- аналіз інформації з ПУІ та ПУЛЬТ СС обох каналів;
- запам'ятовування на час перезапуску блоків БВУ значень барокорекції, введених з пульта даного робочого місця та автоматично відновлює це значення після перезапуску БВУ.

### 3.3. Нормальна експлуатація

Умови (етам) роботи	Необхідні дії
Після включення електроживлення бортмережі літака	Увімкніть на лівій панелі (КВС) вимикачі: - «КПП 1»; - «МФІ 1»; - «КІС»; - «ПУІ 1»; - «КУРСОР 1»; - «БВУ 1» Увімкніть на правій панелі (ВП) вимикачі: - «КПП 2»; - «МФІ 2»; - «ПУІ 2»;

<p>Перед вируленням</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- «КУРСОР 2»;</li> <li>- «БВУ 2»;</li> <li>- здійсніть виставку ВПР, барометричного тиску, барокорекції з ПУІ або ПУЛЬТ СС.</li> </ul>
<p>При взльоті</p>	<p>Переконайтеся, що на КПШ:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Символ літака індикуює стоянковий крен;</li> <li>- шкала тангажу індикуює стоянковий тангаж;</li> <li>- шкала поточного курсу індикуює магнітний курс ЗПС.</li> </ul>
<p>У крейсерському польоті</p>	<p>Увімкніть на МФІ режим SID, за допомогою МФПУ ВСС та переконайтеся, що на МФІ відображається кадр «SID».</p>
<p>При заході на посадку</p>	<p>Контролюйте досягнення швидкостей прийняття рішення, підйому передньої опори, безпечної швидкості зльоту по пропаданню символів показчиків відповідних швидкостей на КПШ.</p>
<p>Перед залишенням літака на стоянці</p>	<p>Контролюйте індикацію параметрів польоту на КПШ. Пілотуйте літак так, щоб параметри, що індикуються польоту збігалися із заданими значеннями і не виходили за межі допустимих значень, навіщо використовуйте кадри МФІ «МАР» та «МАР» з вертикальним профілем. Якщо потрібна інформація про положення літака, стан загальних систем, радіонавігаційної та метеообстановки, користуйтеся кнопками управління ПУІ.</p>
	<p>Увімкніть на МФІ режим STAR за допомогою МФПУ ВСС і переконайтеся, що на МФІ відображається кадр STAR (підхід). Пілотуйте літак, контролюючи автоматичне керування в відповідно до показань КПШ, МФІ. Встановіть задатчик вибору підрежимів на ПУІ у положення «APPR» та проконтролюйте появу на МФІ кадру «APPR» (посадка).</p>
	<p>Вимкніть на лівій панелі вимикачі:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- «КПШ 1»;</li> <li>- «МФІ 1»;</li> <li>- «КІС»;</li> <li>- «ПУІ 1»;</li> <li>- «КУРСОР 1»;</li> <li>- «БВУ 1».</li> </ul>

Вимкніть на правій панелі вимикачі:

- «КПІ 2»;
- «МФІ 2»;
- «ПУІ 2»;
- «КУРСОР 2»;
- «БВУ 2».

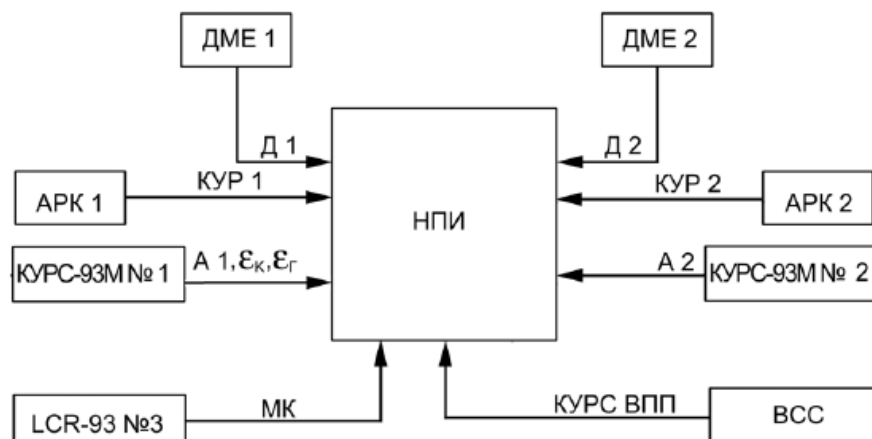
### 3.4. Навігаційно-посадковий індикатор

Навігаційно-посадковий індикатор (НПІ) призначений для надання візуальному екіпажу інформації про параметри навігації польоту, а також параметрів відхилення від необхідної траєкторії заходу на ЗПС на етапі посадки.

НПІ забезпечує:

- індикацію поточного магнітного курсу (МК) від LCR-93М;
- індикацію курсових кутів радіостанцій (КУР1, КУР2) від АРК-25;
- індикацію азимутів VOR (А1, А2) від «Курс-93М»;
- індикацію дальності (Д1, Д2) від далекомірів DME/P-85;
- індикацію відхилення від рівносигнальних зон (εК, εГ);
- індикацію курсу (ЗПС);
- видачу електричного сигналу справності;
- видання візуального сигналу відмови.

НПІ встановлено на лівій панелі резервних приладів. Електроживлення приладу здійснюється постійним струмом напругою 27 В від АВШ1 лівого РУ 27 В через автомат захисту "НПІ" та вимикач "НПІ".





### 3.5. Нормальна експлуатація

Умови (етап) роботи	Необхідні дії
<p data-bbox="164 282 643 405">Перед включенням електроживлення бортмережі літака</p> <p data-bbox="164 723 730 757">Після включення електроживлення</p>	<p data-bbox="847 282 1508 495">Переконайтеся, що вимикач «НПІ» на лівому пульті – у положенні «ВІДКЛ». Увімкніть та переконайтеся у справності LCR № 3, АРК 1, 2, DME №1, 2, «Курс-93», ВСС-100.</p> <p data-bbox="847 562 1508 1099">Вимикач «НПІ» на лівій панелі вимикачів встановіть у верхнє становище. Після увімкнення електроживлення виконується повний автоматичний контроль справності НПІ. Контролюється працездатність електронних схем вузлів приладу. У разі їх нормального функціонування виконується візуальний тест екрану, який дозволяє перевірити якість та нормальну роботу РК-індикатора, стійкість синхронізації.</p> <p data-bbox="847 1111 1508 2051">При цьому по темному полю екрана рухається зліва направо вертикальна біла смуга, після проходження якої темний колір екрану змінюється на блакитний. На полі кожного з перерахованих кольорів не повинно бути суцільних смуг або суміжних груп елементів іншого кольору, а межі розділу між колірні поля повинні мати вигляд рівних вертикальних ліній. Після завершення тесту на екрані приладу з'являється текстове повідомлення "ВІДМОВ НЕ ВІНАХОДЖЕНО", через 10-15 з прилад автоматично переходить у робочий режим. Кнопкою «ВИБІР» встановіть режим зміни яскравості зображення. При цьому над правою та лівою кнопками з'являються індекси-підказки "+ ☀, ▲" та "-☀, ▼", а в центрі шкали – лічильник рівня яскравості. Маніпулюючи правою або лівою кнопкою встановіть необхідну</p>

	<p>яскравість. Кнопкою «ВИБІР» встановіть режим перемикання розмірності дальності. Маніпулюючи правою або лівою кнопкою встановіть необхідну розмірність дальності. При необхідності кнопкою «ВИБІР» увімкніть тест-контроль НПІ та проконтролюйте його проходження. Для виходу з тесту натисніть праву кнопку з індексом-підказкою «ВИХІД». Переконайтеся, що показання НПІ та КПІ від взаємодіючих систем однакові.</p>
В польоті	<p>Контролюйте показання НПІ, порівнюючи їх із показаннями КПІ. Виберіть потрібний режим АРК або VOR, для чого кнопкою «ВИБІР» встановіть режим перемикання АРК/VOR, а лівий та правий кнопками виберіть «АРК» або «VOR».</p>
Після зарулювання на стоянку	<p>Вимикач «НПІ» на лівій панелі вимикачів встановіть у положення «ВІДКЛ»</p>

Отже, світлова сигнальна інформація повинна бути легко помітна і не повинна виявляти не сліпучої дії на членів екіпажу. Повинен забезпечуватися централізований переклад яскравості світлосигнальних засобів з режиму «ДЕНЬ» до режиму «НІЧ» і назад, здійснюваний автоматично та (або) вручну.

При цьому повинні бути вжиті заходи до виключення можливості мимовільного перекладу яскравості світлових сигналів режим «НІЧ». Для аварійних світлових сигналів регулювання яскравості не рекомендується.

Аварійні світлові сигнали, а також сигнали аварійного ЦСО повинні видаватися в проблісковому режимі. Проблісковий режим роботи світлових сигналів має здійснюватися із частотою від 2 до 5 Гц.

Звукові сигнали повинні видаватися у вигляді тональних звукових сигналів або



мовних повідомлень у діапазоні звукових частот 200-4000 Гц. Рекомендується, щоб тональний звуковий сигнал складався не менше ніж із двох рознесених частот вказаного діапазону. Загальна кількість тональних звукових сигналів у кабіні має бути таким, щоб була забезпечена можливість безпомилкового прийняття характеру події, що відбулися, або виниклого стану.

Експлуатація КСЕІС повинна виконуватись згідно регламенту та щодо правил нормальної експлуатації.

## **РОЗДІЛ 4**

### **РОЗРОБКА ПРОПОЗИЦІЙ ЩОДО ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ІНДИКАТОРА**

#### **4.1. Аналіз системи технічного обслуговування Ан-148**

Бортова система технічного обслуговування (БСТО) є незамінною однією з головних систем на літаку Ан - 148. Ця система забезпечує прийом інформації від систем літака, обробку одержуваної інформації з метою формування повідомлень про поточні відмови, надання інформації на екрани багатофункціональних пультів, видачу в апаратуру організації зв'язку інформації про поточні відмови для передачі її на землю.

Система забезпечує:

- приймання інформації від систем літака;
- обробку одержуваної інформації з метою формування повідомлень про поточні відмови в системах літака і контролю систем літака, які не мають вбудованих засобів контролю;
- запам'ятовування в енергонезалежному запам'ятовуючому пристрої (ЕЗУ) даних про відмови в поточному і попередніх польотах;

- надання інформації на екрани багатофункціональних пультів управління обчислювальної системи літаководіння (МФПУ ВСК) про поточні відмови в системах літака;
- видачу в ВСК систем: службової інформації (дата, час, швидкість та ін.); дискретних команд, за якими має здійснюватися запам'ятовування в ЕЗУ ВСК систем інформації про відмови;
- видачу в апаратуру організації зв'язку інформації про поточні відмови для передачі її на землю;
- накопичення в експлуатаційному реєстраторі (ЕР) інформації, необхідної для поглибленої діагностики систем літака і двигунів.



Рис.4.1. Склад БСТО

Бортова система технічного обслуговування (БСТО) є засобом узагальнення, об'єднання і кореляції результатів вбудованого контролю всіх бортових систем з централізованим доступом до інформації.

БСТО забезпечує:

- стандартизований інтерфейс користувача для ініціації виконання безпосередньо на борту перевірочних тестів літакових систем;
- реєстрацію в незалежній пам'яті даних про виявлені в польоті несправності для їх подальшого аналізу на землі;
- видачу повідомлень про відмовній стані літакових систем в польоті і на землі;

- інтеграцію всіх рішень щодо виявлення відмов і несправностей в літакової обладнанні з метою його повного охоплення спостереженням, починаючи з повністю автоматичного вбудованого контролю, до діалогових процедур на базі того ж вбудованого контролю і включає процедури щодо виявлення відмов, здійснювані вручну;
- можливість проведення наземного контролю і локалізації відмов без додаткової (або мінімальної) контрольно-перевірочної апаратури;
- можливість перевірки змінних модулів літакових систем і їх заміни в разі наявності несправностей, перевірки систем в цілому;
- виконання функцій контролю літака, об'єднаних з функціями вбудованого контролю.

АВТО виконаний у вигляді моноблока, має в своєму складі: центральний процесор, модулі кодового обміну, що забезпечують прийом інформації від літакових систем по 96 незалежних каналах і видачу інформації по 24 каналах, експлуатаційний реєстратор об'ємом до 4 Гбайт, що забезпечує реєстрацію 2048 параметрів в секунду протягом усього польоту, реєстратор відмов, що забезпечує запам'ятовування не менше 1024 останніх відмов і несправностей.

Виносний термінал, що підключається до АВТО, забезпечує доступ до інформації про поточні відмовах і несправності літакових систем і літакового устаткування, архівними даними про несправності, ініціацію проведення перевірконого контролю літакових систем.

БСТО на літаку дозволить:

- забезпечити економічно ефективні і зручні в застосуванні засоби технічного обслуговування;
- спростити процедури техобслуговування і звести до мінімуму вимоги до навчання технічного персоналу;
- суттєво зменшити обсяг допоміжного обладнання;
- скоротити тривалість і трудомісткість технічного обслуговування.

В результаті оснащення літаків системою БСТО для авіакомпаній скоротиться обсяг робіт з позапланового обслуговування і підвищиться ймовірність відправки літака в рейс за розкладом.

Електроживлення БСТО здійснюється постійним струмом напругою 27 В від основних шин: лівого РУ 27 В через автомат захисту "БСТО ПТ", правого РУ 27 В через автомати захисту "БСТО ПТ", "БСТО СТИМУЛ". БСТО вмикається в роботу при наявності в бортмережі літака напруги постійного струму 27 В.

Виведення інформації здійснюється на екрани МФПУ англійською мовою по командах, що задаються з цих же пультів. Початковим кадром виведення є меню одного з рівнів, а кінцевим - кадр з інформацією про стан обраної системи. У всіх кадрах: у першому рядку екрану розташовується найменування меню або системи, по якій виводиться інформація; у другому рядку праворуч виводяться через дробову риску номер поточної сторінки та загальна кількість сторінок, як що обсяг інформації не поміщається на одній сторінці екрану; в передостанньому рядку зліва виводиться текст "RETURN" блакитним кольором - ініціація повернення в меню попереднього рівня.

Ліворуч і праворуч екрана розташоване по шість кнопок вибору з умовними найменованими 1L - 6L (ліворуч) і 1R - 6R (праворуч). Наявність символу "або" перед або після рядка меню вказує на можливість натиснення відповідної кнопки вибору. Інформація виводиться великим і малим шрифтами білого кольору.

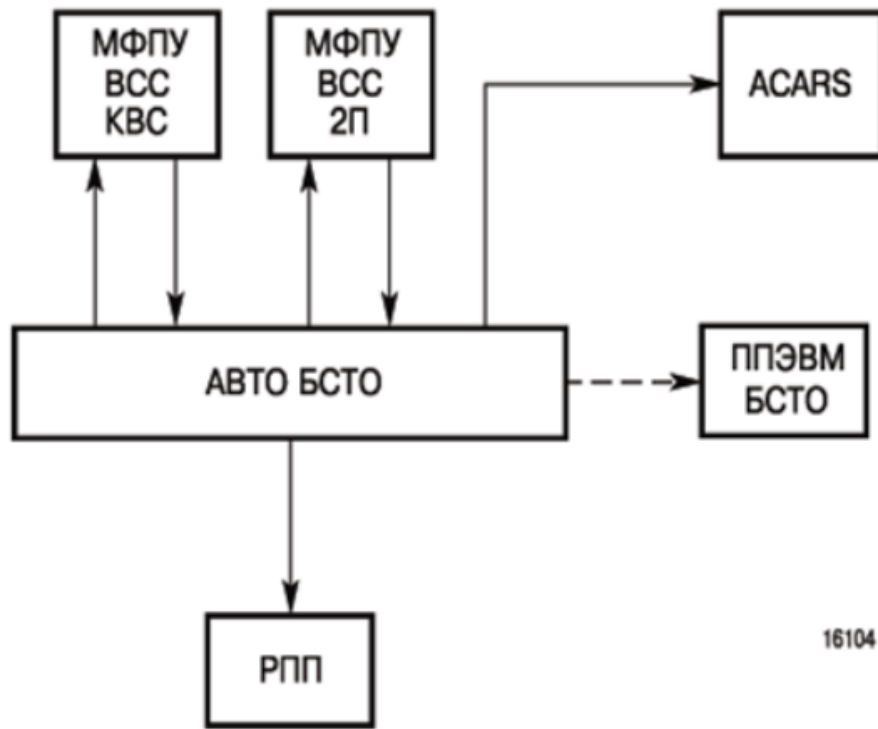


Рис. 4.2. Схема системи централізованого технічного обслуговування

Всі пов'язані з БСТО системи літака з організації контролю поділяються на три типи:

- Тип 1 - системи, до складу яких входять легкоз'ємні блоки (ЛСБ) або line replaceable unit (LRU), ВСК яких виконано як built-in-test equipment (BITE);
- Тип 2 - системи, контроль яких виконаний на рівні вбудованого контролю (ВК), тобто як частина функції безперервного контролю працездатності;
- Тип 3 - системи, оснащені датчиками і сигналізаторами, за інформацією яких можна визначати їх технічний стан.

Схема зв'язків БСТО з різними літаковими системами наведена на рис 3.

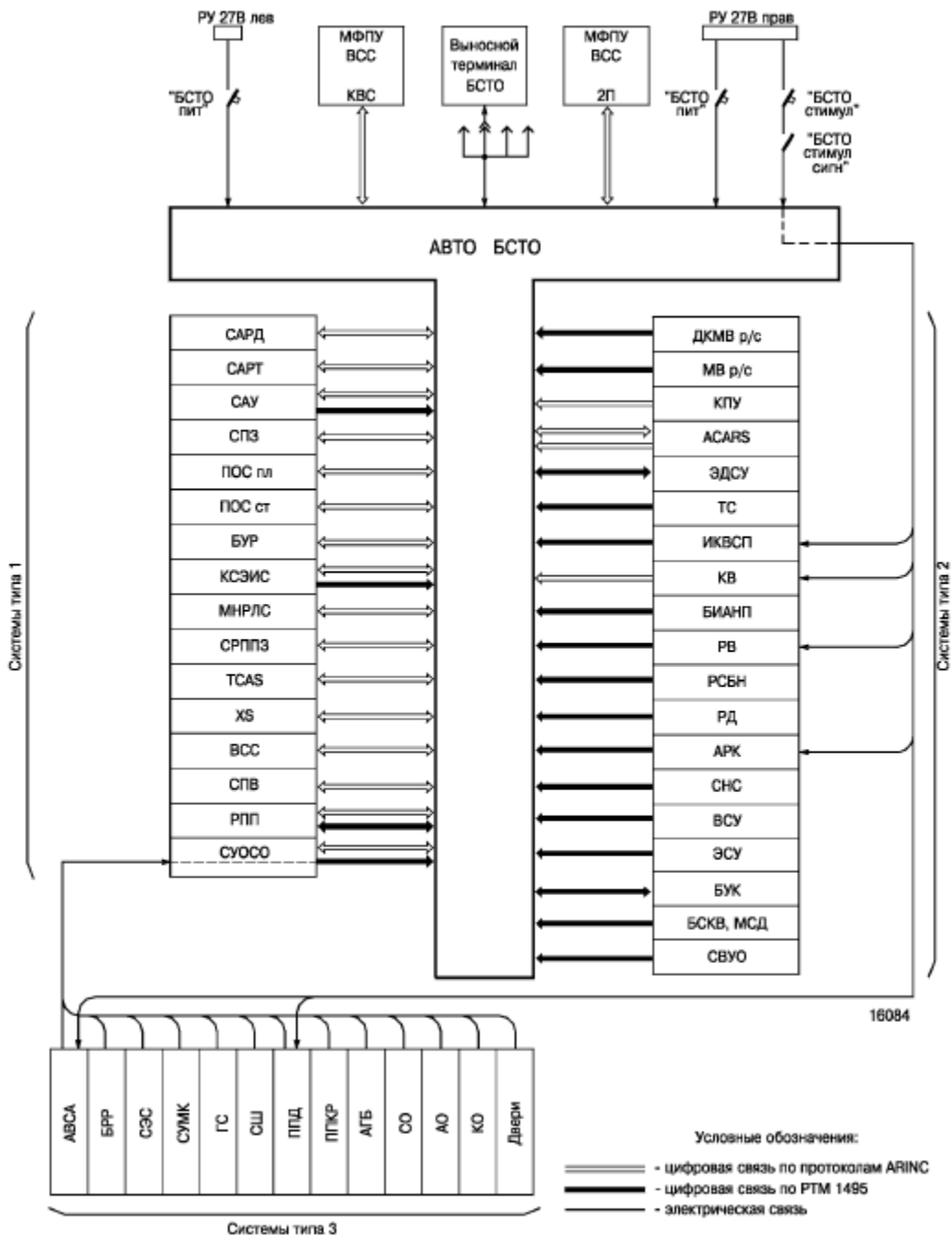


Рис.4.3 Схема зв'язків БСТО з різними літаковими системами

Більшість БСТО працюють в нормальному та інтерактивному режимах. В нормальному режимі система працює постійно, одразу після включення електроживлення ПС.

Нормальний режим БСТО активізується автоматично та залишається активним на протязі всього польоту, а також на землі до тих пір, поки не активований інтерактивний режим або буде вимкнено електроживлення. В нормальному режимі здійснюється контроль стану усі системи запам'ятовується історія відмов, а також

сигналізація та сповіщення в кабіні екіпажу. Цей режим повністю автономний, тобто робота проходить без оператора і без використання діалогових терміналів.

В інтерактивному режимі БСТО зазвичай працює тільки на землі. Цей режим дозволяє продивитись інформацію про поточні відмови і несправності систем та обладнання ПС, архівні дані про несправності, а також ініціювати проведення перевірконого контролю бортових систем (системного тесту). БСТО за допомогою терміналу надає систему екранних меню, які забезпечують доступ до додатків встроеного контролю або іншим даним, які необхідні для виконання потрібних процедур ТО.

У режимі автоматичного повідомлення ВСК системи, при наявності в ній відмов, передає інформацію про них в БСТО без запитів через певні проміжки часу. Інформація містить номер системи (по РЕ), номер відмови (за переліком відмов, виявлених ВСК), ім'я відмови блоку і текстове повідомлення.

Інтерактивний режим забезпечує двосторонній зв'язок між оператором, що працює з МФПУ або з ППЕВМ, і вибраним ним ВСК. Цей режим здійснюється тільки на землі. У цьому режимі оператор може запитувати інформацію про технічний стан або ідентифікаційні дані (наприклад, заводський номер блоку, номер версії програмного забезпечення та ін), а також може видати команду на виконання певних дій (наприклад, тестування системи, блоку та ін.) У цьому режимі на МФПУ або ППЕВМ виводиться меню системи з ВСК системи через БСТО. Робота одночасно в двох режимах виключена. ВСК систем типу 2 виконує безперервний контроль систем і передає інформацію про результати контролю безпосередньо в БСТО. БСТО по своїх алгоритмах контролю обробляє отриману інформацію, виводить результати контролю на МФПУ або ППЕВМ і запам'ятовує відмови по цьому і попереднім польотам у власному ЕЗУ. Прийом інформації здійснюється цифровим послідовним кодом в асинхронному стандартному режимі по окремих прономерованим лініях передачі інформації (ЛПІ).

Системи Типу 3 передають інформацію від своїх датчиків, сигналізаторів, а за наявності і від ВК в систему управління загальнолітаковим обладнанням (СУОСО),

яка перетворює цю інформацію в цифровий вигляд для передачі в БСТО по ЛПІ. СУОСО також передає в БСТО по ЛПІ інтегральні сигнали про відмови, сформовані своїми алгоритмами. БСТО по своїх алгоритмах обробляє отриману інформацію, виводить результати контролю на МФПУ або ППЕВМ і запам'ятовує відмови по цьому і попередніх польотах у власному ЕЗУ.

Реєстратори БСТО обов'язково мають енергонезалежну пам'ять. Інформація з реєстраторів може бути скопійована на зовнішній флеш-накопичувач або роздрукована на спеціальному бортовому принтері.



Рис.4.5. Доступ до On Board Maintenance Systems через MCDU (Master Control and Display Unit — Головна панель управління та індикації обчислювача літаководіння, тобто пульти БСТО та ВСС сполучені) літаків типу Airbus A320 и Boeing 737

Деякі БСТО ПС останніх модифікацій оснащені системою online видачі сповіщень про відмовний стан систем ПС в польоті та на землі в єдині центри збору експлуатаційної інформації для безперервного аналізу рівня надійності виробів АТ. Ці ж сповіщення можуть бути використані центрами ТО та АТБ для попередньої



підготовки до виконання процедур щодо усунення виниклих в польоті несправностей до моменту посадки ПС в базовому аеропорту.

#### **4.2. Обґрунтування технічного обслуговування**

Розробка методики тестування оптичних параметрів рідкокристалічних індикаторів. Якісне відображення інформації на багатофункціональному індикаторі являється важливою складовою безпечного польоту повітряного судна. Інформація на індикаторі має бути легкою та чіткою для сприйняття пілотом незалежно від типу освітлення, кутів огляду, температурного режиму, денного чи нічного періоду доби та інших факторів. З цією метою будь який індикатор потребує ретельної оцінки оптичних параметрів перед початком експлуатації. В даному розділі розроблена методика тестування оптичних параметрів за допомогою спеціальних програмних інструментів.

Оскільки порівняння моніторів по технічним характеристикам, вказаним виробниками, є не зовсім коректним, оскільки різні виробники використовують різні стандарти виміру, методики тестування, прилади та засоби тестування і результати будуть відповідно відрізнятися. Якщо ж за допомогою однієї методики тестувати декілька індикаторів, то можливо коректно порівнювати їх між собою. Технічні засоби, що використовуються для тестування оптичних параметрів індикатора:

- РК індикатор;
- програма «I Liked Color» - інструмент, який містить всього одне вікно і призначений для визначення кольору кожного пікселя на екрані.

За допомогою даної програми можливо визначати результати в трьох форматах: HEX (для безпосереднього використання при розробці Web-сайтів та Web-програмуванні), TColor (для програмуванні в сфері Delphi та C++Builder) і RGB (для використання в векторних та графічних редакторах); - програма «LCD Color Error Check» - інструмент, що дозволяє перевірити РК кран на наявність дефектних пікселей.

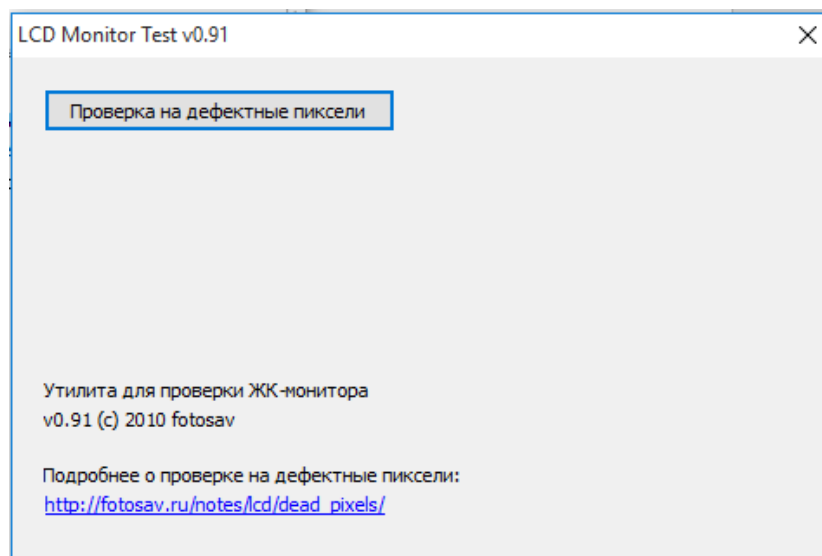
Перевірка заключається в ретельному огляді екрану на предмет виявлення аномальних пікселів. Огляд ведеться послідовно і окремо для основних кольорів: чорний, білий, червоний, зелений, синій, голубий, пурпуровий та жовтий;

Програма «TFT тест монітор 1.52» – універсальна утиліта для перевірки РК моніторів на наявність дефектних пікселів, швидкості обробки зображення, перегляду кольорових полос, градієнту, шрифтів та ін.;

Програма «PixPerAn» - зарубіжна програма для оцінки властивостей РК моніторів та визначення їх характеристик с точністю, яка досягається без використання спеціальних вимірюючих пристроїв.

### **Визначення дефектів пікселів за допомогою програми «LCD Color Error Check»**

Для визначення дефектів пікселів необхідно вивести на робоче поле індикатора зображення робочого вікна програми «LCD Color Error Check».



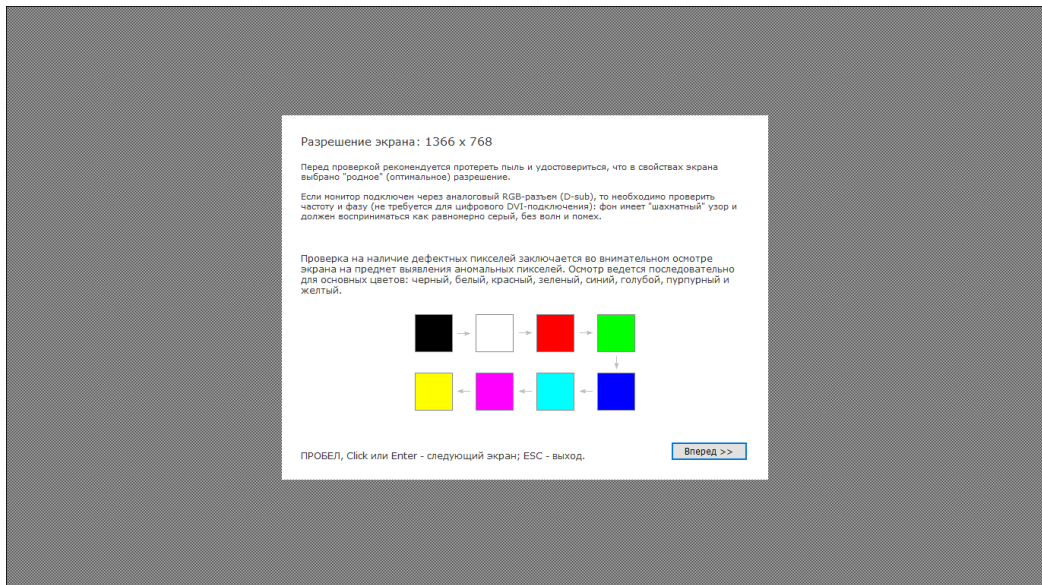


Рис.4.6. Рабочее вікно програми «LCD Color Error Check».

Перевірка відбувається після натискання функції «Вперед» методом візуального огляду екрану на предмет виявлення аномалій пікселів послідовно на екранах різних кольорів, а саме – чорного, білого, червоного, зеленого, жовтого, рожевого, голубого та синього.

### **Визначення помітності градації яскравості за допомогою програми «I Liked Color»**

Для визначення даного параметру необхідно вивести на екран індикатора зображення чорно-білого полутонового переходу.

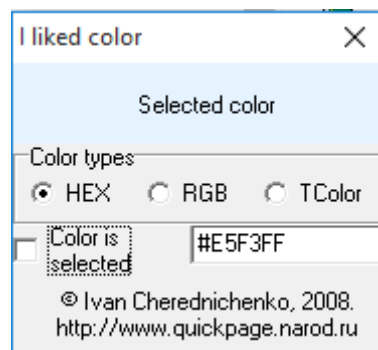


Рис.4.7. Рабочее вікно програми «I Liked Color»

Відкрити робоче вікно програми «I Liked Color», обрати формат, в якому буде вимірюватися яскравість пікселя (HEX, RGB, TColor) та, збільшивши зображення, виміряти яскравість на декількох граничних участках різних тонів.

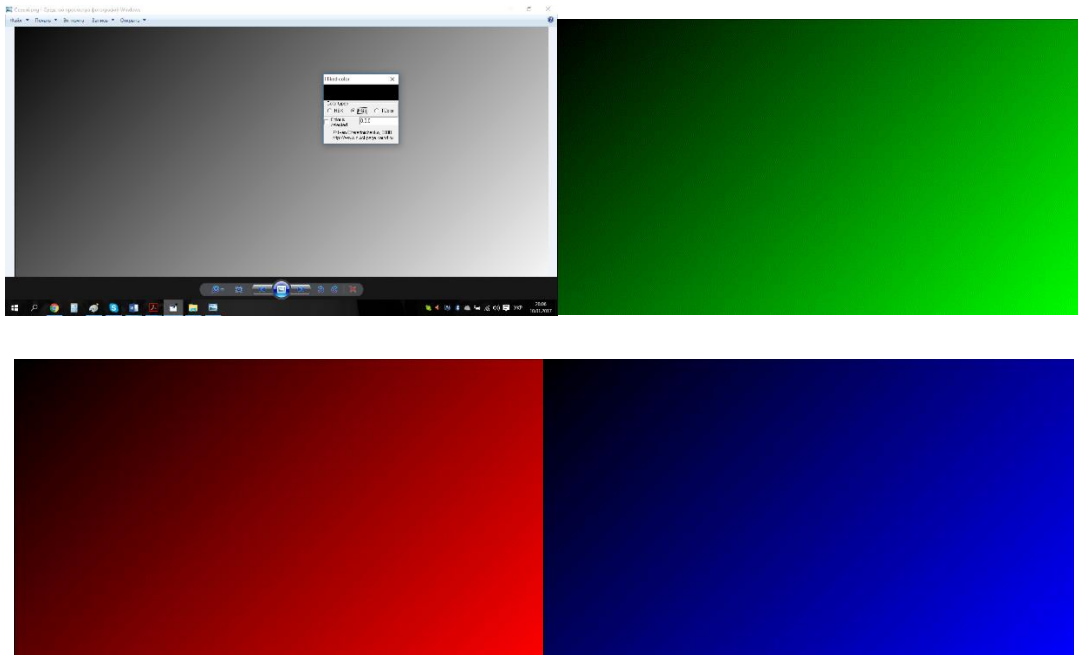


Рис.4.8 Зображення полутонного переходу чорного, зеленого, червоного та синього кольорів

Після, повторити дії для зображень червоного, синього та зеленого кольорів. Зміну інтенсивності сигналу яскравості кожної кольорової складової зображаємо у вигляді графіка.

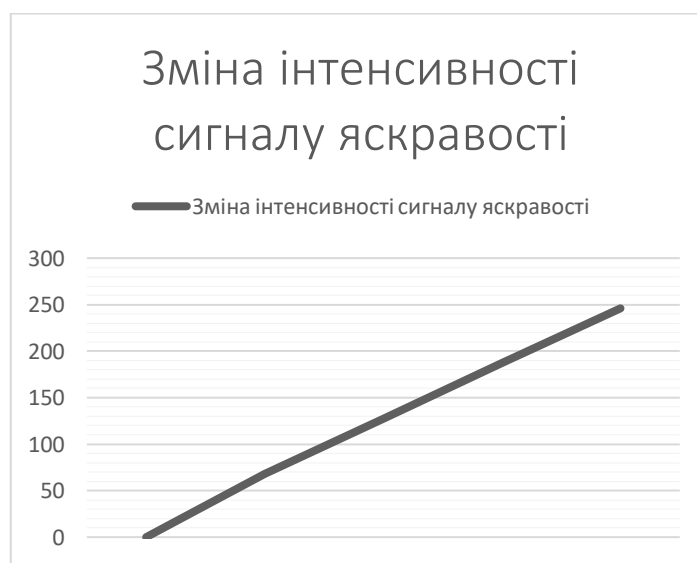


Рис.4.9. Графік зміни інтенсивності сигналу яскравості

## Визначення контрастності за допомогою програми TFT тест монітор 1.52 та «I Liked Color»

Контрастність може бути визначена як відношення яскравості максимально білого пікселя до чорного. За допомогою програми TFT тест монітор 1.52 виводимо на екран монітора зображення ступінчастого градієнту

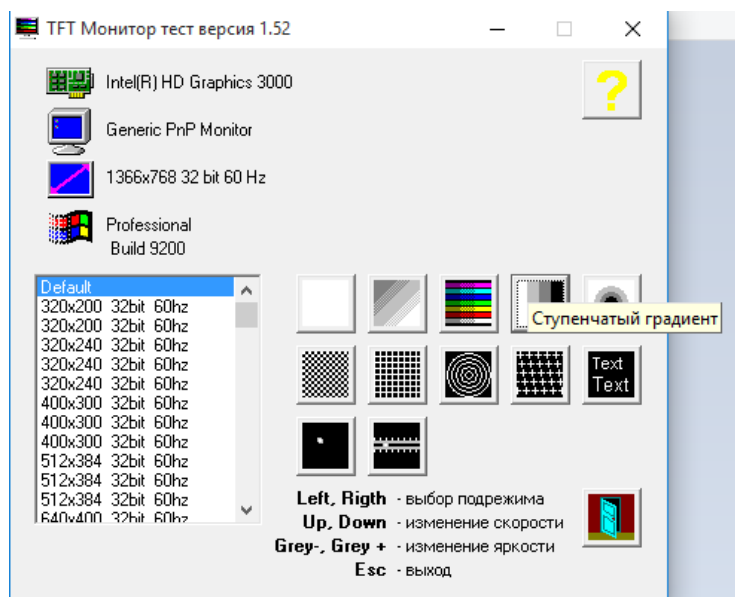


Рис.4.10. Робоче вікно програми TFT тест монітор 1.52

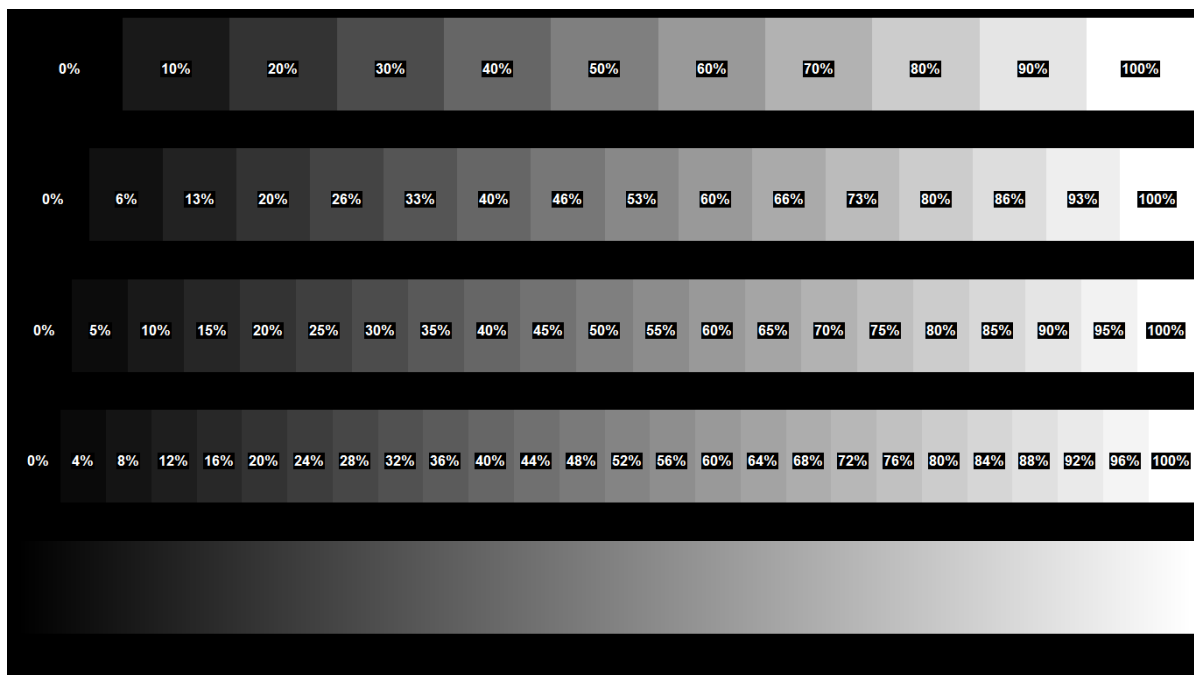


Рис.4.11. Зображення ступінчастого градієнту

Відкрити робоче вікно програми «I Liked Color» та виміряти значення яскравості чорного та білого пікселя.

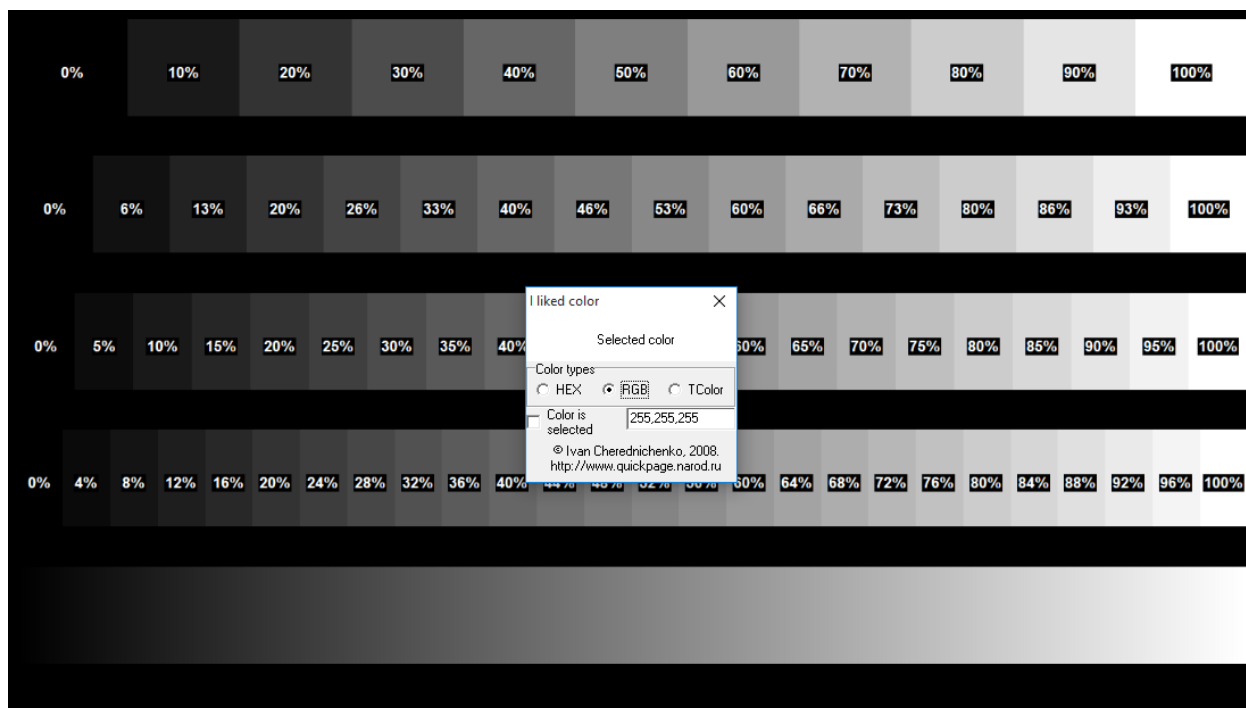


Рис.4.12. Вимірювання контрастності монітору

Відношення виміряних величин на білому та чорному (255:1) прийняти за значення контрастності.

**Визначення зміни кольору, що відтворюється при зміні кута огляду зображення**

За допомогою програми TFT тест монітор 1.52 вивести на монітор робоче вікно програми.

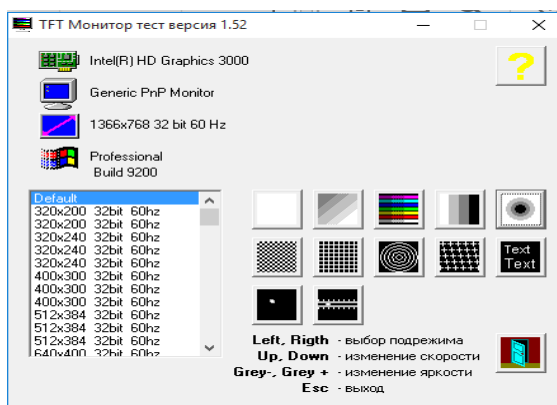


Рис.4.13 Робоче вікно програми TFT тест монітор 1.52

Обрати відповідну роздільну здатність монітора, що тестується, або за допомогою функції «Default» встановити його автоматично.

Обрати режим «Кольцевой градиент» та вивести на монітор зображення кругового градієнту різних кольорів.

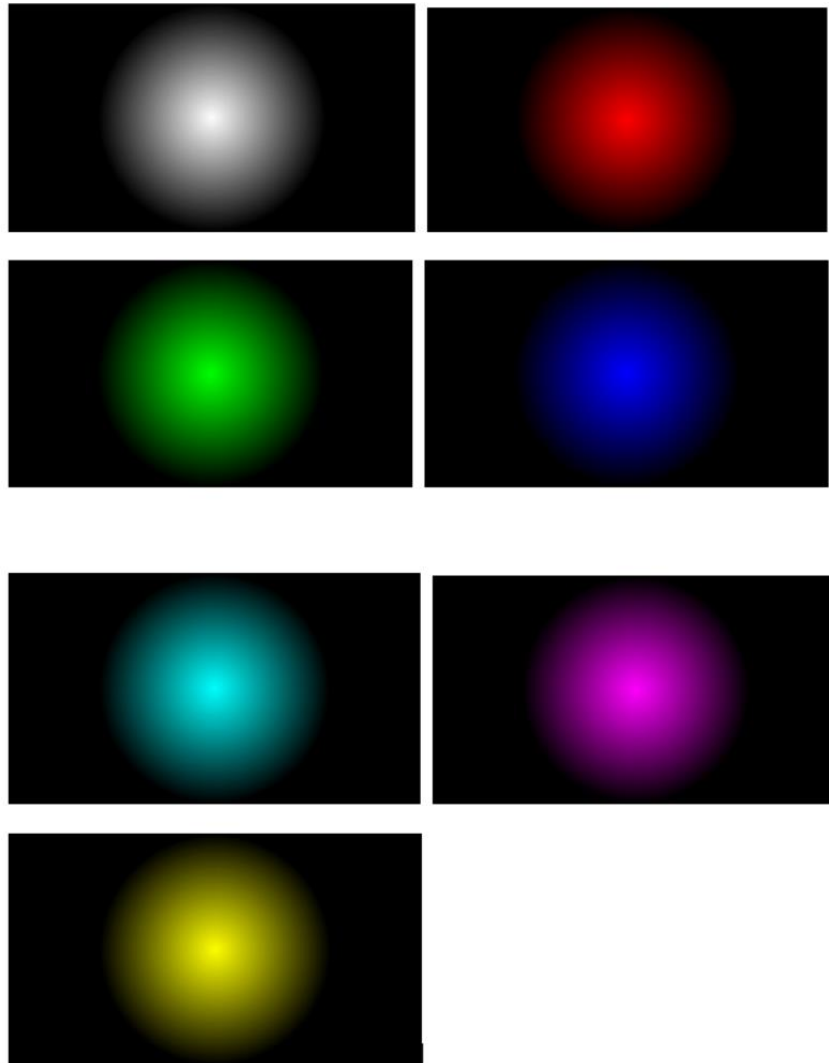


Рис.4.14 Зображення кругового градієнту різних кольорів

Провести огляд, виставивши суб'єктивні оцінки (у відсотках) якості відображення кольору для трьох значень кутів огляду: 0, 30 та 60 градусів при відхиленні положення по вертикалі та горизонталі від фронтального положення.

**Визначення характеристик монітора за допомогою програми «PixPerAn»**

Програма «PixPerAn» призначена для визначення швидкодії монітора, тобто швидкості промальовування кадрів. З її допомогою можливо охарактеризувати таку характеристику монітора як час відгуку пікселя. Для цього розробниками було підготовлено шість тестів, в яких різні фігури рухаються з різною швидкістю, при цьому дана швидкість визначається як швидкість промальовування кадрів.

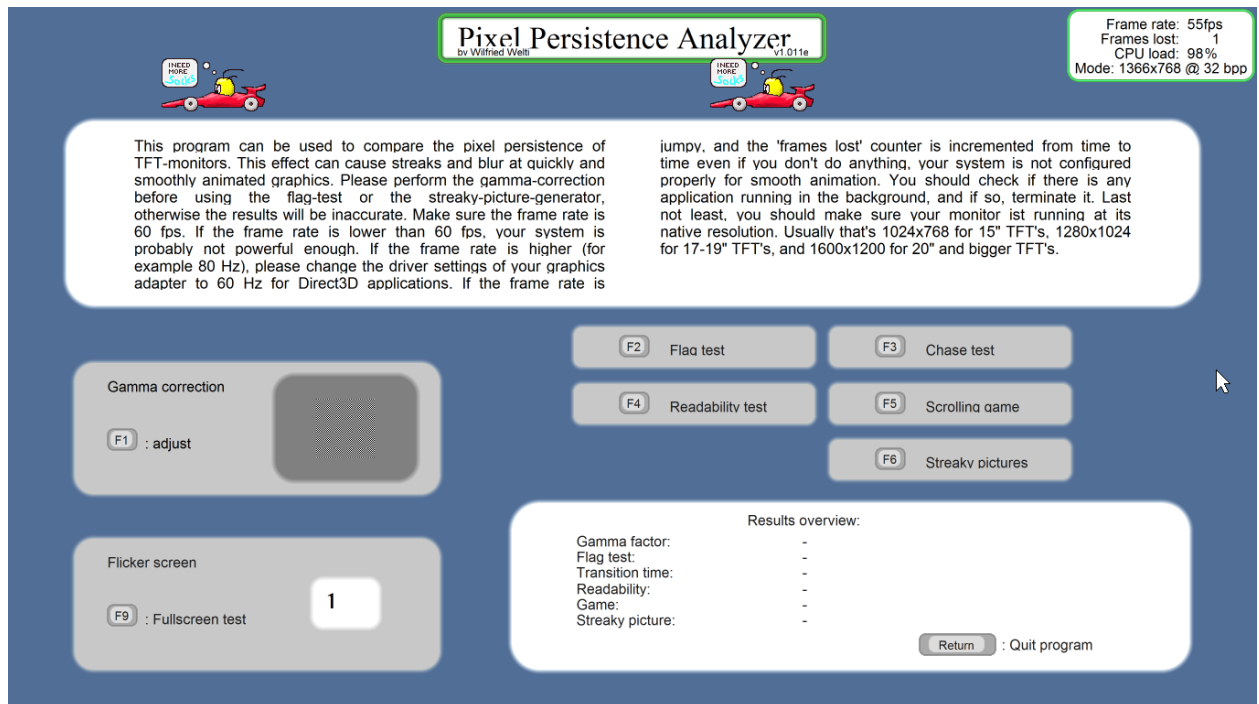


Рис.4.15. Інтерфейс програми «PixPerAn»

В правому верхньому кутку в зеленій рамці виведені дані про частоту оновлення екрану (Framerate), що виражається числом кадрів за секунду (fps), кількості «втрачених» кадрів (Frameslost), степені завантаження процесора (CPU load) в відсотках, обраний режим (Mode) роздільної здатності екрану, а також «глибину» представлення кольору – в кількості біт на один елемент зображення (bpp). Ці дані відображаються при виконанні будь якого з тестів, що проводяться за допомогою програми PixPerAn.

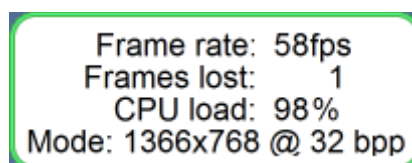


Рис.4.16 Індикатор роботи програми «PixPerAn»



Проведення випробувань за допомогою програми виконується наступним чином:

### **Регулювання гамма-характеристики монітору**

- Перед початком роботи потрібно перевірити чи відповідає частота кадрів величині 60 Гц.

- Переконалися в тому, що на моніторі, який тестується, виставлено оптимальну роздільну здатність.

- Уважно розглянути червону «машинку», яка постійно проїзжає на екрані. Її рух повинен бути плавним, без ривків.

- Налаштувати гамма-характеристику монітору (клавша «F1») для забезпечення повторювання результатів при проведенні решти тестів. Невірно виставлена величина коефіцієнту гамма призведе до невірних результатів решти тестів: «з флажками» та з «змазаним» зображенням.

В нижній частині екрану розташований регулятор, який дозволяє змінити величину показника гамма монітору від 0.1 в крайньому лівому положенні до 4.0 в крайньому правому. Внизу екрану розташована також півтонова шкала з 32 градаціями сірого, яка наглядно демонструє відображення півтонів при зміні гамма-характеристики. Необхідно встановити яскравість та контрастність монітору таким чином, щоб всі участки півтонової шкали добре відображалися та займали весь динамічний діапазон яскравості екрану. Встановити коефіцієнт гамма з допомогою червоної полоси таким чином, щоб яскравість квадратів на задньому фоні по можливості співпадала з яскравістю сірого фону. В ідеальному випадку квадрати зникають при віддаленні від екрану на 2-3 метри. В багатьох моніторах величина коефіцієнта гамма залежить від кута огляду, таким чином неможливо зробити всі квадрати невидимі, в цьому випадку варто обрати коефіцієнт таким чином, щоб хоча б в середині екрану квадрати зникли.

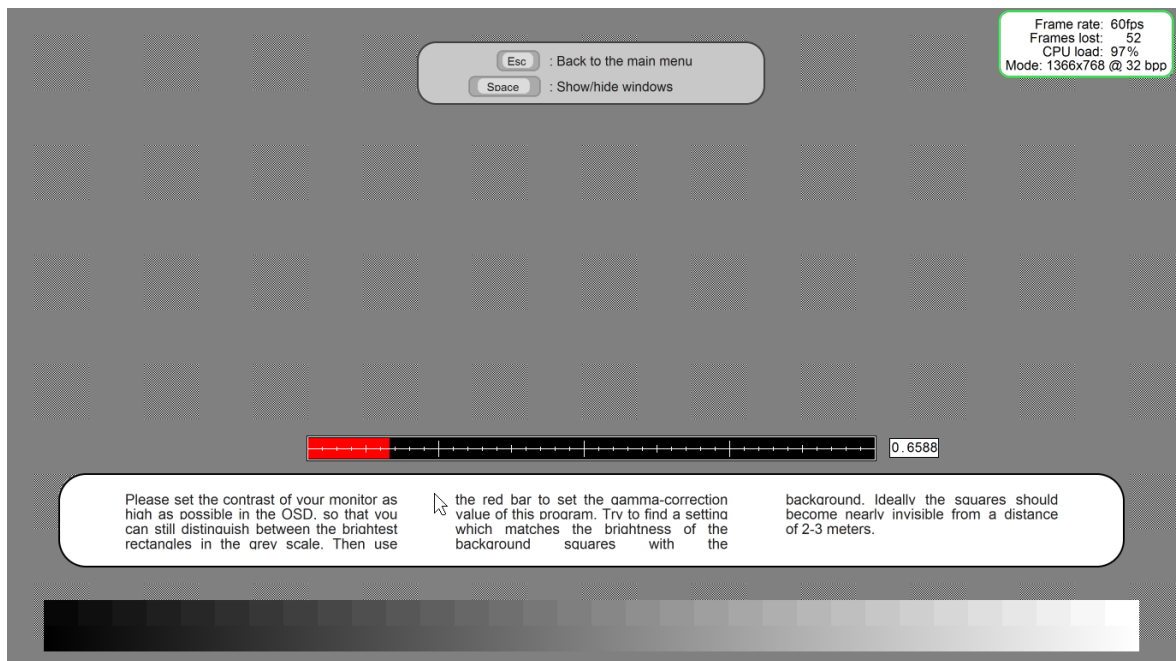


Рис.4.17 Вікно програми «PixPerAn» з відображенням гамма корекції

### Тест «з флажками»

Для проведення тесту «з флажками» після натискання клавіші F2 відкривається вікно програми, в середній частині якого зліва направо переміщуються флажки, розташовані на контрастному фоні. Клавіші F1 та F2 дозволяють змінити кольорову схему об'єктів. Два довгих регулятора в нижній частині екрану змінюють яскравість відповідно верхнього та нижнього рядів флажків. Справа від них розташований короткий регулятор швидкості переміщення флажків («Темпо:»), під ним – перемикач, який змінює границі регулювання яскравості флажків від білого до сірого.

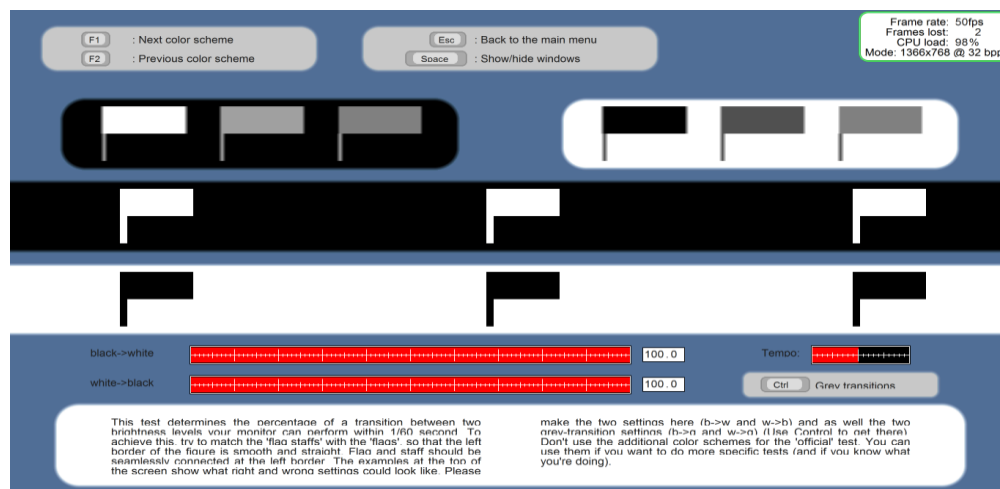


Рис.4.18 Вікно програми «PixPerAn» з відображенням тесту «з флажками»

Тест «з флажками» дозволяє визначити який відсоток від переходу між двома ступенями яскравості монітор виконує за один цикл відображення (1/60с). Тест виконується наступним чином: необхідно спочатку в режимі відображення чорно білих флажків та при середній швидкості їх переміщення виставити для обох регуляторів яскравість флажків таким чином, щоб вона зрівнялась з яскравістю флагштоків. Зверху зображені три приклади, середній варіант установки зображує правильний варіант. Важливо, щоб в точці з'єднання флажка та флагштока не було помітно різниці в їх окрасці. Після необхідно переключитися в режим сірих кольорів (клавіша Ctrl) і виконати ту саму установку, виконуючи всі умови. Результатом тесту являються 4 числа ( показники регуляторів).

### Тест «переслідування»

Тест запускається клавішею «F3». Призначення тесту заключається в оцінці інерційності РК монітору, яка помітна при зміні об'єктів, що рухаються. Від інерційності монітору страждають в першу чергу границі зображення, перпендикулярні напрямку їх руху. Програма відображає два прямокутника, що переміщуються по екрану на контрастному фоні з певною швидкістю.

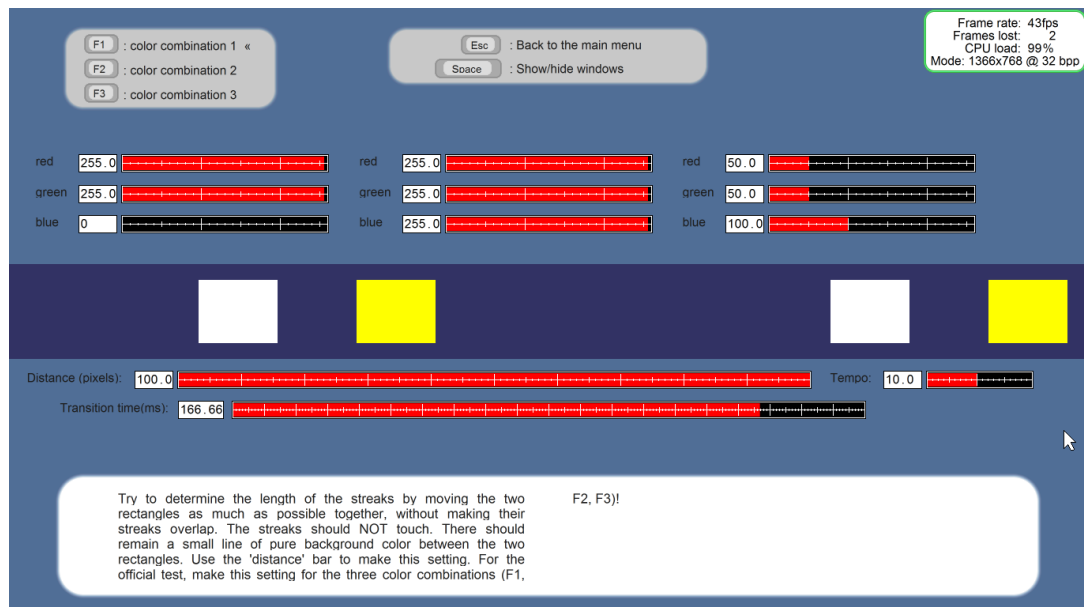


Рис.4.19 Вікно програми «PixRegAn» з відображенням тесту «переслідування»

Відстань між прямокутниками можна регулювати регулятором «Distance (pixels)». Необхідно встановити мінімальне значення цієї відстані, при якому ще можливо розпізнати неспотворений колір фону в проміжку між рухомими фігурами. Одночасно з цією установкою, переміщується регулятор нище «Transitiontime(ms)», який означає інтервал між обома прямокутниками (час переходу), показники якого є кількісним результатом тесту. Вище рухомих прямокутників розташовані три стовбці регуляторів, яка дозволяють встановити кольори першого прямокутника, другого та фону. Результати тесту представляють собою одне число для кожної кольорової схеми, для якої проводився тест.

### Тест «розпізнавання знаків»

Тест служить для визначення впливу інерційності монітору на сприйняття зображення на ньому, а саме читання тесту з екрану. Читання ускладнюється якщо букви переміщуються і, як результат, «змазуються» в напрямку переміщення. Тест запускається клавішею F4. Після запуску тесту на екрані повільно на протязу 1 хв. Переміщуються випадкова послідовність букв латинського алфавіту, яку необхідно розпізнати на надрукувати з допомогою клавіатури в світлий прямокутник в центрі екрану.

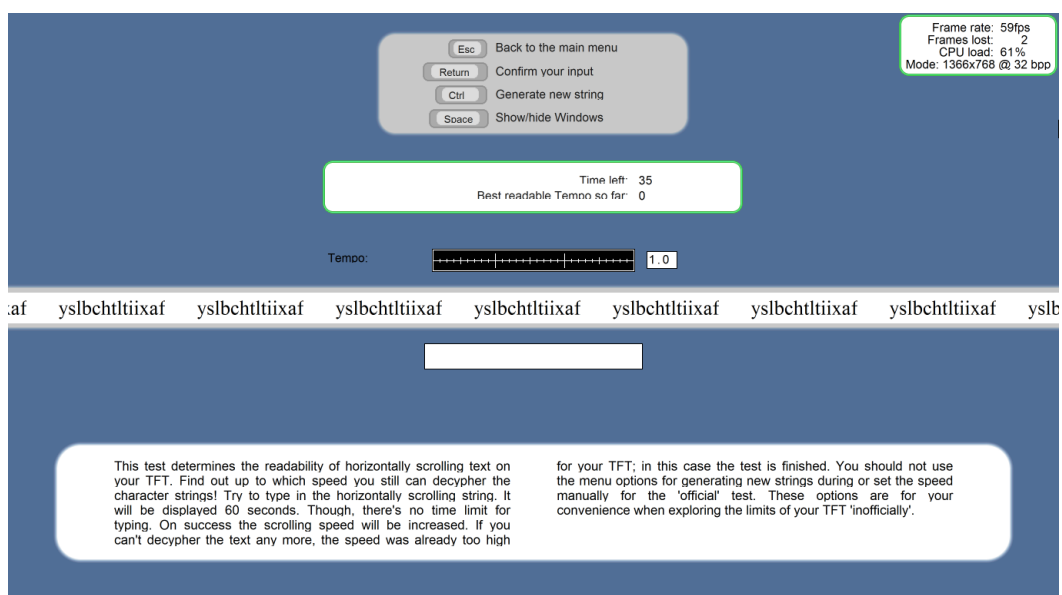


Рис.4.10. Вікно програми «PixPerAn» з відображенням тесту «розпізнавання знаків»

Для вводу тексту немає обмежень в часі. Після вводу всіх букв необхідно натиснути клавішу «Enter» на клавіатурі або клавішу «Return» на екрані. У випадку успішного проходження тесту з'явиться надпис «Inputcorrect», і регулятор швидкості переміщення букв («Tempo:»), розташований в середині екрану над буквами переходить в наступне (більш праве) положення. Швидкість збільшується. У випадку, коли буде допущена одна помилка при вводі літер, з'явиться напис «Inputincorrect». Якщо буде прочитано та введено більш ніж одна літера, то тест вважається закінченим. В верхньому прямокутнику з'являється напис, що показує номер тесту який дав позитивний результат при невеликій швидкості пробігання тексту («BestreadableTempsofar:X» –X номер тесту) – він являється кінцевим результатом тесту.

Проектувати бортове обладнання сучасного літака неможливо без використання засобів індикації - пристроїв, що забезпечують візуалізацію символічної та графічної інформації у зручній формі для людського сприйняття.

Монітор є невід'ємною частиною стаціонарного бортового комп'ютера.

Тому необхідність у дбайливому поводженні та ретельному догляді обговорення не підлягає. Для чищення монітора використовуйте спеціальні сухі серветки. Наскільки б не був поширений міф про те, що ворс є більш м'яким матеріалом, його частинки залишатимуться на поверхні екрану. З серветками можна використовувати гелі та аерозолі, призначені спеціально для чищення моніторів. Єдиною умовою під час виборів має бути відсутність у складі спирту, оскільки він негативно впливає на покриття антивідблиску екрана, а в гіршому випадку на поверхні монітора навіть можуть з'явитися множинні мікротріщини. Те саме стосується інших миючих засобів.

Вентиляційні отвори на корпусі монітора призначені не для краси - намагайтеся нічим їх не затуляти і залишати вільними, адже вони забезпечують основний доступ повітря до внутрішніх деталей. У жодному разі не допускайте попадання вологи всередину монітора через ці ж отвори. Якщо ваш монітор не сенсорний, то намагайтеся без зайвої потреби не торкатися екрану, тим більше під час їжі або просто в процесі роботи. Деякі плями та розлучення дуже складно видалити, не

використовуючи більш сильних засобів для чищення, які, як вже було сказано вище, можуть зашкодити. Проводьте регулярне чищення хоча б раз на два тижні. Це сприятливо позначиться як у функціонуванні монітора, і на загальній картини Вашого робочого місця. Якою б не була прекрасна картинка при максимальній яскравості, не використовуйте монітор у такому режимі постійно – з часом запас яскравості може почати виснажуватися. Крім того, надто яскраве зображення здатне нашкودити зору.

Не розташовуйте монітор біля інтенсивних джерел тепла. Батарей та обігрівачів. До речі, надмірне нагрівання негативно позначається на роботі всіх складових екрану. Ці нескладні поради дозволять Вам значно продовжити термін експлуатації монітора.

Отже, за допомогою додатків за допомогою яких перевіряються якість та працездатність зображення на дисплеї індикатора можна встановити на мобільний термінал системи БСТО.

## **ВИСНОВКИ**

Отже, виходячи з проведеного комплексна система електронної індикації та сигналізації КСЕІС призначена для подання екіпажу літака інформації про пілотажно-навігаційну обстановку, інформації про параметри та стан силової установки, літакових систем та сигнальної інформації.

До складу КСЕІС входять два блоки обчислювального пристрою БВУ-15-1 (БВУ), п'ять багатофункціональних індикаторів ІМ-16-1 (ІМ), два пульти управління індикацією ПУІ-148 (ПУІ) та два пульти керування курсором СС-800 (пульт СС).

Принцип дії КСЕІС заснований на прийомі та обробці в БВУ інформації, що надходить від систем та комплексів бортового обладнання, та розподілу її між ІМ.

Надійність КСЕІС забезпечується резервуванням ІМ, ПУІ, БВУ.

Візуальні засоби сигналізації призначені для видачі сигналів за допомогою світло-сигнальних пристроїв, перемикачів зі світлової сигналізації (ламп-кнопок), бленкерів, прапорців (планок) або шторок електромеханічних індикаторів.

Звукові засоби сигналізації призначені для видачі тональних звукових сигналів (приклад, за допомогою сирени, дзвінка, зумера) або мовних повідомлень.

Тактильні засоби сигналізації призначені для передачі необхідної інформації членам екіпажу шляхом впливу на механорецептори шкіри та м'язово-суглобові рецептори. Засоби внутрішньокабінної сигналізації, встановлені на літаку, забезпечують видачу інформації (сигналів) трьох категорій: аварійної, що попереджає та повідомляє.

Система сигналізації повинна виконувати такі функції: вчасно привертати увагу члена екіпажу до стану (про що йшла подія). Для цього при необхідності використовуються наступні сигнали сильної дії, що приваблює: звукові сигнали різної тональності, тембру та тривалості, наприклад типу «зуммер»; тактильні сигнали; сигнали світлосигнальних пристроїв, працюють у проблісковому режимі.

Правильне сприйняття інформації, що видається засобами сигналізації, повинно забезпечуватися на всіх етапах та режимах польоту умовах впливу навколишнього середовища (шум і вібрація в кабіні екіпажу, переговори по внутрішньому та зовнішньому зв'язку, умови освітлення тощо).

Спосіб представлення сигнальної інформації, що забезпечується поєднанням різних засобів її видачі та режимами їх роботи, повинен враховувати категорію сигнальної інформації.

Засоби сигналізації та управління ними повинні бути побудовані таким чином, щоб виключити можливість з боку членів екіпажу таких помилок, які можуть призвести до невидачі сигналів або неможливості їх відновлення прийняття у разі спрацьовування.

Екіпажу має бути забезпечено можливість проведення контролю справності

всіх засобів сигналізації, що входять до системи. Повинна бути забезпечена можливість припинення видачі сигналів сильного, привертає увагу дії із збереженням візуальної сигнальної інформації про ситуації, якщо сигнальна інформація упізнана та сприйнята, а причина її появи не може бути усунена. При цьому має бути забезпечене автоматичне повернення схеми у вихідне положення для отримання іншого керуючого сигналу.

Тобто, комплексна система індикації та сигналізації на літаку один з найнадійніших засобів для видачі інформації про параметри та стан систем літака та двигунів (у вигляді мнемокадрів); для попередження екіпажу про виникнення небезпечної ситуації (сигнальна інформація); для видачі кадру "СТАН", що містить сигнали, що характеризують стан літака зараз.

КІСС забезпечує видачу інформації трьох категорій: аварійна (А) інформація, яка потребує негайних дій; попереджувальна (П) інформація, що вимагає негайного повідомлення екіпажу та можливих подальших дій; інформація, що повідомляє (У), повідомляє екіпажу про включення резервних або тимчасово працюючих систем.

## **СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ**

1. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21) : авиационные правила.Т. 1. Разд. А, В, С, D, Е. Правила сертификации типа авиационной техники.
2. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории (АП-25) : авиационные правила (АП-29).
3. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории : авиационные правила. – М. : МАК, 1994. – 136 с.
4. Сертификация воздушных судов по шуму на местности (АП-36) : авиационные правила.
5. Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолёта Ан-26. — М.: Транспорт, 1975.



6. Справочник инженера по авиационному и радиоэлектронному оборудованию самолётов и вертолётв. Под ред. В. Г. Александрова — М.: Транспорт, 1978. 3. Дудніков А. А. Основи стандартизації, допуски, посадки і технічні вимірювання: Підручник — К. : Центр навчальної літератури, 2006. — 352 с.
7. ISBN 966-364-303-X 4. Головка Д. Б., Рего К. Г., Скрипник Ю. О. Основи метрології та вимірювань: Навчальний посібник. — К.: Либідь, 2001. — 408 с.
8. Дмитрієв С.О., Кудрін А.П., Кулик М.С., Зайвенко Г.М., Тугарінов О.С. Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів: підручник. — К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2014. — 612 с.
9. Дмитрієв С.О., Тугарінов О.С., Молодцов М.Ф. Технічна експлуатація повітряних суден: навч. посібник. — К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2014. — 480 с.